



СОДЕРЖАНИЕ

CONTENTS

Проектирование летательных аппаратов

Flight Vehicle Design

Звонарев В.А., Леонтьев А.В.

4 *Zvonarev V.A. and Leont'ev A.V.*

Проектирование мультикоптеров с активным управлением ориентацией: подход на основе изменения вектора тяги и угловых сенсоров

Designing Multicopters with Active Attitude Control: A Thrust Vectoring and Angular Sensor Approach

Звонарев Д.А., Жораев Т.Ю.

11 *Zvonarev D.A. and Zhoraev T.Yu.*

Мультикоптеры с морфологическим изменением формы: адаптация к различным условиям полета

Multicopters with Morphological Shape Modification: Adaptation to Various Flight Conditions

**Строительная механика
и прочность летательных аппаратов**

**Structural Mechanics
and Strength of Flight Vehicles**

Молин К.Е., Гришанина Т.В.

19 *Molin K.E. and Grishanina T.V.*

Обоснование использования в конструкции конвертоплана зон с программируемым разрушением для обеспечения безопасности пассажиров и экипажа при аварийной посадке

A Study of the Impact of Using Programmable Failure Zones in the Design of a Tiltrotor to Ensure the Safety of Passengers and Crew during an Emergency Landing

**Динамика полета
и управление летательными аппаратами**

**Flight Dynamics
and Control of Flight Vehicles**

*Лазарева П.А., Маликов А.И., Дегтярев Г.Л.,
Маннанов Р.Т.*

31 *Lazareva P.A., Malikov A.I., Degtyarev G.L.,
and Mannanov R.T.*

Мультимодальная визуальная навигация беспилотных воздушных судов с использованием спутниковых карт и тепловизионных камер

Multimodal Visual Navigation of Unmanned Aerial Vehicles Using Satellite Maps and Thermal Imaging Cameras

**Аэро- и газодинамика летательных аппаратов
и их двигателей**

**Aero- and Gas-Dynamics of Flight Vehicles
and Their Engines**

Булат П.В., Волобуев И.А.

40 *Bulat P.V. and Volobuev I.A.*

Исследование пропульсивного профиля несущего фюзеляжа при изменении угла атаки и расхода отбираемого воздуха

Study of the Propulsion Airfoil within the Lifting Fuselage as the Angle of Attack and Intake Airflow Vary

Каун Ю.В., Чернышов М.В.

47 *Kaun Yu.V. and Chernyshov M.V.*

Управление тяговыми характеристиками раздвижного кольцевого сопла с учетом аэрогазодинамики внешнего обтекания

Thrust Force Control of the Expandable Annular Nozzle Taking into Account the Aerogas dynamics of the External Flow

Князев Н.С., Архипов П.А.

57 *Knyazev N.S. and Arkhipov P.A.*

Исследование пропульсивного профиля для несущего фюзеляжа беспилотного летательного аппарата вертолетного типа

Study of the Propulsive Airfoil for the Lifting Fuselage of a Helicopter-Type Unmanned Aerial Vehicle

Пахов В.В., Пискунов Е.В.

63 *Pakhov V.V. and Piskunov E.V.*

Интегральные характеристики типовых винтов конвертопланов

Integral Characteristics for Typical Tiltrotor Blades of Various Shapes

Просвиряков Е.Ю., Горюлева Л.С., Ледянкина О.А.

70 *Prosviryakov E.Yu., Goruleva L.S., and Ledyankina O.A.*

Новые точные решения уравнений Навье – Стокса для описания неустановившихся градиентных сдвиговых течений размерности «два с половиной»

New Exact Solutions of the Navier–Stokes Equations for the Description of Unsteady Gradient Shear Flows of Two and a Half Dimensions

Смирнов П.Г., Брыков Н.А.

78 *Smirnov P.G. and Brykov N.A.*

Пассивный метод демпфирования акустических возмущений на основе применения пористых материалов

Passive Method for Damping Acoustic Disturbances Based on the Use of Porous Materials

Sandeep J., Gupta AVSSKS, Voruganti V.

84 *Sandeep J., Gupta AVSSKS, and Voruganti V.*

Effectiveness of Control Mechanisms for Minimizing Flow Separation in Hypersonic

Effectiveness of Control Mechanisms for Minimizing Flow Separation in Hypersonic

Проектирование и доводка авиационных и ракетных двигателей

Булат М.П., Сизачев С.И. 85

Сравнение несущей способности лепестковых подшипников с подпорным слоем с фольговыми газодинамическими подшипниками второго и третьего поколения

Волков И.Н., Варсегов В.Л. 91

Современное состояние, тенденции развития и новые технические решения в области входных устройств основных камер сгорания газотурбинных двигателей

Клебанов Я.М., Поляков К.А., Бражникова А.М., Соколов А.А., Петрухин А.Г. 99

Влияние параметров внутренней геометрии цилиндрического роликового подшипника на износ торцов роликов и бортов внутреннего кольца

Ренев М.Е., Вокин Л.О., Продан Н.В. 105

Повышение топливной эффективности турбореактивного двигателя с помощью керамического рекуператора

Авиационные приборы и измерительно-вычислительные комплексы

Солдаткин В.М., Солдаткин В.В., Ефремова Е.С., Разумов И.А., Истомин Д.А. 114

Исследование влияния вихрей Кармана на колебания флюгерного чувствительного элемента датчика аэродинамических углов

Технология авиационного производства

Андрианова К.А., Никитин В.С., Двоеглазов И.В., Кориненко К.В. 122

Влияние характеристик армирующей ткани на механические свойства стеклопластиков

Ибрагимов М.Р., Усмонов Р.С., Батраков В.В. 131

Влияние вибрации на процесс создания преформ с плетеной структурой армирования элементов конструкций летательных аппаратов

Соловьев Р.И., Балькаев Д.А., Амирова Л.М. 136

Консолидация углепластиков на основе порошкового полифениленсульфидного связующего

Халиулин В.И., Петров П.А., Гимадиев Р.Ш., Левшонков Н.В. 145

Моделирование процесса формообразования складчатого заполнителя с асимметричной складчатой структурой

Шабалин Л.П., Пахоменков А.В., Пузырецкий Е.А. 154

Метод поиска оптимальных параметров технологического процесса пропитки трехмерно-армированных композитных изделий на основе моделей машинного обучения

Автоматизация проектирования и производства авиационной техники

Трундаев И.В., Панкратов В.А., Соляникова С.П., Михайлова С.С. 164

Формализация процесса разработки бортовой радиолокационной станции фазовой траекторией в допустимой области значений с учетом неопределенности данных о технической готовности ее компонентов и порядке финансирования

Aircraft and Rocket Engine Design and Development

Bulat M.P. and Sigachev S.I.

Comparison of the Load-Bearing Capacity of Foil Bearings with a Supporting Layer with Foil Gas-Dynamic Bearings of the Second and Third Generations

Volkov I.N. and Varsegov V.L.

Current State, Development Trends, and New Technical Solutions in the Field of Inlet Devices for Main Combustion Chambers of Gas Turbine Engines

Klebanov Ya.M., Polyakov K.A., Brazhnikova A.M., Sokolov A.A., and Petrukhin A.G.

Influence of Internal Geometry Parameters of a Cylindrical Roller Bearing on Wear of Roller Ends and Inner Ring Flanges

Renev M.E., Vokin L.O., and Prodan N.V.

Improving the Fuel Efficiency of a Turbojet Engine Using a Ceramic Recuperator

Aircraft Instruments and Instrumentation Computer Complexes

Soldatkin V.M., Soldatkin V.V., Efremova E.S., Razumov I.A., and Istomin D.A. 114

Investigation of the Karman Vortices' Effect on Oscillations of Vane Sensitive Element of the Aerodynamic Angles Sensor

Aircraft Production Technologies

Andrianova K.A., Nikitin V.S., Dvoeglazov I.V., and Korinenko K.V. 122

The Influence of Fabric Characteristics on the Mechanical Properties of Glass Fiber-Reinforced Plastics

Ibragimov M.R., Usmonov R.S., and Batrakov V.V. 131

The Effect of Vibration on the Process of Creating Preforms with a Braided Reinforcement Structure for Aircraft Structural Elements

Solov'ev R.I., Bal'kaev D.A., and Amirova L.M. 136

Consolidation of Carbon Fiber Reinforced Plastics Based on Powdered Polyphenylene Sulfide

Khaliulin V.I., Petrov P.A., Gimadiev R.Sh., and Levshonkov N.V. 145

Simulation of the Folding Process for Production of a Core with an Asymmetric Folded Configuration

Shabalin L.P., Pakhomenkov A.V., and Puzyretskii E.A. 154

A Method for Searching for Optimal Parameters of the Technological Process of Impregnation of Three-Dimensional Reinforced Composite Products Based on Machine Learning Models

Automation of Design and Production of Aeronautical Equipment

Trundaev I.V., Pankratov V.A., Solyannikova S.P., and Mikhailova S.S. 164

Formalization of the Process of Developing an Onboard Radar with a Phase Trajectory in an Acceptable Range of Values, Taking into Account the Uncertainty of Data on the Technical Readiness of Its Components and the Financing Procedure

Радиотехника и связь**Radio Engineering and Communication**

Артюшенко В.М., Воловач В.И. 176 *Artyushenko V.M. and Volovach V.I.*

Имитационное моделирование многолучевых радиоканалов на основе системы стохастических дифференциальных уравнений

Multipath Radio Simulation Based on a System of Stochastic Differential Equations

Денисов Е.С., Евдокимов Ю.К., Шафигуллин И.Д., Никитина Г.В., Енилеев Р.Р. 187 *Denisov E.S., Evdokimov Yu.K., Shafigullin I.D., Nikishina G.V., and Eniliev R.R.*

Релаксационный контроль топливных элементов с применением эквивалентной электрической RC-схемы

Relaxation-Based Monitoring of Fuel Cells Using an Equivalent Electrical RC Circuit

Кузнецов Ю.В., Коновалюк М.А., Баев А.Б., Горбунова А.А. 194 *Kuznetsov Yu.V., Konovalyuk M.A., Baev A.B., and Gorbunova A.A.*

Восстановление сигналов синхронизации высокоскоростных интерфейсов передачи данных

Clock Recovery of High-Speed Data Transmission Interfaces

Леньшин А.В., Кравцов Е.В., Нейно А.А., Кураков В.А. 207 *Len'shin A.V., Kravtsov E.V., Neino A.A., and Kurakov V.A.*

Многофункциональный способ оценки возможностей средств радиолокационной видовой разведки воздушного базирования

A Multifunctional Method for Assessing the Capabilities of Air-Based Radar Reconnaissance Equipment

Родин М.В., Кушнерев Н.А. 215 *Rodin M.V. and Kushnerev N.A.*

Устройство заряда емкостного накопителя неизменной мощностью для радиолокационного передатчика

A Constant Power Capacitor Charging Power Supply for Radar Transmitter

Сауленко Е.П., Фокин Г.А. 225 *Saulenko E.P. and Fokin G.A.*

Исследование эффективности работы алгоритма CFAR в задачах обнаружения воздушных целей при работе в сетях ISAC 6G

A Study of the Efficiency of the CFAR Algorithm for Aerial Targets Detection in ISAC 6G Networks

Шушпанов Д.В. 236 *Shushpanov D.V.*

Численно-аналитический метод расчета переходных процессов в линейных электрических цепях

Numerical-Analytical Method for Transient Analysis in Linear Electric Circuits

Ясенцев Д.А., Буй Чонг Нгуа 253 *Yasentsev D.A. and Bui Trong Nghia*

Исследование автокорреляционных функций сигналов, отраженных от вращающихся структур

Investigation of Autocorrelation Functions of Signals Reflected from Rotating Structures

ТЕХНИЧЕСКИЕ ЗАМЕТКИ**TECHNICAL NOTES****Проектирование летательных аппаратов****Flight Vehicle Design**

Духновский Д.А., Лобковский И.И., Стрелец Д.Ю. 261 *Dukhnovskii D.A., Lobkovskii I.I., and Strelets D.Yu.*

Исследование проектных характеристик сверхзвуковых пассажирских самолетов

Research on the Design Characteristics of Supersonic Passenger Aircraft

Радиотехника и связь**Radio Engineering and Communication**

Аль-Муфти А.М., Потанов Г.С., Кузнецов А.А., Бурдин А.В., Тивари М. 270 *Al-Mufti A.M., Potapov G.S., Kuznetsov A.A., Burdin A.V., and Tiwari M.*

Метод генерации разнесенных по частоте двухкомпонентных оптических гребенок для применения в системах связи 5G беспилотных летательных аппаратов

A Method for Generating Frequency Diverse Two-Component Optical Combs and Its Applications in Unmanned Aerial Vehicle 5G Communication Systems

Проектирование мультикоптеров с активным управлением ориентацией: подход на основе изменения вектора тяги и угловых сенсоров

В.А. ЗВОНАРЕВ
(ООО «Конструкторское
бюро "Центр беспилотных
систем"», Тула),
А.В. ЛЕОНТЬЕВ,
канд. экон. наук
(РЭУ им. Г.В. Плеханова,
Москва)
avleontiev1982@yandex.ru

Решается задача создания мультикоптера с активным изменением расположения аэродинамических поверхностей относительно оси горизонтального полета, высокоскоростного электропривода отклоняемых поверхностей, датчика углового перемещения. Получен опытный образец датчика и модели летательного аппарата с высокоскоростными отклоняемыми поверхностями руля направления и высоты, расположенного в точке статической неустойчивости.

Мультикоптер, изменение формы, датчик углового положения, аэродинамический профиль, высокочастотный генератор

В настоящее время применяются методы активного управления, направленные на повышение эффективности в режиме прямолинейного полета с опорой на крыло, увеличение быстродействия при наличии флуктуаций ветра за счет изменяемого вектора тяги, обеспечение высокоскоростной маневренности, уменьшение площади при маневрировании среди препятствий.

В работе [1] описывается наиболее близкий к рассматриваемому решению прототип, содержащий две опоры для пар моторов, вращающиеся относительно общего центра. В работах [2, 3] представлен вариант рассматриваемой конфигурации беспилотного летательного аппарата (БЛА) «летающая тарелка», имеющей только движители, с направляющими и отклоняемыми поверхностями и лопастями, вращающимися во взаимно противоположных направлениях. В работе [4] рассматривается динамическая модель. При наличии нагрузки можно использовать датчики нажатия и усилия, чтобы скомпенсировать колебания БЛА [5], в качестве преобразующего элемента также может быть использовано предлагаемое решение. В работе [6] анализируются способы изменения вектора тяги и стабилизации механическими способами, основанными на применении механизмов качания, аналогичных вертолетным винтам. К числу основных недостатков данного подхода относится необходимость изготовления узлов, функционирующих при высоких оборотах, а также наличие гироскопического эффекта. При наличии управляемого вектора тяги [7] возможно также идентифицировать центр масс как неизвестный параметр за счет динамики полета, что важно при изменении конфигурации, связанной с отцеплением массы, нарушением центровки и др. Геометрия крыла исследуется в работе [8]. Следует также отметить, что допускается использование в качестве отклоняющих элементов конструкций коробчатой формы [9].

Для реализации различных технических решений следует прежде всего учитывать их влияние на массогабаритные показатели, а также оценивать эффективность с учетом использования устройств генерации с постоянной массой (например, аккумуляторов) или систем, расходующих топливо (гибридные схемы).

В настоящей работе исследуются следующие подходы: изменение взаимного положения роторов коптера с промежуточным крылом, вращение двигателей, использование крыла с отклонением потока двигателя. Основу исследования составляет изменяемая конструкция с управляемой конфигурацией и регулируемым вектором тяги.

Многоосевой БЛА квадрокоптерного вида приведен на рис. 1: *a* – вид при трансформировании в полете; *b* – вид в горизонтальном полете; *в* – вид в вертикальной конфигурации. БЛА содержит сервоприводы вращения 1 крыльев 4, 5 вокруг центральной оси; движители переднего крыла 2; движители заднего крыла 3; переднее крыло 4; заднее крыло 5; ось вращения крыльев и фиксации элементов 6; высокоскоростные рули высоты 7 и рули направления (для наглядности не показаны, расположены вертикально); сервопривод 8 управления рулями высоты и направления; элерон 9; воздушный тормоз с функцией элерона 10.

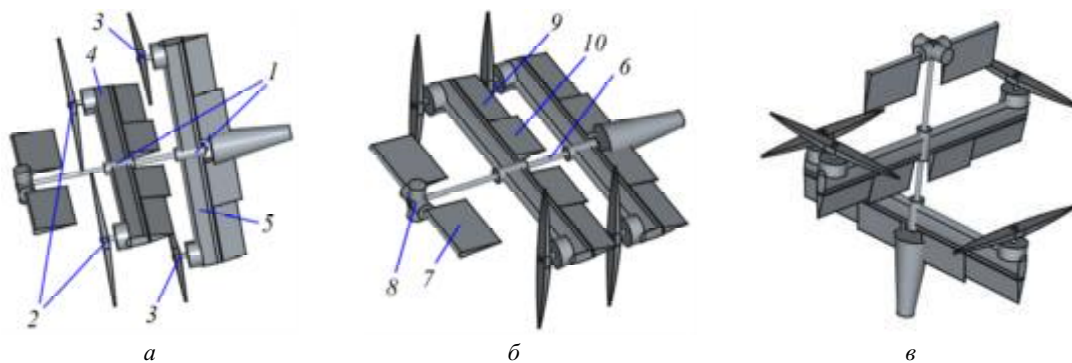


Рис. 1

Особенностью являются наличие двух несущих крыльев, которые располагаются со смещением относительно оси вращения, тем самым формируя биплан без аэродинамического «затенения» одного крыла другим. Схемы с изменяемым одним крылом [7] в основном представляют собой трансформеры-самолеты, которые не предназначены для частых изменений конфигурации. Преимущество предлагаемого подхода – высокая степень стабилизации в режиме перемещения по вертикали и незначительные потери при горизонтальном полете, при этом отсутствует необходимость применения мощного и габаритного сервопривода управления движителями. При этом поворотные аэродинамические поверхности совместно с рулями в точке неустойчивости формируют локальную сферическую, цилиндрическую или полярную систему координат согласно заданным степеням свободы, и использование габаритного сервопривода не требуется.

При необходимости вертикального взлета и посадки предусматривается устойчивая конфигурация в виде прямого угла, однако область устойчивости сохраняется и при отклонениях угла между крыльями до нескольких градусов и более.

Несмотря на высокую чувствительность к тангажу и направлению при наличии переднего оперения (неустойчивая структура), используется именно такая конфигурация для достижения повышенной скорости отклика благодаря наличию скоростного электропривода. При использовании данной конфигурации отсутствует необходимость в наличии вспомогательных поверхностей на хвостовой части, где отведено относительно большое место для полезной нагрузки.

Выбор конкретного профиля также обусловлен возможностью размещения в его сечении по высоте технологических элементов, таких, как провода питания и датчик. При этом профиль не должен иметь избыточную массу и должен обеспечивать достаточный уровень прочности. Также БЛА должен функционировать в симметричном режиме полета, независимо от положения низ – верх, в этом случае выбирают симметричные профили для всех элементов.

Профили, применение которых наиболее целесообразно, приведены на рис. 2. Профиль Су-26-12/18 (ЦАГИ, Россия) (рис. 2, а) используется в диапазоне малых скоростей, профиль Як-55 (рис. 2, б) – при более высоких скоростях с возможностью размещения внутри вспомогательных элементов, профиль Мунк, предназначенный для оперения [10] (рис. 2, в), используется для стабилизатора и руля высоты.

В качестве перспективного решения для обеспечения сверхбыстрой маневренности или компенсации вибраций в горизонтальном полете, обусловленных турбулентностью, может быть рассмотрен подход, основанный на использовании механизма Voice Coil, аналогичного применяемому в жестких дисках или акустических динамиках [8, 11].

Эскиз структуры устройства высокоскоростной аэродинамической поверхности представлен на рис. 3: а – катушка отдельно от обтекателя; б – катушка с обтекателем. Здесь: 1 – аэродинамическая отклоняемая поверхность (элерон, скоростное триммирование направления или стабилизатора); 2 – держатель электромагнита; 3 – электромагнит с ш-образным магнитопроводом; 4 – магнит с осевой намагниченностью; 5 – держатель магнита; б – обтекатель электромеханической части.

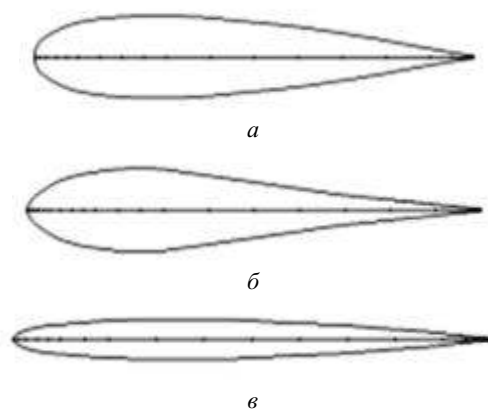


Рис. 2

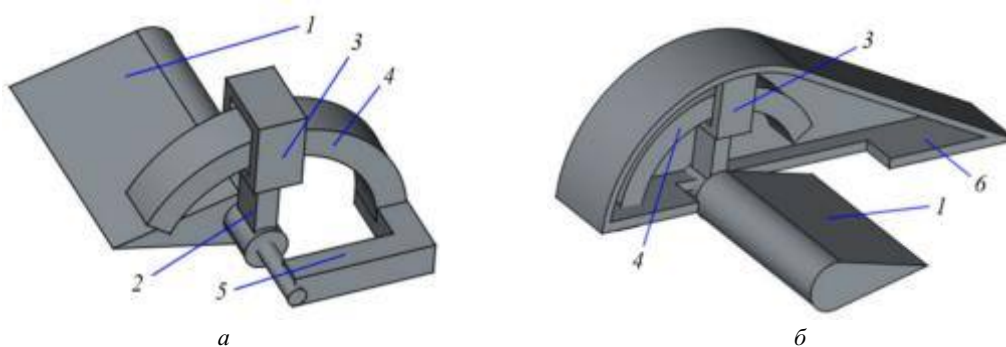


Рис. 3

Приведем структуру электропривода. На рис. 4, *а* представлено поперечное сечение, на рис. 4, *б* – продольное. Электропривод состоит из ярма электромагнита подвижной части 1, обмотки электромагнита 2, статора 3 в виде постоянного магнита. Катушка представляет собой проводники, собранные в обмотку с рассеянием. Минимальное рассеяние характерно для проводников, на которые сила Ампера действует с наибольшей величиной и которые ориентированы перпендикулярно кривой контура полюса магнита.

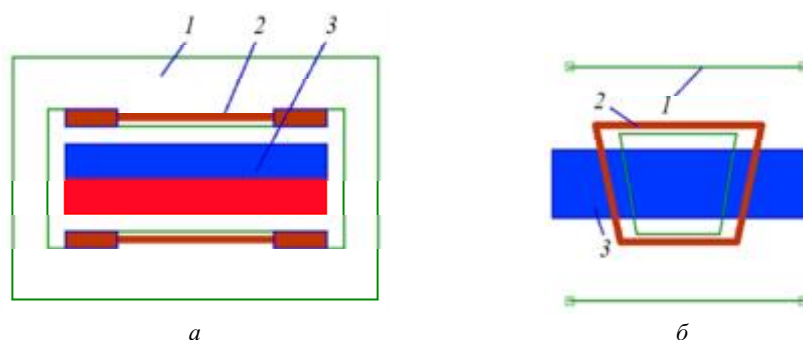


Рис. 4

Для управления основными движителями и контроля угла перемещения рассматривается методика реализации высокоскоростного энкодера на основе эффекта гистерезиса [12, 13], применяемая как к двигателям, так и к задаче контроля положения элементов в существующей конструкции при минимальных изменениях. В отличие от микросхем с эффектом Холла, данный датчик отличается надежностью, устойчивостью к помехам, простотой реализации. Недостатки – частичная температурная зависимость при несогласованном отношении температурных коэффициентов индуктивности и емкости, температурном коэффициенте индуктивности и температурном коэффициенте емкости, а также относительно небольшая точность (до 3°). Подбирая температурный коэффициент емкости, включая возможность последователь-

ного или параллельного соединения двух конденсаторов с различными температурными коэффициентами емкости, можно обеспечить необходимую компенсацию. В случае проявления нелинейных эффектов целесообразно рассмотреть применение компенсирующего варикапа, что незначительно увеличивает сложность схемы измерения и позволяет ограничиться параметрическими методами. Для функций управления двигателем данный датчик устанавливается на вал вместе с магнитом, для контроля положения может использоваться отдельный магнит, закрепляемый хомутом на подвижном элементе.

Приведем структурную схему датчика.

На рис. 5 представлена основная структура – мощный постоянный магнит 1 с индукцией не менее 0,4 Тл, с диаметром несколько миллиметров или магнитопровод, ферритовый или стальной (из аморфного железа), с индукцией насыщения не более 0,3 Тл и магнитной проницаемостью порядка нескольких тысяч относительных единиц.

На рис. 6 представлена возможная планарная реализация в виде печатной платы, мощного постоянного магнита 1, магнитопровода 2, переходного отверстия 3, печатного проводника 4.

Структура печатной платы приведена на рис. 7. Здесь: 1 – диэлектрик; 2 – сердечник из никеля (с травлением); 3 – печатный проводник; 4 – переходное отверстие; 5 – подмагничивающий постоянный магнит.

Петля гистерезиса представлена на рис. 8. Здесь: 1 – верхняя часть предельной петли намагниченности; 2 – средняя линия; 3 – нижняя часть петли намагничивания; 4 – частичный цикл петли намагничивания при подмагничивании. При намагничивании постоянным магнитом происходит изменение эффективной малосигнальной индуктивности. Например, при заданных постоянных величинах H_0 , H_2 можно получить индуктивности L_1 , L_2 .

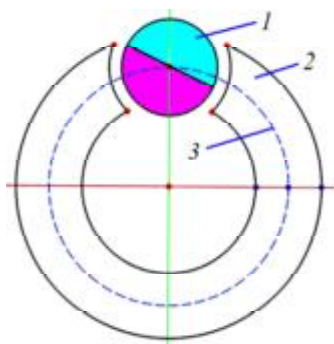


Рис. 5

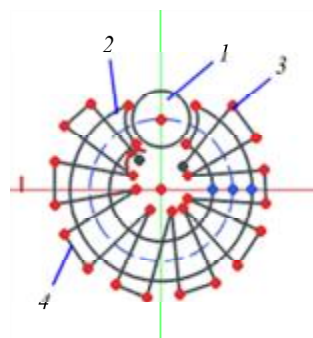


Рис. 6

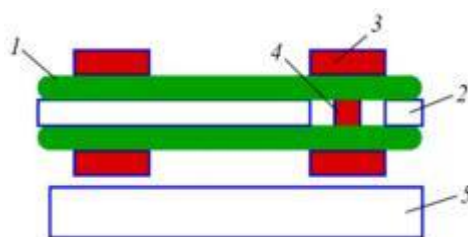


Рис. 7

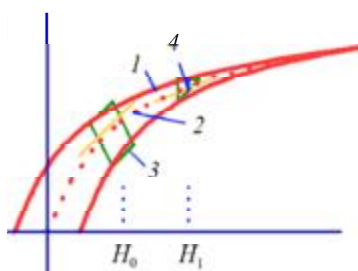


Рис. 8

На частотах вращения до нескольких сотен оборотов в минуту наведенная эдс на частоте вращения в таком сердечнике оказывается достаточно малой по сравнению с напряжением и частотой генератора, поэтому она не оказывает существенного влияния на рабочую точку генератора. На очень большой скорости возможно применение частотно-корректирующих вычислений по производной изменения частоты, соответствующей различным полям намагничивания, которые определяют значения эффективной магнитной проницаемости μ_1, μ_2 в точках H_0, H_1 (на рис. 8 по этим значениям на оси абсцисс проведена касательная к средней кривой намагничивания), при больших значениях проницаемость стремится к μ_0 (для вакуума). Несмотря на то что постоянное поле меняется с частотой вращения вала от нуля до нескольких сотен герц, на уровне частоты генерации в несколько сотен килогерц оно является практически стационарным. Ввиду малой остаточной намагниченности феррита и наличия переменного поля начальную и основную петлю можно считать одинаковыми.

На рис. 9 представлена 3D-модель датчика. Датчик состоит из платы генератора, насыщаемого сердечника постоянного магнита, подшипника и вспомогательного дросселя генератора. Постоянный магнит осуществляет частичное намагничивание сердечника ввиду наличия относительно большого зазора. Точность датчика определяется изменением этого зазора, поэтому необходимо поддерживать его постоянным при вращении. С этой целью используется подшипник. Вследствие рассеяния магнитного потока насыщается лишь часть сердечника.

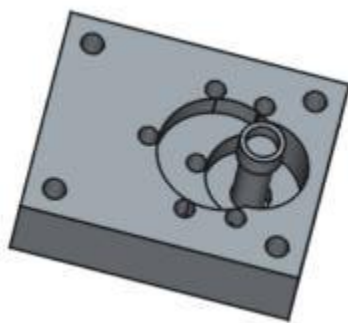


Рис. 9

Схема датчика для моделирования (рис. 10) является классической схемой «емкостная трехточка» [14, 15].

На рис. 10, а приведена принципиальная электрическая схема генератора. На рис. 10, б представлены результаты моделирования для напряжений U_{int}, U_{out} на узлах Ind и Out. Напряжение на контуре имеет выходную частоту 136,443 кГц.

Схема состоит из pnp-транзистора, что позволяет подключить дроссель к «земле» без создания постоянного потенциала; величина индуктивности составляет порядка 15 мкГн. Используется схема «емкостной трехточки», не требующая отвода от индуктивности. Конденсатор C_1 выполняет функцию блокирующего элемента, C_2, C_3 формируют необходимое фазовое условие, а C_4 образует LC-контур. Частота ориентировочно определяется по формуле $f = 1/2\pi\sqrt{LC}$, емкость задается как $C = C_4 \parallel (C_2 + C_3)$. Транзистор Q_2 включен по схеме с общим коллектором, обеспечивая высокое входное сопротивление и разгрузку генератора от нагрузки.

Частота датчика задается в диапазоне 80 кГц...250 кГц. В данном случае используется центральная частота 134 кГц. При вращении магнита девиация частоты составляет ± 5 кГц. Для фиксации указанного изменения частоты требуется применение внешнего генератора и метода частотного детектирования. Например, частоту опорного генератора можно сдвинуть на 15 кГц, что позволит получить выходное изменение в диапазоне 5...10 кГц. При этом изменение амплитуды генератора или промежуточной частоты не учитывается. Благодаря частотной модуляции можно осуществить выделение даже искаженной формы кривой напряжения, сравнивая с заданным уровнем. Далее этот сигнал может подаваться на квадратурный детектор [15], и с применением таймера возможно восстановление длительности периода коле-

баний, пропорциональных индуктивности, которая, в свою очередь, определяется степенью намагничивания материала и, следовательно, углом поворота вала.

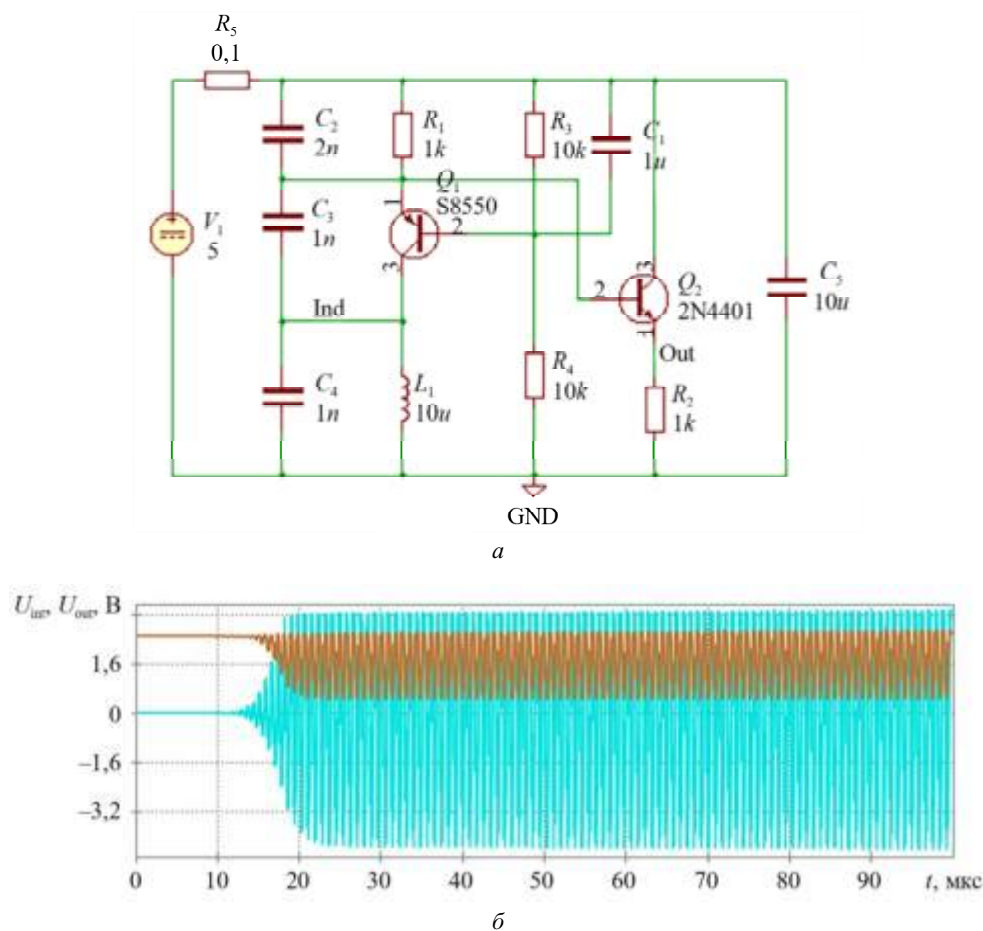


Рис. 10

Таким образом, рассмотрены вопросы проектирования летательного аппарата с трансформацией формы, позволяющей осуществлять длительный горизонтальный и вертикальный полет с использованием вращения относительно вала. Предложена методика реализации высокоскоростного оперения с использованием электродинамической катушки с постоянными магнитами. Расположение управляющих элементов в передней части БЛА обеспечивает удобство размещения полезной нагрузки, приводит к снижению устойчивости. Данная проблема компенсируется за счет применения системы высокоскоростного управления. Предложены простые и эффективные датчики углового положения для контроля за положением управляющих элементов на основе положения рабочей точки генератора на петле магнитного гистерезиса. Эти датчики также могут быть использованы для контроля угла набегающего потока. Разработан метод измерения угла, применимый как для энкодеров высокоскоростного электропривода движителей БЛА, так и для систем контроля положения сервопривода.

Настоящая работа выполнена при финансовой поддержке Правительства Тульской области (грант Правительства Тульской области в сфере науки и техники № ДС/166).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Vijay Reddy Vundela, Vijay Muralidharan.* Modeling and Control of QBQ-Copter: A Novel Morphing Drone // Proc. of the IEEE Region 10 Symposium, Sept. 27–29, 2024, New Delhi, India. 2024. P. 1–6.
2. *Nery F.P., Bezerra J.A., Santos D.A.* Control Allocation for an One-DOF Thrust-Vectored Quadcopter // Proc. of the 2024 IEEE ANDESCON, Sept. 11–13, 2024, Cusco, Peru. P. 1–6.
3. *Iffā Mohd Arrif et al.* Dynamics and Simulation of Thrust Differential Based Quadcopter // Proc. of the IEEE 8th Conference on Systems, Process and Control, Dec. 11–12, 2020, Melaka, Malaysia. P. 19–24.

4. Kuře M., Bušek J., Vyhlídal T. Swing Compensation of a Payload Suspended to a Planar Copter // Proc. of the 23rd International Conference on Process Control June, 1–4, 2021, Strbske Pleso, Slovakia. P. 7–12.
5. Youming Qin et al. Gemini II: Design, Modeling, and Control of a Compact Yet Efficient Servoless Bi-Copter // IEEE/ASME Transactions on Mechatronics. 2022. Vol. 27. Iss. 6. P. 4304–4315.
6. Jiesong Yang et al. Adaptive Control Allocation for a New Bi-Copter with Centre of Gravity Uncertainty // IEEE Robotics and Automation Letters. 2025. Vol. 10. Iss. 6. P. 6167–6174.
7. Kyung-Jae Nam, Joosang Joung, Dongsoo Har. Tri-Copter UAV with Individually Tilted Main Wings for Flight Maneuvers // IEEE Access. 2020. Vol. 8. P. 46753–46772.
8. Sung-Kuk Kim et al. Disturbance Decoupling Control of Voice Coil Motors for Precise Automated Manufacturing Processes // Proc. of the 8th International Conference on Power Electronics and ECCE Asia, May 30 – June 3, 2011, Jeju, South Korea. P. 2486–2491.
9. Карпович Е.А., Кочурова Н.И., Кузнецов А.В. Экспериментальные исследования аэродинамических характеристик модели самолета с крылом коробчатой схемы // Изв. вузов. Авиационная техника. 2020. № 4. С. 93–100.
10. Справочник авиационных профилей [Электронный ресурс]. URL: https://kipla.kai.ru/liter/Spravochnik_avia_profiley.pdf (дата обращения: 18.10.2025).
11. Joshi M. et al. Velocity Control of Voice Coil Actuator Using Field Programmable Gate Array // Proc. of the 7th International Conference on Circuit Power and Computing Technologies, Aug. 8–9, 2024, Kollam, India. P. 1494–1499.
12. Hsin-Lei Lin, Kai-Yang Peng, Jen-Yuan Chang. Development of Open-Structure Rotary Magnetic Encoder for Underwater Applications // Proc. of the IEEE International Magnetic Conference – Short Papers, May 5–10, 2024, Rio de Janeiro, Brazil. P. 1–2.
13. Min Zijian, Chen Qingyong, Zheng Wu. The Development of Magnetic Rotary Encoder System Based on High Resistivity MR Film Sensor for Automobile Speed-Measuring // Proc. of the 3rd International Conference on Measuring Technology and Mechatronics Automation, Jan. 6–7, 2011, Shanghai, China. P. 778–780.
14. Ред Э. Справочное пособие по высокочастотной схемотехнике: Схемы, блоки, 50-омная техника. М.: Мир, 1990. 256 с.
15. Глушков А.Н., Литвиненко В.П., Литвиненко Ю.В. Цифровые алгоритмы обнаружения и демодуляции радиосигналов. Воронеж: Изд-во ВГТУ, 2020. 153 с.

Поступила в редакцию 18.11.25

После доработки 19.11.25

Принята к публикации 19.11.25

Designing Multicopters with Active Attitude Control: A Thrust Vectoring and Angular Sensor Approach

V.A. ZVONAREV¹ AND A.V. LEONT'EV²

¹ OOO Design Bureau "Center for Unmanned Systems", Tula

² Plekhanov Russian University of Economics, Moscow

The goal is to develop a multicopter with active control of the aerodynamic surfaces relative to the horizontal flight axis, a high-speed electric drive for the deflecting surfaces, and an angular displacement sensor. A prototype sensor and aircraft models with high-speed deflecting surfaces for the rudder and elevator, located at the point of static instability, were developed.

Multicopter, shape change, angular position sensor, airfoil, high-frequency generator

Мультикоптеры с морфологическим изменением формы: адаптация к различным условиям полета

Д.А. ЗВОНАРЕВ
(ООО «Конструкторское
бюро "Центр беспилотных
систем"», Тула),
Т.Ю. ЖОРАЕВ,
канд. техн. наук
(Институт МПСУ НИУ
МИЭТ, Москва)
TimurZJ@gmail.com

Рассматривается беспилотный аппарат с изменяемой структурой, а также исполнительные элементы и датчики, необходимые для создания оптимальной конфигурации и параметров полета. Разработаны датчики набегающего потока мембранного типа, датчик с использованием магнитного зазора для контроля массы груза, оптический лазерный датчик обнаружения деформации силовых элементов. Предложена конструкция с изменяемой геометрией и статической неустойчивостью для увеличения быстродействия.

Беспилотный летательный аппарат, конструкция-трансформер, датчик усилия, датчик скорости, механическая надежность, анализ повреждений, навигационные сенсоры, мультикоптер

В настоящее время существует широкий спектр конструктивных решений летательных аппаратов, адаптированных к различным условиям окружающей среды. К ним относятся летательные аппараты, реализующие классический вертикальный взлет по вертикали, длительный горизонтальный полет с использованием вспомогательного крыла, а также конструкции, обеспечивающие перемещение по вертикальным поверхностям или функционирование в режиме соосной летающей точки. В работе [1] рассматривается коптер с использованием взаимно вращающихся траверс-держателей с парой двигателей, в работе [2] – поворотные двигатели, устанавливаемые на подвижных одноосевых лонжеронах и обеспечивающие вращение на 360°. Применение щеточного механизма в сочетании с однопроводной системой передачи данных обеспечивает возможность реализации полного вращения без необходимости возвратного движения, что позволяет осуществлять непрерывную пространственную трансформацию коптера. Интерес представляют также системы с телескопическими элементами, включающими роликовые направляющие, которые обеспечивают коррекцию центра масс [3]. Допускается также асимметричное расположение движителей, в частности, в конструкции трикоптеров, где два движителя преимущественно обеспечивают горизонтальный полет, тогда как третий с расширенным диапазоном скоростей вращения используется для вертикальной стабилизации и маневренности [4, 5]. Для стабилизации высоты при наличии крена в самолетном режиме может быть использовано вращение движителей относительно одной из осей. Данный метод управления, сопряженный с необходимостью внедрения дополнительной механизации и, как следствие, с усложнением конструкции и увеличением массы летательного аппарата, применяется в конструкциях с увеличенным размером [6].

На рис. 1, а представлена структурная схема летательного аппарата по типу «квадрокоптер». На рис. 1, б изображена альтернативная конфигурация «трикоптер», основным преимуществом которой является возможность распределения мощности с целью оптимизации дальности горизонтального полета. В частности, на крыльях могут быть установлены более мощные двигатели, в то время как на втором звене размещается высокоскоростной двигатель с меньшей мощностью, но высоким быстродействием, что обеспечивает устойчивость аппарата на режимах полета, близких к вертикальному.

Для упрощения навигации без использования внешних источников (GPS, радиомаяков и др.) в условиях отсутствия видимых ориентиров [7] возможно применение локальной системы координат, связанной с характеристиками воздушной среды [8], – давлением, влажностью, скоростью, направлением ветра. Это позволяет с заданной степенью точности скомпенсировать возмущающие факторы и стабилизировать пространственное положение. Основные методы реализуются с использованием трубок Пито, в том числе в виде матричных конфигураций [9]. Однако их эксплуатация требует обеспечения высокой степени чистоты внутренних каналов и защиты от внешних воздействий, таких, как обледенение, загрязнение насекомыми, и другие внешние явления. Еще одним недостатком является ограниченное быстродействие и относительно узкая диаграмма направленности. Анализ элементов многослойной конструк-

ции датчика на основе проведен в статье [10]. Аналогичный рассматриваемый невыступающий сенсор представлен в работе [11]. В статье [12] рассматриваются модели деформации, применимые для уточнения расчетной модели с использованием предлагаемого оптического датчика смещения, предназначенного для контроля силовых воздействий на элементы силовой конструкции.

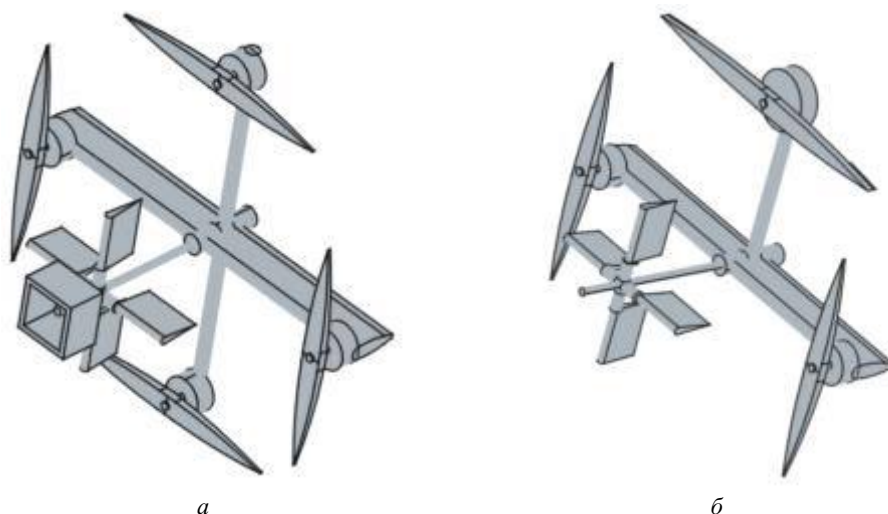


Рис. 1

Рассмотрим датчик воздушного потока.

Предлагаемый подход основан на применении недорогих в производстве сенсоров давления набегающего потока [13], допускающих планарное исполнение, что позволяет минимизировать влияние внешних неблагоприятных факторов. Кроме того, предусматривается использование магнитных сенсоров нагрузки, оптических датчиков динамического изменения ее положения, формирующих систему обратной связи для определения центра тяжести и соответствующей центровки, а также оптических сенсоров контролируемой и предельной деформации, что позволяет осуществлять оценку структурной целостности летательного аппарата.

Приведем структуру мембранного датчика. На рис. 2 приведена общая схема (сечение сбоку). Здесь: 1 – обкладка «земли»; 2 – диэлектрик печатной платы; 3 – гибкая часть диэлектрика; 4 – обкладка «земли» нижняя; 5 – дополнительные элементы печатной платы (конденсаторы, термочувствительный диод и др.). Вывод обкладки (Ген) подключается к измерительному генератору.

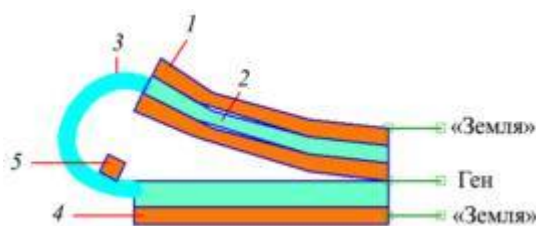


Рис. 2

Изменение емкости при смещении пластин показано на рис. 3.

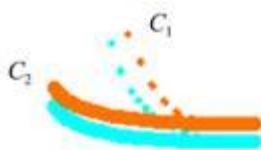


Рис. 3

Общая схема (сечение спереди) показана на рис. 4.

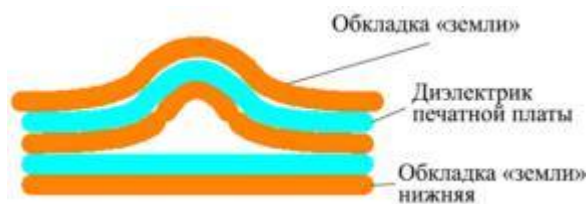


Рис. 4

Расположение предлагаемых датчиков на поверхности представлено на рис. 5.

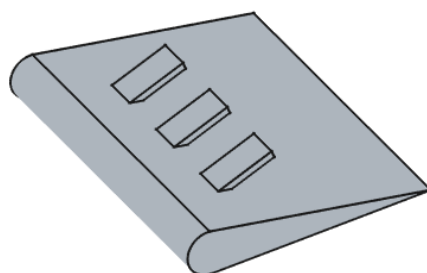


Рис. 5

Схема измерения изменения емкости датчика довольно простая, мембранные датчики подобного типа рассматриваются в работе [14]. Для оценки емкости достаточно применить выражение, описывающее емкость плоского конденсатора. В сложенном состоянии, когда обкладки соприкасаются, емкость равна $C = S\epsilon\epsilon_0/d$ без учета емкости базового конденсатора, образованного обкладкой «земли» и измерительной пластины, включаемой параллельно и равной константе. Подставляя параметры $S = 3 \cdot 10^{-4}$, $d = 2 \cdot 10^{-4}$, $\epsilon_0 = 8,85 \cdot 10^{-12}$, $\epsilon = 4,5$ в указанную формулу для емкости C , можно получить ее величину порядка 59 пФ. При увеличении воздушного зазора эффективная диэлектрическая проницаемость ϵ достаточно быстро уменьшается до единицы, что сопровождается снижением емкости. Данный эффект проявляется при величине воздушного зазора, превышающей толщину диэлектрического слоя в 2-3 раза. Емкость датчика при воздушном зазоре 2 мм с учетом параметров $S = 3 \cdot 10^{-4}$, $d = 0,002$; $\epsilon_0 = 8,85 \cdot 10^{-12}$, $\epsilon = 1$ составит 1,3 пФ. Таким образом, при изменении точки прилегания диэлектрика изменяется емкость. Изгиб зависит от механического усилия, создаваемого напором воздуха при движении беспилотного летательного аппарата. Провести оценку силы можно с использованием динамического давления $q = v^2\rho/2$ по заданной площади, плотности и скорости потока.

Для условий небольшой высоты при плотности воздуха $\rho = 1,3$ и скорости набегающего потока $v = 20$ м/с (что соответствует 72 км/ч) давление составляет приблизительно 260 Па, или 2,6 г/см². Для указанной геометрии можно получить предельное значение порядка 7 г распределенной нагрузки на поверхность сенсора, что вполне достаточно для обеспечения изгиба, величина которого позволяет провести измерения и оценку скорости. Можно также использовать известные выражения для расчета отклонения балки Тимошенко при координате смещения, равной длине лепестка L . В этом случае принимается $L = 0,03$ м в качестве характерной длины лепестка для проведения расчетной оценки.

Для расчета отклонения используется выражение $w = 2L^3P/3EI$, где P – прилагаемое усилие, которое принимается равным половине от силы распределенного давления, соответствующей распределенному давлению, или 0,04 Н; E – модуль Юнга (для текстолита – 10000 МПа); I – второй момент инерции, равный $I = bh(h^2 + b^2)/12$ (h – толщина текстолита (0,0002 м); b – ширина лепестка (0,01 м)). Подставляя

численные параметры в выражение $w = 8L^3P/Ebh(h^2 + b^2)$, можно получить отклонение 5 мм, что достаточно для детектирования.

Для реализации схемотехнического решения используется следующая модель: осуществляется высокочастотная модуляция сигнала с использованием LC-осциллятора.

Электрическая принципиальная схема генератора приведена на рис. 6.

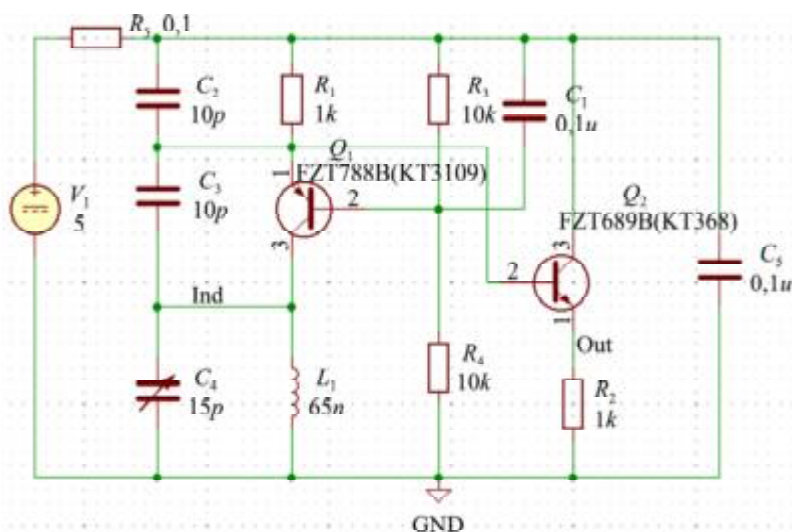


Рис. 6

Генератор выполнен на транзисторе Q_1 по схеме емкостной трехточки с катушкой индуктивности L_1 , соединенной с общим проводом для упрощения конструкции и повышения экранирования. Транзистор Q_2 используется в качестве буферного каскада. Напряжение измеряется на узлах Out, который является выходным, на узле Ind, являющимся напряжением индуктивности; GND – общий вывод.

Приведем результаты моделирования.

На рис. 7 показаны осциллограммы напряжения на катушке и тока коллектора транзистора генератора (1, 2 – маркеры для определения периода генерируемого сигнала; I_c – ток коллектора транзистора генератора; U_{Ind} – напряжение на узле Ind относительно «земли»).

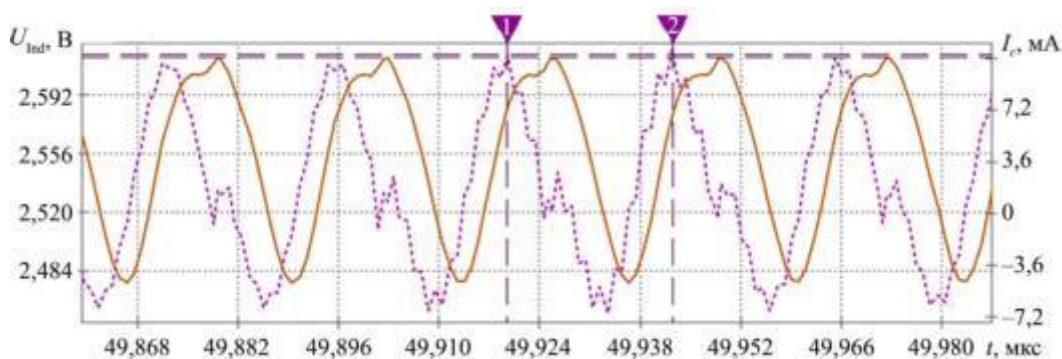


Рис. 7

Для датчиков, включающих опорный гетеродин с небольшим изменением частоты, может быть применена схема, представленная на рис. 8. Для преобразования частотно-модулированного сигнала в амплитудно-модулированный применяется или LC-фильтр, или RC-цепь [15, 16], выбор которых определяется величиной девиации промежуточной частоты. Значительная девиация промежуточной частоты обеспечивает высокую чувствительность метода. На рис. 8 приняты следующие обозначения: $C_{пер}$ – переменная емкость, соответствующая мембранному датчику; $C_{эт}$ – эталонная емкость; G_1 – генератор датчика; G_2 – опорный генератор; Пол LC – полосовой фильтр на основе катушки и емкости; ФНЧ RC –

фильтр низкой частоты на RC -цепи; K – настраиваемый коэффициент усиления; Дет – детектор с выпрямительной характеристикой.

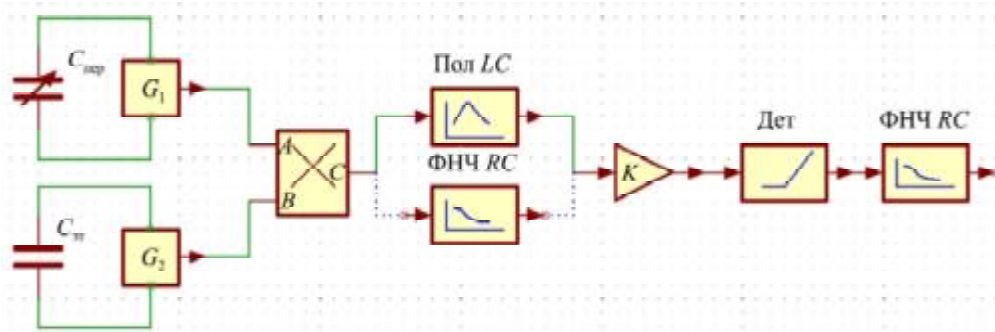


Рис. 8

Используется генератор G_1 с переменной емкостью (или индуктивностью, как представлено далее), эталонный генератор, умножитель, полосовой фильтр или фильтр низкой частоты, детектор амплитудно-модулированного сигнала и фильтр низкой частоты. На выходе умножителя появляется сигнал разностной частоты, в данном случае порядка 1 МГц. Используется разница ($43,76 - 42,91 = 0,85$ МГц) между крайними положениями обкладок конденсатора. Для детектирования применяется опорный генератор, настроенный, например, на 44 МГц. Разностная частота подается на LC -контур, используемый в качестве классического частотного детектора, работающего на участке частотной характеристики (на спаде или нарастании), что обеспечивает преобразование частоты в амплитудно-модулированный сигнал. Возможно также использование RC -цепи при достаточно большой относительной девиации частоты.

Для измерения усилия, создаваемого грузом, включая трехмерный вектор нагрузки, можно использовать метод, основанный на использовании мембраны и регистрации изменения индуктивности. Аналогичные датчики представлены в работе [13].

Схема датчика усилия представлена на рис. 9: a – датчик; b – схема, иллюстрирующая работу при приложении усилия. Здесь: 1 – подвижный измерительный шток; 2 – подвижная мембрана; 3 – подвижная часть сердечника катушки индуктивности; 4 – неподвижная часть сердечника; 5 – обмотка в неподвижной части; 6 – неподвижная часть держателя мембраны; 7 – магнитный зазор; 8 – деформированная балка или мембрана, создающая соответствующее усилие, которое влияет на зазор.

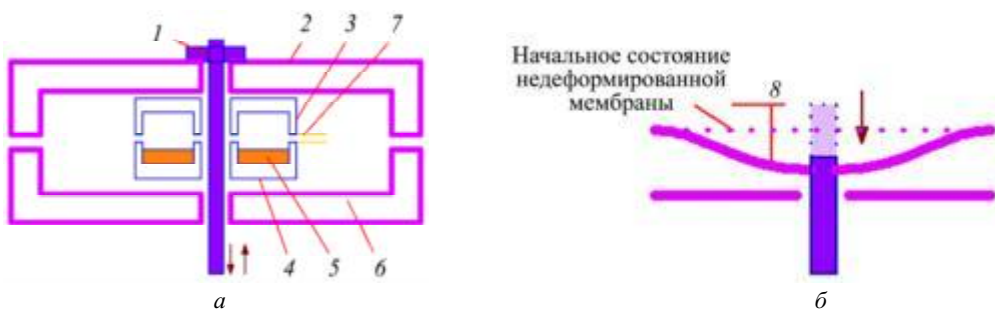


Рис. 9

Рассмотрим принцип работы датчика.

Смещение балки под воздействием силы на шток для заданной пластины можно оценить как $f = Ql^3 / 48EI$, где I – момент инерции балки; l – длина; Q – усилие. Зависимость индуктивности от смещения (магнитного зазора) для ферритовых сердечников можно записать как $L = AN^2\mu_0/g$ (A – площадь магнитопровода; N – количество витков). Полагая равенство магнитного зазора отклонению $g = f$, можно записать $L = 48AEIN^2\mu_0/Ql^3$. Частота колебаний LC -контура с бесконечной добротностью равна

$F = \frac{1}{2\pi\sqrt{CL}}$. Отсюда $F = \sqrt{QI^{3/2}} / 8\pi\sqrt{3ACEIN\mu_0}$. Иными словами, $F \propto \sqrt{Q}$, т. е. частота пропорцио-

нальна корню от усилия на датчик. Однако это справедливо при малых отклонениях балки. При использовании мембраны или относительно большого удлинения отклонение $f \propto Q^2$. Таким образом, частота при такой конфигурации датчика зависит линейно от усилия, что может быть использовано для упрощения калибровки и настройки. Датчик обеспечивает измерение навесной нагрузки на квадрокоптер, а при совместном использовании с двигателем – определение величины тяги, фиксацию ее возможного отсутствия вследствие повреждения лопастей, а также контроль других критически значимых параметров, связанных с действующими усилиями и влияющих на устойчивость летательного аппарата.

Таким образом, девиация частоты входит в диапазон 1...20 кГц, что потенциально позволяет использовать цифровой метод, реализованный с применением таймер-счетчика. Опорный гетеродин выбирается с частотой 80 кГц, при этом выходной сигнал характеризуется частотой, например, в диапазоне 5...15 кГц. Сглаживание производится LC-контуром или фильтром второго порядка, настроенным на 15 кГц. Наклонный участок характеристики второго порядка обеспечивает дополнительную эффективную фильтрацию пульсаций на основной частоте.

Результаты моделирования выходного значения напряжения U_T на конденсаторе и тока коллектора генератора I_T представлены на рис. 10 (1, 2 – курсоры для определения периода колебаний). Период выходного напряжения генератора составляет 6,82 мкс, что соответствует частоте 147 кГц.

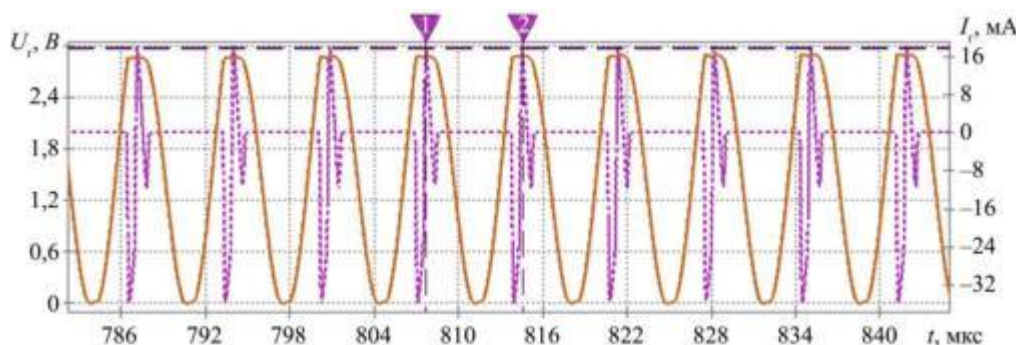


Рис. 10

Рассмотрим датчик контроля деформации.

Для мониторинга деформации держателей двигателей или иных элементов беспилотного летательного аппарата может быть применено техническое решение, обеспечивающее эффективную оценку целостности конструкции с использованием простых датчиков и источников тестовых воздействий. Оптические методы, также рассмотренные в работах [17, 18], имеют ряд ограничений – температурную зависимость, необходимость выравнивания со сложной калибровкой. Предлагаемый подход предусматривает выполнение начальной настройки, соответствующей штатному режиму функционирования устройства, и последующую фиксацию отклонений параметров при возникновении повреждений.

Структурная схема системы детектирования отклонения представлена на рис. 11: а – вид на плату с детектирующими фотодиодами; б – оптическая схема; в – схема размещения в элементе для контроля.

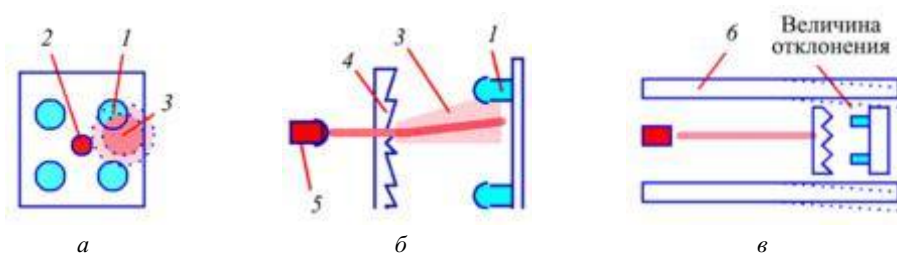


Рис. 11

Система функционирует следующим образом. Фотодиоды 1 регистрируют амплитуду лазерного луча 3, характеризующегося рассеянием с заданной диаграммой направленности. Точка 2 соответствует центральному положению, при котором показания датчиков находятся в состоянии приблизительного равенства без рассогласования. Рассеивающая пластиковая линза Френеля 4 позволяет «увеличить» рассогласование и повысить чувствительность. Лазерный диод 5 формирует луч заданного диаметра. Благодаря явлению рассеяния можно измерить рассогласование в яркости сигнала и косвенно определить изгиб элемента, а следовательно, приложенное к нему усилие. Формируемый непрерывный сигнал рассогласования пропорционален усилиям, действующим вдоль осей балки, и может быть использован для аэродинамического управления, детектирования флаттера, компенсации автоколебания. Датчик размещается в объекте контроля 6, который деформируется внешним усилием, при этом величина данной деформации должна быть достаточной для детектирования. Чувствительность метода обеспечивает возможность определения отклонения до 0,2 мм без применения апертурных масок для фотодиодов за счет анализа характера изменения амплитуды сигнала и его коррекции на основе таблицы, хранящейся в памяти контроллера датчика. Контроллер датчика реализован в виде простейшего устройства с четырьмя каналами аналого-цифрового преобразователя разрядностью 10 бит и частотой дискретизации 2 кГц.

Настоящая работа выполнена при финансовой поддержке Правительства Тульской области (грант Правительства Тульской области в сфере науки и техники № ДС/166).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Vijay Reddy Vundela, Vijay Muralidharan.* Modeling and Control of QBQ-Copter: A Novel Morphing Drone // Proc. of the IEEE Region 10 Symposium, Sept. 27–29, 2024, New Delhi, India. 2024. P. 1–6.
2. *Hintz C., Torno C., Carrillo L.R.G.* Design and Dynamic Modeling of a Rotary Wing Aircraft with Morphing Capabilities // Proc. of the International Conference on Unmanned Aircraft Systems, May 27–30, 2014, Orlando, USA, 2014. P. 492–498.
3. *Likith K. et al.* Design and Development of a Telescopic Twin-Copter // Proc. of the 4th Biennial International Conference on Nascent Technologies in Engineering, Jan. 15–16, 2021, Navi Mumbai, India. P. 1–6.
4. *Muhammad Shahzaib Atif et al.* Embedded and Control Systems Design and Implementation of T-Shaped Tilt-Rotor Tri-Copter // Proc. of the IEEE 7th International Conference on Control Science and Systems Engineering, July 30 – Aug. 1, 2021, Qingdao, China. P. 78–82.
5. *Kyung-Jae Nam, Joosang Joung, Dongsoo Har.* Tri-Copter UAV with Individually Tilted Main Wings for Flight Maneuvers // IEEE Access. 2020. Vol. 8. P. 46753–46772.
6. *Baldovino R.G., Laurel K.E.Y.* Design and Development of a Tri-Copter/Fixed-Wing VTOL Drone for Post-Disaster Applications // Proc. of the 9th International Conference on Mechatronics Engineering, Aug. 13–14, 2024, Kuala Lumpur, Malaysia. P. 423–428.
7. *Nguyen H.-P.* Vision-Based Navigation for Autonomous Landing System // Proc. of the 7th NAFOSTED Conference on Information and Computer Science, Nov. 26–27, 2020, Ho Chi Minh City, Vietnam. P. 209–214.
8. *Mohamadi P. et al.* Highly Sensitive Electrospun Sensory Membrane for Low-Speed Air Flow Detection // IEEE Sensors Journal. 2023. Vol. 23. Iss. 20. P. 24308–24315.
9. *Junhao Yu, Wusheng Chou, Yongfeng Rong.* Wind Estimation for Multirotor UAV Control Based on Surface Pressure Distribution // Proc. of the 5th International Conference on Electronic Communication and Artificial Intelligence, May 31 – June 2, 2024, Shenzhen, China. P. 494–499.
10. *Бакулин В.Н.* Трехслойные элементы конструкций авиационной и космической техники. Методология построения моделей послойного конечно-элементного анализа напряженно-деформированного состояния нерегулярных трехслойных оболочек, в том числе с прямоугольными в плане вырезами // Изв. вузов. Авиационная техника. 2025. № 2. С. 21–29.
11. *Солдаткин В.М. и др.* Модели динамических характеристик и погрешностей измерительных каналов системы воздушных сигналов с неподвижным невыступающим приемником потока // Изв. вузов. Авиационная техника. 2025. № 2. С. 159–165.
12. *Гайнутдинова Т.Ю. и др.* О способе решения задачи идентификации обобщенных жесткостных характеристик протяженных силовых конструкций с использованием упругого контрольного элемента // Изв. вузов. Авиационная техника. 2025. № 1. С. 22–33.
13. *Chunlin Xu et al.* Analysis of Measurement Accuracy of Air Flow Sensor Influenced by Moisture // Proc. of the 16th International Conference on Electronic Packaging Technology, Aug. 11–14, 2015, Changsha, China. P. 694–698.

14. *Qiongfeng Shi, Hao Wang, Chengkuo Lee.* Using Water as a Self-Generated Triboelectric Sensor for Pressure and Flow Rate Measurement // Proc. of the IEEE 12th International Conference on Nano/Micro Engineered and Molecular Systems, April 9–12, 2017, Los Angeles, USA. P. 635–638.
15. *Ghanam M., Woias P., Goldschmidtboeing F.* A High-Performance Capacitive Force Sensor for High-Temperature Applications // IEEE Sensors Letters. 2025. Vol. 9. Iss. 6. Article № 2502304.
16. *Fuchi Shih et al.* A Dual Spiral-Coils Tactile Sensor with Novel Driving Modes for Inductive Force and Capacitive Proximity Sensing // Proc. of the IEEE 37th International Conference on Micro Electro Mechanical Systems, Jan. 21–25, 2024, Austin, USA. P. 841–844.
17. *Kelb C. et al* Realization and Performance of an All-Polymer Optical Planar Deformation Sensor // IEEE Sensors Journal. 2015. Vol. 15. Iss. 12. P. 7029–7035.
18. *Tianliang Li et al.* Recent Advances and Tendencies Regarding Fiber Optic Sensors for Deformation Measurement: A Review // IEEE Sensors Journal. 2022. Vol. 22. № 4. P. 2962–2973.

Поступила в редакцию 18.11.25

После доработки 19.11.25

Принята к публикации 19.11.25

Multicopters with Morphological Shape Modification: Adaptation to Various Flight Conditions

D.A. ZVONAREV¹ AND T.YU. ZHORAEV²

¹ OOO Design Bureau "Center for Unmanned Systems", Tula

² Institute of MCS NRU MIET, Moscow

An unmanned aerial vehicle with a variable structure, as well as the actuators and sensors necessary for creating an optimal configuration and flight parameters, are considered. Membrane-type free-flow sensors, a sensor using a magnetic gap to monitor the load mass, and an optical laser sensor for detecting deformation of load-bearing elements were developed. A design with variable geometry and static instability for increased response time is proposed.

Unmanned aerial vehicle, transformable structure, force sensor, speed sensor, mechanical reliability, damage analysis, navigation sensors, multicopter

Обоснование использования в конструкции конвертоплана зон с программируемым разрушением для обеспечения безопасности пассажиров и экипажа при аварийной посадке

Проведен анализ деформирования планера конвертоплана при аварийной посадке для вариантов конструкции с энергопоглощающим полом и крылом, оснащенным элементами программируемой деформации, обеспечивающими безопасное разрушение конструкции. Оценено их влияние на смятие внутреннего пространства пассажирской кабины. Для формирования комплексного подхода к безопасности летательного аппарата обоснована необходимость проведения расчетов динамического деформирования планера совместно с выполнением требований пунктов авиационных правил в части аварийной посадки. Расчеты проведены на основе конечно-элементных моделей с использованием программного модуля MSC.Dytran, в основе которого лежит явный метод интегрирования.

К.Е. МОЛИН
(АО «НЦВ Миль и Камов»,
Москва; МАИ, Москва),
Т.В. ГРИШАНИНА,
д-р физ.-мат. наук
(МАИ, Москва)
kostilon@mail.ru

Летательные аппараты с вертикальным взлетом и посадкой, конвертоплан, аварийная посадка, метод конечных элементов, энергопоглощение, программируемое разрушение

В настоящее время одним из перспективных направлений развития вертолетной индустрии является разработка конвертопланов – летательных аппаратов, сочетающих способность к вертикальному взлету и посадке с возможностью достижения более высоких поступательных скоростей по сравнению с вертолетами за счет применения аэродинамической компоновки, характерной для самолета. В данных аппаратах одним из наиболее массивных элементов является крыло, на котором размещаются двигатели, винты и топливная система. При аварийной посадке такое расположение оборудования оказывает негативное влияние на уровень безопасности пассажиров, поскольку возросшая масса конструкции и агрегатов, размещенных над салоном, превышает показатель для вертолетной компоновки примерно в 1,8 раза. Для вертолетов одновинтовой или соосной схем с максимальной взлетной массой 13 т суммарная масса агрегатов, размещенных на потолочной панели над пассажирской кабиной, составляет примерно 3,5 т. В случае конвертоплана такого же класса суммарная масса агрегатов с учетом конструкции крыла составит 6–6,5 т. При аварийной посадке, в случае столкновения летательного аппарата с землей с высокими вертикальными скоростями, на конструкцию будут действовать значительные вертикальные перегрузки, которые могут привести к потере устойчивости шпангоутов и критическому уменьшению внутреннего объема кабины. В этом случае требования к обеспечению безопасности при аварийной посадке ужесточаются.

Согласно требованиям авиационных правил АП-29 [1] «опорная конструкция должна быть спроектирована таким образом, чтобы вплоть до расчетной инерционной перегрузки удерживать любой размещенный над кабиной экипажа и пассажирской кабиной отдельный объект, способный в условиях аварийной посадки сорваться и травмировать находящегося на борту человека». Однако в случае существенного увеличения массы агрегатов, расположенных над кабиной, выполнение данного требования для обеспечения условий прочности приведет к увеличению массы конструкции, что снизит коммерческую привлекательность летательного аппарата.

При прямом распространении требования АП-29, касающегося статической перегрузки, на конструкцию с размещением крыла с баками и трансмиссией над зоной размещения пассажиров и экипажа к шпангоутам средней части фюзеляжа предъявляются повышенные требования по восприятию значительных вертикальных инерционных сил (рис. 1).

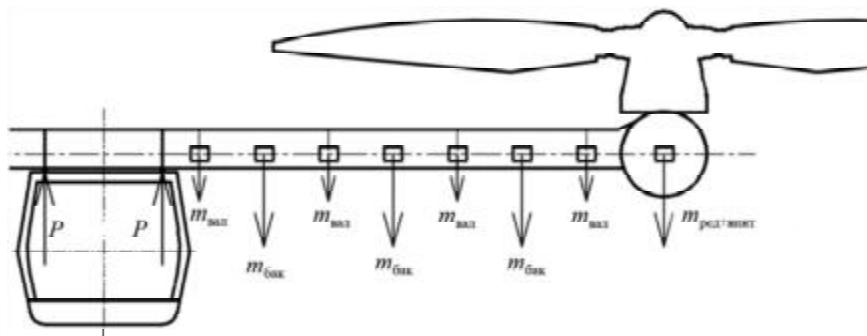


Рис. 1

При действии статической перегрузки $n_y = 12$ сжимающая сила, действующая на боковины шпангоутов, возрастает пропорционально массе и увеличивается по сравнению со значениями для конструкций вертолетов классической схемы. Максимальное значение изгибающего момента, действующего в конструкции крыла от инерционной статической перегрузки $n_y = 12$, будет более чем в 1,5 раза превышать значение изгибающего момента, возникающего в полетных случаях при маневрах. В статье [2] приведен примерный перечень действующих факторов и расчетных случаев, которые необходимо рассматривать при проектировании конвертоплана.

В данной статье в качестве маневренных полетных случаев рассмотрены два варианта: 1) действие подъемной аэродинамической силы на крыло при полете по самолетной схеме (с учетом эксплуатационной перегрузки $n_y = 3,5$); 2) действие максимальной тяги винта при полете по вертолетной схеме (с учетом эксплуатационной перегрузки $n_y = 2,5$). Указанные два случая нагружения сравниваются с третьим вариантом нагружения – действием инерционной перегрузки $n_y = 12$ при аварийной посадке на крыло.

Эпюры действующего изгибающего момента по размаху крыла от указанных трех расчетных случаев представлены на рис. 2. Максимальное значение изгибающего момента для первого расчетного случая (тяга винта) – $M_{изг} = 10^6$ Н·м (рис. 2, эпюра 1); для второго случая (тяга крыла) – $M_{изг} = 8 \cdot 10^5$ Н·м (рис. 2, эпюра 2), для третьего случая (аварийная посадка) – $M_{изг} = 1,6 \cdot 10^6$ Н·м (рис. 2, эпюра 3).

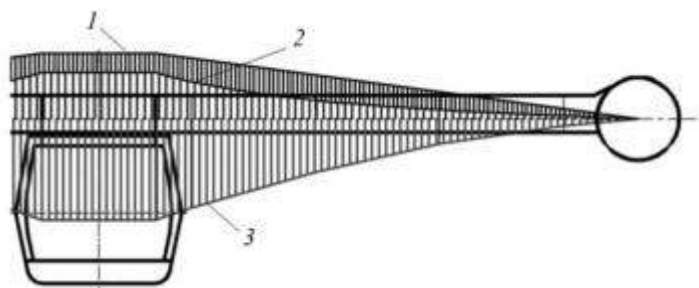


Рис. 2

Для реализации комплексного подхода к обеспечению безопасности пассажиров и экипажа летательного аппарата необходимо установить взаимосвязь между требованиями АП-29 и сценариями реальных авиационных происшествий.

Анализ аварийстойкости выполнен на основе данных расследований авиационных происшествий с вертолетами российского производства, зарубежного стандарта MIL-STD-1290 [3], пояснительных рекомендаций в руководстве [4], а также материалов расчетов и испытаний аварийстойких конструкций зарубежных вертолетов, в том числе конвертоплана AW609 [5].

В настоящее время значительная часть авиационных происшествий в Российской Федерации приходится на вертолеты типа Ми-8. Указанные летательные аппараты были спроектированы до формирования современных концепций аварийстойкости при аварийных посадках, вследствие чего оценка, представленная на рис. 3, основана на данных зарубежной статистики авиационных происшествий [4, 6]. Основные сценарии аварийных посадок, при которых обеспечивается полная или частичная выживаемость

пассажиров и экипажа, лежат в области, ограниченной вертикальной скоростью $V_y = 7,9$ м/с и продольной скоростью примерно $V_x = 15,3$ м/с (рис. 3).

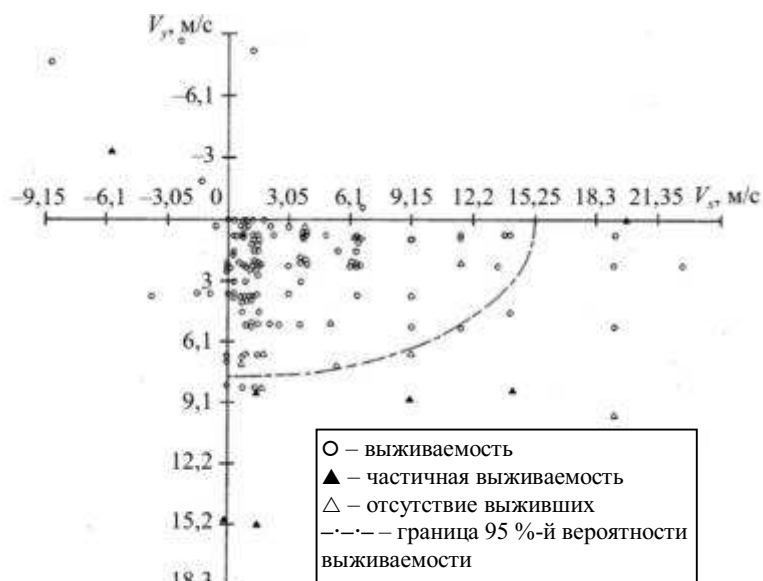


Рис. 3

Ключевым фактором, определяющим силовой удар при аварийной посадке, является именно вертикальная составляющая скорости, так как процесс снижения вертикальной скорости полета до нуля происходит на меньшем интервале времени, по сравнению с горизонтальной составляющей скорости.

В материалах [7] сформированы сценарии столкновения вертолета с землей в случае аварийной посадки. В настоящее время эти сценарии рекомендательного характера, однако их косвенное упоминание в американских военных стандартах (MIL) указывает на устоявшееся их использование. Одним из таких сценариев является случай чисто вертикального удара вертолета о жесткую недеформируемую поверхность (землю) при вертикальной скорости 7,8 м/с. При таком сценарии столкновения должно быть доказано сохранение жизненного объема внутри кабины (уменьшение не более чем на 15 %).

Примером реализации повышенной аварийной живучести является вертолет Ми-28 российского производства. Максимальное значение вертикальной скорости посадочного удара, при которой возможна выживаемость экипажа вертолета Ми-28 за счет работы амортизационных систем, – 10–12 м/с. Концепция гашения энергии посадочного удара представлена на рис. 4.



Рис. 4

Часть энергии поглощается за счет обжатия шасси и деформации фюзеляжа. Для снижения опасности воздействия оставшейся части кинетической энергии на человека применяют травмобезопасные кресла со встроенным амортизатором [8]. Следует отметить, что большая часть кинетической энергии (до одной трети от ее общего значения) поглощается именно амортизаторами шасси вертолета, которое выполнено неубираемым и гарантированно участвует в сценариях столкновения с вертикальной скоростью при наиболее вероятных углах тангажа и крена.

Очевидно, что необходимо разграничивать допустимые скорости вертикальной посадки для вертолетов с возможностью уборки/выпуска шасси. Допустимая скорость вертикальной посадки при выпущенном шасси превышает аналогичный параметр для конфигурации с убраным шасси.

В качестве примера на рис. 5 приведены графики изменения скоростей для вертолета NH90 [9]. Вертикальная скорость посадки для случая с выпущенным шасси – $V_y = 10,6$ м/с, с убраным шасси – $7,7$ м/с при горизонтальной продольной скорости $V_x = 14,4$ м/с.



Рис. 5

Значение статической перегрузки n_y для проектирования шпангоутов и потолочной панели при условии размещения массивных агрегатов над пассажирской кабиной согласно требованиям нормативных документов FAR-29 (Авиационные правила 4.29, п. 561) должно быть равно 12. Рекомендации по вертикальным скоростям не противоречат этим требованиям, а дополняют их.

Для зарубежных конвертопланов в источниках представлены исключительно косвенные данные, которые приводятся в отчетах по отдельным агрегатам. Согласно данным отчета [5] значение вертикальной скорости при сбросе крыла равно 7 м/с. В экспериментальной установке [5] использовался энергопоглощающий элемент. Предположительно, его функция заключалась в моделировании пластической деформации фюзеляжа.

Таким образом, для конвертоплана, оснащенного убирающимся шасси, наиболее оптимальным представляется не формальное удовлетворение требований п. 561 АП-29 в контексте обеспечения прочности при приложении статических инерционных перегрузок, а реализация комплексного подхода к выживаемости пассажиров и экипажа. Суть данного подхода заключается в экспериментальном подтверждении отсутствия опасных явлений при посадках с большими вертикальными скоростями. В качестве начальных условий должны выступать значения вертикальной скорости соударения.

При формировании общей концепции аварийной посадки существенным фактором является деформация днища. С этой целью конструкцию пола условно подразделяют на две зоны – сминаемую часть подполья и жесткую часть настила пола (рис. 6).

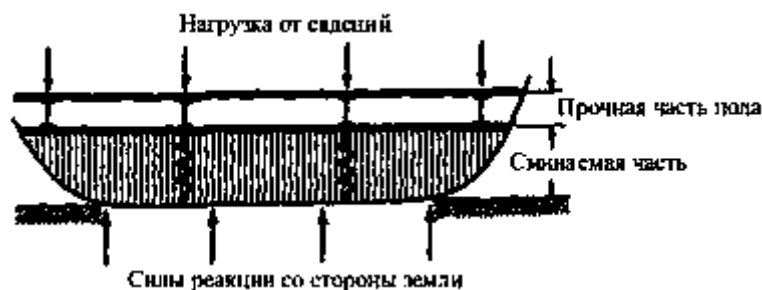


Рис. 6

Проанализировав зоны расположения агрегатов на крыле, можно сделать вывод о том, что в случае недостаточной статической прочности консоли крыла конструкция при аварийной посадке может де-

формироваться, агрегаты вместе с крылом будут перемещаться вниз, минуя зоны размещения пассажиров, гася часть энергии и не передавая нагрузку на потолочную панель центральной части фюзеляжа. Иными словами, такая деформация может представлять пластический шарнир в основании крыла, функционирование которого аналогично работе горизонтального шарнира втулки несущего винта одновинтового вертолета, детально проанализированного в статье [10].

Концепция безопасного разрушения конструкции крыла обсуждается и в зарубежных публикациях [3, 5, 7, 9]. Таким образом, для крыла, несущего значительные массы, нет необходимости обеспечивать сохранение прочности и несущей способности при вертикальной аварийной посадке. Вместо этого конструкция должна быть спроектирована с возможностью безопасного разрушения. Концепция безопасного разрушения конструкции включает исключение смятия фюзеляжа в условиях аварийной посадки; контролируемое разрушение крыла, т. е. конструкция разрушается за пределами зоны размещения пассажиров.

Таким образом, в конструкции должна быть предусмотрена возможность деформироваться по заранее спланированному сценарию. Одним из таких сценариев является переход от расчета нагружения крыла по схеме консольно закрепленной балки к расчету по схеме двухопорной балки. Вторая точка опоры образуется после касания недеформируемой мотогондолой поверхности земли. В этом случае эта опора существенно разгружает шпангоуты и несущую конструкцию крыла.

Таким образом, для эффективного выполнения требований, касающихся ударного взаимодействия фюзеляжа с абсолютно жесткой поверхностью при значительных вертикальных скоростях, в планере конвертоплана должны быть предусмотрены конструктивные элементы, обеспечивающие эффективное рассеяние энергии при сохранении внутреннего обитаемого объема кабины. Таким элементом может быть днище кабины, когда происходит смятие нижней части пола при сохранении жесткости настила, а другим – крыло с зоной программируемого разрушения, для обеспечения раннего подлома крыла и касания гондолы с редуктором поверхности земли.

В рамках представленной статьи выполнена сравнительная оценка деформирования фюзеляжа для двух вариантов конструкции: с интегрированными элементами, имеющими программируемую деформацию, и без таковых. При этом остальные части фюзеляжа (боковины и потолочная панель) оставались идентичными во всех расчетных вариантах конструкции.

При отсутствии в полу топливных баков и жестких агрегатов практически вся строительная высота пола может быть задействована в деформации при аварийной посадке. Верхняя часть (настил пола) необходима для размещения рельсов крепления кресел, швартовочных узлов и других конструктивных элементов, требуемых для конкретного летательного аппарата. Данная зона должна отличаться повышенной прочностью и жесткостью, для того чтобы элементы, установленные на полу, оставались закрепленными на своих местах при аварийной посадке. Для такого размещения при шаге шпангоутов 0,5 м достаточно 0,05 м высоты пола. При строительной высоте пола 0,3 м оставшиеся 0,25 м могут быть использованы под сминаемую часть пола.

Настил пола должен содержать продольные балки и поперечные элементы для придания жесткости. Деформируемая часть пола в случае отсутствия лонжеронов и продольных балок представляет собой набор шпангоутов, связанных только обшивкой со стрингерным набором. Тогда при аварийной посадке шпангоут будет работать на сжатие, и значение сжимающей нагрузки будет зависеть от сил, при которых происходит потеря устойчивости вертикальных подкрепляющих стоек шпангоута. При использовании стандартной конструкции вертикальных стоек с уголковым поперечным сечением шпангоут деформируется по первой форме потери устойчивости таких профилей. Величина силы, прикладываемой для сжатия, характеризуется высоким начальным пиком, за которым следует существенное снижение усилия, необходимого для деформации. Данная конструкция неоптимальна, так как энергия, поглощаемая при деформации элементов, незначительна.

Идеальный график деформирования представлен на рис. 7. В этом случае поглощается максимальная энергия при фиксированном максимальном значении длительно действующей силы (или перегрузки на конструкцию).

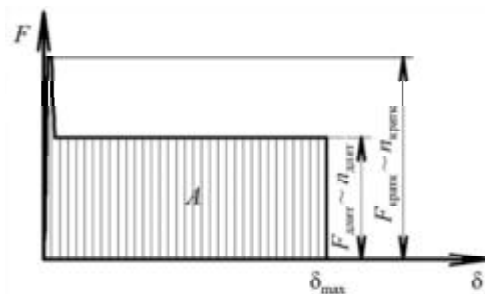


Рис. 7

Для повышения поглощаемой энергии предлагается использовать вертикальные стойки с омегаобразным поперечным сечением. Сама стойка представляет собой профиль, выполненный из листа толщиной 0,5 мм.

Энергопоглощающая конструкция пола изображена на рис. 8: *а* – схема расположения стоек энергопоглощения; *б* – стойки уголкового сечения; *в* – стойки омегаобразного сечения.

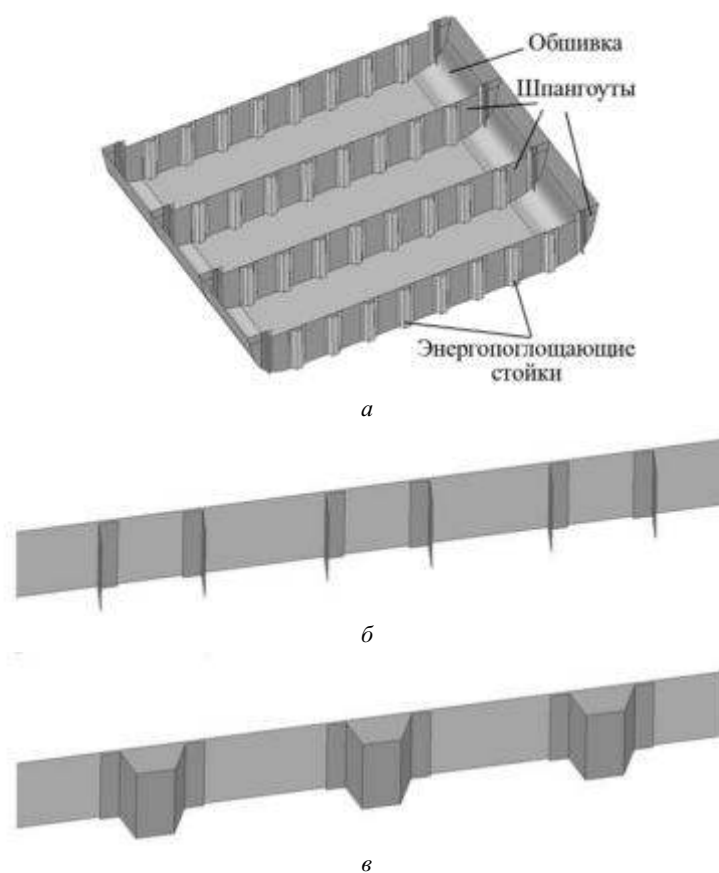


Рис. 8

Для оценки эффективности работы предложенной конструкции пола проведен динамический расчет в конечно-элементном пакете MSC.Dytran. Конечно-элементная модель представлена на рис. 9, зона центральной части расчетной модели – на рис. 10.

Задача решалась в симметричной постановке. Отсек фюзеляжа, включающий центроплан с крылом, установленным на силовые шпангоуты, сбрасывался на жесткую недеформируемую плиту с начальной скоростью 8 м/с.

Результаты расчетов для конструкции с вертикальными стойками, имеющими уголкового поперечные сечения (рис. 11), и конструкции со стойками, имеющими омегаобразные поперечные сечения (рис. 12), приведены в различные моменты времени: *а* – $T = 0$ с; *б* – $T = 0,05$ с; *в* – $T = 0,1$ с; *г* – $T = 0,2$ с.

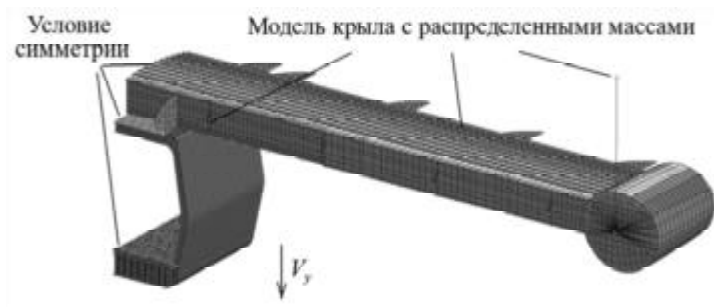


Рис. 9



Рис. 10

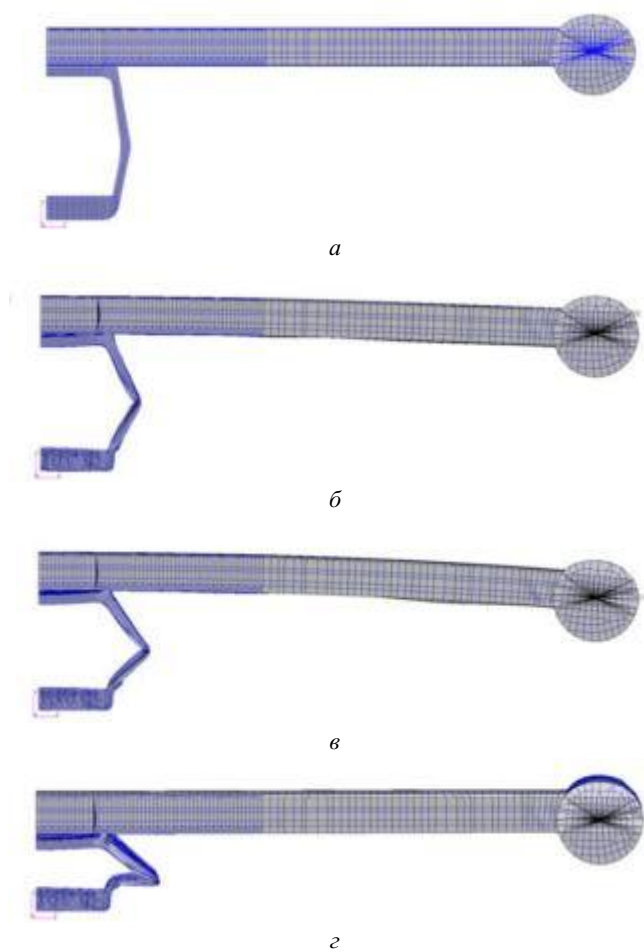


Рис. 11

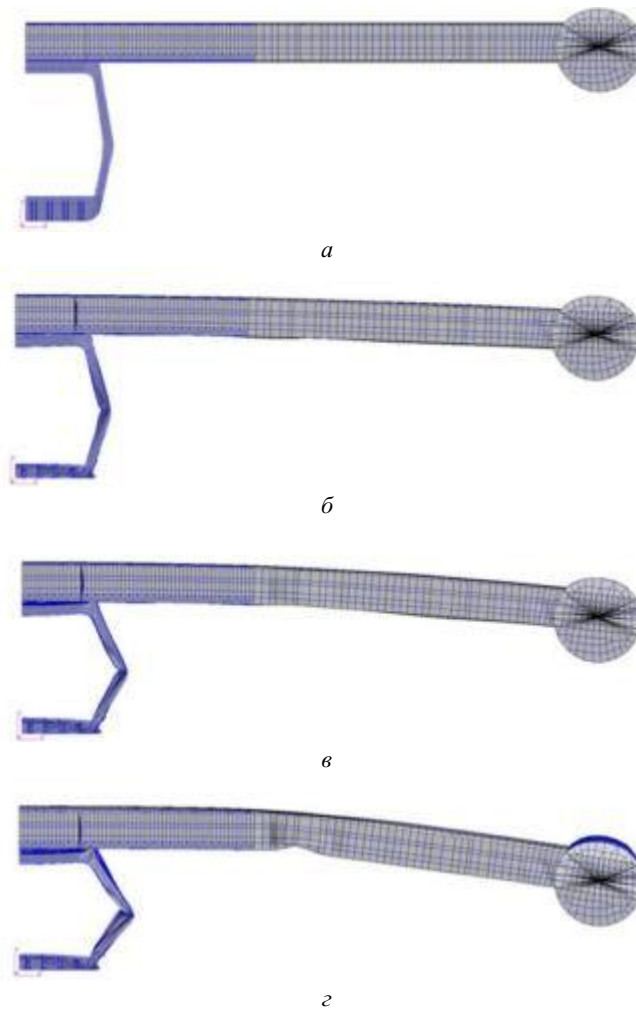


Рис. 12

Энергопоглощающая конструкция пола позволяет погасить часть кинетической энергии, тем самым снизив пиковую перегрузку, приходящую на конструкцию в процессе аварийной посадки, и, как следствие, уменьшить деформацию пассажирской кабины.

На рис. 13 представлено сравнение значений перегрузок, возникающих на потолочной панели, для двух вариантов конструкции стоек. Сплошной линией показаны значения перегрузок при использовании профилей с уголковым сечением, пунктирной – с омегаобразным сечением.

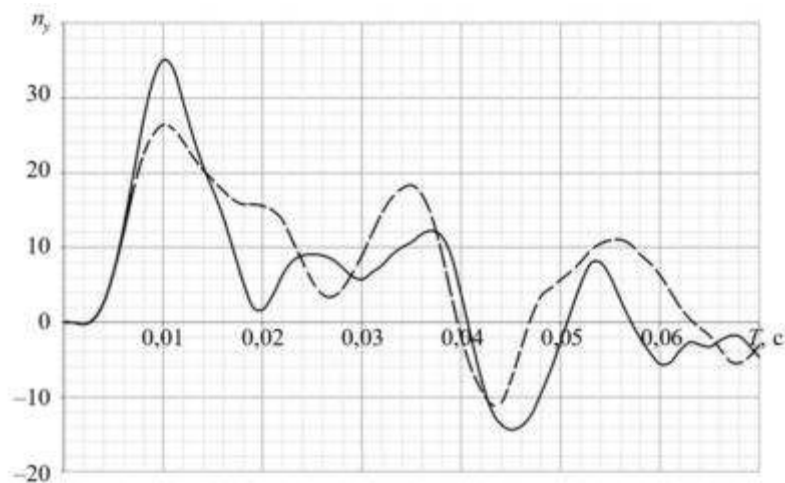


Рис. 13

Согласно расчетам (см. рис. 11, 12) разрушение конструкции крыла происходит в результате потери устойчивости нижней панели от сжимающих нагрузок и лонжеронов от сдвиговых нагрузок (рис. 14). Локализация разрушения в зоне расположения баков представляет риск для аварийной живучести топливной системы. Деформации силового набора крыла могут привести к повреждению самого бака. Таким образом, зону с программируемой деформацией (программируемым разрушением) в конструкции крыла целесообразно разместить между узлами навески крыла и зоной размещения баков.

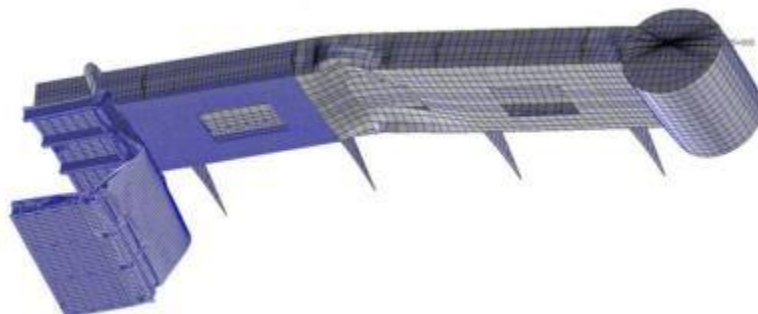


Рис. 14

В зоне конструкции с программируемой деформацией при действии подъемной силы и тяги винтов на режиме «по-вертолетному» нижняя панель находится в состоянии растяжения, а верхняя – в состоянии сжатия. В условиях аварийной посадки, при приложении инерционной перегрузки, характер напряженного состояния изменяется на противоположный: нижняя панель сжимается, а верхняя панель растягивается. Для сжатой нижней панели возможен сценарий разрушения, обусловленный потерей устойчивости панели в пролете между нервюрами от инерционных нагрузок, превышающих случаи штатной посадки. В этом случае для снижения критической силы потери устойчивости для нижней панели в зоне программируемой деформации достаточно снизить момент сопротивления изгибу стрингеров, поддерживающих панель. Для этого от профилей Z-образного или омегаобразного сечения необходимо перейти к профилям уголкового сечения с сохранением площади поперечного сечения профиля. Сохранение такого же значения площади поперечного сечения необходимо, чтобы при максимальных значениях тяги винтов и подъемной силы крыла нижняя панель воспринимала растягивающие нагрузки.

Для проведения дальнейших расчетов конечно-элементная модель со стойками в полу, имеющими омегаобразные сечения, была доработана. В пролете между узлом навески крыла и зоной размещения баков была изменена конструкция нижней панели.

Доработанная конструкция крыла приведена на рис. 15: *а* – расположение зоны программируемой деформации; *б* – расположение зоны программируемой деформации в сечении крыла, *в* – первоначальный вариант панели; *г* – измененная панель.

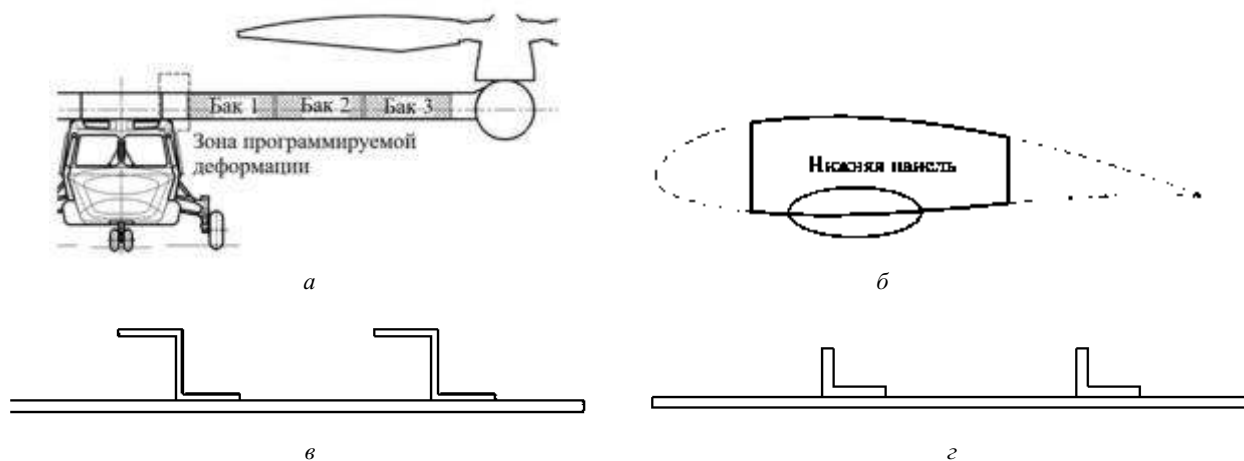


Рис. 15

Деформированное состояние конструкции крыла с зоной программируемой деформации для различных моментов времени расчета иллюстрирует рис. 16: *a* – $T = 0$ с; *б* – $T = 0,05$ с; *в* – $T = 0,1$ с; *г* – $T = 0,25$ с. Расчет проведен для конструкции пола со стойками омегаобразного сечения.

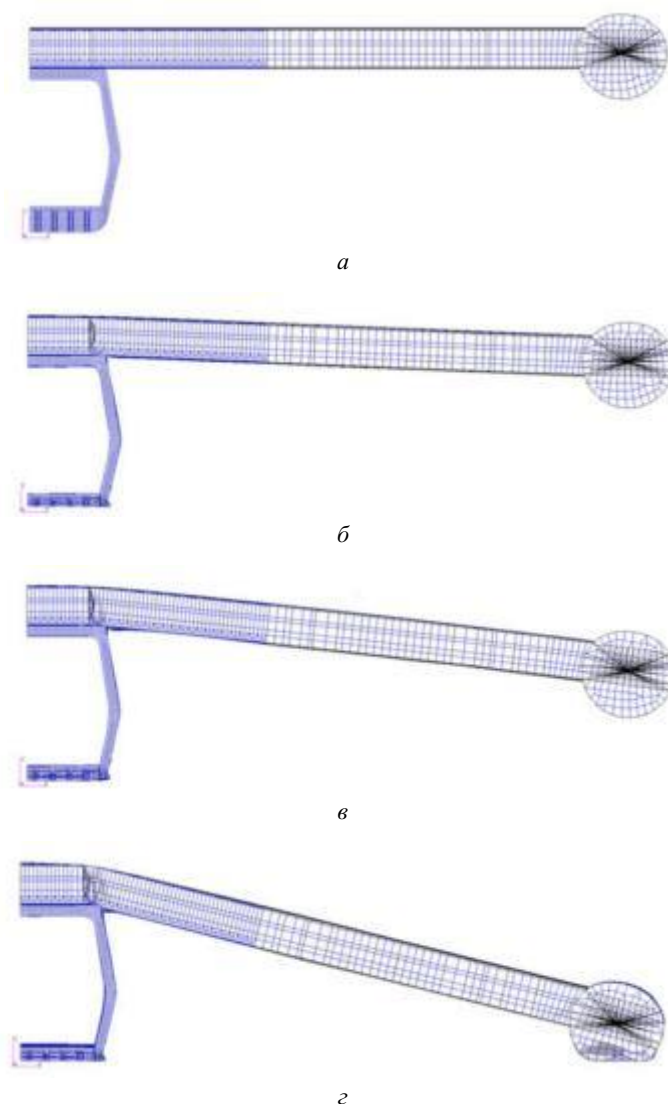


Рис. 16

Как видим (см. рис. 16), в процессе деформации происходит потеря устойчивости нижней панели от сжимающих усилий. При этом деформации конструкции в зоне баков не происходит. Еще одним преимуществом внедрения программируемого разрушения крыла является снятие нагрузки с центральной части фюзеляжа. Ранний подлом крыла предотвращает передачу нагрузки от его полной массы на боковины шпангоутов средней части. Благодаря этому удастся сохранить внутренний объем пассажирской кабины.

Приведем деформации кабины в момент времени $T = 0,2$ с (после аварийной посадки) для трех вариантов конструкции: вариант № 1 – конструкция крыла без зоны с программируемым деформированием и полом со стойками, имеющими уголкового сечения (рис. 17, *a*); вариант № 2 – конструкция крыла без зоны с программируемым деформированием и полом со стойками, имеющими омегаобразное сечение (рис. 17, *б*); вариант № 3 – конструкция крыла с зоной с программируемым деформированием и полом со стойками, имеющими омегаобразное сечение (рис. 17, *в*).

Процесс поглощения кинетической энергии при аварийной посадке рассматриваемой конструкции конвертоплана можно представить в виде типового графика перегрузки от времени (рис. 18).

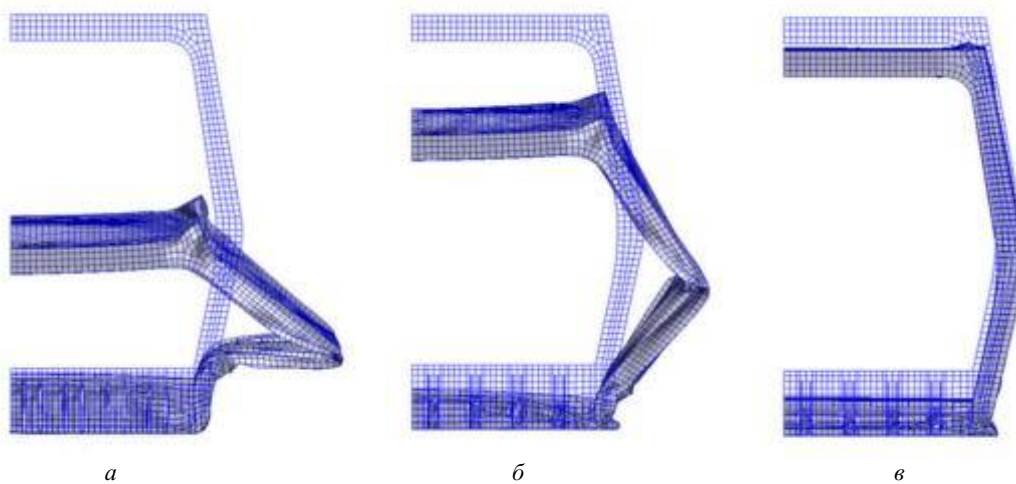


Рис. 17

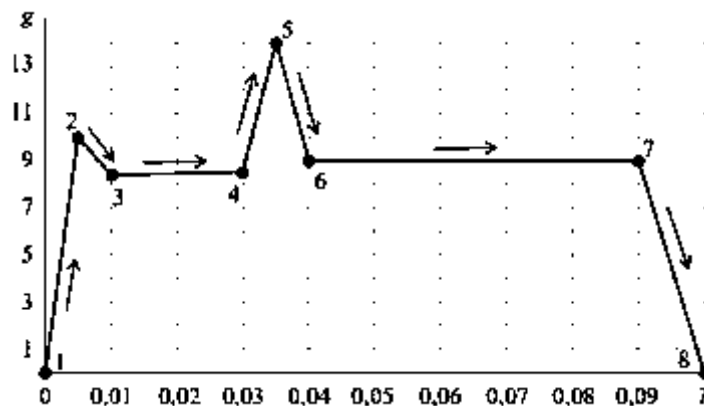


Рис. 18

На графике (см. рис. 18) можно выделить следующие временные процессы.

1. Процесс 1–2.

Ударное воздействие на пол. В точке 2 происходит активация энергопоглощающих элементов пола за счет превышения действующей силы над критической силой потери устойчивости вертикальных стоек подполья.

2. Процесс 2–3.

Снижение пиковой перегрузки и переход к равномерной работе энергопоглощающих элементов пола.

3. Процесс 3–4.

Деформация пола (сжатие энергопоглощающей части).

4. Процесс 4–5.

В точке 4 пол сжимается до максимально возможной величины и начинает работать как абсолютно жесткое целое. На этом участке происходит рост перегрузки и действующих сил на боковинах шпангоутов. При достижении пиковой перегрузки в точке 5 происходит подлом крыла в зоне программируемой деформации;

5. Процесс 5–6.

Падение нагрузки после подлома крыла.

6. Процесс 6–7.

На этом участке боковины шпангоутов деформируются только от агрегатов, оставшихся на потолочной панели центральной части, крыло деформируется преимущественно как жесткое целое относительно пластического шарнира в зоне подлома крыла.

Таким образом, в статье представлены результаты моделирования деформации фюзеляжа различных конфигураций, наглядно демонстрирующие эффект от внедрения элементов программируемой деформации в контексте формирования концепции безопасно разрушаемой конструкции. Предложенный вариант расположения элементов программируемой деформации на примере конструкции конвертоплана обеспечивает эффективное поглощение значительной доли кинетической энергии посадочного удара при аварийной посадке за счет контролируемого развития пластических деформаций. При этом достигается сохранение целостности внутреннего объема пассажирской кабины при минимизации массы конструкции.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Авиационные правила. Часть 29. Нормы летной годности винтокрылых аппаратов транспортной категории. М.: Авиаздат, 2018. 180 с.
2. *Belardo M. et al.* Wing Structure of Next-Generation Civil Tiltrotor: From Concept to Preliminary Design // *Aerospace*. 2021. Vol. 8. Iss. 4. Article № 102.
3. MIL-STD-1290. Light Fixed and Rotary Wing Crash Resistance. USA, 1974. 49 p.
4. *Desjardins S.P. et al.* Aircraft Crash Survival Design Guide [Electronical Resource]. URL: https://www.researchgate.net/publication/235215031_Aircraft_Crash_Survival_Design_Guide_Volume_4_Aircraft_Seats_Restraints_Litters_and_CockpitCabin_Deletalization (дата обращения: 5.10.2025).
5. *Di Palma L. et al.* High Fidelity Crash Analysis of NGCTR-TD Composite Wing // *Journal of Physics: Conference Series*. 2024. Vol. 2716. Article № 012023.
6. *Gupta A., Biswal P., Santhosh S.R.* Safety in Helicopters: Lessons from the Autopsy Table (An Injury Pattern Analysis of Helicopter Crashes) // *Indian Journal of Aerospace Medicine*. 2016. Vol. 60. Iss. 2. P. 12–22.
7. *Coltman J.W.* Rotorcraft Crashworthy Airframe and Fuel System Technology Development Program. USA: FAA Technical Center, 1994. 8 p.
8. *Шабалин Л.П., Сидоров И.Н., Горелов А.В.* Травмобезопасность пассажира в виртуальных сертификационных испытаниях блока авиационных кресел // *Изв. вузов. Авиационная техника*. 2019. № 4. С. 172–175.
9. *Majumaki J.* Crash Analysis of the "High Cabin" – Cersion of the NH90 Transport Helicopter Fuselage // *Proc. of the 1st CEAS European Air and Space Conference*, Sept. 10–13, 2007, Berlin, Germany. P. 2421–2426.
10. *Гришанина Т.В., Молин К.Е.* Исследование влияния лопастей несущего винта на нагрузки, действующие на фюзеляж вертолета при аварийной посадке // *Изв. вузов. Авиационная техника*. 2024. № 4. С. 19–29.

Поступила в редакцию 5.11.25
После доработки 9.11.25
Принята к публикации 21.11.25

A Study of the Impact of Using Programmable Failure Zones in the Design of a Tiltrotor to Ensure the Safety of Passengers and Crew during an Emergency Landing

K.E. MOLIN^{1,2} AND T.V. GRISHANINA²

¹ National Helicopter Center Mil & Kamov, Moscow

² Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow

An analysis of the deformation of a tiltrotor airframe during an emergency landing was conducted for design variants with an energy-absorbing floor and a wing equipped with programmable deformation elements that ensure safe destruction of the structure. Their influence on the collapse of the interior space of the passenger cabin was assessed. In order to develop a comprehensive approach to aircraft safety, the need for calculations of the dynamic deformation of the airframe, in conjunction with the fulfillment of the requirements of the aviation regulations regarding emergency landing, was substantiated. The calculations were carried out on the basis of finite element models using the MSC.Dytran software module, which is based on the explicit integration method.

Vertical takeoff and landing aircraft, tiltrotor, emergency landing, finite element method, energy absorption, programmed failure

Мультимодальная визуальная навигация беспилотных воздушных судов с использованием спутниковых карт и тепловизионных камер

Рассмотрена проблема визуальной навигации беспилотных воздушных судов в условиях недостаточной освещенности. Для обеспечения круглосуточной навигации предлагается метод кросс-модального преобразования спутниковых изображений видимого диапазона в тепловизионные представления с использованием генеративной потоковой модели ThermalGen. Полученные тепловые карты используются в алгоритме абсолютной визуальной локализации, основанном на сопоставлении данных бортовой LWIR-камеры с преобразованным спутниковым эталоном. Алгоритм интегрирован в гибридный модуль визуально-инерциальной навигации, объединяющий результаты абсолютной визуальной локализации, визуальной одометрии и инерциальных измерений на основе расширенного фильтра Калмана. Тестирование на изображениях, преобразованных в тепловые, показало высокую точность определения абсолютных координат и подтвердило работоспособность предложенного подхода в условиях ночной навигации.

П.А. ЛАЗАРЕВА,
канд. физ.-мат. наук,
А.И. МАЛИКОВ,
д-р физ.-мат. наук,
Г.Л. ДЕГТЯРЕВ,
д-р техн. наук,
Р.Т. МАННАНОВ
(КНИТУ-КАИ, Казань)
palazareva@kai.ru

Визуально-инерциальная навигация, беспилотное воздушное судно, спутниковая карта, тепловизионная LWIR-камера, кросс-модальное преобразование изображений, генеративная потоковая сеть

Задача автономной навигации беспилотных воздушных судов в условиях отсутствия надежного сигнала глобальных навигационных спутниковых систем и ограниченной видимости требует использования надежных методов позиционирования и локализации, способных работать круглосуточно и в широком диапазоне атмосферных условий [1, 2]. Традиционные оптические камеры (RGB-камеры) обеспечивающие детальное текстурное описание сцены при дневном освещении, теряют информативность в условиях недостаточной освещенности (сумерки, ночь) или при ухудшении прозрачности атмосферы (дым, туман). В описанных сценариях применения датчики дальнего инфракрасного диапазона (Long-Wave Infrared (LWIR)) с длиной волны 8–14 мкм фиксируют тепловую картину сцены и часто сохраняют контраст, недоступный в видимом диапазоне. В связи с этим интеграция тепловизионного канала в навигационные стеки рассматривается как естественный путь обеспечения круглосуточной работоспособности беспилотного воздушного судна и повышения устойчивости визуальных алгоритмов.

Тем не менее применение данных LWIR-сенсоров для задач навигации ограничено относительно низким пространственным разрешением большинства доступных LWIR-модулей, чувствительностью к температурному контрасту (ΔT) и материалам с разной тепловой эмиссией, а также влиянием атмосферных эффектов и различием геометрии обзора между спутниковыми/аэроснимками и бортовыми кадрами [3]. В результате эффективность использования тепловизионного канала данных зависит от сочетания нескольких факторов – аппаратных (разрешение тепловизора и оптика), алгоритмических (методы извлечения ключевых признаков и мультимодального сопоставления), а также условий функционирования (сценарии применения, сезонность) [4].

Проведены исследования, направленные на устранение этих ограничений. Ключевые направления можно условно подразделить на три категории: адаптированные классические методы (прямые методы и основанные на сопоставлении признаков), термальный SLAM (Simultaneous Localization and Mapping) и долгосрочная термальная визуальная локализация, а также нейросетевые методы мультимодального комплексирования данных и кросс-модальных преобразований.

Сопоставление признаков представляет собой фундаментальный подход в задачах визуальной одометрии и одновременной локализации с построением карты (SLAM), поэтому значительная часть ис-

следований в области тепловой навигации основана на переносе устоявшихся алгоритмов визуальной одометрии и SLAM на спектр LWIR (детектирование ключевых точек с помощью классических или нейросетевых алгоритмов, сопоставление дескрипторов и построение карты [5–7]). При практическом применении было установлено, что плотность и стабильность ключевых точек в LWIR заметно ниже, особенно для дешевых модулей с низким разрешением. Кроме того, текстура сцены в тепловом домене формируется законами теплопередачи и излучательной способностью материалов, что обуславливает принципиальное отличие характеристик тепловых дескрипторов от дескрипторов видимого спектра (RGB). Тем не менее при условии достаточного температурного контраста ΔT и использовании соответствующей оптической системы методы, основанные на сопоставлении признаков, остаются эффективными, позволяя реализовывать устойчивую относительную навигацию на коротких и средних дистанциях. Анализ современных бенчмарков подтверждает возможность реализации работоспособной LWIR-визуальной одометрии для навигации в темное время суток при условии применения специализированных наборов данных и должной настройки алгоритмов [8].

Отдельным направлением в решении задачи ночной навигации беспилотных воздушных судов является развитие методов SLAM, адаптированных для работы с тепловизионными изображениями в качестве основного источника данных. Этот подход включает специализированные дескрипторы, учет временной стабильности температурных паттернов и методы восстановления карты, пригодной для длительной навигации. Такие системы обеспечивают длительную стабильность и компенсацию сезонных и ежедневных температурных изменений [9]. При этом не решены проблемы сезонности и низкого разрешения бортовых сенсоров.

В последнее время наблюдается значительный прогресс в области применения методов глубокого обучения для решения задач комплексирования и преобразования между визуальным (RGB) и тепловым (LWIR) представлениями. Существующие подходы могут быть классифицированы на три основных категории: архитектуры комплексирования, генеративные модели для преобразований изображений между доменами, кросс-модальное сопоставление.

Комплексирование RGB- и тепловизионных изображений представляет собой объединение данных видимого и инфракрасного диапазонов с целью повышения информативности и устойчивости визуальных алгоритмов. Наиболее эффективным для навигации считается комплексирование на уровне признаков, при котором интегрируются дескрипторы, извлеченные из обеих модальностей. Такой подход снижает влияние шума и повышает точность оценки положения и ориентации, что важно для алгоритмов расширенного фильтра Калмана и графовой оптимизации. Согласно современным аналитическим обзорам наиболее эффективными в области RGB-T методов являются нейросетевые архитектуры с использованием ResNet-подобных ветвей, механизмов внимания и мультимодальных детекторов. При этом согласно результатам исследования качество комплексирования существенно зависит от разрешения и характеристик тепловизионного канала [9].

В задачах сопоставления изображений разных модальностей, когда, например, требуется использовать эталонные RGB-гайлы для поиска соответствия по LWIR-кадрам, эффективным решением стало обучение генеративно-сопоставительных нейросетей (Generative Adversarial Networks (GAN)), которые переводят изображения одного домена в другой. Подходы основаны на условных GAN (Pix2Pix, CycleGAN) и более поздних усовершенствованиях (адаптация внимания, геометрически согласованные потери), а также на потоковых моделях и производных вариационных автокодировщиков [10]. В современной научной литературе наблюдается тенденция к внедрению новых подходов, в частности, в работах предложены модели, специально обученные для преобразования RGB-изображения в тепловые, включая ThermalGen [11] и улучшенные CycleGAN-варианты [12]. Анализ результатов демонстрирует возможность сгенерировать термальные изображения, сохраняющие пространственную структуру сцены и в ряде случаев полезные для последующих задач обнаружения и сопоставления. Однако качество преобразования существенно зависит от используемых обучающих пар (требуется большой обучающий набор данных парных RGB- и тепловых снимков или эффективная стратегия непарного обучения) [11].

В задачах поиска и сопоставления изображений мультимодальных данных (RGB и LWIR) также используются контрастные и кросс-модальные представления. Обучение осуществляется с использованием сиамских или триплетных нейронных сетей, формирующих единое эмбединг-пространство, в котором семантически или пространственно соотнесенные RGB- и LWIR-патчи располагаются в непосредственной близости друг от друга. Такой подход демонстрирует высокую эффективность в условиях нестабильности прямого преобразования RGB-изображений в тепловые, поскольку ориентирован не на синтез изображений, а на создание описаний, оптимизированных для быстрого поиска в базе данных [13].

Многие из указанных нейросетевых подходов требуют мощных вычислительных ресурсов, в то время как для навигации беспилотных воздушных судов легкого и среднего класса в реальном времени необходимы легковесные и вычислительно эффективные подходы [9]. В связи с этим в данной работе предлагается распространить разработанный ранее гибридный подход [14], который реализует комплексирование абсолютной визуальной локализации по спутниковым геопривязанным картам с оптическим потоком и данными инерциального модуля в расширенном фильтре Калмана, на тепловые изображения. При недоступности спутниковых тепловизионных карт предлагается использовать кросс-модальное преобразование RGB-карт соответствующего сезона с помощью генеративно-состязательной сети.

Для стабильной навигации беспилотного воздушного судна в длительных миссиях с использованием визуальных ориентиров требуется сопоставление с геопривязанными картами, которые нивелируют дрейф оценок координат, присущий алгоритмам SLAM и визуальной одометрии. Поскольку непосредственное сопоставление LWIR-кадров с низким разрешением с RGB-спутниковыми тайлами неэффективно из-за разницы модальностей, когда цветовая информация сравнивается с температурной картой, логично попытаться привести оба домена к общему виду. Это можно сделать двумя способами: физически моделировать ожидаемую тепловую картину спутникового изображения (термодинамическое/метеорологическое моделирование), что технически сложно и требует геофизических данных и моделей, или использовать методы машинного обучения для перевода RGB-тайлов в термально подобные изображения, пригодные для сопоставления с LWIR-снимками бортовых тепловизионных модулей. Преобразование на основе данных демонстрирует более высокую практическую применимость. Обученная нейронная сеть способна компенсировать рассогласование масштаба и сезонные вариации при условии ее обучения на репрезентативных наборах данных, которые могут быть либо парными, либо корректно подобранными непарными датасетами.

Преобразование на основе данных производится обучением GAN или потоковой генеративной модели (ThermalGen [11], CycleGAN-варианты [12]). Обучение осуществляется на наборах данных, которые содержат сопоставимые сцены в RGB- и LWIR-диапазонах, полученные при аэрофотосъемке, либо допускают корреляцию наземных и спутниковых представлений. Целью преобразования является генерация термального тайла, согласованного по масштабу и проекции для его последующего сопоставления с кадром LWIR через дескрипторы или методы прямого сравнения изображений. Работоспособность данного подхода была продемонстрирована в исследованиях по преобразованиям RGB-изображений в тепловые и в задачах детекции в условиях недостаточной освещенности [11].

Преимущество преобразования из RGB-изображений в тепловые заключается в уменьшении межмодального разрыва: навигационные алгоритмы могут использовать единый тип признаков (термальные «картины»), что упрощает сопоставление и потенциально повышает вероятность установления соответствий. Вместе с тем существуют очевидные ограничения данного подхода: синтезированные данные не могут служить заменой реальным физическим измерениям температуры, а также демонстрируют высокую чувствительность к погрешностям в моделях эмиссии, сезонной изменчивости и отражениям. Необходимо также учитывать различия в углах наблюдения и разрешении между спутниковым тайлом (вертикальная проекция, большой масштаб) и LWIR-кадром (низкий обзор с борта беспилотного воздушного судна). Следовательно, модель преобразования должна быть обучена или скорректирована с учетом масштаба, перспективы и геометрии съемки [8].

В данной работе для интеграции данных тепловизора и обеспечения круглосуточной работоспособности метода визуально-инерциальной навигации предлагается предварительное кросс-модальное преобразование спутниковых снимков в тепловые геопривязанные изображения с помощью адаптивной потоковой генеративной модели ThermalGen [11], включающей архитектуру кондиционирования RGB-изображений и механизм разделения стилей. Это позволяет надежно генерировать тепловые изображения в широком спектре стилей RGB-T, зависящих от тепловых сенсоров, углов обзора и условий окружающей среды. Архитектура модели поддерживает совместное обучение на дополнительных наборах данных, что повышает ее адаптивность для различных приложений.

Приведем пример преобразования RGB-изображения из набора данных Boson-nighttime [15] с использованием ThermalGen.

На рис. 1, *а* представлено исходное спутниковое RGB-изображение участка местности, на рис. 1, *б* – реальное тепловое изображение того же участка. На рис. 1, *в* показан результат применения генеративной модели для преобразования исходного RGB-изображения в тепловое изображение.

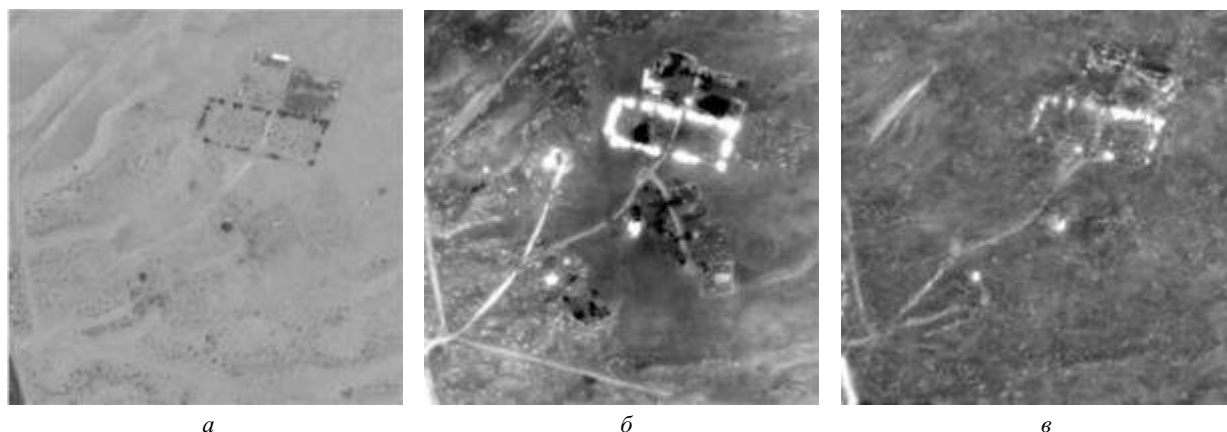


Рис. 1

Несмотря на различия между реальным тепловым изображением и его аналогом, полученным с помощью ThermalGen, на преобразованном изображении сохраняются ключевые пространственные и структурные особенности исследуемой местности. Кроме того, применение метода ограниченного контрастом адаптивного выравнивания гистограммы на этапе предварительной обработки изображений позволяет повысить контраст получаемых изображений, что, в свою очередь, способствует увеличению вероятности детекции признаков. В связи с этим возможно применять описанный подход для кросс-модального преобразования спутниковых RGB-изображений (при отсутствии доступных тепловых карт) с целью приведения их к единому домену с данными тепловизора, используемого на борту беспилотного воздушного судна.

В работе [14] предложен гибридный метод визуально-инерциальной навигации, сочетающий абсолютную визуальную локализацию по геопривязанным спутниковым картам с визуально-инерциальной одометрией на основе оптического потока и данных инерциального модуля с комплексированием в тесно связанном расширенном фильтре Калмана с параллельной архитектурой.

Для глобального позиционирования используется сопоставление признаков между текущим изображением с камеры и спутниковой картой. В качестве дескрипторов применяются SIFT-признаки, устойчивые к масштабным и аффинным преобразованиям. Процедура включает предварительное извлечение SIFT-признаков на геопривязанных картографических тайлах, сопоставление текущих признаков методом k ближайших соседей, оценку гомографии методом RANSAC и вычисление положения беспилотного воздушного судна на карте с учетом ориентации. Абсолютная локализация обеспечивает определение координат в глобальной системе, но характеризуется низкой частотой и повышенной чувствительностью к ошибкам в условиях монотонной текстуры. Для повышения частоты и плавности оценок применяется визуальная одометрия, основанная на иерархическом методе Лукаса – Канаде, вычисляющем разрежен-

ный оптический поток. Для каждого кадра получается относительное смещение в системе координат камеры:

$$\Delta \mathbf{p}_c = \begin{bmatrix} \Delta x_c \\ \Delta y_c \\ \Delta z_c \end{bmatrix},$$

где $\Delta x_c, \Delta y_c, \Delta z_c$ – приращения координат между кадрами в системе камеры.

Для использования в глобальной (ENU) системе координат выполняется преобразование:

$$\Delta \mathbf{p}_{\text{ENU}} = R(\psi) \Delta \mathbf{p}_c,$$

где $\Delta \mathbf{p}_{\text{ENU}} = [\Delta x, \Delta y, \Delta z]^T$ – смещения, м; $R(\psi)$ – матрица поворота, зависящая от текущего курса ψ .

Вектор состояния включает положение, ориентацию и смещение датчиков:

$$\mathbf{x} = [\varphi, \lambda, h, \phi, \theta, \psi, \mathbf{b}_g, \mathbf{b}_a]^T,$$

где φ, λ, h – широта, долгота и высота; ϕ, θ, ψ – углы Эйлера; $\mathbf{b}_g = [b_{gx} \quad b_{gy} \quad b_{gz}]^T$, $\mathbf{b}_a = [b_{ax} \quad b_{ay} \quad b_{az}]^T$ – смещения гироскопа и акселерометра, моделируемые как случайное блуждание.

Положение обновляется согласно приращениям от оптического потока:

$$\mathbf{p}_{k+1} = \mathbf{p}_k + \Delta \mathbf{p}_{\text{ENU}} + \mathbf{w}_p,$$

где $\mathbf{p} = [\varphi, \lambda, h]^T$; \mathbf{w}_p – гауссовский шум модели состояния.

Ориентация обновляется на основе данных об измеренных угловых скоростях:

$$\Theta_{k+1} = \Theta_k + T(\Theta_k)(\boldsymbol{\omega} - \mathbf{b}_g)\Delta t + \mathbf{w}_\Theta,$$

где $\Theta = [\phi, \theta, \psi]^T$; $T(\Theta_k)$ – матрица кинематических связей; $\boldsymbol{\omega} = [\omega_x \quad \omega_y \quad \omega_z]^T$ – вектор измеренных угловых скоростей; Δt – шаг дискретизации; \mathbf{w}_Θ – шум ориентации.

Метод использует две разновидности наблюдений:

- абсолютная локализация

$$\mathbf{z}_{\text{AVL}} = [\varphi, \lambda, h]^T + \mathbf{v}_{\text{AVL}},$$

где \mathbf{v}_{AVL} – шум абсолютной визуальной локализации;

- измерения акселерометра:

$$\mathbf{z}_a = R(\phi, \theta, \psi)(\mathbf{a} - \mathbf{b}_a) + \mathbf{v}_a,$$

где $\mathbf{a} = [a_x \quad a_y \quad a_z]^T$ – измерения ускорений; $R(\phi, \theta, \psi)$ – матрица поворота из связанной системы в ENU-систему; \mathbf{v}_a – шум акселерометра.

Для обоих каналов формируются соответствующие якобианы, используемые на этапе обновления расширенного фильтра Калмана. Перед включением новых измерений выполняется гейтинг по Махаланобису, что предотвращает попадание выбросов в фильтр.

Расширенный фильтр Калмана выполняет прогнозирование состояния на основе инерциальных данных и оптического потока, а также обновление состояния при поступлении абсолютных координат или измерений акселерометра.

Объединение двух визуальных подсистем обеспечивает устранение дрейфа одометрии, сглаживание траектории и повышение частоты обновления оценки. Кроме того, улучшается устойчивость к вы-

бросам и выпадению оценок абсолютной локализации, что особенно важно при использовании тепловых изображений. Рассмотренный метод может быть применен для навигации беспилотного воздушного судна в ночное время с использованием тепловизора.

Для проверки применимости предложенного подхода были использованы реальные данные с RGB-камеры ELP Global Shutter 1080P Aptina AR0234, полученные на борту беспилотного воздушного судна на высоте 900 м. Камера имеет глобальный затвор и угол поля зрения 126°. Используемый инерциальный модуль – InvenSense ICM20689. В качестве вычислительной платформы, реализующей алгоритм визуально-инерциальной навигации, использовался одноплатный компьютер Orange Pi 5B с оперативной памятью 16 Гб. Гибридный алгоритм обеспечил частоту работы 6 кадров в секунду. Данный показатель является достаточным для обеспечения требуемой точности навигации беспилотного воздушного судна.

Изображения с камеры и спутниковая карта были преобразованы в тепловые изображения с помощью модели ThermalGen. Разрешение изображений с бортовой камеры также было специально понижено до 192×120 пикселей для имитации данных, полученных с реальных тепловизионных модулей низкого разрешения.

На рис. 2 приведен пример кадра с камеры, преобразованного в тепловое изображение, на рис. 3 – пример преобразованной спутниковой карты, используемой при тестировании.



Рис. 2

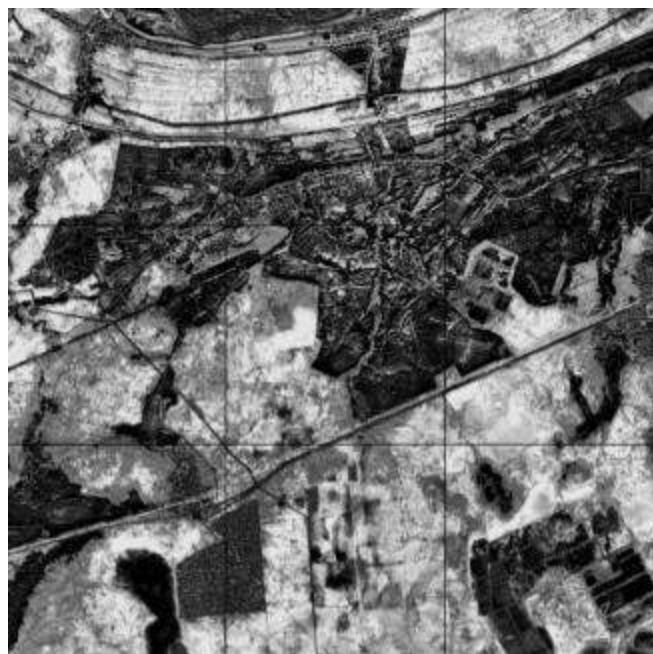


Рис. 3

Изображения с камеры беспилотного воздушного судна, преобразованные в тепловые, и спутниковая карта были использованы в качестве входных данных для рассматриваемого гибридного метода визуально-инерциальной навигации.

На рис. 4 приведены треки эталонных данных координат, полученных от бортового приемника глобальных навигационных спутниковых систем, и оценки по кросс-модальным тепловым изображениям, полученным с помощью модели ThermalGen.

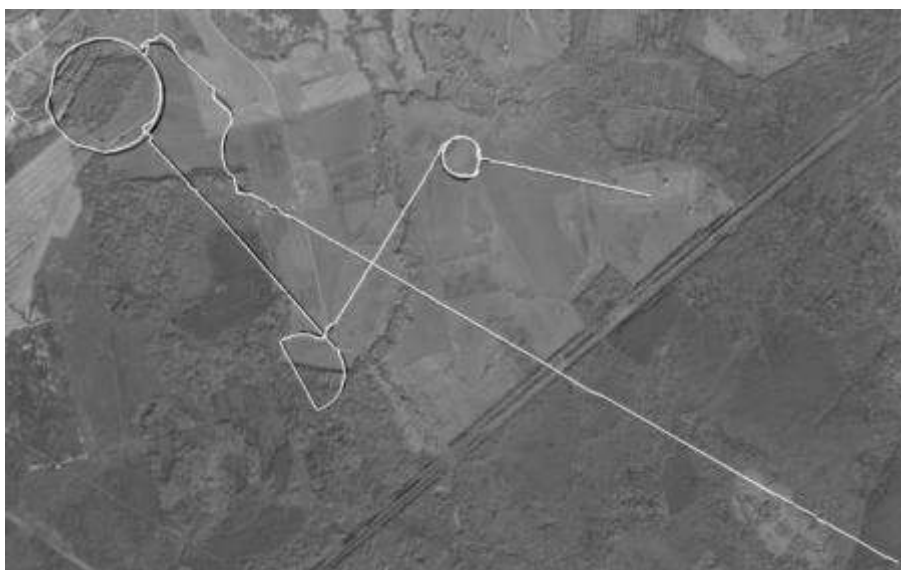


Рис. 4

На рис. 5 построен график абсолютной ошибки для гибридного метода визуально-инерциальной навигации с использованием преобразованных тепловых изображений бортовой камеры и спутникового снимка.

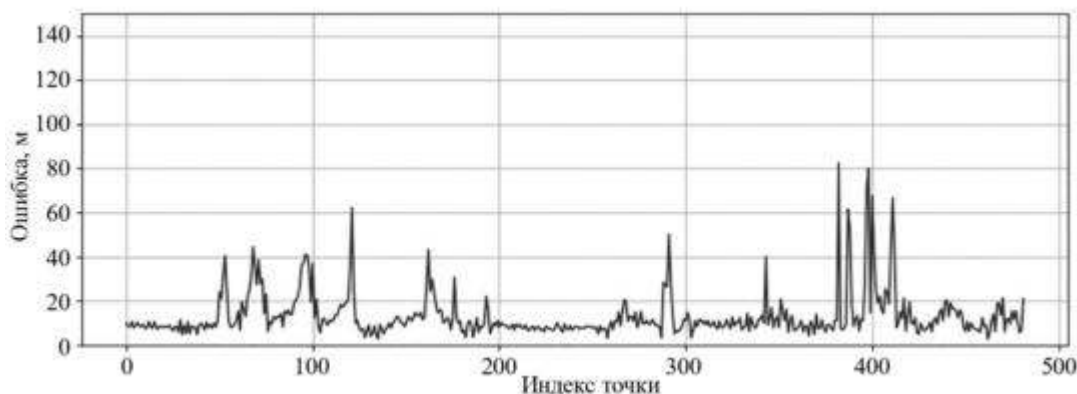


Рис. 5

Использование оптического потока и данных инерциального блока в расширенном фильтре Калмана позволило отфильтровать выбросы и получить связанные траектории. Вычисленные значения метрик: корень из среднеквадратической ошибки $RMSE = 16,67$ м, средняя абсолютная ошибка $MAE = 13,04$ м.

Таким образом, в работе представлен подход к обеспечению визуальной навигации беспилотных воздушных судов в условиях недостаточной освещенности. Предложенная методика основана на кросс-модальном преобразовании спутниковых изображений из видимого диапазона в тепловизионное геопривязанное представление, что позволяет осуществлять сопоставление полученного теплового эталона с данными бортового LWIR-тепловизора. Данное сопоставление реализуется в составе гибридного алгоритма, объединяющего абсолютную визуальную навигацию, оценку оптического потока и инерциальные измерения в структуре расширенного фильтра Калмана.

Несмотря на неизбежное снижение точности абсолютной привязки при использовании тепловизионных данных и искусственно преобразованных спутниковых изображений, включение данных оптического потока и инерциального модуля в алгоритм существенно повышает устойчивость и достовер-

ность оценки навигационных параметров. Такое комплексирование позволяет компенсировать недостаток информации в тепловом канале и обеспечить стабильную навигацию беспилотного воздушного судна при отсутствии сигналов глобальных навигационных спутниковых систем, включая режимы полета в темное время суток.

Предложенный подход открывает возможность круглосуточной визуальной навигации с использованием недорогих LWIR-сенсоров и может служить основой для разработки более совершенных мультимодальных систем навигации беспилотного воздушного судна. Точность получаемых оценок координат при практической реализации будет зависеть в первую очередь от разрешения бортовых тепловизионных модулей. Типичные коммерческие LWIR-модули имеют разрешение 256×192 – 640×512 пикселей. При увеличении высоты полета масштаб сцены также растет, что ограничивает информативность кадра. Исследования показывают также влияние высоты и атмосферных условий на оценку температур и детектируемость объектов: с увеличением высоты измеряемая температура объекта может занижаться, а контраст уменьшаться, особенно при высоком аэродинамическом и тепловом шуме (ветер, влажность). Практические рекомендации по улучшению качества тепловых изображений включают применение оптики с узким полем зрения для увеличения углового разрешения на объект, многокадровое накопление и адаптивную настройку экспозиции для повышения соотношения сигнал – шум [4]. Дальнейшее развитие подхода включает повышение качества кросс-модального преобразования, разработку метода оценки степени доверия к полученным оценкам координат и проведение натурных экспериментов с реальными данными бортового тепловизионного модуля.

Работа выполнена за счет предоставленного в 2024 г. Академией наук Республики Татарстан гранта на осуществление фундаментальных и прикладных научных работ в научных и образовательных организациях, предприятиях и организациях реального сектора экономики Республики Татарстан.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Левшонков Н.В., Нафиков И.М., Митрайкин В.И. Обеспечение проведения мониторинга с применением беспилотных авиационных систем // Изв. вузов. Авиационная техника. 2024. № 4. С. 150–155.
2. Толмачев А.С. и др. Навигация мультикоптерного летательного аппарата по визуальной одометрии с функцией коррекции по объектам интереса // Изв. вузов. Авиационная техника. 2024. № 2. С. 79–84.
3. JiuHong Xiao et al. Long-Range UAV Thermal Geo-Localization with Satellite Imagery // Proc. of the International Conference on Intelligent Robots and Systems, Oct. 1–5, 2023, Detroit, USA. P. 5820–5827.
4. Quanxing Wan et al. Optimizing UAV-Based Uncooled Thermal Cameras in Field Conditions for Precision Agriculture // International Journal of Applied Earth Observation and Geoinformation. 2024. Vol. 134. Article № 104184.
5. Rublee E. et al. ORB: An Efficient Alternative to SIFT or SURF // Proc. of the International Conference on Computer Vision, Nov. 6–13, 2011, Barcelona, Spain. 2011. P. 2564–2571.
6. Lowe D.G. Distinctive Image Features from Scale-Invariant Keypoints // International Journal of Computer Vision. 2004. Vol. 60. Iss. 2. P. 91–110.
7. DeTone D., Malisiewicz T., Rabinovich A. SuperPoint: Self-Supervised Interest Point Detection and Description // Proc. of the IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition Workshops, June 18–22, 2018, Salt Lake City, USA. P. 337–349.
8. Keil C. et al. Towards Long Term SLAM on Thermal Imagery // Proc. of IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems, Oct. 14–18, 2024, Abu Dhabi, UAE. P. 10174–10181.
9. Song K. et al. RGB-T Image Analysis Technology and Application: A Survey // Engineering Applications of Artificial Intelligence. 2023. Vol. 120. Article 105919.
10. JiuHong Xiao et al. STHN: Deep Homography Estimation for UAV Thermal Geo-Localization with Satellite Imagery // IEEE Robotics and Automation Letters. 2024. Vol. 9. Iss. 10. P. 8754–8761.
11. JiuHong Xiao et al. ThermalGen: Style-Disentangled Flow-Based Generative Models for RGB-to-Thermal Image Translation [Electronical Resource]. URL: <https://arxiv.org/pdf/2509.24878> (дата обращения: 18.10.2025).
12. Xingyi He et al. MatchAnything: Universal Cross-Modality Image Matching with Large-Scale Pre-Training [Electronical Resource]. URL: <https://arxiv.org/abs/2501.07556> (дата обращения: 18.10.2025).
13. Brenner M. et al. RGB-D and Thermal Sensor Fusion: A Systematic Literature Review // IEEE Access. 2023. Vol. 11. P. 82410–82442.

14. Лазарева П.А. и др. Разработка алгоритма абсолютной визуальной навигации беспилотного летательного аппарата // Изв. вузов. Авиационная техника. 2025. № 3. С. 55–63.
15. Hugging Face [Electronical Resource]. URL: <https://huggingface.co/datasets/xjh19972/boson-nighttime/tree/main/satellite-thermal-dataset-v3> (дата обращения 18.10.2025).

Поступила в редакцию 18.11.25

После доработки 20.11.25

Принята к публикации 20.11.25

Multimodal Visual Navigation of Unmanned Aerial Vehicles Using Satellite Maps and Thermal Imaging Cameras

P.A. LAZAREVA, A.I. MALIKOV, G.L. DEGTYAREV, AND R.T. MANNANOV

Tupolev Kazan National Research Technical University, Kazan

This paper examines the problem of visual navigation for unmanned aerial vehicles in low-light conditions. To ensure day/night navigation, a method for cross-modal transformation of visible-light satellite imagery into thermal representations is proposed using ThermalGen flow-based generative model. The resulting heat maps are used in an absolute visual localization algorithm based on matching data from an onboard LWIR camera with a transformed satellite reference image. The algorithm is integrated into a hybrid visual-inertial navigation module that fuses the results of absolute visual localization, visual odometry, and inertial measurements based on an extended Kalman filter. Testing on images transformed into thermal images demonstrated high accuracy in determining absolute coordinates and confirmed the viability of the proposed approach for nighttime navigation.

Visual-inertial navigation, unmanned aerial vehicle, satellite map, thermal imaging LWIR camera, cross-modal image transformation, generative flow-based network

П.В. БУЛАТ,
д-р физ.-мат. наук,
И.А. ВОЛОБУЕВ
(ФГАОУ ВО
«Севастопольский
государственный
университет»,
Севастополь;
БГТУ «ВОЕНМЕХ»
им. Д.Ф. Устинова,
Санкт-Петербург)
pavelbulat@mail.ru

Исследование пропульсивного профиля несущего фюзеляжа при изменении угла атаки и расхода отбираемого воздуха

Исследуется работа пропульсивного профиля – профиля, способного генерировать тягу за счет отбора воздуха в верхней критической точке, в диапазоне углов атаки при постоянном и переменном объеме отбираемого воздуха. Целью исследования является определение границ появления эффекта значительного увеличения подъемной силы профиля, а также выяснение возможности сохранения данного эффекта при постоянной величине расхода отбираемого воздуха.

Аэродинамический профиль, пропульсивная аэродинамика, пропульсивный профиль, энергетические методы аэродинамики, беспилотное воздушное судно

Пропульсивная аэродинамика фокусируется на разработке методов проектирования пропульсивных профилей, отдельные участки которых за счет целенаправленной организации течения (в частности, за счет формирования разности давления) способны генерировать тягу [1]. Такой подход позволяет теоретически достигать высоких значений коэффициентов подъемной силы без использования средств механизации [2]. Как правило, проектирование таких профилей осуществляется на основе методов решения обратной задачи аэродинамики [3], что дает возможность реализовать профили с увеличенной строительной высотой. Это, в свою очередь, обеспечивает большие внутренние объемы [4], что важно при интеграции пропульсивных профилей в формообразующие конструкции несущего фюзеляжа летательного аппарата.

Пропульсивные профили содержат тяговый участок, способный создавать тягу, которая теоретически может превышать лобовое сопротивление [5]. Доказано, что такой способ создания тяги эффективнее в случае создания тяги традиционными движителями, например винтами. Это обусловлено значительной площадью тяговой стенки и малой разностью давлений между этой поверхностью и окружающей средой, что обеспечивает высокое значение пропульсивного КПД. Таким образом, применение энергетических методов аэродинамики в данной концепции может иметь существенные преимущества с точки зрения аэродинамической и энергетической эффективности.

Актуальным является вопрос реализации полезных аэродинамических свойств и преимуществ пропульсивных профилей, определение диапазона параметров полета, в пределах которого наблюдается выраженный и устойчивый положительный эффект. В настоящем исследовании определяются возможные границы проявления свойств пропульсивных профилей по углу атаки и по расходу отбираемого с верхней поверхности профиля воздуха. С практической точки зрения важно, чтобы эффект сохранялся при изменении угла атаки, но при постоянном расходе отбираемого воздуха. Это обусловлено тем, что силовая установка эксплуатируется преимущественно на постоянных режимах, а изменение частоты вращения вала и расхода рабочего тела происходит обычно плавно, что является важным условием для маневрирования летательного аппарата [6].

Исследовались профили № 1 (рис. 1) и № 2 (рис. 2) с отбором воздуха в верхней критической точке и наличием тягового участка в хвостовой части, приведенные в монографии [3].

Профиль № 1 имеет форму, удобную для применения в формообразующей конструкции фюзеляжа, и достаточно высокое значение коэффициента подъемной силы C_y . Профиль № 2 отличается очень высоким значением коэффициента подъемной силы, достигающим $C_y = 4$, и высокой тяговой стенкой большой площади, что теоретически позволяет реализовать тягу, превосходящую лобовое сопротивление. Однако сильно вогнутая нижняя дужка профиля существенно осложняет его применение при конструировании фюзеляжа. В связи с этим был разработан профиль № 3 (рис. 3), который имеет плоскую нижнюю поверхность и модифицированный носок.

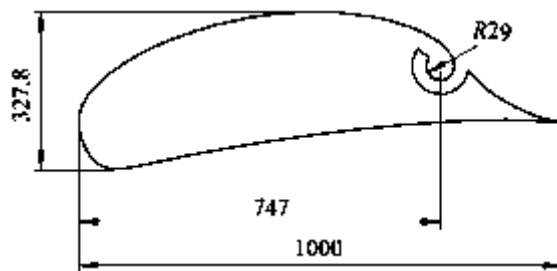


Рис. 1

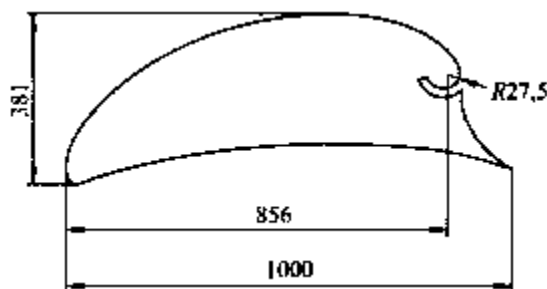


Рис. 2

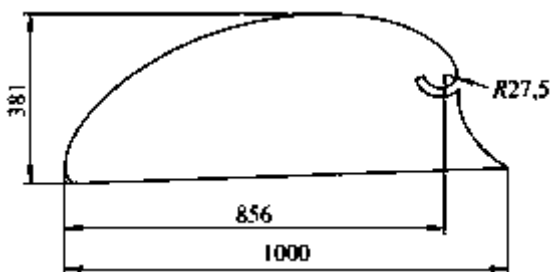


Рис. 3

Исследование выполнено численным методом. Для расчета создавались модели, представлявшие собой участок прямоугольного крыла размахом 1 м и длиной хорды 1 м.

Для всех трех профилей использованы одинаковые начальные условия: скорость набегающего потока $U = 70$ м/с; число Рейнольдса $Re = 4,8 \cdot 10^6$; диапазон углов атаки $\alpha = 0 \div 20^\circ$.

Расход отбираемого воздуха варьировался в зависимости от профиля. Для профиля № 1 он изменялся в пределах $Q = 0,35 \div 2,8$ кг/с, безразмерный расход $q = 0,005 \div 0,04$. Для профилей № 2, 3 расход одинаковый ($Q = 1 \div 2,5$ кг/с; $q = 0,014 \div 0,036$) и отличается от расхода профиля № 1.

Число Рейнольдса, вычисленное по длине хорды, соответствует турбулентному режиму течения. Однако у пропульсивных профилей характер течения определяется параметрами потока в области щели отбора воздуха, где характерным размером является ширина щели. При расчете числа Рейнольдса по этому параметру его значение попадает в диапазон, соответствующий переходному режиму, при котором возможно и ламинарное, и турбулентное течение. Следовательно, может происходить и ламинарно-турбулентный переход. В связи с этим использовалась модель турбулентности Transition SST [7], в процессе расчетов вычислялся параметр перемежаемости γ [8], который определяет долю турбулентного и ламинарного течения ($\gamma = 0$ – ламинарное течение, $\gamma = 1$ – турбулентное течение). Метод подробно описан в работе [9], в данном случае он применяется в неизменном виде.

Приведем результаты исследования профиля № 1.

На рис. 4 приведена зависимость коэффициента подъемной силы C_y профиля № 1 от угла атаки α и массового расхода воздуха Q , отбираемого через воздухозаборник с поверхности профиля.

Зависимость величины минимального безразмерного расхода q отбираемого воздуха, при котором еще сохраняется безотрывное течение, от угла атаки α для профиля № 1 показана на рис. 5.

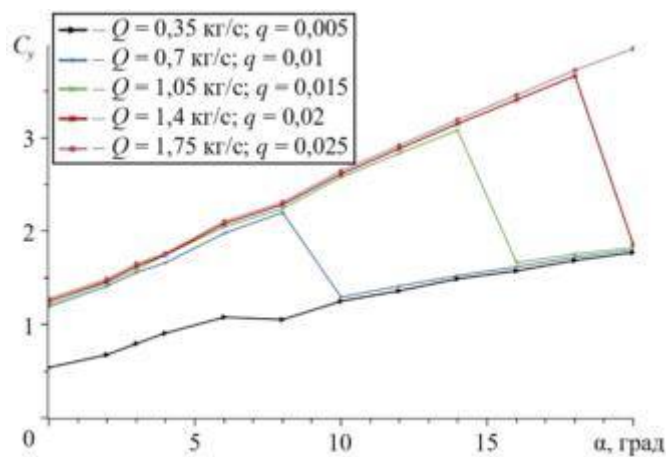


Рис. 4

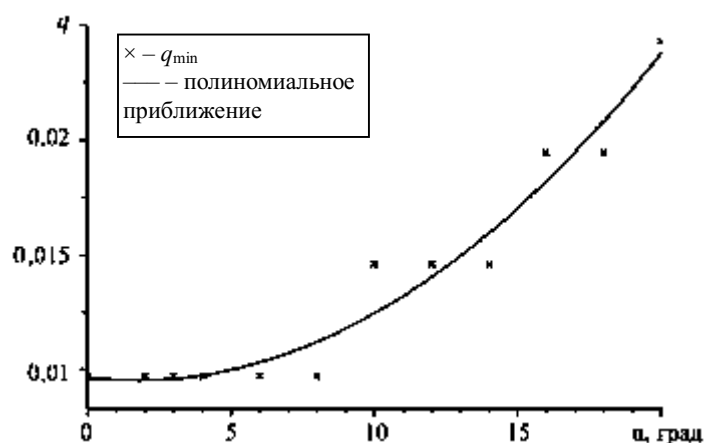


Рис. 5

Как видим (см. рис. 4, 5), при постоянном расходе отбираемого воздуха эффект увеличения коэффициента подъемной силы C_y сохраняется до некоторого критического угла атаки α , потом значение C_y резко уменьшается. Например, при расходе $Q = 0,7$ кг/с критический угол составляет $\alpha = 7^\circ$. При этом наблюдается следующая тенденция: чем больше расход Q , тем выше критический угол атаки. В области, где эффект активного управления течением реализуется, коэффициент C_y слабо зависит от величины расхода Q . Так, при $\alpha < 7^\circ$ кривые, соответствующие различным значениям Q , практически совпадают.

Таким образом, очевидна возможность реализации рациональной схемы регулирования расхода отбираемого воздуха на этапе взлета. Для профиля № 1 расход отбираемого воздуха устанавливается на максимальное значение $Q = 2,5$ кг/с, что позволяет летательному аппарату выполнять взлет при больших углах атаки (до $\alpha = 20^\circ$), достигая коэффициента подъемной силы $C_y = 3,5 \div 4,0$. По мере перехода к горизонтальному полету осуществляется снижение мощности силовой установки до крейсерских значений и уменьшение расхода отбираемого воздуха до $Q = 0,7$ кг/с. Данный расход обеспечивает возможность выполнения маневров при углах атаки до $\alpha = 8^\circ$, что вполне достаточно для маневрирования на крейсерских режимах.

Поведение профиля № 2 аналогично поведению профиля № 1, что подтверждается данными, представленными на рис. 6, 7.

На рис. 6 приведена зависимость коэффициента подъемной силы C_y профиля № 2 от угла атаки α и массового расхода воздуха Q , отбираемого через воздухозаборник с поверхности профиля.

Зависимость величины минимального безразмерного расхода q отбираемого воздуха, при котором еще сохраняется безотрывное течение, от угла атаки α для профиля № 2 показана на рис. 7.

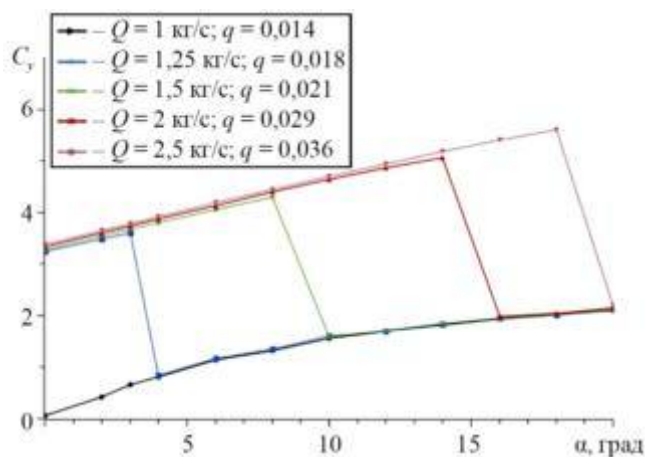


Рис. 6

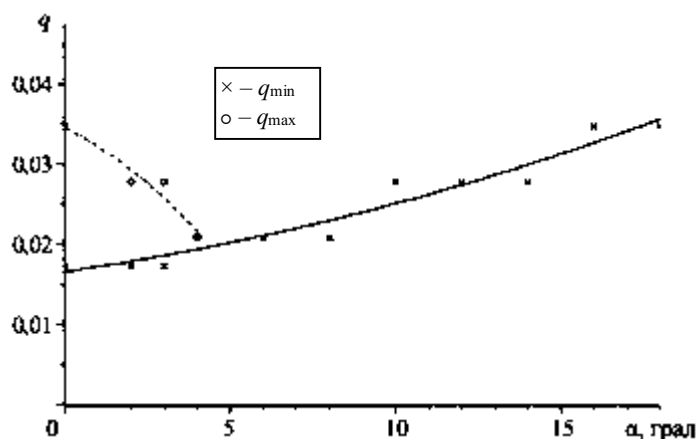


Рис. 7

Анализируя графики на рис 6, 7, следует учитывать, что для профиля № 2 начальный угол атаки составляет $\alpha = 4^\circ$. При углах атаки $\alpha < 4^\circ$ у данного профиля реализуется максимальная тяга тягового участка, а подъемная сила на данном режиме не является доминирующей. На рис. 7 показан расход q_{max} , при котором реализуется максимальная тяга. При углах атаки $\alpha > 4^\circ$ для профиля № 2 характерно достижение экстремально высоких значений коэффициента подъемной силы C_y при относительно умеренном расходе отбираемого воздуха Q . Обеспечение данного режима и являлось целью при разработке этого профиля.

Однако, как отмечалось ранее, из-за геометрических особенностей интеграция профиля № 2 в компоновку фюзеляжа затруднена. В связи с этим было выполнено исследование влияния степени вогнутости внутренней дужки профиля на максимальное значение коэффициента подъемной силы $C_{y_{max}}$. Постепенное уменьшение кривизны внутренней дужки показало, что для сохранения безотрывного обтекания нижней части необходимо перемещать переднюю точку торможения вперед и вверх по образующей профиля. В результате указанных модификаций был получен профиль № 3 (см. рис. 3), для которого значение $C_{y_{max}}$ практически сопоставимо с показателем профиля № 2.

На рис. 8 показана зависимость коэффициента подъемной силы C_y профиля № 3 (модифицированный профиль) от угла атаки α при массовом расходе отбираемого через воздухозаборник с поверхности профиля воздуха $Q = 2,5$ кг/с в сравнении с профилем № 2 (исходный профиль).

Рассмотрим поля давления и скорости около профиля № 1 при расходе отбираемого воздуха $Q = 0,7$ кг/с и угле атаки $\alpha = 6^\circ$. На штатных режимах работы на участке от носка профиля до воздухозаборника наблюдается сильное разрежение (рис. 9, а), скорость практически постоянная (рис. 9, б). Данный участок является основным генератором подъемной силы. В зоне тягового участка за щелью отбора воздуха давление приближается к уровню давления в области носка профиля и на его нижней части, что компенсирует значительную часть сопротивления давления.

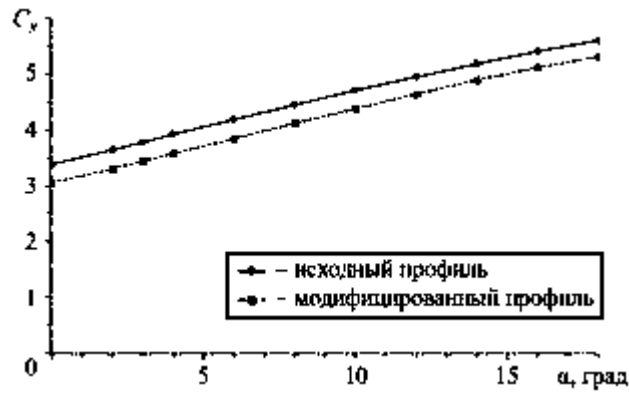


Рис. 8

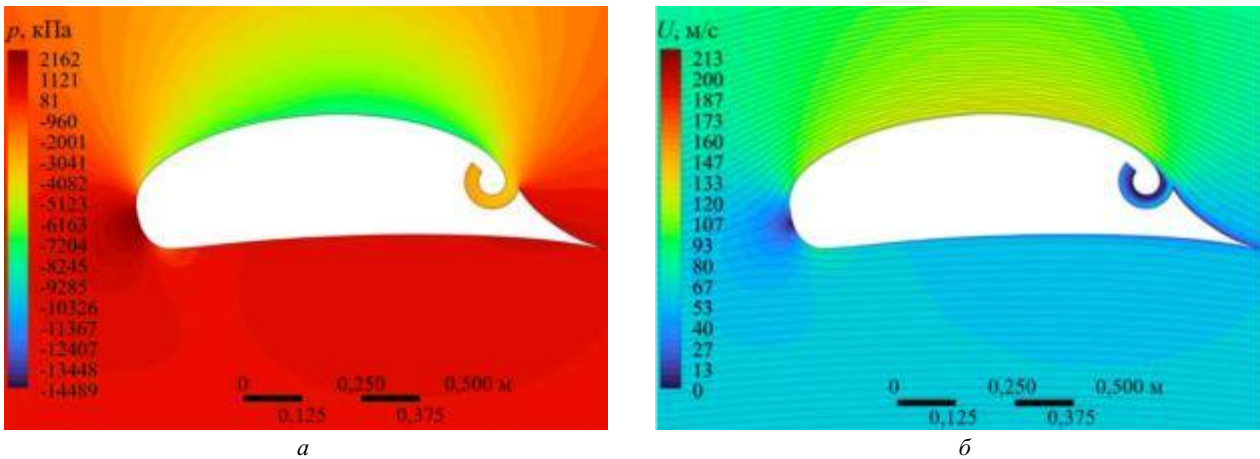


Рис. 9

Рассмотрим распределение давления (рис. 10, а) и скорости (рис. 10, б) около профиля № 1 при расходе отбираемого воздуха $Q = 0,7$ кг/с и угле атаки $\alpha = 10^\circ$.

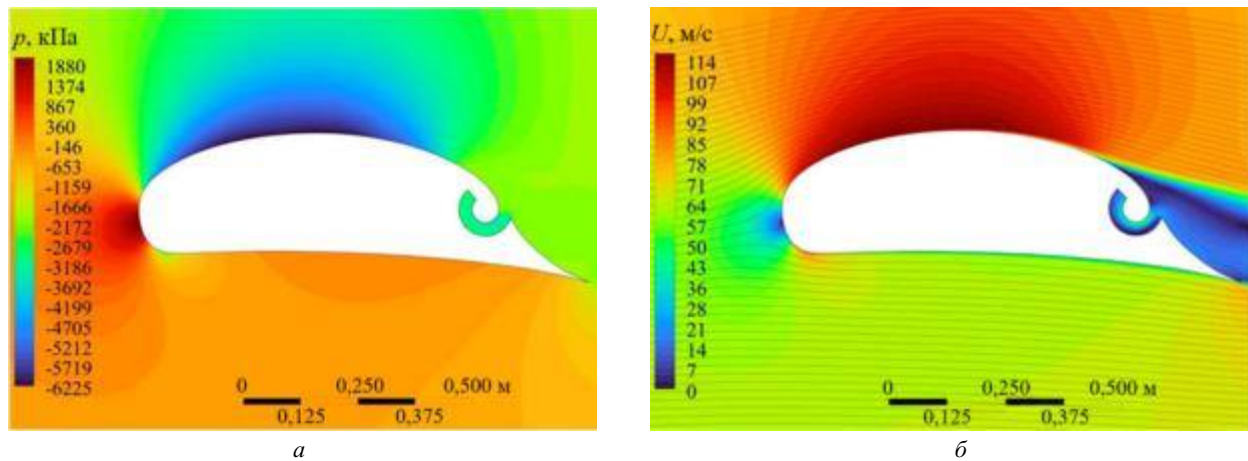


Рис. 10

При переходе на нерасчетный закритический режим происходит отрыв потока с верхней части профиля перед каналом отбора воздуха (см. рис. 10). Тяговый участок оказывается в отрывном пузыре, где давление существенно ниже давления в набегающем потоке и на нижней части профиля.

Степень разрежения на верхней части профиля снижается, а тяговый участок перестает генерировать тягу. Как видно из рис. 9, б, перед возникновением отрыва в воздухозаборнике формируется область с малыми скоростями, что является предвестником отрыва. Наиболее отчетливо данный эффект проявляется у профиля № 2.

Рассмотрим распределение давления (рис. 11, *а*) и скорости (рис. 11, *б*) около профиля № 2 при расходе отбираемого воздуха $Q = 1,5$ кг/с и угле атаки $\alpha = 8^\circ$. Профиль № 2 отличается от профиля № 1 существенной большей по длине зоной пониженного давления на верхней части профиля, поэтому коэффициент подъемной силы выше, чем у профиля № 1. Давление на тяговом участке больше, чем у носка профиля, а сам этот участок выше, чем у профиля № 1. Этими факторами объясняется более высокий уровень тяги, создаваемой профилем № 2. Совместное действие указанных факторов обеспечивает очень высокое аэродинамическое качество профиля № 2, но, как уже указывалось, применение данного профиля нецелесообразно для компоновки несущего фюзеляжа.

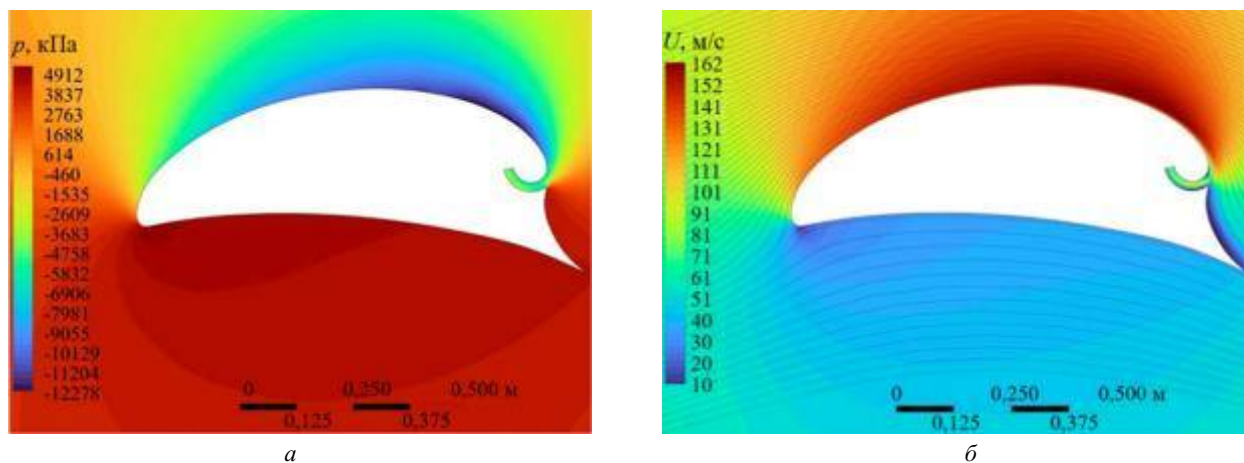


Рис. 11

Аналогичный эффект наблюдается и у вновь разработанного профиля № 3.

Рассмотрим распределение давления (рис. 12, *а*) и скорости (рис. 12, *б*) около профиля № 3 при расходе отбираемого воздуха $Q = 2,5$ кг/с и угле атаки $\alpha = 18^\circ$.

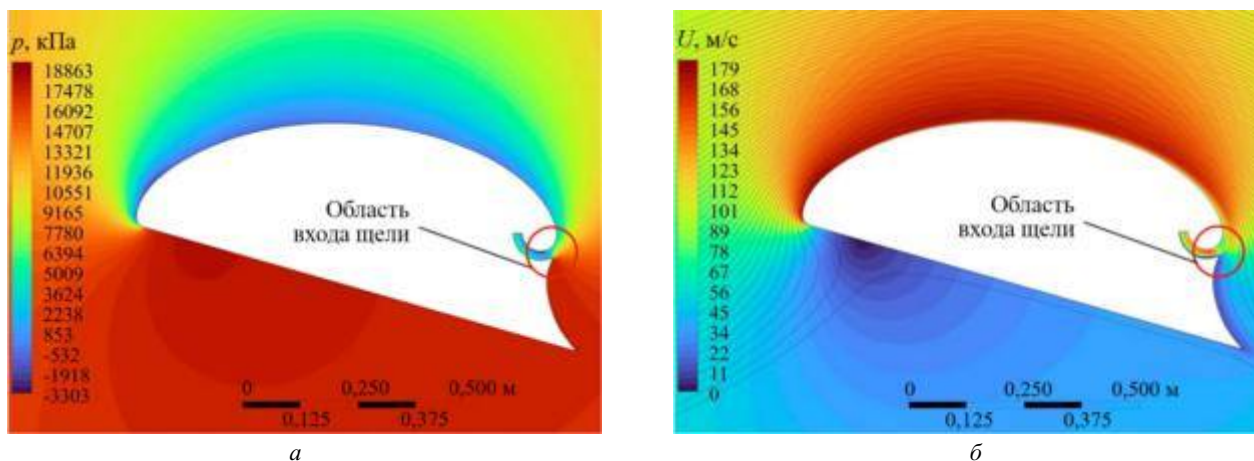


Рис. 12

Торможение потока в области входа щели (см. рис. 12) и последующее увеличение скорости в щели является индикатором отрыва потока на хвостовой части профиля.

Целенаправленным профилированием канала можно задержать возникновение отрыва. Данная задача является одним из направлений дальнейших исследований. Однако даже в текущей версии профиль обеспечивает безотрывную работу до углов атаки 18° , что достаточно для набора высоты и большинства маневров, совершаемых в ходе полета.

Таким образом, в ходе исследования определен диапазон углов атаки и расхода отбираемого воздуха, в котором пропульсивный профиль с отбором воздуха из верхней критической точки демонстрирует значительное увеличение коэффициента подъемной силы. Показано, что при постоянном расходе про-

пульсивный профиль способен устойчиво функционировать в достаточно широком диапазоне углов атаки, причем протяженность этого диапазона возрастает с увеличением расхода отбираемого воздуха. При достижении критического угла атаки происходит отрыв потока с верхней части профиля на участке, непосредственно примыкающем перед воздухозаборником. Для каждого угла атаки существует минимальный пороговый расход, при котором обеспечивается безотрывное течение. Увеличение расхода практически не приводит к увеличению коэффициента подъемной силы.

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации в ходе реализации проекта «Фундаментальные основы аэродинамики, динамики полета и управления транспортными беспилотными авиационными системами нового поколения с распределенной силовой установкой», № FEFM-2024-0012.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Perry A.T. et al. Design, Analysis, and Evaluation of a Pro-Pulsive Wing Concept // Proc. of the 34th AIAA Applied Aerodynamics Conference, June 13–17, 2016, Washington, USA. AIAA Paper № 2016-4178.
2. Булат П.В. и др. История исследований пропульсивных аэродинамических поверхностей // Аэрокосмическая техника и технологии. 2025. № 1. С. 13–47.
3. Ильинский Н.Б., Абзалилов Д.Ф. Математические проблемы проектирования крыловых профилей: усложненные схемы течения; построение и оптимизация формы крыловых профилей. Казань: Казан. ун-т, 2011. 284 с.
4. Продан Н.В., Курнухин А.А. Исследование аэродинамики пропульсивного фюзеляжа вертолета // Изв. вузов. Авиационная техника. 2023. № 3. С. 71–76.
5. Булат П.В. и др. Исследование характеристик аэродинамических профилей с отбором воздуха с верхней поверхности и заданным распределением давления // Изв. вузов. Авиационная техника. 2022. № 3. С. 71–78.
6. Warsop C., Forster M., Crowther W.J. NATO AVT-239: Supercritical Coanda Based Circulation Control and Fluidic Thrust Vectoring // Proc. of the AIAA SciTech Forum, Jan. 7–11, 2019, San Diego, USA. AIAA Paper № 2-19-0044.
7. Langtry R.B., Menter F.R. Transition Modeling for General CFD Applications in Aeronautics // Proc. of the 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Jan. 10–13, 2005, Reno, USA. AIAA Paper № 2005-522.
8. Дудников С.Ю. и др. Моделирование течений при малых числах Рейнольдса применительно к проектированию несущих аэродинамических поверхностей беспилотных летательных аппаратов // Изв. вузов. Авиационная техника. 2021. № 4. С. 39–48.
9. Булат П.В., Курнухин А.А., Продан Н.В. Численное моделирование характеристик высококонсущих профилей с энергетическими методами увеличения подъемной силы // Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики. 2022. № 5. С. 1007–1015.

Поступила в редакцию 7.10.25
После доработки 20.11.25
Принята к публикации 20.11.25

Study of the Propulsion Airfoil within the Lifting Fuselage as the Angle of Attack and Intake Airflow Vary

P.V. BULAT^{1,2} AND I.A. VOLOBUEV^{1,2}

¹ Sevastopol State University, Sevastopol

² Baltic State Technical University “Voenmeh”, Saint Petersburg

This study investigates the performance of a propulsive airfoil, designed to generate thrust, while extracting air at the upper critical point. The analysis covers a range of attack angles, with both constant and varying intake air volumes. The aim of the study was to determine the limits of the effect of the significant increase in the lifting force and the ability to maintain that effect with a constant intake airflow rate.

Airfoil, propulsive aerodynamics, propulsive airfoil, energy methods of aerodynamics, unmanned aerial vehicle

Управление тяговыми характеристиками раздвижного кольцевого сопла с учетом аэрогазодинамики внешнего обтекания

Рассматривается применение раздвижного сопла на высотах полета до 40 км с учетом наличия внешнего спутного сверхзвукового потока. Численно, в нестационарной постановке, моделируется сверхзвуковое турбулентное течение вязкого сжимаемого газа по соплу с учетом динамики раскрытия его выдвигной части. Анализируется распределение давления, температуры и изменение осевой силы (силы тяги сопла) с течением времени на разных высотах полета. Проведен расчет нестационарных процессов при применении раздвижного сопла в плотных слоях атмосферы, характерных для работы ракетных двигателей в условиях старта и полета на высотах до 40 км.

Ю.В. КАУН,
М.В. ЧЕРНЫШОВ,
д-р техн. наук
(БГТУ «ВОЕНМЕХ»
им. Д.Ф. Устинова,
Санкт-Петербург)
kaun_iuv@voenmeh.ru

Управление вектором тяги, двухпозиционное сопло, численное моделирование, динамическая сетка, высотная характеристика

Актуальность исследования обусловлена необходимостью повышения эффективности транспортного обеспечения первой ступени ракеты-носителя оптимизацией конструктивных решений, включая применение двухпозиционных сопел. Такие изменения направлены на улучшение массогабаритных характеристик, что существенно влияет на логистику и упрощение процессов транспортировки продукции ракетно-космического назначения [1].

Современная практика свидетельствует о том, что проблемы транспортных потоков, обусловленные конструктивными особенностями ракетно-космической техники и специфическими условиями ее предстартовой подготовки, продолжают оставаться существенными ограничивающими факторами повышения общей производительности отрасли. Важность научно-технического подхода к решению этих вопросов определяется высокими рисками и стоимостью возможных ошибок, возникающих вследствие неправильных технологических операций [2].

Использование схемы двухпозиционного сопла характерно для двигательных установок с большой степенью перерасширения и обосновано необходимостью обеспечить при старте наименьший продольный габаритный размер ракеты-носителя в целом. В связи с этим исследования и разработки в области двухпозиционных раздвижных сопел жидкостных ракетных двигателей активно ведутся во многих странах [3–8].

Высокие (относительно классических конических) значения массогабаритных и экономических характеристик раздвижных сопел [8] подтверждают релевантность выбранного способа управления режимом истечения.

Разворачивание двухпозиционного сопла в полете происходит в условиях его обтекания внешним сверхзвуковым потоком, что приводит к существенному силовому, тепловому и акустическому воздействию на элементы конструкции, в том числе подвижные. В частности [9], внешнее обтекание вызывает как установившиеся, так и нестационарные нагрузки на неразвернутый или частично развернутый насадок сопла, а шум струи двигателя, взаимодействующей со спутным потоком, вызывает сильные вибрации. Таким образом, газодинамическое проектирование двухпозиционного сопла представляет собой многоуровневую задачу, связанную с расчетом вязкого соплового и струйного течения и его взаимодействия с внешним потоком.

Таким образом, исследование перспектив применения двухпозиционных сопел для улучшения массогабаритных показателей и разработки оптимальной стратегии управления транспортными потоками представляет собой актуальную задачу для совершенствования технологии подготовки и запуска ракет космического назначения [10].

В данной работе проведен динамический расчет трансформации нестационарного течения газа по двухсекционному соплу в процессе разворачивания его выдвигной части. Численное моделирование

проводилось с целью оценить возможность использования схемы двухпозиционного сопла, связанную с необходимостью обеспечить при старте наименьший продольный габаритный размер ракеты-носителя в целом, без существенных потерь энергетических характеристик, а также обеспечить приемлемые значения силы тяги сопла на небольших высотах полета, когда полностью развернутое сопло работает в режиме слишком сильного перерасширения, что негативно сказывается на его тяговых характеристиках [11].

Геометрические параметры сопла задавались следующим образом. Длина сверхзвуковой части соплового устройства в начальном (свернутом) положении составляла 1,205 м, в рабочем (развернутом) состоянии к нему добавлялась выдвижная секция длиной 0,645 м. Диаметр критического сечения сопла принимался равным 0,084 м, выходного сечения в начальном положении – 1,099 м, выходного сечения в развернутом (рабочем) положении – 1,404 м. Геометрическое (оцененное по соотношению площадей критического и выходного сечений) число Маха истечения двухатомного газа из такого сопла в неразвернутом положении составляло 7,818, а в развернутом – 8,699. Отношение давления истечения сверхзвуковой струи на срезе сопла к давлению торможения потока, оцененное по теории квазиодномерного течения, в неразвернутом положении второй секции составляло $5,92 \cdot 10^{-5}$, в полностью развернутом – $1,19 \cdot 10^{-4}$. Задача решалась в осесимметричной постановке, профиль сверхзвуковой части сопла строился методом характеристик с учетом условий отсутствия скачков уплотнения во внутреннем течении и обеспечения однородного потока на срезе сопла как в начальном, так и рабочем режиме. Горизонтальное выдвижение разворачиваемой секции происходило со скоростью 6,45 м/с, что соответствовало приведению сопла из начального положения в рабочее за 0,1 с на каждой моделируемой высоте полета.

Рассчитывалось движение по соплу и струйное истечение газообразной смеси продуктов сгорания топливной пары «гидразин – перекись водорода» в следующем соотношении массовых долей: Н – $2 \cdot 10^{-7}$, Н₂ – 0,083, Н₂О – 0,244, N₂ – 0,672, NH₃ – $2 \cdot 10^{-4}$, другие газы – до 10^{-3} [12]. Давление торможения этого потока на входе в сопло соответствовало давлению на выходе из сопла в его неразвернутом (приблизительно 940 Па) и развернутом (приблизительно 468 Па) положениях. Температура торможения продуктов сгорания составляла 3500 К, степень турбулентности – 5 %, гидравлический диаметр – 0,14 м. На поверхности сопла использовались граничные условия непротекания и прилипания. Стенки сопла считались теплоизолированными. Теплофизические свойства смеси (включая кинематическую вязкость и теплопроводность) определялись в зависимости от температуры при помощи встроенных баз данных. Дискретизация решаемых дифференциальных уравнений осуществлялась при помощи метода конечных объемов и метода поправки давления SIMPLE. Для дискретизации конвективных и диффузионных потоков использовались противопоточные и центрированные разностные схемы второго порядка точности с расщеплением вектора потока по методу Роу, а для дискретизации по времени – неявная схема второго порядка точности. Применялась неявная разностная схема с числом Куранта, равным пяти, что примерно соответствовало шагу по времени, физически равному 10^{-5} с. Система разностных уравнений, получаемых при дискретизации системы квазилинейных уравнений в частных производных, решалась методом LU-SGS. Для контроля сходимости итерационного процесса проверялся уровень невязки искомых функций. При этом для достижения сходимости требовалось до 30 итераций на каждом шаге по времени.

Моделировалось взаимодействие истекающей струи с внешним спутным сверхзвуковым потоком (число Маха его течения $M = 2$) при наружном статическом давлении, соответствующем атмосферному на данных высотах согласно российскому [13] и международному [14] стандартам. Параметры внешнего обтекания динамически изменялись по мере набора виртуальной высоты полета. Примеры, соответствующие некоторым высотам, приведены в табл. 1.

Таблица 1

Высота, км	Температура, К	Скорость звука, м/с	Давление, Па	Плотность, кг/м ³	Средняя длина свободного пробега частиц, м	Кинематическая вязкость, м ² /с
14	216,7	295,1	14170	0,228	$3,57 \cdot 10^{-7}$	$6,24 \cdot 10^{-5}$
24	220,6	297,7	2971	0,047	$1,73 \cdot 10^{-6}$	$3,07 \cdot 10^{-4}$
34	228,5	303,0	889	0,014	$5,99 \cdot 10^{-6}$	$1,10 \cdot 10^{-3}$

Сравнением средней длины свободного пробега частиц внешнего потока с характерными размерами сопла подтверждена возможность использования модели сплошной среды в данном диапазоне высот.

Численное моделирование течения газовой смеси по соплу производилось решением уравнений Навье – Стокса с нестационарным усреднением по Рейнольдсу (RANS). Для описания турбулентности течения использовалась модель переноса сдвиговых напряжений (SST) с двумя уравнениями Ментера [15]. Согласно результатам расчета отрывных внутрисопловых течений [15–17] SST-модель турбулентности обеспечивает высокую точность при определении распределения давления газового потока, расположения скачков уплотнения и других газодинамических разрывов, а также позволяет прогнозировать возникновение отрыва потока, вызванного взаимодействием скачка уплотнения и пограничного слоя.

Для проведения расчетов была построена блочно-структурированная сетка с рядом непересекающихся блоков [18, 19]. Сгущение сетки подбиралось с учетом наличия газодинамических особенностей течения, в том числе при взаимодействии реактивной струи со спутным потоком. Детализация сетки происходила в областях с высоким градиентом исследуемых газодинамических параметров, в том числе в пристеночных областях.

Количество узлов по высоте сопла составляет 30, а количество узлов по длине сопла – 220. В сверхзвуковой части сопла размещается 156 узлов, а в его дозвуковой части – 64 узла. Структура реактивной струи, истекающей из сопла, воспроизводилась с помощью блока, состоящего из 340 углов в горизонтальном направлении. Размер ячейки сетки при удалении от среза сопла увеличивался по закону геометрической прогрессии (задается коэффициентом роста длины ячейки, равным 1,01). Размер сеточных элементов у стенки обеспечивал значение y^+ , приблизительно равное 1.

Расчетная область была разделена на две подобласти – подвижную, включавшую выдвигную секцию сопла, и неподвижную. Подвижная сеточная подобласть, построенная вокруг выдвигной секции, была сопряжена с неподвижной через границу интерфейса, которая формировала и уничтожала («схлопывала») ячейки по мере выдвигания этой разворачиваемой части сопла. Две области с ячейками двигались относительно друг друга вдоль сеточного интерфейса. При этом все некомфортные интерфейсы обновлялись программным кодом автоматически, при обновлении сетки на каждом шаге по времени. Сама сетка не перестраивалась, а изменялось лишь положение узлов относительно двух противоположащих сеточных областей, соединенных посредством сеточного интерфейса.

Выдвигание телескопического насадка (раздвижной части сопла) моделировалось методом динамического расслоения расчетной сетки с помощью подключения модуля Dynamic Mesh пакета ANSYS Fluent.

Приведем результаты расчетов, соответствующие разным моментам выдвигания второй секции на разных высотах полета.

На рис. 1 показано векторное поле скорости v течения в процессе выдвигания второй секции сопла на высоте 14 км, на рис. 2 – на высоте 24 км, на рис. 3 – на высоте 34 км.

Анализ векторного поля скоростей потока (см. рис. 1–3) показывает, что в процессе выдвигания стенки за ней формируется зона с возвратно-циркуляционным течением, что сопровождается увеличением степени разрежения в данной зоне. В начальный момент выдвигания (рис. 1–3, *а*) размер этой области незначителен, а в ходе процесса выдвигания (рис. 1–3, *б*) эта зона значительно увеличивается, способствуя уменьшению результирующей силы давления.

За выдвигаемой секцией сопла происходит формирование возвратно-циркуляционной зоны, что приводит к увеличению области отрыва потока. После полного выдвигания второй секции (рис. 1–3, *в*) происходит присоединение сверхзвуковой струи к стенкам. Объем зоны разрежения сокращается, в результате чего суммарная сила тяги достигает значения, соответствующего штатному режиму истечения.

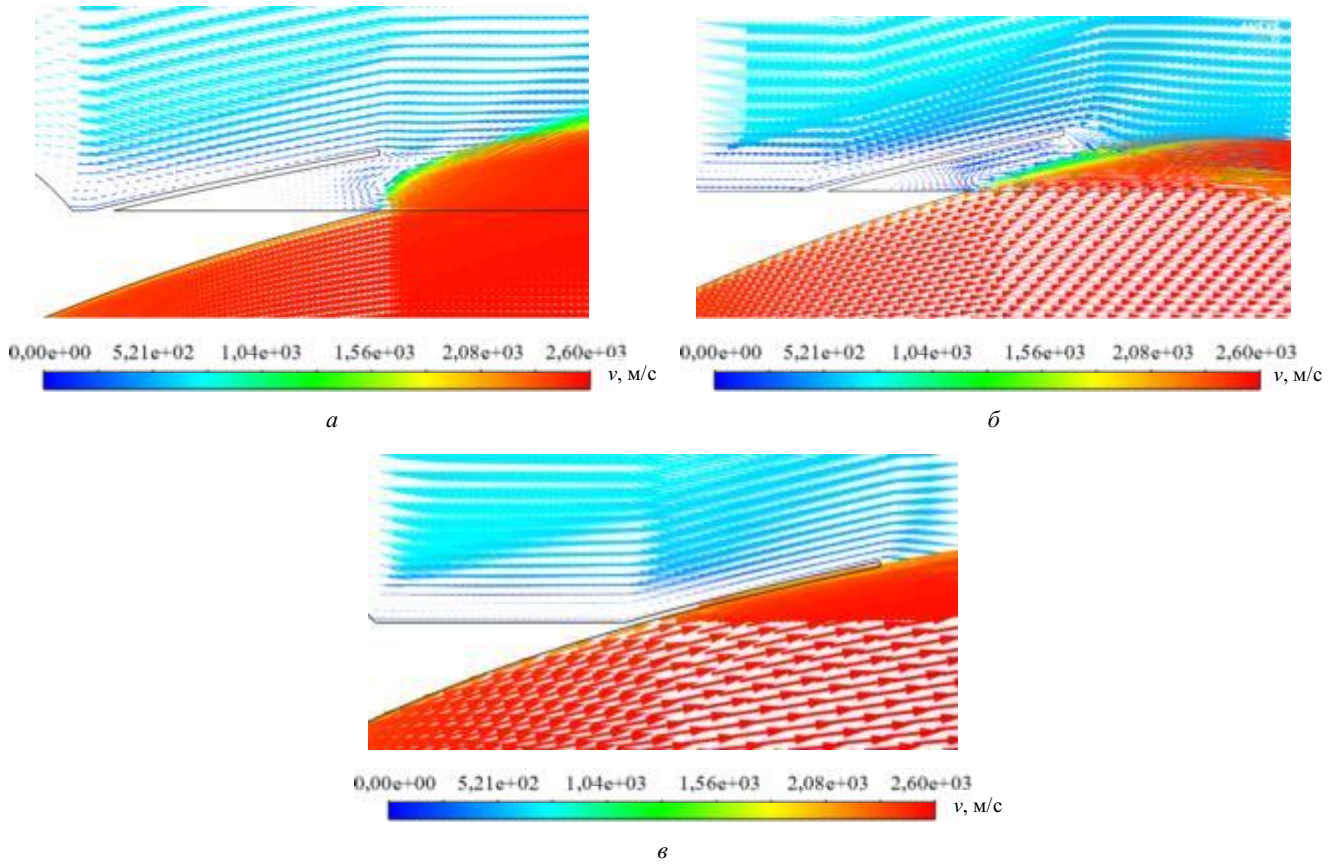


Рис. 1

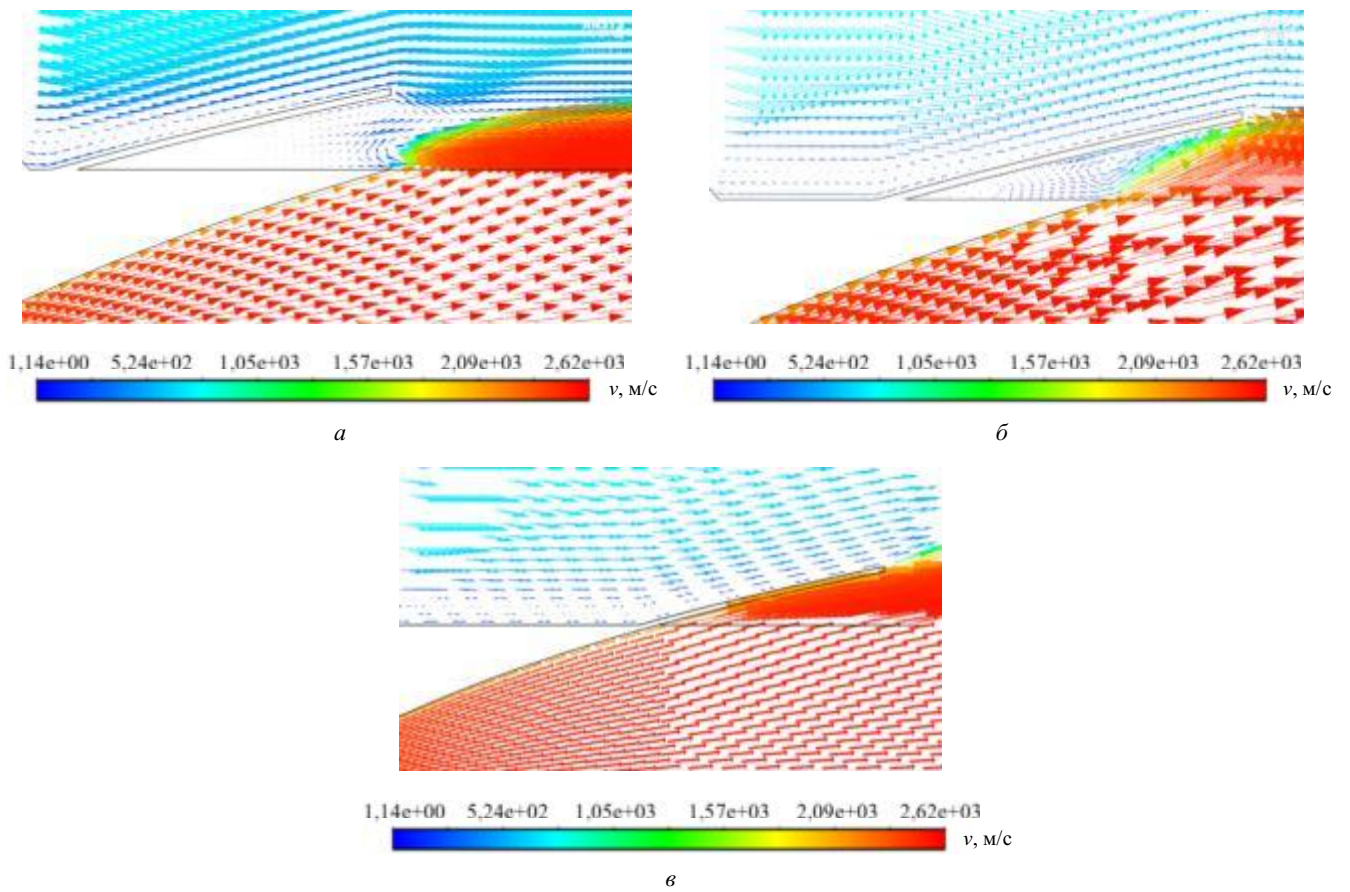


Рис. 2

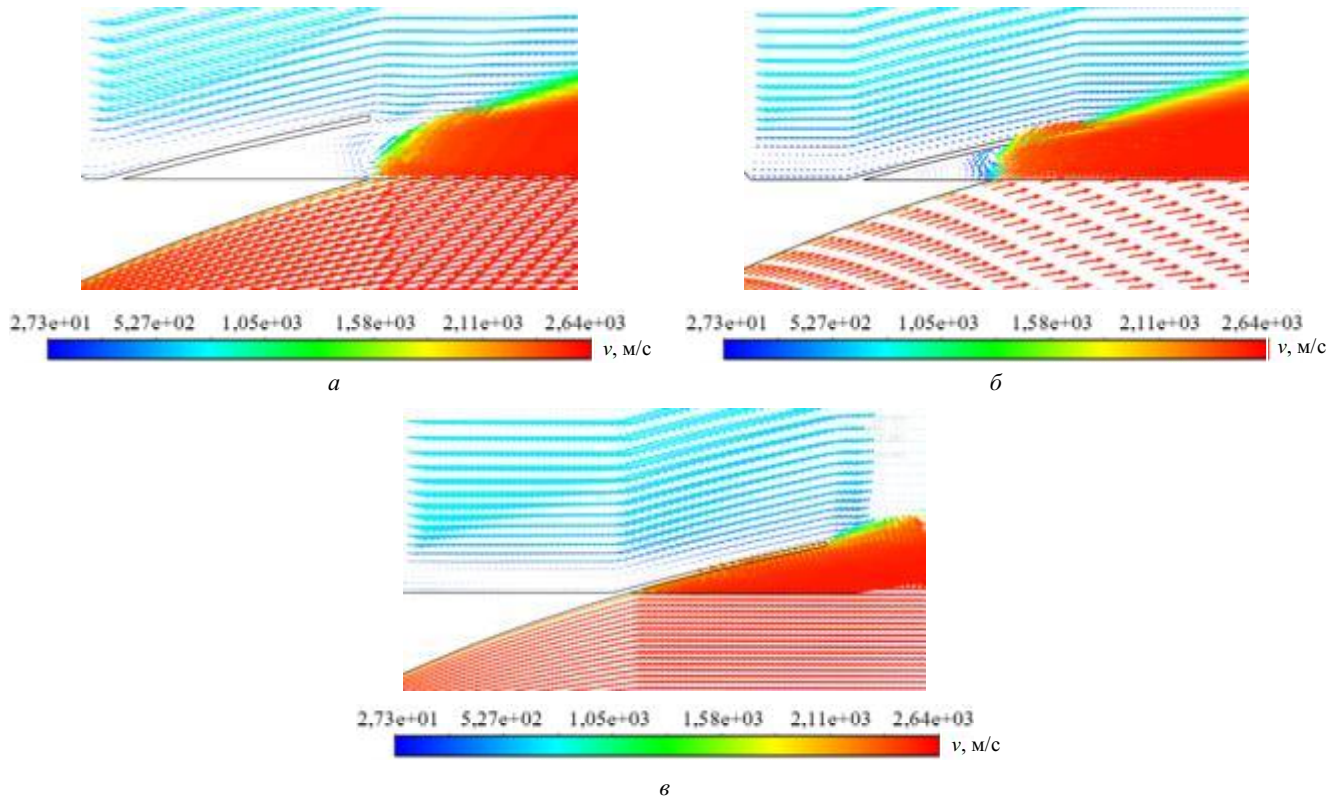


Рис. 3

Продemonстрируем распределение полного давления p_0 в процессе выдвижения стенки на высоте 14 км перед раскрытием раздвижной части сопла (рис. 4, *a*), в середине процесса раскрытия (рис. 4, *б*) и в момент окончания раскрытия (полного развертывания сопла) (рис. 4, *в*).

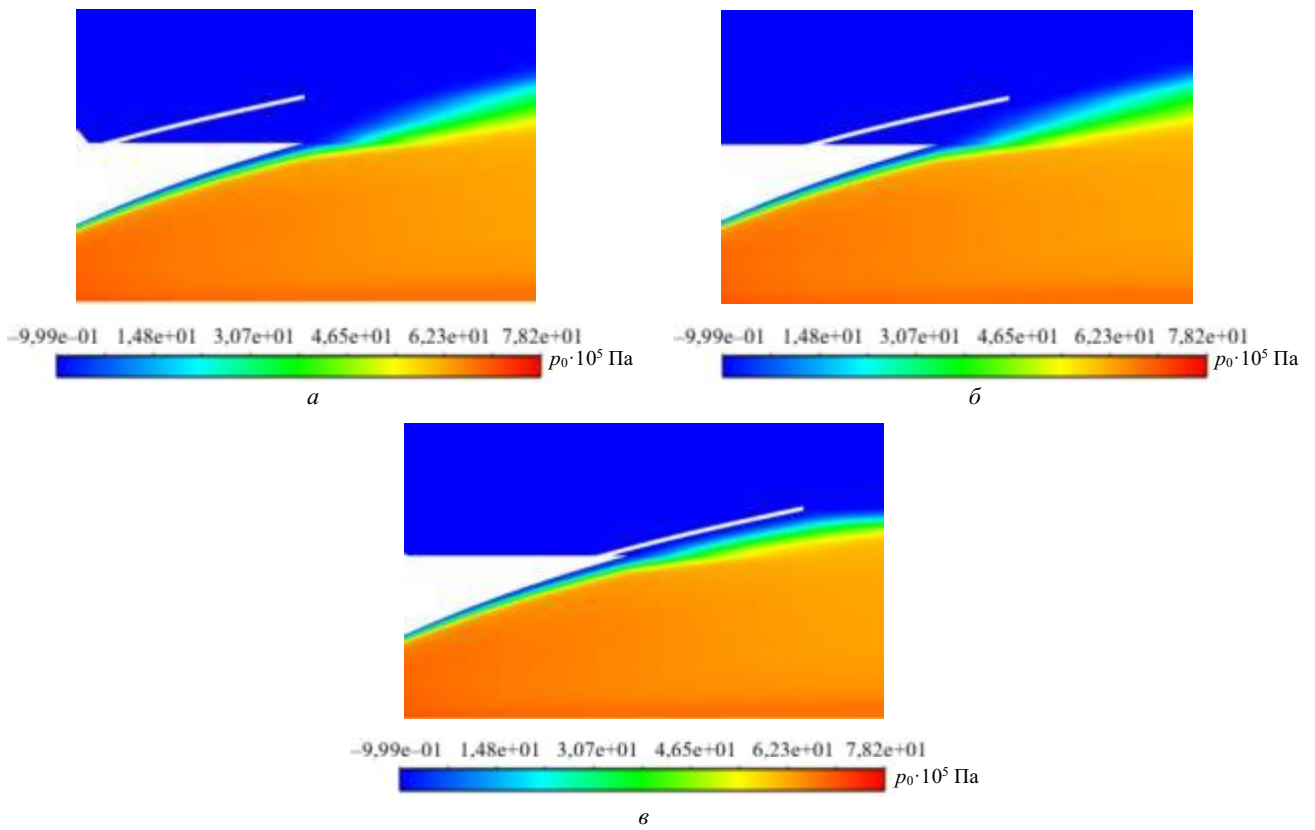


Рис. 4

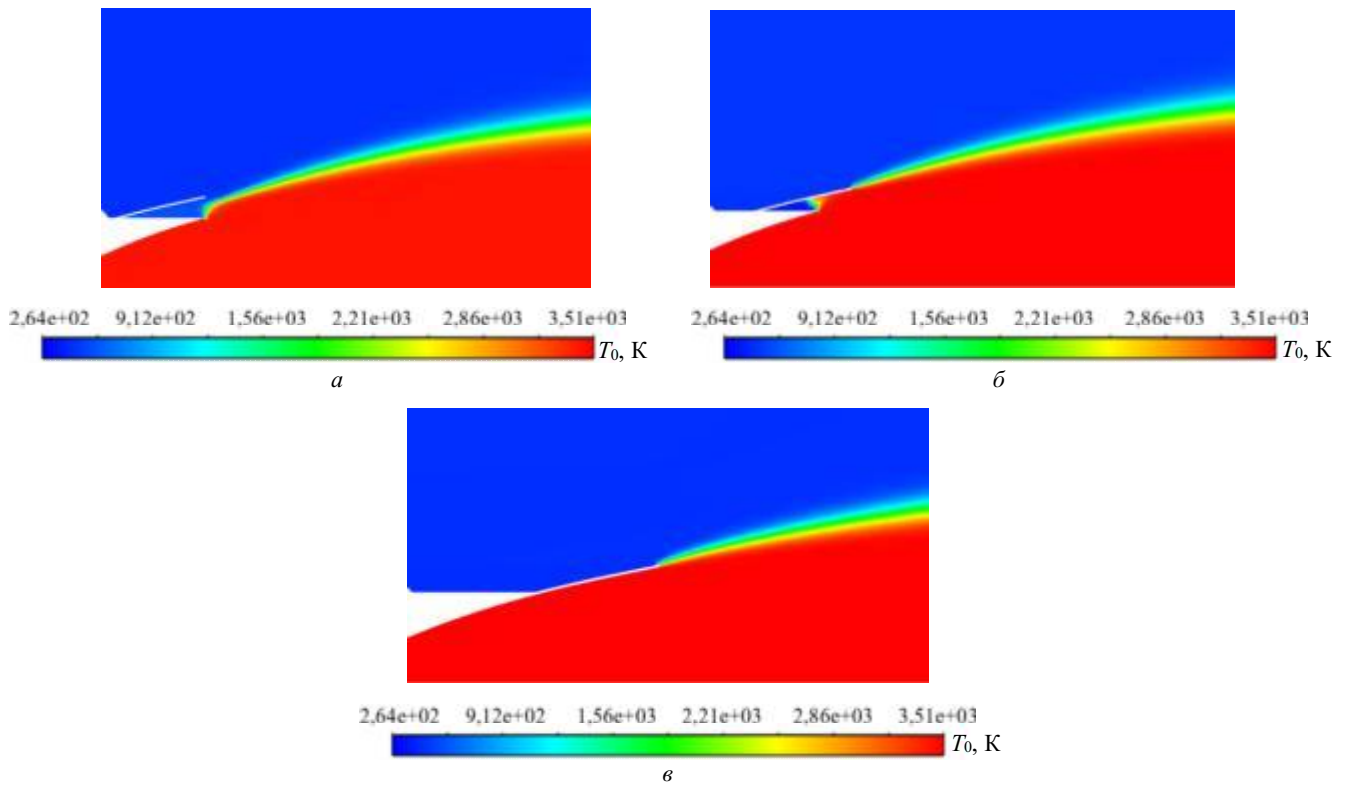


Рис. 7

Диаграммы распределения полной температуры потока (в частности, рис. 5–7, б) свидетельствуют о том, что возвратно-циркуляционная область формируется газом, который до выдвижения стенки осуществлял внешнее обтекание неразвернутого сопла.

Изолинии распределения статического давления p в процессе выдвижения второй секции сопла на высоте 14 км показаны на рис. 8: а – в начале процесса; б – в середине процесса (вторая секция выдвинута наполовину); в – после полного выдвижения второй секции.

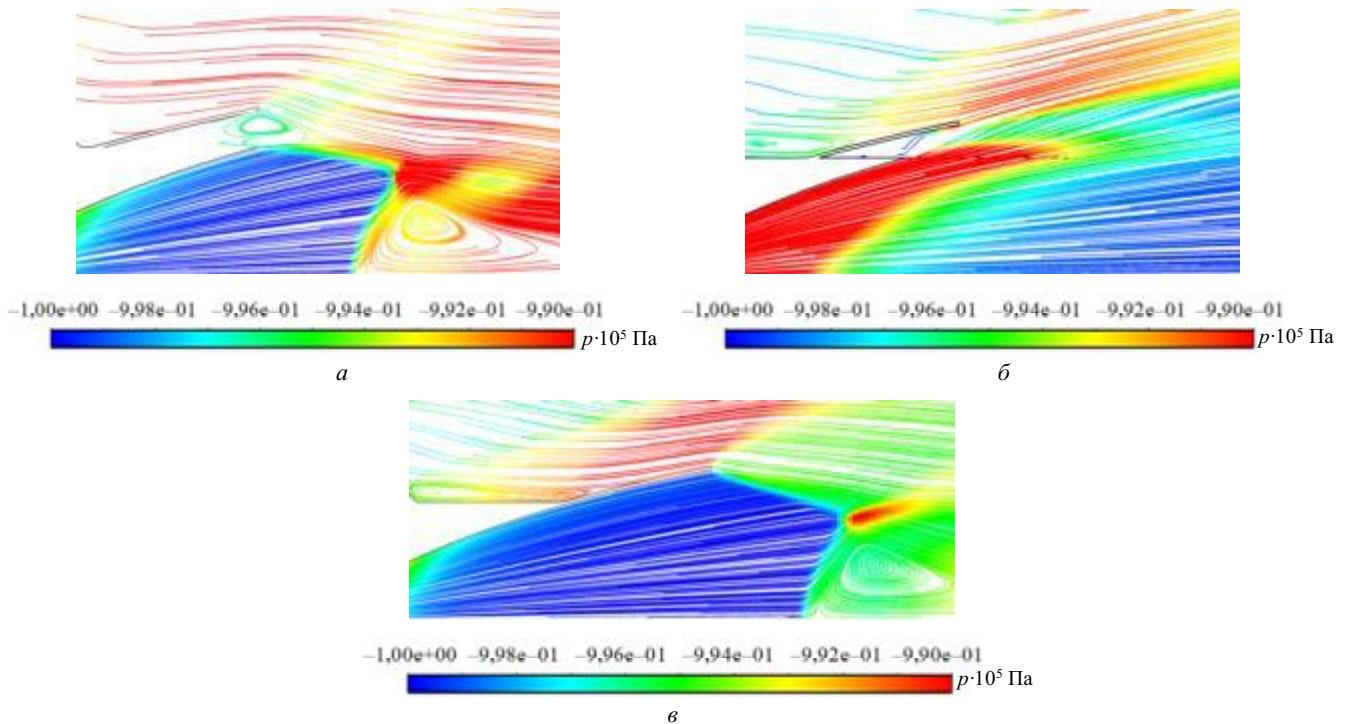


Рис. 8

Геометрические характеристики сопла изначально оптимизированы для использования на высотах, превышающих 40 км. На более низких высотах сопловое устройство функционирует в режиме сильного перерасширения. Однако даже в самых неблагоприятных случаях – на малых высотах (см. рис. 8) – не наблюдается ни возникновения запирающего скачка уплотнения (сильные скачки формируют ударно-волновую структуру струи), ни отрыва потока от внутренних стенок сопла. Достаточно сильный маховский скачок уплотнения располагается на начальном участке (в «первой бочке») возникающей перерасширенной струи. Благодаря безотрывности течения обеспечивается достаточная стабильность работы соплового устройства на всех стадиях процесса раскрытия выдвигающейся части и на всех высотах полета.

Приведем линии постоянных чисел Маха течения в процессе выдвигания второй секции сопла на высоте 14 км – в начале процесса (рис. 9, а), в середине процесса (вторая секция выдвинута наполовину) (рис. 9, б) и после полного выдвигания второй секции (рис. 9, в).

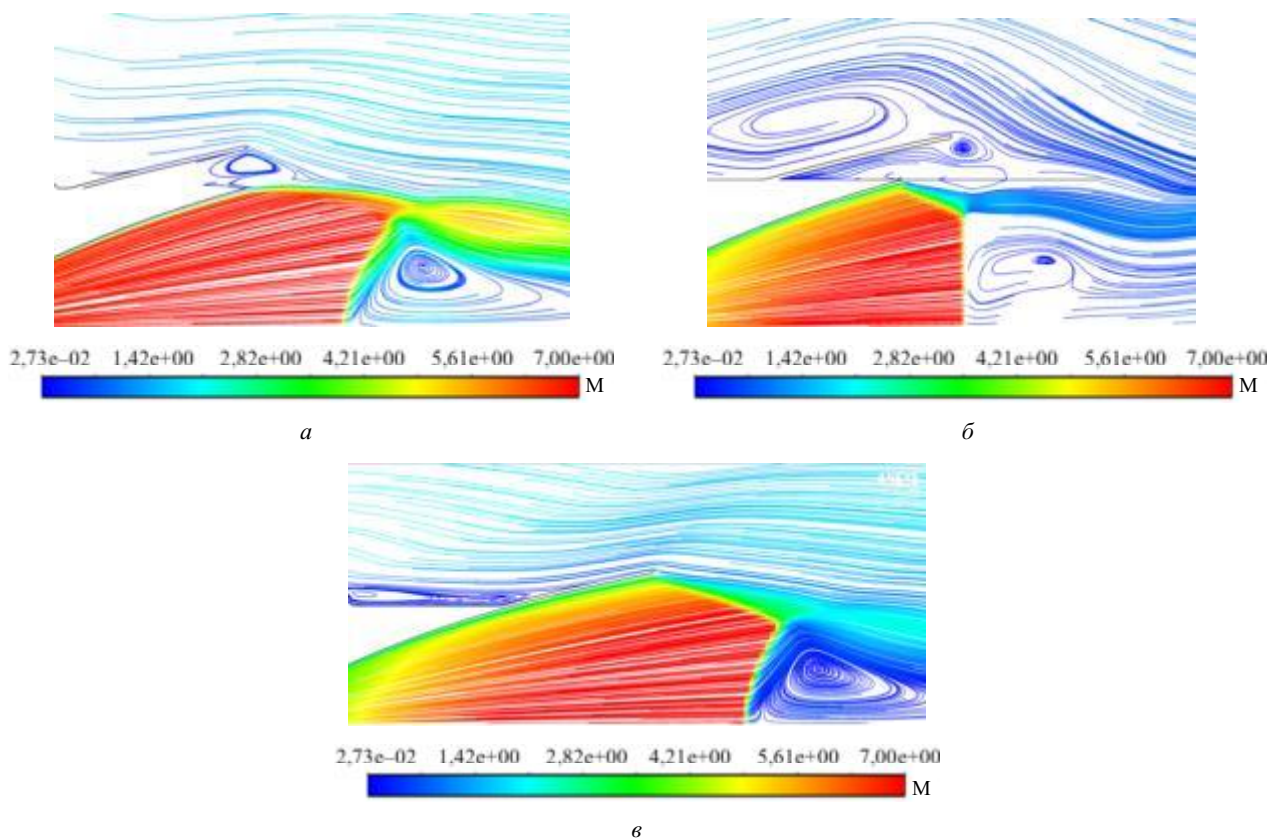


Рис. 9

Расчет тяги сопла с выдвигаемым насадком проводился по методике [20, 21]. Тяга ракетного двигателя, при работе которого не используется атмосферный воздух, рассчитывается как равнодействующая сил, действующих на внутренние и внешние стенки камеры, за исключением сил аэродинамического сопротивления:

$$F_x = \int_S (\sum P_{\text{вн}} + \sum P_{\text{внешн}}) dS,$$

где $\sum P_{\text{вн}}$ – суммарное давление по внутренней поверхности сопла; $\sum P_{\text{внешн}}$ – суммарное давление по внешней поверхности сопла; S – полная (внутренняя и внешняя) поверхность сопла.

Стабильность характеристик соплового устройства подтверждается результатами вычисления развиваемой силы тяги, обобщенными в табл. 2.

Таблица 2

Время, мс	Высота, км		
	14	24	34
	Прирост тяги, %		
	28	27	27,5
0	67,229	69,358	69,618
30	79,390	80,698	80,730
50	85,819	87,231	87,703
100 (режим раскрытия, соответствующий полному раскрытию или полноразмерному соплу)	86,388	88,375	88,786

Сила тяги вычислялась как интеграл от напряжений (нормальных и касательных) на всех стенках соплового устройства (внутренних и внешних) с учетом, в частности, влияния скачков уплотнения, возникающих при сверхзвуковом внешнем обтекании соплового блока с числом Маха $M = 2$. Момент времени, равный 0 мс, соответствовал началу разворачивания второй секции соплового устройства, равный 50 мс – середине этого процесса, равный 100 мс – полному раскрытию сопла.

Изменение тяги носит монотонный характер (см. табл. 2), а в конце расчета, когда сопло приводится в рабочее положение, выходит на постоянный (стационарный) уровень.

Таким образом, проведен динамический расчет перестройки течения по двухпозиционному раздвижному соплу во внешнем сверхзвуковом спутном потоке по мере разворачивания этого сопла (выдвижения второй секции, осуществляющей дополнительное расширение). Для численного моделирования нестационарного турбулентного течения по раздвижному соплу использованы осредненные по Рейнольдсу уравнения Навье – Стокса, замкнутые при помощи уравнений $k-\omega$ -SST-модели турбулентности, и технология подвижных сеток.

При корректном профилировании сверхзвуковой части обеих частей сопла не выявлено ни критических потерь силы тяги, ни явлений, влияющих на устойчивость полета (например, отрыва потока от стенок). Величина тяги двухпозиционного сопла в процессе его разворачивания не характеризуется выраженными негативными изменениями.

Полученные результаты обосновывают целесообразность рассмотрения практической реализации применения двухпозиционного сопла в более плотных слоях атмосферы для решения транспортной задачи, связанной с обеспечением минимального продольного габаритного размера ракеты-носителя на этапе старта в целом.

Работа выполнена при поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации (проект «Создание и научное обоснование методологии аэрогазодинамического проектирования общего облика двигателей энергетических установок, технологий разработки массового производства беспилотной аэрокосмической техники для решения задач в экстремальных условиях и чрезвычайных ситуациях», № FZWF-2024-0003).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Бирюков Г.П. и др. Газодинамика стартовых комплексов. М.: Рестарт, 2012. 364 с.
2. Бирюков Г.П., Кобелев В.Н. Основы построения ракетно-космических комплексов. М.: МАТИ им. К.Э. Циолковского, 2000. 294 с.
3. Ellis R.A., Berdoyes M. An Example of Successful International Cooperation in Rocket Motor Technology // Acta Astronautica. 2002. Vol. 51. № 1-9. P. 47–56.
4. Hagemann G. et al. Advanced Rocket Nozzles // Journal of Propulsion and Power. 1998. Vol. 14. Iss. 5. P. 620–634.
5. Федулов В.С. Раздвижное сопло ракетного двигателя с электроприводом выдвижения насадка // Труды МАИ [Электронный журнал]. 2013. № 68. URL: <https://mai.ru/upload/iblock/e7f/e7ff157771f13239dc724b3bc545e603.pdf?ysclid=> (дата обращения: 15.06.25).
6. Мормуль Р.В., Павлов Д.А., Сальников А.Ф. Расчетно-экспериментальное исследование напряженно-деформированного состояния соплового блока ракетного двигателя твердого топлива в процессе «холодной» раздвижки // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника. 2019. № 58. С. 110–121.

7. Emelyanov V.N., Volkov K.N., Yakovchuk M.S. Unsteady Flow in a Dual-Bell Nozzle with Displacement of an Extendible Section from the Initial to Working Position // Fluid Dynamics. 2022. Vol. 57. Iss. S1. P. S35–S45.
8. Lacoste M. et al. Carbon-Carbon Extendible Nozzles // Acta Astronautica. 2002. Vol. 50. Iss. 6. P. 357–367.
9. Исследовательский центр им. М.В. Келдыша. 70 лет на передовых рубежах ракетно-космической техники: 1933–2003 / Под ред. А.С. Коротеева и др. М.: Машиностроение, 2003. 440 с.
10. Глушко Г.С., Иванов И.Э., Крюков И.А. Численное моделирование отрывных течений в соплах // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2010. № 1. С. 172–179.
11. Богданюк Д.О. и др. Истечение сверхзвуковых газовых струй из осесимметричного сопла в затопленное пространство с высокой степенью нерасчетности // Изв. вузов. Авиационная техника. 2023. № 2. С. 36–43.
12. Левихин А.А., Мустейкус А.И. Расчетная оценка эффективности применения различных топливных пар на борту малого космического летательного аппарата // Изв. вузов. Авиационная техника. 2022. № 4. С. 32–36.
13. ГОСТ 4401-81. Атмосфера стандартная. Параметры. М.: Изд-во стандартов, 2004. 180 с.
14. ISO 2533:1975. Standard Atmosphere. International Organization for Standardization, 1975. 108 p.
15. Шнякин В.Н., Коваленко А.Н. Особенности отработки ЖРД с сопловым насадком из углерод-углеродного композиционного материала // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. 2009. № 3 (19). С. 132–138.
16. Крюков И.А., Иванов И.Э., Шустов С.А. Численное исследование вязких течений в соплах ракетных двигателей с профилированной сверхзвуковой частью и отрывом ламинарного пограничного слоя от стенки // Изв. вузов. Авиационная техника. 2022. № 4. С. 146–154.
17. Каун Ю.В., Чернышов М.В. Влияние газопроницаемых конструкционных материалов на тягу сопла внешнего расширения широкодиапазонного ракетного двигателя // Известия Российской академии ракетных и артиллерийских наук. 2022. № 4 (124). С. 117–123.
18. Волков К.Н., Емельянов В.Н. Вычислительные технологии в задачах механики жидкости и газа. М.: Физматлит, 2012. 468 с.
19. Осипов С.К. и др. Разработка рекомендаций по построению расчетной сетки для численного моделирования типовых внутренних и внешних течений применительно к задачам авиационной техники // Изв. вузов. Авиационная техника. 2024. № 1. С. 73–79.
20. Каун Ю.В., Чернышов М.В. Анализ эффективности сопла внешнего расширения с перфорированным центральным телом // Изв. вузов. Авиационная техника. 2023. № 2. С. 67–74.
21. Пирумов У.Г., Росляков Г.С. Газовая динамика сопел. М.: Наука. Физматлит, 1990. 368 с.

Поступила в редакцию 15.07.25
 После доработки 15.09.25
 Принята к публикации 15.12.25

Thrust Force Control of the Expandable Annular Nozzle Taking into Account the Aerogasdynamics of the External Flow

YU.V. KAUN AND M.V. CHERNYSHOV

Baltic State Technical University “Voenmeh”, Saint Petersburg

The application of an expandable nozzle at flight altitudes up to 40 km is being considered, taking into account the presence of an external supersonic co-current stream. Numerically, in an unsteady formulation, the supersonic turbulent flow of a viscous compressible gas through a nozzle is computed, taking into account the dynamics of the opening of its expanded part. The distribution of pressure, temperature, and the change in axial force (nozzle thrust) over time at different flight altitudes is analyzed. The calculation of the unsteady processes when using an expandable nozzle in dense atmospheric layers, typical for the operation of rocket engines under launch and flight conditions at altitudes up to 40 km, is carried out.

Thrust vector control, two-position nozzle, numerical simulation, dynamic computational grid, altitude characteristic

Исследование пропульсивного профиля для несущего фюзеляжа беспилотного летательного аппарата вертолетного типа

**Н.С. КНЯЗЕВ,
П.А. АРХИПОВ**
(ФГАОУ ВО «Севастопольский государственный университет», Севастополь; БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, Санкт-Петербург) niknyaz1998@mail.ru

Разработан и исследован профиль несущего фюзеляжа беспилотного летательного аппарата вертолетного типа. Проведено исследование особенностей течения на разных режимах работы двигателя и углах атаки. Скорость полета задавалась равной 70 м/с, что соответствует скоростям, близким к максимальным для вертолетов. Для ряда значений расхода отбираемого воздуха определены границы критических режимов, характеризующихся переходом к отрывному течению и скачкообразным уменьшением подъемной силы. В ходе расчетов получен коэффициент подъемной силы, превышающий $C_{ya} = 2$.

Аэродинамический профиль, пропульсивная аэродинамика, пропульсивный профиль, энергетические методы аэродинамики, беспилотное воздушное судно

В настоящей работе представлены результаты исследований, направленных на оптимизацию аэродинамических характеристик фюзеляжа вертолета и разработку профилей для несущего фюзеляжа беспилотного летательного аппарата (БЛА) вертолетного типа. Работа является продолжением исследования [1], в рамках которого была разработана аэродинамическая форма несущего фюзеляжа для вертолета класса «Ансат».

Сравнение спроектированного для вертолета «Ансат» пропульсивного фюзеляжа с исходной геометрией планера вертолета представлено на рис. 1.

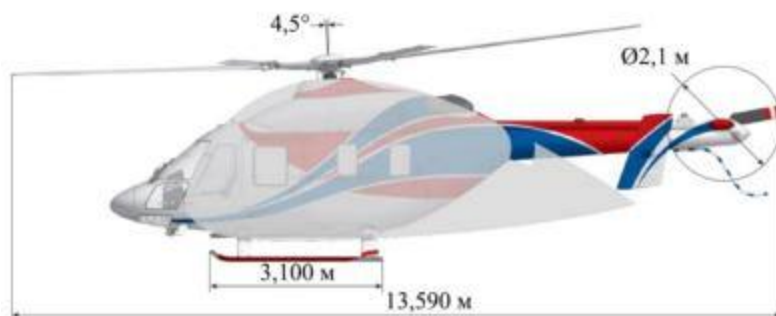


Рис. 1

Согласно выполненным расчетам разработанный пропульсивный профиль, т. е. профиль, создающий силу тяги при отборе воздуха с его верхней поверхности, и созданное на его основе упрощенное аэродинамическое тело, выполненное в размерности фюзеляжа вертолета «Ансат», продемонстрировали на крейсерских режимах полета подъемную силу, превышающую силу тяжести вертолета, и значимую величину тяги. При этом количество воздуха, отбираемого с верхней поверхности тела, приблизительно равно суммарному расходу воздуха двух двигателей вертолета «Ансат». Хвостовая часть профиля, расположенная за воздухозаборником, обеспечивает создание тяги, выполняя роль сопла. Величина коэффициента подъемной силы C_{ya} ($C_{ya} > 2$) является достаточной для осуществления взлета в отсутствие дополнительной механизации крыла. Однако профиль продемонстрировал низкую компоновочную эффективность в части организации грузового отсека. В связи с этим в настоящей работе выполнен анализ профиля, геометрия которого (рис. 2) получена на основе профиля, представленного в монографии [2].

Применение пропульсивных профилей [3] относится к классу энергетических методов управления обтеканием несущих поверхностей, основанных на подводе энергии – в виде отбора или выдува воздуха, – с целью управления течением и пограничным слоем на несущей поверхности и, как следствие, повышения подъемной силы [4, 5]. В научной литературе энергетические методы подразделяют на две группы: 1) методы управления пограничным слоем; 2) активные методы, направленные на изменение структуры

внешнего течения целиком. Исторически исследования в области пропульсивных профилей сформировались на основе направления, ориентированного на проектирование аэродинамических поверхностей таким образом, чтобы исключить наличие участков с понижением скорости потока, а следовательно, предотвратить возникновение условий для отрыва пограничного слоя.

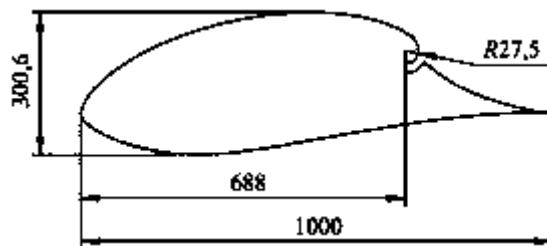


Рис. 2

Таким образом, методы пропульсивной аэродинамики представляют собой частный случай энергетических методов. На протяжении последних тридцати лет данные подходы активно исследуются, однако их практическое внедрение в «большую» авиацию в настоящее время не реализовано. Тем не менее научные и прикладные разработки в этом направлении продолжаются. Развитие беспилотных воздушных судов, обусловленное их размерностью и особенностями, недостижимыми для традиционной пилотируемой авиации, формирует новый круг задач для разработчиков. Это, в свою очередь, создает предпосылки для поиска перспективных аэродинамических решений. Одним из таких решений являются реализованные на практике прототипы несущих пропульсивных фюзеляжей, аэродинамическое качество которых сопоставимо с характеристиками традиционных БЛА самолетного типа [6].

В настоящей работе для исследования пропульсивного профиля используется метод вычислительного эксперимента. В характерной для БЛА легкого и среднего класса размерности ключевые элементы планера и двигателей функционируют в диапазоне чисел Рейнольдса $10^5 \dots 10^6$, что соответствует области ламинарно-турбулентного перехода. Положение точки перехода на несущей поверхности в данном случае определяется и ее размерностью: $u_\infty = 30$ м/с (увеличение $\times 1$) (рис. 3, а); $u_\infty = 100$ м/с (увеличение $\times 2$) (рис. 3, б); $u_\infty = 200$ м/с (увеличение $\times 3,3$) (рис. 3, в).

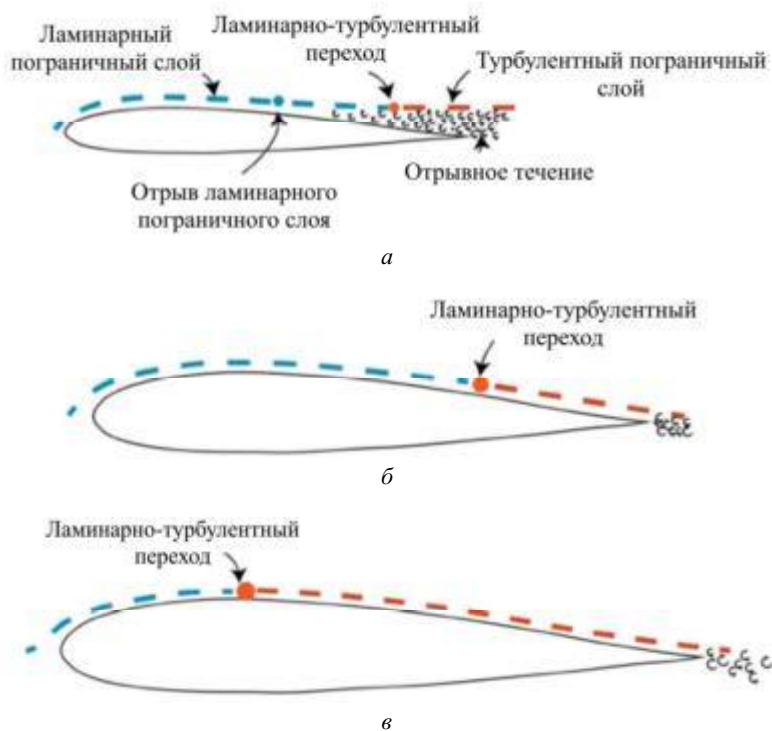


Рис. 3

Проведение экспериментальной отработки подобных конструкций на масштабных моделях сопряжено со значительными трудностями, включая необходимость использования специализированного оборудования (например, низкотурбулентных аэродинамических труб). В связи с этим возрастает значимость численных методов и требований к надежности применяемых расчетных моделей. Следовательно, актуальной задачей является совершенствование методологии численного моделирования и аттестация моделей турбулентности для корректного описания ламинарно-турбулентного перехода на трехмерных поверхностях. В 2020–2023 гг. в Севастопольском государственном университете (Севастополь) был выполнен цикл исследований численных методов дозвуковых течений в условиях ламинарно-турбулентного перехода. Была разработана методика оптимального проектирования профиля крыла [7], допускающая отбор воздуха с поверхности и выдув его через заднюю кромку. Эталонные и оптимальные профили были исследованы с использованием различных моделей турбулентности [8]. Данная методология впоследствии была применена к расчету крыла [9]. На основании проведенных исследований установлено, что из шести протестированных моделей турбулентности наилучшую сходимость с экспериментальными данными демонстрируют модели, имеющие механизм учета ламинарно-турбулентного перехода, – однопараметрическая модель турбулентности Спаларта – Аллмараса и четырехпараметрическая Transition SST $Re_\theta - \gamma$ модель Лэнгтри [10]. Дальнейшие исследования были направлены на исследование сегментов пропульсивного крыла [11, 12], их результаты обобщены в работе [13].

Таким образом, продемонстрирован двухэтапный подход к аэродинамическому проектированию фюзеляжа БЛА с вертикальным взлетом и посадкой. На первом этапе профиль создается методами решения обратной задачи аэродинамики в рамках модели идеального газа с последующей оптимизацией. На втором этапе профиль дорабатывается в ходе систематических расчетов численными методами.

В расчетах использовались следующие исходные данные и допущения. Величина хорды профиля $b = 1$ м, величина расхода Q вычисляется для сегмента крыла (ширина – 1 м), построенного на базе рассматриваемого профиля. Скорость набегающего потока $U = 70$ м/с; число Рейнольдса $Re = 4,8 \cdot 10^6$; угол атаки $\alpha = 0 \div 20^\circ$; расход отбираемого воздуха $Q = 0,35 \div 2,8$ кг/с; безразмерный расход отбора $q = Q / Ub$ принимался в диапазоне $0,005 \dots 0,04$. Модель турбулентности, использовавшаяся в расчетах, – Transition SST. Сначала задавался максимальный расход, который постепенно уменьшался в квазистационарном режиме до заданного значения. В численном эксперименте не учитывалось возможное влияние воздушного потока от несущего винта.

На рис. 4 представлены зависимости коэффициента подъемной силы C_{ya} от угла атаки α . Наблюдаются точки перехода к закритическим режимам отрывного течения.

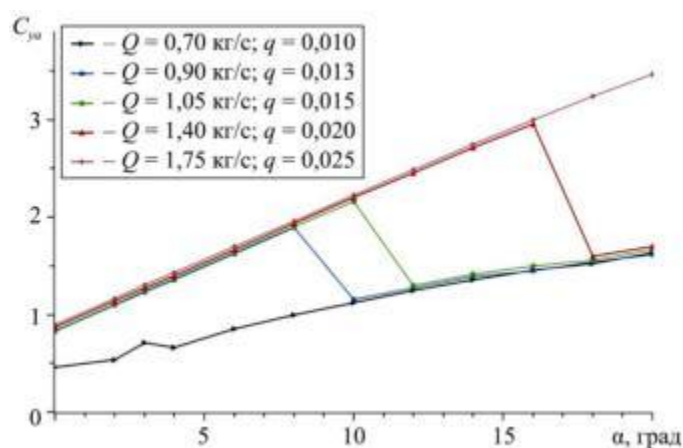


Рис. 4

При умеренном расходе воздуха $Q = 0,9 \div 1,05$ кг/с безотрывный режим сохраняется вплоть до углов атаки порядка $8 \text{--} 10^\circ$. Существенное увеличение Q обеспечивает смещение точки отрыва в область предельно высоких углов атаки. При малых значениях ($Q = 0,7$ кг/с) получить безотрывное течение не удается.

На рис. 5 представлены величины относительного расхода отбираемого воздуха q , при которых происходит отрыв потока.

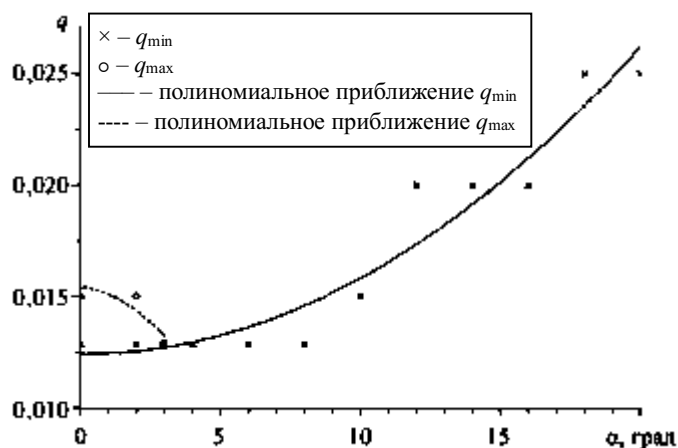
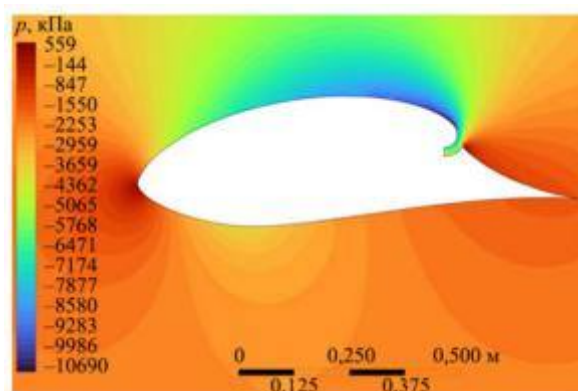


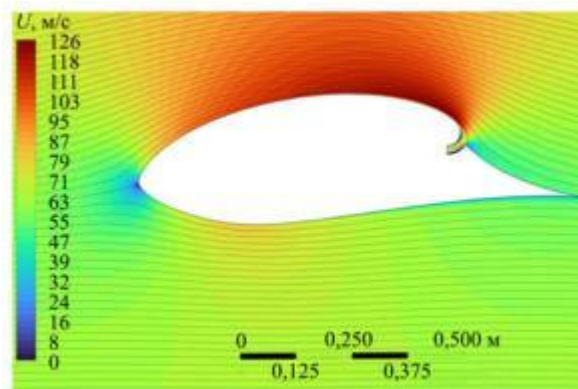
Рис. 5

Для обеспечения безотрывного обтекания профиля требуемый расход отбираемого воздуха должен находиться в области, расположенной выше сплошной линии (см. рис. 5). На графике рис. 5 также приведено максимальное значение безразмерного расхода q_{\max} , при котором обеспечивается создание тяги. Для выполнения условий создания тяги расход отбора должен выбираться из области, расположенной ниже штриховой линии.

Оптимальное соотношение между тягой пропульсивного фюзеляжа и подъемной силой достигается при крейсерском угле атаки $\alpha = 2^\circ$. Приведем для этого режима распределение параметра величин давления (рис. 6, а) и скорости в окрестности профиля (рис. 6, б).



а

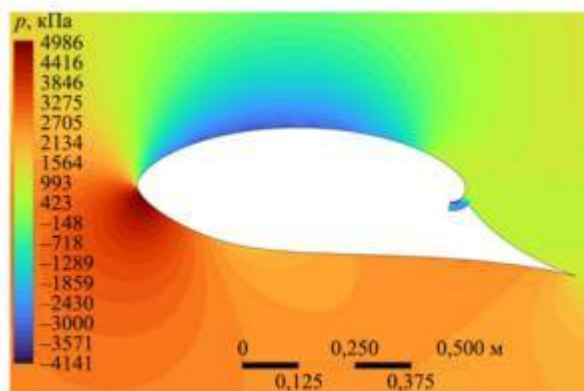


б

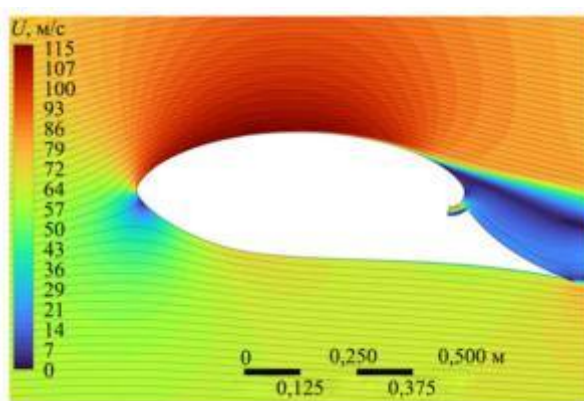
Рис. 6

Течение турбулентное практически во всей области расчета, кроме узкого слоя вдоль образующей профиля от носка до некоторой точки. Скорость увеличивается от носка профиля до воздухозаборника, что препятствует отрыву потока. На верхней поверхности профиля создается сильное разрежение.

Для сравнения на рис. 7 показаны аналогичные картины для закритического угла атаки $\alpha = 12^\circ$.



а



б

Рис. 7

Как видим (см. рис. 7, а), область разрежения смещается в переднюю часть профиля. Перед воздухозаборником формируется зона торможения потока, в которой продольный градиент давления приобретает положительное значение. Данные условия способствуют развитию отрыва потока.

Таким образом, спроектирован профиль, предназначенный для несущего фюзеляжа вертолета или БЛА вертолетного типа. Использование отбора воздуха при умеренных расходах обеспечивает генерацию тяги фюзеляжем, достигающей максимума в диапазоне углов атаки $\alpha = 0 \div 2^\circ$. Профиль характеризуется высоким значением коэффициента подъемной силы C_{ya} . Крейсерское значение составляет $C_{ya} = 1,3$ при расходе отбираемого воздуха порядка 1 кг/с, максимальное – $C_{ya} = 2$ при расходе 1,4 кг/с.

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации в ходе реализации проекта «Фундаментальные основы аэродинамики, динамики полета и управления транспортными беспилотными авиационными системами нового поколения с распределенной силовой установкой», № FEFM-2024-0012.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Продан Н.В., Курнухин А.А. Исследование аэродинамики пропульсивного фюзеляжа вертолета // Изв. вузов. Авиационная техника. 2023. № 3. С. 71–76.
2. Ильинский Н.Б., Абзалилов Д.Ф. Математические проблемы проектирования крыловых профилей: усложненные схемы течения; построение и оптимизация формы крыловых профилей. Казань: Казан. ун-т, 2011. 284 с.
3. Küchemann D. Some Aerodynamic Properties of a New Type of Aerofoil with Reversed Flow through an Internal Duct: Technical Notes Aero № 2297 / RAE GB, 1954. 19 с.

4. Петров А.В. Энергетические методы увеличения подъемной силы крыла. М.: Физматлит, 2011. 404 с.
5. Küchemann D., Weber J. Aerodynamics of Propulsion. McGraw Hill Book Co, 1953. 340 p.
6. Булат П.В., Курнухин А.А., Продан Н.В. Численно-аналитическое моделирование пропульсивного крыла и фюзеляжа аэротакси // Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики. 2023. № 1. С. 178–191.
7. Продан Н.В., Курнухин А.А. Применение методов математической оптимизации для проектирования аэродинамического профиля с учетом вязкости // Изв. вузов. Авиационная техника. 2021. № 4. С. 74–80.
8. Булат П.В., Продан Н.В., Курнухин А.А. О влиянии ламинарно-турбулентного перехода при численном моделировании профиля крыла // Изв. вузов. Авиационная техника. 2021. № 3. С. 89–98.
9. Дудников С.Ю. и др. Моделирование течений при малых числах Рейнольдса применительно к проектированию несущих аэродинамических поверхностей беспилотных летательных аппаратов // Изв. вузов. Авиационная техника. 2021. № 4. С. 39–48.
10. Langtry R.B., Menter F.R. Transition Modeling for General CFD Applications in Aeronautics // Proc. of the 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Jan 10–13, 2005, Reno, USA. AIAA Paper № 2005-522.
11. Булат П.В., Курнухин А.А., Продан Н.В. Численное моделирование характеристик высоконесущих профилей с энергетическими методами увеличения подъемной силы // Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики. 2022. № 5. С. 1007–1015.
12. Булат П.В. и др. Исследование характеристик аэродинамических профилей с отбором воздуха с верхней поверхности и заданным распределением давления // Изв. вузов. Авиационная техника. 2022. № 3. С. 71–78.
13. Bulat P. et al. Control of Aerodynamic Characteristics of Thick Airfoils at Low Reynolds Numbers Using Methods of Boundary Layer Control // Fluids. 2024. Vol. 9. Iss. 1. Article № 26.

Поступила в редакцию 7.10.25
После доработки 21.11.25
Принята к публикации 21.11.25

Study of the Propulsive Airfoil for the Lifting Fuselage of a Helicopter-Type Unmanned Aerial Vehicle

N.S. KNYAZEV^{1,2} AND P.A. ARKHIPOV^{1,2}

¹ Sevastopol State University, Sevastopol

² Baltic State Technical University “Voenmeh”, Saint Petersburg

The airfoil of the lifting fuselage of a helicopter-type unmanned aerial vehicle was developed and studied. The paper investigates the flow pattern in different engine operating modes and angles of attack. The flight speed is assumed to be 70 m/s, which is close to the maximum speed of helicopters. For different intake air flow rates, the boundaries of the supercritical modes are obtained, when there is a transition to a separating flow and an abrupt decrease in lifting force. The calculations obtained a lifting force coefficient exceeding $C_{ya} = 2$.

Airfoil, propulsive aerodynamics, propulsive airfoil, energy methods of aerodynamics, unmanned aerial vehicle

Интегральные характеристики типовых винтов конвертопланов

Представлены результаты численного и экспериментального моделирования интегральных характеристик трех типовых винтов конвертопланов. Винты имеют идентичный профильный набор, но различаются формой в плане. Приведены геометрические параметры лопастей, достаточные для проведения численного и экспериментального моделирования характеристик винтов в постановке, принятой авторами. Результаты расчетов и измерений получены для ряда значений угла общего шага $\varphi_7 = 8, 12, 16, 20^\circ$ при частотах вращения $\Omega = 500, 900, 1400, 1800$ об/мин. Число Маха на конце лопасти варьировалось в диапазоне $M_{tip} \approx 0,07 \div 0,28$. Численное моделирование выполнялось в условиях, идентичных экспериментальным.

**В.В. ПАХОВ,
Е.В. ПИСКУНОВ**
(КНИТУ-КАИ, Казань)
VVPakhov@kai.ru

Винт конвертоплана, интегральные характеристики винтов, CFD, саблевидная лопасть

Развитие летательных аппаратов типа конвертоплана, включая беспилотные системы, представляет собой одно из приоритетных направлений современной авиационной науки. Ежегодно увеличивается число публикаций о летательных аппаратах такого типа, что подтверждает актуальность выбранного направления исследований. Некоторые данные и характеристики винтов конвертопланов представлены в работах [1–7]. Среди множества исследованных типов конвертопланов особый интерес представляет летательный аппарат ERICA, данные о котором приведены в работах [8–11]. Винты конвертопланов, рассмотренные в литературе, характеризуются рядом особенностей. Из сравнительного анализа опубликованных геометрических характеристик лопастей следует, что лопасти винтов конвертопланов имеют большое удлинение и близкую к прямоугольной форму в плане. Также лопасти характеризуются отсутствием выраженной геометрической кривки и имеют одинаковую относительную толщину вдоль размаха. Однако, с точки зрения аэродинамики, имеющиеся в научной литературе данные не позволяют с достоверностью установить, какие геометрические параметры следует считать предпочтительными для конвертоплана. В литературе имеются некоторые данные о характеристиках вертолетов и самолетов различной геометрии, в том числе четырехлопастных [12–19], но геометрия винтов конвертопланов отличается от самолетных и вертолетных винтов из-за особенностей работы.

Анализ литературных данных осложняется двумя факторами. Во-первых, в подавляющем количестве опубликованных работ исследуются лопасти простой геометрии (только лопасти ERICA имеют сложный профильный набор). Во-вторых, исследования в основном сфокусированы на трехлопастных винтах (за исключением четырехлопастного винта ERICA).

В настоящей статье представлены результаты численного и экспериментального моделирования трех типовых четырехлопастных винтов конвертопланов, отличающихся формой в плане при идентичном профильном наборе. Использованный профильный набор заимствован из работы [8] и соответствует профилям лопастей конвертоплана ERICA. В статье изложены детальные данные о геометрии использованных лопастей и интегральные характеристики (тяга, крутящий момент, относительный КПД винтов). Характеристики винтов, представленные в данной статье, могут быть использованы для валидации данных численных расчетов.

Рассматриваются типовые лопасти конвертопланов, условно обозначенные как КП-1, КП-2, КП-3. Все рассматриваемые несущие винты четырехлопастные, диаметром 0,9 м. Лопасти всех трех несущих винтов имеют одинаковый профильный набор, но различную форму в плане. Первый винт, КП-1 (рис. 1, а), имеет простую прямоугольную законцовку, второй винт, КП-2 (рис. 1, б), – стреловидную законцовку лопасти. Лопасти КП-3 (рис. 1, в) отличаются значительным сужением законцовки и саблевидной формой лопасти.



Рис. 1

Геометрические параметры лопастей показаны в таблице. Здесь: \bar{r} – относительный радиус ($\bar{r} = 1$ на конце лопасти); θ – местный угол установки лопасти, град; $\Delta\zeta/R$ – местная координата линии четвертей хорды относительно начального сечения.

\bar{r}	θ , град	Профиль	$\Delta\zeta/R$		
			КП-1	КП-2	КП-3
0,1	0	Круглый	0	0	0,006699
0,2	8	NACA 0030	0	0	0,014478
0,324	8	VR-5	0	0	0,022682
0,487	5	VR-5	0	0,0024	0,024596
0,649	0	OA-213	0	0,0136	0,008104
0,757	-2	OA-213	0	0,02	-0,01757
0,865	-3	OA-213	0	-0,0024	-0,05813
0,946	-3,5	RC-510	0	-0,0368	-0,09993
1,0	-5	RC-510	0	-0,0616	-0,13385

Все измерения были выполнены в аэродинамической лаборатории КНИТУ-КАИ (Казань) с использованием измерительных систем аэродинамической трубы Т-1К. Поскольку в данной статье представлены результаты, полученные исключительно для режима висения, описание аэродинамической трубы не приводится. Подробная информация об установке приведена в работе [12].

Физическое моделирование характеристик винтов проводилось с использованием винтового прибора аэродинамической трубы, позволяющего увеличивать частоту вращения до 2500 об/мин, изменять общий и циклический шаг, а также изменять угол атаки винта в диапазоне $\pm 30^\circ$.

Схема винтового прибора представлена на рис. 2.

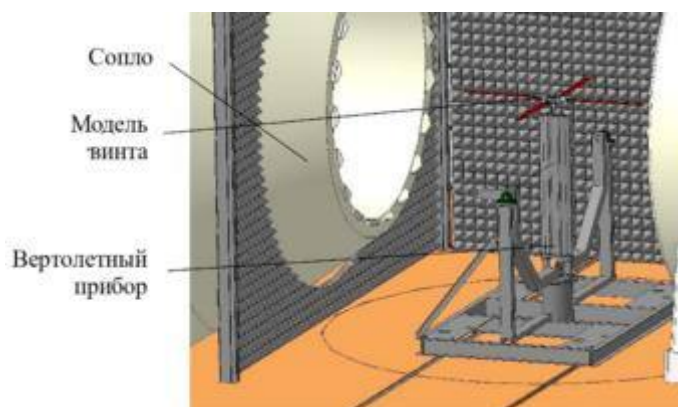


Рис. 2

Интегральные характеристики измерялись датчиком М40-300/3К («Тилком», Беларусь), установленным в разрезе оси вращения винтов. Приведем параметры датчика: максимальная номинальная измеряемая осевая сила – 3000 Н; максимальный номинальный измеряемый крутящий момент – 300 Н·м; номинальная погрешность измерения осевой силы – $\pm 0,3$ % от диапазона; номинальная погрешность измерения крутящего момента – $\pm 0,2$ % от диапазона.

Винты устанавливались на жесткие втулки с фиксированными углами общего шага $\varphi_7 = 8, 12, 16, 20^\circ$. Характеристики измерялись при частотах вращения 500, 900, 1400, 1800 об/мин. Интегральные характеристики винтов рассчитывались по общепринятым формулам:

$$C_T = \frac{T}{\frac{1}{2} \rho S (\Omega R)^2}; \quad (1)$$

$$m_k = \frac{M_k}{\frac{1}{2} \rho S (\Omega R)^2 R}; \quad (2)$$

$$\eta_0 = \frac{C_T^{3/2}}{2m_k}. \quad (3)$$

Здесь: C_T – коэффициент тяги; m_k – коэффициент крутящего момента; η_0 – относительный КПД; T – измеренная тяга, Н; M_k – измеренный крутящий момент, Н·м; ρ – плотность воздуха, кг/м³; S – площадь диска винта, м²; Ω – угловая скорость винта, рад/с; R – радиус винта, м.

Для расчетов использовались многоблочные гексагональные сетки, состоящие из 128 блоков и содержащие 6,57 млн ячеек. Дополнительный слой блоков расположен под винтом, что позволяет улучшить разрешение вихревого следа. Блоки вблизи лопасти О-образной структуры. В расчете имитировалось обтекание винтов при различных углах общего шага. Угол наклона лопасти изменяется поворотом лопасти и ближайшего слоя блоков вблизи поверхности лопасти. Остальные блоки деформируются. Такая технология позволяет сохранить распределение ячеек вблизи поверхности лопасти. Всего было построено четыре расчетные сетки для углов общего шага $\varphi_7 = 8, 12, 16, 20^\circ$. Расчетные сетки были построены для одной лопасти, при этом влияние других лопастей учитывалось посредством применения периодических граничных условий. На внешних границах сектора расчетной области применяется условие типа «источник – сток», а на боковых сторонах сектора задается условие периодичности течения. Модуль скорости для источника и стока определяется по теории импульса винта.

Лопать разделена на 115 ячеек по размаху. Уплотнение к концевой части лопасти составляет до 0,225 мм, корневой – 0,9 мм. По хорде расположено более 100 ячеек. Уплотнение к входной кромке составляет до 0,135 мм, выходной – 0,035 мм. Выбранные значения позволяют качественно описать особенности геометрии лопасти и, в частности, выходную кромку толщиной 0,5 мм. Ближайший слой содержит 35 ячеек в блоке по направлению к поверхности тела. Размер первой ячейки составляет 0,0045 мм, что обеспечивает параметр Y^+ меньше единицы для разрешения пограничного слоя с учетом того, что скорость концевой части при частоте вращения 1800 об/мин достигает 85 м/с.

Численное моделирование обтекания винта выполнялось с помощью решателя НМВ. Моделирование проводилось с использованием метода осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье – Стокса. Использовалась модель турбулентности $k-\omega$ -SST. Решение уравнений строилось методом конечных объемов. В качестве рабочего тела использовалась модель идеального газа (с учетом сжимаемости потока). Расчеты проводились для ряда фиксированных углов общего шага $\varphi_7 = 8^\circ, 12^\circ, 16^\circ, 20^\circ$ при различных частотах вращения: $\Omega = 500, 900, 1400, 1800$ об/мин. Концевое число Маха варьировалось: $M_{\text{tip}} \approx 0,07 \div 0,28$. Вычисления производились до 50000 итераций для обеспечения сходимости.

На рис. 3 приведено сопоставление результатов численного моделирования и экспериментальных данных для винта КП-1 при частотах вращения 500 и 1800 об/мин.

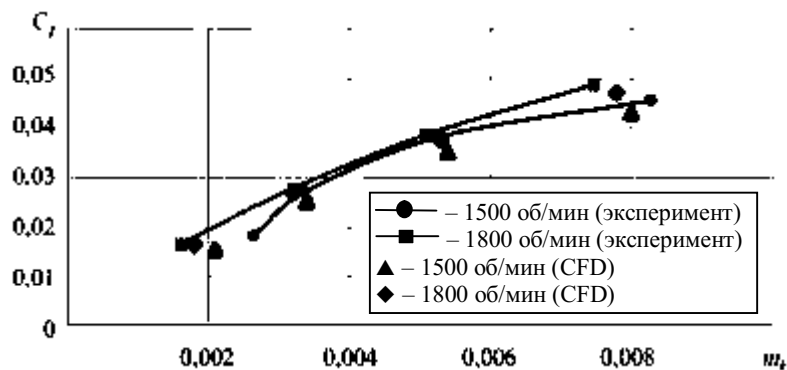


Рис. 3

Как видим (см. рис. 3), с увеличением частоты вращения винта коэффициент тяги увеличивается, а коэффициент крутящего момента уменьшается.

На рис. 4 показаны результаты численных расчетов и экспериментальных исследований винтов КП-1, КП-2, КП-3 при частоте вращения $\Omega = 1800$ об/мин ($M_{tip} \approx 0,28$).

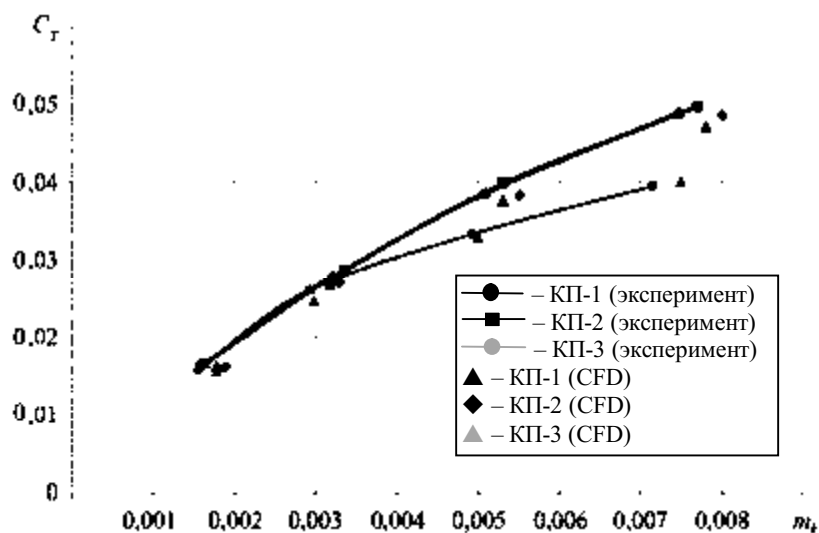


Рис. 4

Как видим (см. рис. 4), характеристики исследуемых винтов демонстрируют близкие значения. В случае винта КП-3 (саблевидного) наблюдается существенно более низкий коэффициент тяги в сравнении с двумя другими винтами, характеристики которых находятся в близком соответствии.

Согласно результатам экспериментальных и вычислительных исследований винт КП-2 обеспечивает несколько более высокий коэффициент тяги при несколько большем крутящем моменте.

На рис. 5 представлены графики зависимости относительного КПД от угла общего шага для винта КП-2 при частотах вращения 500 и 1800 об/мин.

Коэффициенты тяги винтов КП-1 и КП-2 имеют близкие значения, в то время как для винта КП-3 значение данного параметра существенно ниже. Характер зависимости коэффициента тяги от угла общего шага для винта КП-3 указывает на более раннее возникновение срыва потока его на лопастях, который инициируется при меньших углах общего шага.

На рис. 6 представлено распределение коэффициента давления на поверхности лопасти, которое указывает на срыв потока на конце лопасти КП-3 (рис. 6, в). Согласно экспериментальным и расчетным данным максимальный коэффициент тяги наблюдается у винта КП-2 (рис. 6, б), минимальный – у винта КП-3 (см. рис. 6, в). Винт КП-1 (рис. 6, а) имеет близкое к винту КП-2 значение коэффициента тяги, что

подтверждается распределением давления (см. рис. 6, а, б). Максимальный относительный КПД винтов достигается на частоте вращения 1800 об/мин.

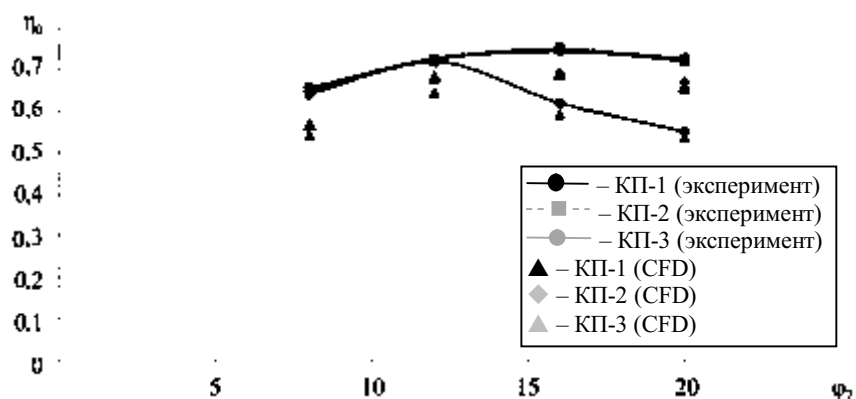


Рис. 5

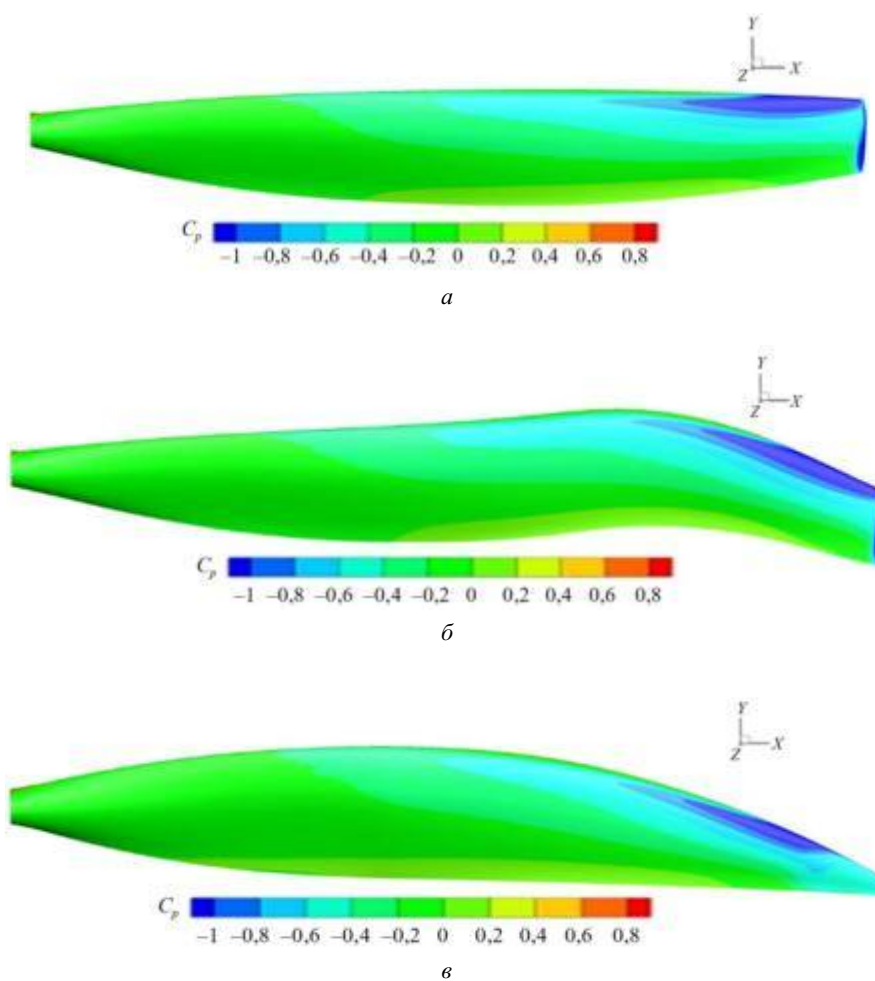


Рис. 6

Анализ данных (см. рис. 3–6) позволяет провести сопоставление численного моделирования и экспериментальных исследований. Наблюдается завышение экспериментальных значений коэффициента тяги по сравнению с расчетными примерно на 8 % для всех рассматриваемых винтов. При этом значения крутящего момента, полученные в ходе численных и экспериментальных исследований, практически совпадают. Что касается относительного КПД, то различия между численными и экспериментальными данными в целом незначительны, за исключением винта КП-3.

Вихревая система винта КП-3 (рис. 7, в) имеет более сложную структуру по сравнению с винтами КП-1 (рис. 7, а) и КП-2 (рис. 7, б), что обусловлено его саблевидной формой. Данная особенность является причиной расхождения между численными и экспериментальными результатами.

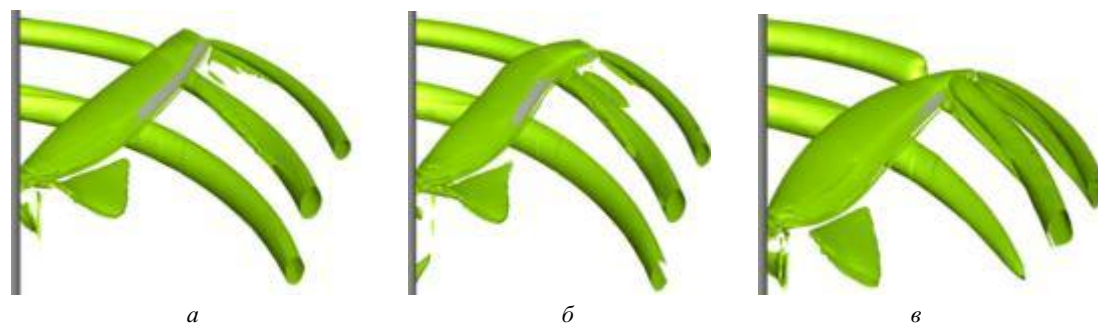


Рис. 7

В целом согласие между данными CFD-моделирования и эксперимента может быть оценено как удовлетворительное. Повышение точности расчетов возможно за счет увеличения размера расчетных сеток и использования других подходов CFD (DES, LES).

Работа выполнена в рамках государственного задания Министерства науки и высшего образования Российской Федерации, тема № 123030100016-5, FZSU-2023-0005.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Schatzman N.L., Malpica C. Testing of the Tiltrotor Test Rig in the National Full-Scale Aerodynamic Complex 40-by 80-Foot Wind Tunnel // Proc. of the Vertical Flight Society 75th Annual Forum & Technology Display, May 13–16, 2019, Philadelphia, USA. Article № 1336.
2. Acree C.W., Sheikhan A.L. Development and Initial Testing of the Tiltrotor Test Rig // Proc. of the AHS International 74th Annual Forum & Technology Display, May 14–17, 2018, Phoenix, USA. Article № 1269.
3. Johnson W. et al. Calculated Performance, Stability and Maneuverability of High-Speed Tilting-Prop-Rotor Aircraft: Technical Memorandum № 88349 / NASA. Ames Research Center, Moffett Field, USA, 1986. 45 p.
4. Felker F.F. et al. Performance and Loads Data from a Hover Test of a Full-Scale Advanced Technology XV-15 Rotor: Technical Memorandum № 86854 / NASA. Ames Research Center, Moffett Field, USA, 1986. 359 p.
5. Harris F.D. Hover Performance of Isolated Proprotors and Propellers – Experimental Data: Contractor Report № 2017-219486 / NASA. Ames Research Center, Moffett Field, USA, 2018. 218 p.
6. Acree C.W. et al. High-Speed Wind Tunnel Tests of a Full-Scale Proprotor on the Tiltrotor Test Rig // Proc. of the VFS International 75th Annual Forum & Technology Display, May 13–16, 2019, Philadelphia, USA. Article № 14736.
7. Betzina M.D. Rotor Performance of an Isolated Full-Scale XV-15 Tiltrotor in Helicopter Mode [Electronical Resource]. URL: https://rotorcraft.arc.nasa.gov/Publications/files/Betzina_AHS02.pdf (дата обращения: 15.11.2025).
8. Garcia A.J., Barakos G.N. Numerical Simulation of the ERICA Tiltrotor Using the HMB2 Solver // Proc. of the 41st European Rotorcraft Forum, Sept. 1–4, 2015, Munich, Germany. Paper № 42.
9. Decours J. et al. Experimental Validation of Tilt-Rotor Aerodynamic Prediction // Proc. of the 40th European Rotorcraft Forum, Sept. 2–5, 2014, UK. Article № 036B.
10. Decours J., Burguburu S., Falissard F. Performance Assessment of the ERICA Tilt-Rotor in Cruise // Proc. of the 36th European Rotorcraft Forum, Sept. 7–9, 2010, Paris, France. P. 1–13.
11. Droandi G., Gilbertini G. Aerodynamic Shape Optimisation of a Proprotor and Its Validation by Means of CFD and Experiments // Aeronautical Journal. 2015. Vol. 119. № 1220. P. 1223–1251.
12. Пахов В.В., Файзуллин К.В., Денисов С.Л. Об измерении акустических характеристик модели несущего вертолетного винта в аэродинамической трубе // Акустический журнал. 2020. № 1. С. 34–45.
13. Батраков А.С., Гарипова Л.И. Анализ циркуляции концевой вихря воздушного винта в ближнем поле // Изв. вузов. Авиационная техника. 2023. № 4. С. 67–72.
14. Вялков А.В. и др. Экспериментальное исследование влияния несущего винта на аэродинамические характеристики корпуса вертолета // Авиационная промышленность. 2024. № 2. С. 62–69.
15. Абалакин И.В. и др. Численное моделирование обтекания жесткого винта в косом потоке // Известия Российской Академии наук. Механика жидкости и газа. 2020. № 4. С. 105–116.

16. Гарипова Л.И. и др. Определение аэродинамических характеристик модели несущего винта на режиме осевого обтекания // Изв. вузов. Авиационная техника. 2014. № 3. С. 7–13.
17. Цветкова В.О. и др. Моделирование обтекания винта на адаптивной неструктурированной сетке с использованием метода погруженных границ // Математическое моделирование. 2021. № 8. С. 59–82.
18. Гирфанов А.М., Лебякина О.А., Романова Е.В. Исследование возможности имитационного моделирования аэродинамических характеристик крыла (лопасти) // Изв. вузов. Авиационная техника. 2021. № 2. С. 164–168.
19. Копьев В.Ф. и др. Об определении акустических характеристик моделей несущих вертолетных винтов на открытом стенде // Акустический журнал. 2016. № 6. С. 725–730.

Поступила в редакцию 15.12.25

После доработки 17.12.25

Принята к публикации 17.12.25

Integral Characteristics for Typical Tiltrotor Blades of Various Shapes

V.V. PAKHOV AND E.V. PISKUNOV

Tupolev Kazan National Research Technical University, Kazan

This paper examines typical tiltrotor blades with three various shapes. The work includes both experimental and CFD researches. Main goal of the research are integral loads on the blades. All three rotors have same airfoil set but various planform. Paper provides geometry parameters of the blades. Provided data is enough to be used by other scientists to validate or verify their calculations or experiments. Measurements and calculations were performed at the hover mode for a number of fixed collective pitch angles $\theta = 8, 12, 16, 20$ deg at different rotation speeds $\Omega = 500, 900, 1400, 1800$ rpm. The tip Mach number varied from $M_{tip} \approx 0.07$ to 0.28. Numerical simulations were performed for experimental conditions.

Tiltrotor blades, thrust and torque, CFD, scimitar-shaped blade

Новые точные решения уравнений Навье – Стокса для описания неустановившихся градиентных сдвиговых течений размерности «два с половиной»

Построено несколько новых точных решений уравнений Навье – Стокса для описания неустановившихся и нестационарных неоднородных сдвиговых градиентных течений. Рассматриваются потоки вязкой несжимаемой жидкости размерности «два с половиной». Такие течения характеризуются двумерным полем скоростей с зависимостью от трех пространственных координат и времени. Квадратично нелинейная система уравнений в частных производных, состоящая из уравнений переноса импульса и уравнения несжимаемости, для описания сдвиговых течений размерности «два с половиной» является переопределенной. Для этой системы в полиномиальных классах точных решений построены нетривиальные точные решения переопределенной системы уравнений гидродинамики неоднородных сдвиговых потоков. Описание неустановившихся течений основано на модификации метода разделения переменных Фурье. Основное внимание уделено классу Линя – Сидорова – Аристова с линейной зависимостью поля скоростей и поля давлений от двух пространственных переменных. Показана возможность использования класса точных решений с нелинейной зависимостью от двух пространственных координат для описания неоднородных сдвиговых течений вертикально завихренной жидкости без предварительной закрутки. Приведен метод тиражирования (размножения) точных решений для уравнений гидродинамики.

Е.Ю. ПРОСВИРЯКОВ,

д-р физ.-мат. наук
(Институт машиноведения
УрО РАН, Екатеринбург;
УрФУ, Екатеринбург;
КНИТУ-КАИ, Казань),

Л.С. ГОРУЛЕВА

(Институт машиноведения
УрО РАН, Екатеринбург;
УрФУ, Екатеринбург),

О.А. ЛЕДЯНКИНА,

канд. техн. наук
(КНИТУ-КАИ, Казань)
evgen_pros@mail.ru

Точное решение, класс Линя – Сидорова – Аристова, уравнение Навье – Стокса, переопределенная система, неустановившиеся течения, сдвиговое течение, градиентное течение

В гидродинамике течений несжимаемых жидкостей и газов существенное значение имеют точные решения уравнений Навье – Стокса [1–5]. Самыми известными движениями несжимаемых сред являются течения Куэтта и Пуазейля [2–5]. Точное решение Пуазейля $V(z, t) = (V_x(z, t), 0, 0)$ описывает слоистое (сдвиговое) однонаправленное градиентное течение вязкой несжимаемой среды [2, 6]. Для установившихся течений $V(z) = (V_x(z), 0, 0)$ точное решение Пуазейля в бесконечном горизонтальном слое жидкости описывается параболическим профилем $V_x = \frac{S}{\nu} \left(\frac{z^2}{2} + C_1 z + C_2 \right)$ (S – градиент давления, деленный на постоянную плотность сплошной среды; ν – кинематическая (молекулярная) вязкость) [2–6].

Данное точное решение, зависящее от двух постоянных интегрирования, используется для решения краевых задач как для условия прилипания, так и для учета проскальзывания жидкости относительно твердой границы [2–13]. Таким образом, профиль Пуазейля используется для решения задач гидродинамики жидкостей, движущихся в тонких слоях (в том числе для микро- и наноплюидики) [2–13].

Градиентные течения несжимаемых сред встречаются очень часто при описании авиационной техники [14–18]. Движения жидкости, обусловленные изменением давления, играют важную роль в океанологии и климатологии, оказывая опосредованное влияние на характеристики атмосферного воздуха – среды, в которой осуществляется движение летательных аппаратов. В связи с этим чрезвычайно актуальной проблемой гидро- и газодинамики несжимаемых сплошных является построение новых классов точных решений уравнений Навье – Стокса для описания градиентных течений несжимаемых жидкостей, отличных от одномерных потоков [1–5, 8–10, 12, 14–18].

Очевидным шагом представляется рассмотрение точного решения $V(z, t) = (V_x(z, t), V_y(z, t), 0)$ с двумерным нестационарным полем скоростей, зависящим от одной пространственной координаты (вертикальной или поперечной) [2–5]. Недостатком этого анзаца для уравнений Навье – Стокса является сведение его к однонаправленному потоку посредством преобразования поворота [2–5].

Для изучения нелинейных эффектов течений несжимаемых сред в тонких слоях важно изучить возможность построения точных решений типа Пуазейля для вектора скорости размерности «два с половиной» [2–5, 7, 8, 11, 17, 18]. В этом случае поле скоростей $V = (V_x(t, x, y, z), V_y(t, x, y, z), 0)$ является двумерным, но зависит от всех пространственных координат и времени [2–5, 7, 8, 11, 17, 18]. В ряде публикаций для поля скорости $V = (V_x(t, x, y, z), V_y(t, x, y, z), 0)$ были исследованы изобарические неоднородные сдвиговые течения вязкой несжимаемой среды [2–5, 10, 11, 19–28].

Для изобарических и градиентных сдвиговых течений система уравнений движения редуцируется к квадратично нелинейной переопределенной системе [2–5, 7, 8, 10, 11, 19–29]. Для неоднородных сдвиговых течений типа Куэтта к настоящему времени построены точные решения как для установившихся течений [2–5, 7, 8, 10, 11, 19–29], так и для нестационарных потоков [2–5, 7, 8, 10, 11, 19–29]. Задача нахождения точных решений для изобарических течений жидкости размерности «два с половиной» рассматривалась в контексте многослойных и микрополярных несжимаемых потоков [2–5, 7, 8, 10, 11, 19–29].

Первое нетривиальное точное решение для описания сдвиговых течений размерности «два с половиной» Пуазейля в бесконечном горизонтальном слое жидкости было построено в классе Линя – Сидорова – Аристова. Свойства данного решения и его поведение при различных типах граничных условий было исследовано в работах [7, 8, 11, 28, 29]. Целью данной статьи является восполнение теоретического пробела, связанного с построением точных решений уравнений Навье – Стокса для исследования неоднородных сдвиговых течений типа Пуазейля размерности «два с половиной» в полиномиальных классах точных решений.

Трехмерное градиентное движение вязкой несжимаемой жидкости описывается векторным уравнением Навье – Стокса и скалярным уравнением неразрывности (несжимаемости) [1]:

$$\begin{aligned} \frac{\partial V}{\partial t} + (V, \nabla)V &= -\nabla P + \nu \Delta V; \\ (\nabla, V) &= 0. \end{aligned} \quad (1)$$

В систему (1) введены стандартные обозначения для уравнений изотермической гидродинамики: $V = (V_x(t, x, y, z), V_y(t, x, y, z), V_z(t, x, y, z))$ – вектор скорости жидкости; ∇ – оператор Гамильтона; Δ – оператор Лапласа. Полная производная для поля скорости $\frac{\partial V}{\partial t} + (V, \nabla)V$ состоит из локальной производной $\frac{\partial V}{\partial t}$ и конвективной производной $(V, \nabla)V$.

Неоднородное градиентное сдвиговое течение размерности «два с половиной» $V = (V_x(t, x, y, z), V_y(t, x, y, z), 0)$ вязкой несжимаемой жидкости описывается следующей нелинейной переопределенной системой уравнений в частных производных [2–5, 7, 8, 11, 28, 29]:

$$\begin{aligned} \frac{\partial V_x}{\partial t} + V_x \frac{\partial V_x}{\partial x} + V_y \frac{\partial V_x}{\partial y} &= -\frac{\partial P}{\partial x} + \nu \left(\frac{\partial^2 V_x}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 V_x}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 V_x}{\partial z^2} \right); \\ \frac{\partial V_y}{\partial t} + V_x \frac{\partial V_y}{\partial x} + V_y \frac{\partial V_y}{\partial y} &= -\frac{\partial P}{\partial y} + \nu \left(\frac{\partial^2 V_y}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 V_y}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 V_y}{\partial z^2} \right); \\ \frac{\partial P}{\partial z} &= 0; \\ \frac{\partial V_x}{\partial x} + \frac{\partial V_y}{\partial y} &= 0. \end{aligned} \quad (2)$$

Система (2) состоит из четырех уравнений для определения трех функций. Точное решение для поля скоростей и поля давления, входящих в систему уравнений (2), будем искать в следующем виде [2–5, 19–22]:

$$V_x = U(t, z) + \Omega(t, z)y; \quad (3)$$

$$\begin{aligned} V_y &= V(t, z); \\ P &= P_0(t) + P_1(t)x + P_2(t)y. \end{aligned} \quad (3)$$

Поле скоростей (3) принадлежит классу полиномиальных точных решений Линя – Сидорова – Аристова. Оно описывается линейными формами относительно координаты y с функциональным произволом.

Структура точного решения (3) такая, что в системе (2) уравнение несжимаемости

$$\frac{\partial}{\partial x}(U(t, z) + \Omega(t, z)y) + \frac{\partial}{\partial y}V(t, z) = 0$$

и уравнение

$$\frac{\partial}{\partial z}(P_0(t) + P_1(t)x + P_2(t)y) = 0$$

автоматически удовлетворяются. Таким образом, в классе (3) для представления гидродинамических полей скорости и давления эти уравнения являются «лишними» уравнениями. Следовательно, система уравнений (2) становится разрешимой [2–5, 7, 8, 28, 29]. Отметим, что функции P_1 , P_2 могут быть заданы произвольно, как граничные условия [2–5, 7, 8, 28, 29].

Для определения неизвестных функций U , V , Ω подставим выражения (3) в систему (2). Используя метод неопределенных коэффициентов, получим следующие уравнения [2–5, 7, 8, 28, 29]:

$$\begin{aligned} \frac{\partial U}{\partial t} + \Omega V &= -P_1 + \nu \frac{\partial^2 U}{\partial z^2}; \\ \frac{\partial \Omega}{\partial t} &= \nu \frac{\partial^2 \Omega}{\partial z^2}; \\ \frac{\partial V}{\partial t} &= -P_2 + \nu \frac{\partial^2 V}{\partial z^2}. \end{aligned} \quad (4)$$

Система уравнений в частных производных (4) состоит из одного однородного и одного неоднородного уравнений типа теплопроводности второго порядка, а также имеет в своей структуре параболическое уравнение с конвективным слагаемым, наследующее нелинейные свойства вязкой несжимаемой жидкости.

Для системы уравнений в частных производных (4) построим точные решения, используя обобщение классического метода Фурье [30, 31]:

$$\begin{aligned} \Omega(z, t) &= \Omega_1(z) \cos(\omega t) + \Omega_2(z) \sin(\omega t); \\ V(z, t) &= V_1(z) \cos(\omega t) + V_2(z) \sin(\omega t); \\ U(z, t) &= U_0(z) + U_1(z) \cos(\omega t) + U_2(z) \sin(\omega t) + U_3(z) \cos(2\omega t) + U_4(z) \sin(2\omega t); \\ P_1(t) &= S_0 + S_1 \cos(\omega t) + S_2 \sin(\omega t) + S_3 \cos(2\omega t) + S_4 \sin(2\omega t); \\ P_2(t) &= S_5 \cos(\omega t) + S_6 \sin(\omega t). \end{aligned} \quad (5)$$

Точное решение (5) для системы уравнений (4) может быть обобщено для произвольного количества гармоник следующим образом:

$$\begin{aligned} \Omega(z, t) &= \sum_{k=1}^n (A_k(z) \cos(k\omega t) + B_k(z) \sin(k\omega t)); \\ V(z, t) &= \sum_{k=1}^n (C_k(z) \cos(k\omega t) + D_k(z) \sin(k\omega t)); \end{aligned} \quad (6)$$

$$\begin{aligned}
U(z, t) &= \sum_{k=0}^{2n} (E_k(z) \cos(k\omega t) + F_k(z) \sin(k\omega t)); \\
P_1(t) &= \sum_{k=0}^{2n} (G_k(z) \cos(k\omega t) + H_k(z) \sin(k\omega t)); \\
P_2(t) &= \sum_{k=1}^n (I_k(z) \cos(k\omega t) + J_k(z) \sin(k\omega t)).
\end{aligned} \tag{6}$$

Точное решение (6), записанное в виде конечной суммы, может быть использовано как ряд специального вида, т. е. как функциональный ряд, разложенный по тригонометрическому базису.

Подставив точное решение для поля скорости (5) и выражения для поля давления (3) в систему уравнений типа теплопроводности (4), получим следующие соотношения:

$$\begin{aligned}
&U_2\omega \cos(\omega t) + 2U_4\omega \cos(2\omega t) - U_1\omega \sin(\omega t) - 2U_3\omega \sin(2\omega t) + \\
&+ \frac{1}{2}(\Omega_1 V_1 - \Omega_2 V_2) \cos(2\omega t) + \frac{1}{2}(\Omega_1 V_2 + \Omega_2 V_1) \sin(2\omega t) + \frac{1}{2}(\Omega_1 V_1 - \Omega_2 V_2) = \\
&= -(S_0 + S_1 \cos(\omega t) + S_2 \sin(\omega t) + S_3 \cos(2\omega t) + S_4 \sin(2\omega t)) + \\
&+ v \left(\frac{\partial^2 U_0}{\partial z^2} + \frac{\partial^2 U_1}{\partial z^2} \cos(\omega t) + \frac{\partial^2 U_2}{\partial z^2} \sin(\omega t) + \frac{\partial^2 U_3}{\partial z^2} \cos(2\omega t) + \frac{\partial^2 U_4}{\partial z^2} \sin(2\omega t) \right); \\
&\Omega_2 \omega \cos(\omega t) - \Omega_1 \omega \sin(\omega t) = v \left(\frac{\partial^2 \Omega_1}{\partial z^2} \cos(\omega t) + \frac{\partial^2 \Omega_2}{\partial z^2} \sin(\omega t) \right); \\
&V_2 \omega \cos(\omega t) - V_1 \omega \sin(\omega t) = -(S_5 \cos(\omega t) + S_6 \sin(\omega t)) + v \left(\frac{\partial^2 V_1}{\partial z^2} \cos(\omega t) + \frac{\partial^2 V_2}{\partial z^2} \sin(\omega t) \right).
\end{aligned}$$

Приравнявая коэффициенты при одинаковых гармониках, формирующих конечный тригонометрический базис $\{1, \sin(\omega t), \cos(\omega t), \sin(2\omega t), \cos(2\omega t)\}$, получим систему для определения неизвестных функций $\Omega_1, \Omega_2, V_1, V_2, U_0, U_1, U_2, U_3, U_4$, интерпретируемых как амплитуды:

$$\begin{aligned}
v \frac{d^2 U_0}{dz^2} &= \frac{1}{2}(\Omega_1 V_1 - \Omega_2 V_2) + S_0; \\
U_2 \omega &= v \frac{d^2 U_1}{dz^2} - S_1; \\
-U_1 \omega &= v \frac{d^2 U_2}{dz^2} - S_2;
\end{aligned} \tag{7}$$

$$\begin{aligned}
4U_4 \omega + (\Omega_1 V_1 - \Omega_2 V_2) &= 2v \frac{d^2 U_3}{dz^2} - S_3; \\
-4U_3 \omega + (\Omega_1 V_2 + \Omega_2 V_1) &= 2v \frac{d^2 U_4}{dz^2} - S_4;
\end{aligned}$$

$$\Omega_2 \omega = v \frac{d^2 \Omega_1}{dz^2}; \tag{8}$$

$$\Omega_1 \omega = -v \frac{d^2 \Omega_2}{dz^2};$$

$$V_2 \omega = v \frac{d^2 V_1}{dz^2} - S_5; \tag{9}$$

$$-V_1 \omega = v \frac{d^2 V_2}{dz^2} - S_6.$$

Интегрирование системы уравнений (7) – (9) начнем с построения точного решения системы неоднородных обыкновенных дифференциальных уравнений (9). Для интегрирования системы (9) дважды продифференцируем уравнение $V_2\omega = v \frac{d^2V_1}{dz^2} - S_5$. Следовательно, порядок дифференциального уравнения увеличится до четырех:

$$\frac{d^4V_1}{dz^4} = \frac{\omega}{v} \frac{d^2V_2}{dz^2}.$$

Выразим из уравнения $-V_1\omega = v \frac{d^2V_2}{dz^2} - S_6$ системы (9) вторую производную $\frac{d^2V_2}{dz^2} = -\frac{V_1\omega}{v} + \frac{S_6}{v}$.

Подставляем данное выражение в уравнение $V_2\omega = v \frac{d^2V_1}{dz^2} - S_5$, получаем неоднородное дифференциальное уравнение второго порядка:

$$\frac{d^4V_1}{dz^4} + 4k^4V_1 = \frac{4k^4S_6}{\omega}, \quad (10)$$

где $4k^4 = \left(\frac{\omega}{v}\right)^2$ – дисперсионное соотношение. Точное решение уравнений (10) находится элементарно.

По аналогии с исследованиями изобарических течений, проведенными в работах [10, 19–23, 27, 28], далее осуществим построение точного решения систем (7), (8).

Приведенные точные решения (3), (5) являются простейшими абзацами переопределенной системы (2). Укажем, что точное решение (3) может быть обобщено следующим образом:

$$V_y = \sum_{n=0}^N \frac{u_n(t, z) y^n}{n!};$$

$$V_y = V(t, z); \quad (11)$$

$$P = P_0(t) + P_1(t)x + P_2(t)y.$$

Поле скоростей (11) имеет нелинейную зависимость от одной пространственной координаты.

Для нахождения неизвестных функций, формирующих гидродинамические поля (11), подставим их в переопределенную систему (2) и получим рекуррентные дифференциальные уравнения типа теплопроводности:

$$\frac{\partial V}{\partial t} = v \frac{\partial^2 V}{\partial z^2} - P_2;$$

$$\frac{\partial u_0}{\partial t} + Vu_1 = v \left(u_2 + \frac{\partial^2 u_0}{\partial z^2} \right) - P_1;$$

$$\frac{\partial u_n}{\partial t} + Vu_{n+1} = v \left(u_{n+2} + \frac{\partial^2 u_n}{\partial z^2} \right), \quad n = 1, 2, \dots, N-2; \quad (12)$$

$$\frac{\partial u_{N-1}}{\partial t} + Vu_N = v \frac{\partial^2 u_{N-1}}{\partial z^2};$$

$$\frac{\partial u_N}{\partial t} = v \frac{\partial^2 u_N}{\partial z^2}.$$

Для системы (12) точное решение имеет вид, аналогичный формулам (6). Иными словами, используется метод Фурье для системы уравнений параболического типа, предложенный в статье [31].

Покажем, что точные решения (3), (11) могут быть обобщены для зависимости полей скоростей от всех пространственных координат. Для этого от поля скоростей $V = (V_x(t, x, y, z), V_y(t, x, y, z), 0)$ перейдем к полю скоростей $U = (V_X(t, X, Y, z), V_Y(t, X, Y, z), 0)$ при помощи преобразования поворота для скоростей и координат:

$$\begin{aligned} V_X &= V_x \cos \varphi - V_y \sin \varphi; \\ V_Y &= V_x \sin \varphi + V_y \cos \varphi; \\ X &= x \cos \varphi - y \sin \varphi; \\ Y &= x \sin \varphi + y \cos \varphi. \end{aligned} \quad (13)$$

Для координат, формирующих поле (3), справедливы формулы (обратимость преобразования поворота):

$$\begin{aligned} x &= X \cos \varphi + Y \sin \varphi; \\ y &= -X \sin \varphi + Y \cos \varphi. \end{aligned} \quad (14)$$

Для примера покажем, как осуществляется переход к полю скоростей $U = (V_X(t, X, Y, z), V_Y(t, X, Y, z), 0)$ для точного решения (3). Подставим в выражения для компонент вектора скорости $V = (V_x(t, x, y, z), V_y(t, x, y, z), 0)$ (3) формулы (13), (14):

$$\begin{aligned} V_X(t, X, Y, z) &= (U(t, z) + \Omega(t, z)(-X \sin \varphi + Y \cos \varphi)) \cos \varphi - V(t, z) \sin \varphi = \\ &= U(t, z) \cos \varphi - V(t, z) \sin \varphi - \Omega(t, z) \sin \varphi \cos \varphi X + \Omega(t, z) \cos^2 \varphi Y; \\ V_Y(t, X, Y, z) &= (U(t, z) + \Omega(t, z)(-X \sin \varphi + Y \cos \varphi)) \sin \varphi + V(t, z) \cos \varphi = \\ &= U(t, z) \sin \varphi + V(t, z) \cos \varphi - \Omega(t, z) \sin^2 \varphi X + \Omega(t, z) Y \cos \varphi \sin \varphi. \end{aligned}$$

Данное точное решение, построенное в работах [10, 19–23, 27, 28], принадлежит классу Линя – Сидорова – Аристова [32–36]. В этом случае поле давления записывается следующим образом:

$$\begin{aligned} P &= P_0(t) + P_1(t)(X \cos \varphi + Y \sin \varphi) + P_2(t)(-X \sin \varphi + Y \cos \varphi) = \\ &= P_0(t) + P_1(t)(\cos \varphi - \sin \varphi)X + P_2(t)(\sin \varphi + \cos \varphi)Y. \end{aligned}$$

Следовательно, приведен алгоритм для тиражирования точных решений для описания неоднородных сдвиговых течений размерности «два с половиной». Полученные точные решения позволят описать стратификацию поля скорости и изучить возможность усиления волн Стокса [20, 22] в вязкой несжимаемой среде.

Работа выполнена в рамках государственного задания Министерства науки и высшего образования Российской Федерации, тема № 123030100016-5, FZSU-2023-0005.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Аристов С.Н., Шварц К.Г. Вихревые течения адвективной природы во вращающемся слое жидкости. Пермь: РИО Пермского университета, 2006. 155 с.
2. Drazin P.G., Riley N. The Navier–Stokes Equations: A Classification of Flows and Exact Solutions. Cambridge: Cambridge University Press, 2006. 196 p.
3. Ershkov S.V. et al. Towards Understanding the Algorithms for Solving the Navier–Stokes Equations // Fluid Dynamics Research. 2021. Vol. 53. № 4. Article № 044501.
4. Ershkov S. et al. Exact Solutions of the Oberbeck–Boussinesq Equations for the Description of Shear Thermal Diffusion of Newtonian Fluid Flows // Symmetry. 2023. Vol. 15. № 9. Article № 1730.
5. Ershkov S.V. et al. Solving the Hydrodynamical System of Equations of Inhomogeneous Fluid Flows with Thermal Diffusion: A Review // Symmetry. 2023. Vol. 15. Iss. 10. Article № 1825.
6. Burmasheva N., Prosviryakov E. Exact Solutions to Navier–Stokes Equations Describing a Gradient Nonuniform Unidirectional Vertical Vortex Fluid Flow // Dynamics. 2022. Vol. 2. № 2. P. 175–186.

7. Бурмашева Н.В., Просвиряков Е.Ю. Неоднородное течение Нуссельта – Куэтта – Пуазейля // Теоретические основы химической технологии. 2022. № 5. С. 532–538.
8. Просвиряков Е.Ю. Слоистые градиентные стационарные течения вертикально завихренной вязкой несжимаемой жидкости [Электронный ресурс]. URL: <https://ceur-ws.org/Vol-1825/p21.pdf> (дата обращения: 15.08.2025).
9. Aristov S.N., Gitman I.M. Viscous Flow between Two Moving Parallel Disks: Exact Solutions and Stability Analysis // Journal of Fluid Mechanics. 2002. Vol. 464. P. 209–215.
10. Бурмашева Н.В., Ларина Е.А., Просвиряков Е.Ю. Течение типа Куэтта с учетом идеального скольжения на контакте с твердой поверхностью // Вестник Томского государственного университета. Математика и механика. 2021. № 74. С. 79–94.
11. Baranovskii E.S., Burmasheva N.V., Prosviryakov E.Yu. Exact Solutions to the Navier–Stokes Equations with Couple Stresses // Symmetry. 2021. Vol. 13. Iss. 8. Article № 1355.
12. Аристов С.Н., Пичугин А.М. Монотонная устойчивость адвективного течения проводящей жидкости в слабом поперечном магнитном поле // Магнитная гидродинамика. 1989. № 3. С. 127–129.
13. Шварц К.Г. Устойчивость адвективного течения во вращающемся слое проводящей жидкости, помещенной в постоянное однородное магнитное поле // Вестник Пермского университета. Физика. 2022. № 3. С. 12–20.
14. Ледянкина О.А., Просвиряков Е.Ю., Романова Е.В. Точные решения уравнений Навье–Стокса для описания вращающейся жидкости // Изв. вузов. Авиационная техника. 2022. № 2. С. 184–188.
15. Князев Д.В., Ражиков В.Н., Щеглов К.Н. Анализ течения смазочной жидкости в электродвигателе герметичного насоса // Изв. вузов. Авиационная техника. 2018. № 3. С. 4–8.
16. Гараев К.Г. О неклассическом подходе к построению автомодельных решений в теории ламинарного пограничного слоя // Изв. вузов. Авиационная техника. 2022. № 1. С. 184–188.
17. Просвиряков Е.Ю. и др. Точные решения уравнений Навье – Стокса в приближении Буссинеска для описания течений бинарных жидкостей // Изв. вузов. Авиационная техника. 2023. № 3. С. 77–84.
18. Просвиряков Е.Ю., Ледянкина О.А., Горюлева Л.С. Точные решения уравнений Навье – Стокса для описания течений многокомпонентных жидкостей с учетом внутреннего тепловыделения // Изв. вузов. Авиационная техника. 2024. № 1. С. 55–63.
19. Аристов С.Н., Просвиряков Е.Ю. Неоднородные течения Куэтта // Нелинейная динамика. 2014. № 2. С. 177–182.
20. Аристов С.Н., Просвиряков Е.Ю. Волны Стокса в завихренной жидкости // Нелинейная динамика. 2014. № 3. С. 309–318.
21. Аристов С.Н., Просвиряков Е.Ю. Крупномасштабные течения завихренной вязкой несжимаемой жидкости // Изв. вузов. Авиационная техника. 2015. № 4. С. 50–54.
22. Аристов С.Н., Просвиряков Е.Ю. Нестационарные слоистые течения завихренной жидкости // Изв. РАН. Механика жидкости и газа. 2016. № 2. С. 25–31.
23. Зубарев Н.М., Просвиряков Е.Ю. О точных решениях для слоистых трехмерных нестационарных изобарических течений вязкой несжимаемой жидкости // Прикладная механика и техническая физика. 2019. № 6. С. 65–71.
24. Просвиряков Е.Ю. Новый класс точных решений уравнений Навье – Стокса со степенной зависимостью скоростей от двух пространственных координат // Теоретические основы химической технологии. 2019. № 1. С. 112–120.
25. Burmasheva N. et al. Exact Solutions of Navier–Stokes Equations for Quasi–Two–Dimensional Flows with Rayleigh Friction // Fluids. 2023. Vol. 8. № 4. Article № 123.
26. Горюлева Л.С., Просвиряков Е.Ю. Новый класс точных решений уравнений магнитной гидродинамики для описания конвективных течений бинарных жидкостей // Химическая физика и мезоскопия. 2023. № 4. С. 447–462.
27. Просвиряков Е.Ю., Сневак Л.Ф. Пространственно неоднородные слоистые течения вязкой несжимаемой жидкости // Теоретические основы химической технологии. 2018. № 5. С. 483–488.
28. Горюлева Л.С., Просвиряков Е.Ю. Неоднородное сдвиговое течение Куэтта – Пуазейля при движении нижней границы горизонтального слоя // Химическая физика и мезоскопия. 2021. № 4. С. 403–411.
29. Privalova V.V., Prosviryakov E.Yu., Simonov M.A. Nonlinear Gradient Flow of a Vertical Vortex Fluid in a Thin Layer // Russian Journal of Nonlinear Dynamics. 2019. Vol. 15. № 3. P. 271–283.
30. Полянин А.Д., Журов А.И. Методы разделения переменных и точные решения нелинейных уравнений математической физики. М.: ИПМех РАН, 2020. 384 с.
31. Просвиряков Е.Ю., Горюлева Л.С., Ледянкина О.А. Новое точное решение уравнений Навье – Стокса для описания неустановившихся течений вертикально завихренной жидкости // Изв. вузов. Авиационная техника. 2025. № 2. С. 100–107.
32. Lin C.C. Note on a Class of Exact Solutions in Magnetohydrodynamics // Archive for Rational Mechanics and Analysis. 1957. Vol. 1. P. 391–395.

33. Сидоров А.Ф. О двух классах решений уравнений механики жидкости и газа и их связи с теорией бегущих волн // Прикладная механика и техническая физика. 1989. № 2. С. 34–40.
34. Аристов С.Н. Вихревые течения в тонких слоях жидкости: Автореф. дис. ... д-ра физ.-мат. наук. Владивосток, 1990. 32 с.
35. Аристов С.Н., Князев Д.Е., Полянин А.Д. Точные решения уравнений Навье – Стокса с линейной зависимостью компонент скорости от двух пространственных переменных // Теоретические основы химической технологии. 2009. № 5. С. 547–566.
36. Аристов С.Н., Просвиряков Е.Ю. Новый класс точных решений трехмерных уравнений термо-диффузии // Теоретические основы химической технологии. 2016. № 3. С. 294–301.

Поступила в редакцию 15.09.25

После доработки 22.09.25

Принята к публикации 30.09.25

New Exact Solutions of the Navier–Stokes Equations for the Description of Unsteady Gradient Shear Flows of Two and a Half Dimensions

E.YU. PROSVIRYAKOV^{1,2,3}, L.S. GORULEVA^{1,2}, AND O.A. LEDYANKINA³

¹ Institute of Engineering Science, Ural Branch of the RAS, Ekaterinburg

² Ural Federal University, Ekaterinburg

³ Tupolev Kazan National Research Technical University, Kazan

In the paper, several new exact solutions of the Navier – Stokes equations for description of unsteady and non-stationary inhomogeneous shear gradient flows are constructed. Flows of viscous incompressible fluid of “two and a half” dimension are considered. Such flows are characterized by a two-dimensional velocity field with dependence on three spatial coordinates and time. The quadratically nonlinear system of partial differential equations consisting of the momentum transfer equations and the incompressibility equation for description of shear flows of “two and a half” dimension is overdetermined. For this system in polynomial classes of exact solutions, nontrivial exact solutions of the overdetermined system of equations of hydrodynamics of inhomogeneous shear flows are constructed. Description of unsteady flows is based on modification of the Fourier variable separation method. Main attention is paid to the Lin – Sidorov – Aristov class with linear dependence of the velocity field and pressure field on two spatial variables. In addition, it is shown how a class of exact solutions with a nonlinear dependence on two spatial coordinates can be used to describe non-uniform shear flows of a vertically swirling fluid without preliminary swirling. A method for replicating (multiplying) exact solutions for hydrodynamic equations is given.

Exact solution, Lin–Sidorov–Aristov class, Navier–Stokes equation, overdetermined system, unsteady flows, shear flow, gradient flow

Пассивный метод демпфирования акустических возмущений на основе применения пористых материалов

**П.Г. СМИРНОВ,
Н.А. БРЫКОВ,**
канд. техн. наук
(БГТУ «ВОЕНМЕХ»
им. Д.Ф. Устинова,
Санкт-Петербург)
brykov_na@voenmeh.ru

Рассматривается методика моделирования задач акустики малого масштаба решением уравнений Навье – Стокса в ламинарном приближении. Для пористой структуры определяется коэффициент пропускания. Результаты сопоставляются с данными, полученными решением уравнений акустики.

Пористые тела, акустика, демпфирование возмущений, уравнения Навье – Стокса, коэффициент пропускания, термовязкая акустика

Одним из центральных направлений экологических инициатив является внедрение технологий для снижения уровня шума авиационного транспорта, ракетно-космической техники. Акустический фон летательного аппарата формируется совокупностью различных источников шума, включая аэродинамический шум, возникающий при обтекании элементов конструкции (шасси, закрылки), шум вентилятора турбореактивного двигателя и шум, генерируемый струей [1, 2].

Источники аэродинамического шума подразделяются на две категории: шумы, возникающие вследствие турбулентного смешения потоков (например, шум струи [3]), и шумы, генерируемые при взаимодействии потока с твердыми объектами – проводами, пропеллерами, вентиляторными установками. Ключевой механизм аэродинамического звукообразования заключается в формировании вихревых структур и их перемещении в неоднородном поле течения при обтекании объектов, помещенных в поток, а также при истечении газообразных сред в статическое или движущееся окружение [4]. Нестационарные компоненты потока в приграничных слоях вокруг обтекаемых тел или в свободных слоях способствуют непрерывной генерации вихрей и увеличению степени турбулентности потока [5]. Ввиду сжимаемости рабочей среды часть кинетической энергии потока преобразуется и излучается в форме акустических волн.

Несмотря на относительно низкую эффективность преобразования кинетической энергии струи в акустическую (порядка 0,1 %), вследствие большой мощности двигателей ракетно-космической техники существенно увеличивается шумовое воздействие. Этим обуславливается необходимость разработки эффективных способов шумоподавления [6].

Существующие методы шумоподавления базируются на модификации турбулентной структуры потока и могут классифицироваться (активные и пассивные). Активные методы направлены на интенсификацию перемешивания струи с окружающей средой, что приводит к снижению градиента средней скорости и, как следствие, уменьшению генерации шума. Пассивные методы ориентированы на снижение распространения уже сформировавшегося шума посредством применения звукопоглощающих конструкций и экранирующих элементов [7].

Пассивные методы основаны на использовании звукопоглощающих материалов. Одним из основных средств снижения аэродинамического шума является применение глушителей, которые могут быть изготовлены из различных пористых материалов в зависимости от конкретных условий их эксплуатации [8].

Пористые среды позволяют эффективно преобразовывать акустическую энергию в тепловую энергию за счет вязких потерь в пограничных слоях и тепловых взаимодействий между газом и твердой матрицей. Взаимодействие акустической волны с пористой матрицей определяется ее структурой и зависит от частоты волны. Это позволяет создавать материалы с заданными акустическими параметрами.

При проектировании высокоэффективных звукопоглощающих поверхностей на основе пористых сред различной структуры ключевую роль играет вычислительный эксперимент, обеспечивающий точное прогнозирование взаимодействия акустических волн с пористой средой. Для описания акустических процессов обычно применяются упрощенные подходы, основанные на решении уравнений акустики, ко-

торые выводятся из полной системы уравнений гидродинамики при определенных допущениях. Однако вследствие этих допущений такие модели могут демонстрировать снижение точности при описании течений для сложных пространственных структур. В связи с этим возрастает актуальность методологии численного моделирования на основе полной системы уравнений Навье – Стокса, решаемой с использованием современных пакетов вычислительной гидродинамики.

Для моделирования задач акустики малого масштаба в пористых средах можно использовать два подхода.

1. Решение уравнения Гельмгольца [8]:

$$\nabla \left(-\frac{1}{\rho} (\nabla p - q_d) \right) - \frac{k^2 p}{\rho} = Q_m, \quad (1)$$

где k – волновое число; q_d , Q_m – источниковые члены.

2. Решение линеаризованных уравнений Навье – Стокса [9]:

$$\begin{aligned} i\omega\rho + \nabla(\rho_0 u) &= 0; \\ i\omega\rho_0 u &= \nabla \left[-pI + \mu(\nabla u + (\nabla u)^T) - \left(\frac{2}{3}\mu - \mu_B\right)(\nabla u)I \right]; \\ \rho_0 c_p (i\omega T + u\nabla T_0) - T_0 \alpha_p (i\omega p + u\nabla p_0) &= -\nabla(-\lambda\nabla T) + Q; \\ \rho &= \rho_0 (p\beta_T - T\alpha_p), \end{aligned} \quad (2)$$

где β_T – сжимаемость среды; α_p – коэффициент термического расширения; λ – коэффициент теплопроводности; μ – вязкость среды.

Для задач акустики в масштабах, близких к характерным размерам пограничных слоев в пористых проницаемых материалах, необходимо учитывать термовязкие эффекты.

На рис. 1 приведена зависимость коэффициента пропускания модельного тела от частоты в диапазоне 50...20000 Гц.

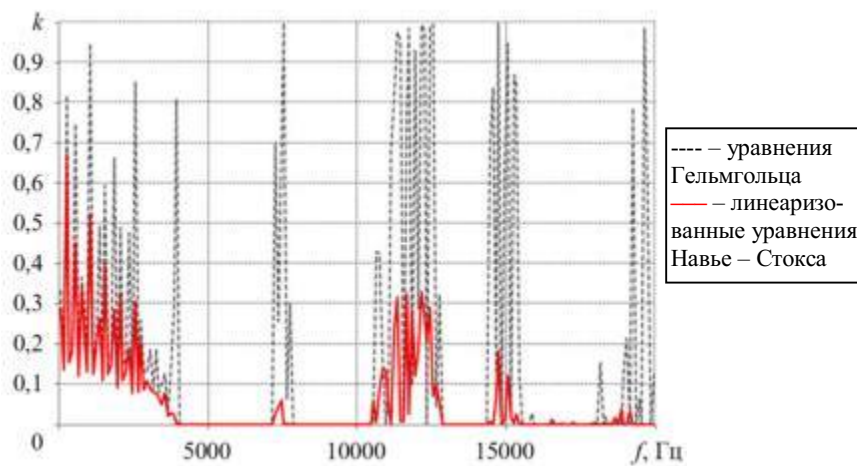


Рис. 1

При решении линеаризованных уравнений Навье – Стокса наблюдается резкое снижение коэффициента пропускания с ростом частоты. При больших частотах (близких к 20000 Гц) значение коэффициента пропускания стремится к нулю, что обусловлено вязкой диссипацией акустических волн.

В настоящей работе проводится исследование свойств пористого тела решением уравнений Навье – Стокса в ламинарном приближении. Проведено сравнение полученных результатов с решением уравнений акустики. Для количественного сравнения результатов используется коэффициент пропускания пористой структуры, характеризующий долю акустической энергии, прошедшей через образец.

Для моделирования используется геометрическая модель, представляющая собой регулярную упаковку шаров диаметром 9 мм с шагом $l_0 = 10$ мм. Конфигурация упаковки характеризуется симметрией (рис. 2).

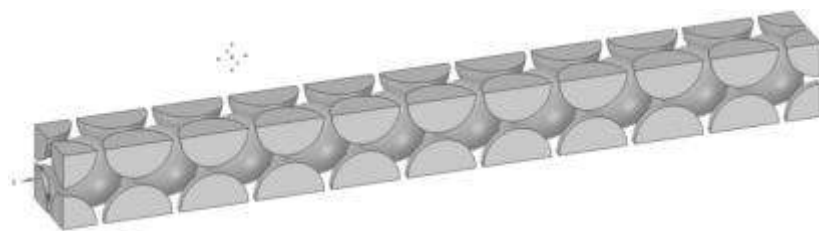


Рис. 2

Пористость такой структуры – 0,243, длина пористой матрицы – 10 периодов структуры.

Для боковых граней расчетной области задано условие симметрии. Входная и выходная границы расположены на расстоянии 10 периодов структуры от торцов пористого тела.

В качестве модельной газовой среды рассматривается воздух со следующими параметрами: вязкость $\mu = 1,7 \cdot 10^{-5}$ Па·с, коэффициент теплопроводности $\lambda = 0,024$ Вт/(м·К), теплоемкость при постоянном давлении $c_p = 1000$ Дж/(кг·К). Термодинамическая модель среды – идеальный газ. Температура воздуха на входе в расчетную область – 293,15 К.

Скорость звука определяется следующим образом:

$$c = \sqrt{\gamma RT}, \quad (3)$$

где γ – показатель адиабаты; R – газовая постоянная; T – температура. При температуре 293,15 К скорость звука составляет 343,2 м/с.

Задача решается в нестационарной постановке, шаг по времени $dt \sim 10^{-6}$ с. Шаг по времени выбирался таким образом, чтобы характерное время составляло величину

$$t_0 = \frac{l_0}{c} \sim 3 \cdot 10^{-5} > 10dt. \quad (4)$$

Для расчета поля течения используется метод коррекции давления SIMPLE, для дискретизации уравнений по пространству и времени – схемы первого порядка. Решение производится с двойной точностью.

Давление на входе в расчетную область задается как функция от времени с использованием пользовательской функции:

$$p(t) = p_0 \sin(2\pi f_0 t), \quad (5)$$

где f_0 – частота плоской волны.

Среднюю интенсивность синусоидальной звуковой волны на входе в расчетную область можно определить следующим образом [9]:

$$I_0 = \frac{p_0^2}{2Z}, \quad (6)$$

где p_0 – амплитуда давления на входе; $Z = \rho c$ – акустический импеданс, ρ – плотность среды. Для воздуха при рассматриваемых условиях импеданс – 413,32 Па·с/м.

Средняя энергия бегущей плоской волны для выходной границы

$$I = p_{\text{RMS}} v_{\text{RMS}}, \quad (7)$$

где p_{RMS} , v_{RMS} – среднеквадратические значения давления и скорости на выходной границе.

Среднеквадратическое значение произвольного параметра поля течения определяется соотношением

$$x_{\text{RMS}} = \sqrt{\frac{1}{\tau} \int_0^{\tau} x^2} = \sqrt{\frac{1}{\tau} \sum_{i=1}^N \frac{1}{2} (x_{i+1}^2 + x_i^2) (t_{i+1} - t_i)}, \quad (8)$$

где x – искомая переменная; τ – период волны.

Для давления и скорости на выходной границе производится запись средних по площади значений в течение периода волны для каждого шага по времени, а затем по полученным данным производится интегрирование методом трапеций. По найденному значению энергии на выходной границе определяется коэффициент пропускания пористой структуры:

$$k = \frac{I}{I_0}. \quad (9)$$

Граничное условие Pressure Outlet в CFD-пакете позволяет задавать для акустических волн условия от полного отражения до полного поглощения. В рамках данного условия вводится коэффициент отражения, который в общем случае является комплексной величиной и записывается следующим образом [10]:

$$\hat{R}(j\omega) = D + \sum f_1(j\omega) + \sum f_2(j\omega), \quad (10)$$

где D , $f_1(j\omega)$, $f_2(j\omega)$ – члены нулевого, первого, второго порядков. В случае полного поглощения на выходной границе коэффициент отражения является вещественным и равен нулю.

Коэффициент отражения связан с импедансом выражением

$$\hat{R} = \frac{\hat{Z} - 1}{\hat{Z} + 1}, \quad (11)$$

где \hat{Z} – нормированный импеданс:

$$\hat{Z} = \frac{Z}{\rho_0 c_0}. \quad (12)$$

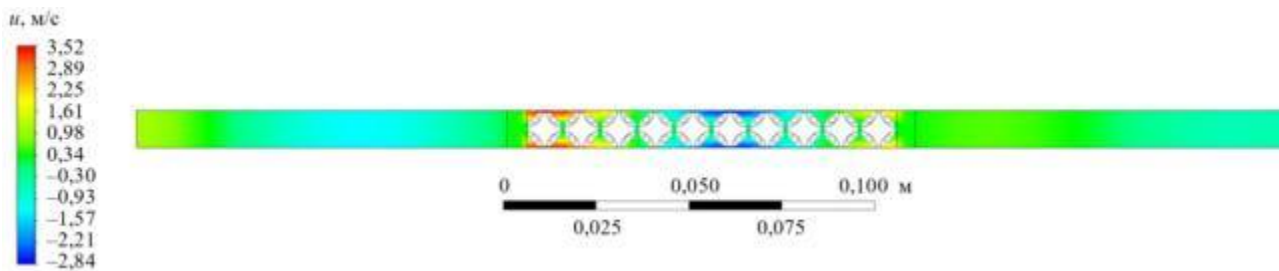
Моделирование производится для участка частотного диапазона 950...4350 Гц с шагом 200 Гц.

На рис. 3 приведены значения коэффициента пропускания пористого тела.

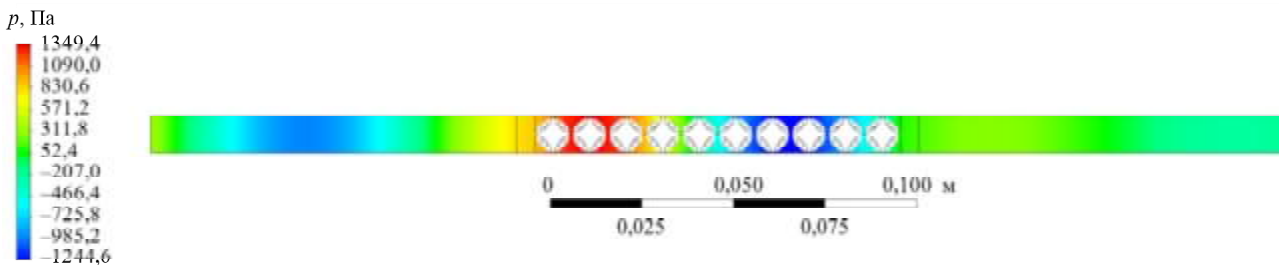


Рис. 3

Продемонстрируем поля продольной скорости (рис. 4, 5, а) и давления (рис. 4, 5, б) для двух частот – 2500 Гц (см. рис. 4), соответствующей пику коэффициента пропускания на рис. 3, и 4150 Гц (см. рис. 5).

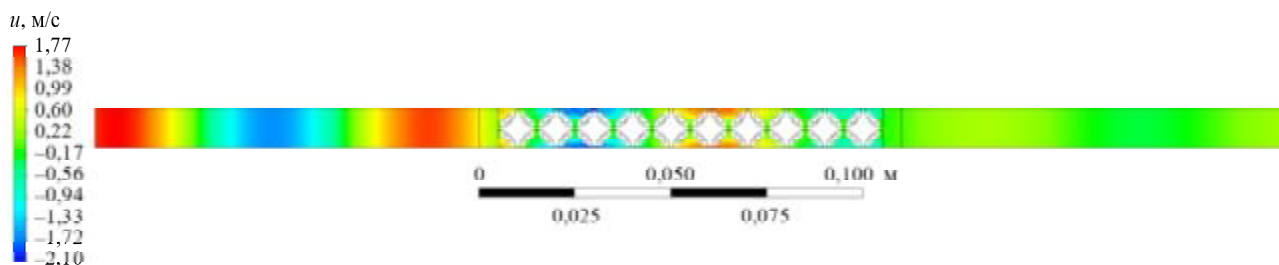


а

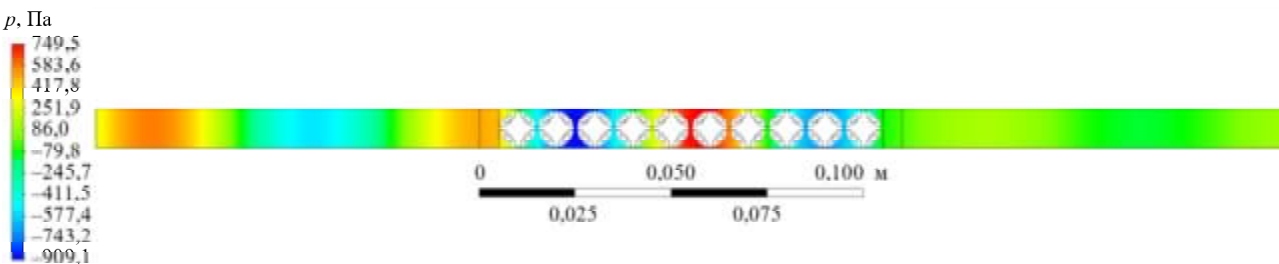


б

Рис. 4



а



б

Рис. 5

На частоте 2500 Гц наблюдается максимальное прохождение акустической волны через пористую матрицу, что отражается в полях скорости. В диапазоне 950...4350 Гц вязкие потери еще не доминируют, и акустическая волна сохраняет устойчивую структуру.

На частоте 4150 Гц, где коэффициент пропускания достигает минимального значения, наблюдается резкое изменение характера поля: амплитуды скорости и давления за пористой матрицей значительно уменьшаются. Это указывает на интенсивные пограничные слои, где происходит усиленная диссипация энергии за счет вязких и тепловых эффектов. Волны почти не проходят через структуру, а их энергия рассеивается вблизи поверхности пористого материала, что полностью соответствует высокочастотному демпфированию.

Таким образом, поля скорости и давления наглядно иллюстрируют динамику изменения пропускной способности структуры – от резонансного прохождения на частоте 2500 Гц до глубокого затухания при 4150 Гц.

Согласно результатам сравнительного анализа акустических свойств пористой структуры решением уравнений Навье – Стокса в пакете численного моделирования наблюдается качественное соответ-

стве данным, рассчитанным на основе уравнений термовязкой акустики. Однако отмечается количественное расхождение в величине коэффициента пропускания.

Предложенный метод моделирования является перспективным инструментом при разработке высокоэффективных звукопоглощающих поверхностей на основе пористых материалов.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда № 25-29-00388, <https://rscf.ru/project/25-29-00388/>.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Zaman K.B.M.Q., Bridges J.E., Huff D.L. Evolution from "Tabs" to "Chevron Technology" – A Review // International Journal of Aeroacoustics. 2011. Vol. 10. Iss. 5-6. P. 685–710.
2. Кустов О.Ю., Храмов И.В., Кузнецов А.А. Оценка акустических характеристик низкочастотных образцов звукопоглощающих конструкций с разной геометрией отверстий методом передаточной функции при высоких уровнях звукового давления // Изв. вузов. Авиационная техника. 2025. № 1. С. 147–160.
3. Храмов И.В. и др. Снижение шума струи при наличии близкорасположенной пластины // Изв. вузов. Авиационная техника. 2024. № 2. С. 96–103.
4. Волков К.Н. и др. Акустические взаимодействия в газовых потоках. М.: Физматлит, 2021. 592 с.
5. Волков К.Н., Емельянов В.Н., Зазимко В.А. Турбулентные струи – статистические модели и моделирование крупных вихрей. М.: Физматлит, 2013.
6. Tam C.K.W., Hu F.Q. Jet Noise Reduction: A Fresh Start // Proc. of the AIAA Aviation Forum, June 12–16, 2023, San Diego, USA and Online. AIAA Paper № 2023-4519.
7. Martens S. Jet Noise Reduction Technology Development at GE Aircraft Engines [Electronical Resource]. URL: https://icas.org/icas_archive/ICAS2002/PAPERS/842.PDF (дата обращения: 17.11.2025).
8. Пилиневич Л.П. и др. Влияние размеров частиц порошка пористых материалов на снижение уровня аэродинамического шума // Доклады БГУИР. 2019. № 7-8. С. 109–116.
9. Исакович М.А. Общая акустика. М.: Наука. Физматлит, 1973. 496 с.
10. Fung K.-Y., Ju H. Broadband Time-Domain Impedance Models // AIAA Journal. 2001. Vol. 39. Iss. 8. P. 1449–1454.

Поступила в редакцию 17.12.25

После доработки 19.12.25

Принята к публикации 19.12.25

Passive Method for Damping Acoustic Disturbances Based on the Use of Porous Materials

P.G. SMIRNOV AND N.A. BRYKOV

Baltic State Technical University "Voenmeh", Saint Petersburg

The paper considers a technique for modeling the small-scale acoustics problems by solving the Navier–Stokes equations in the laminar approximation. For a porous structure, the transmission coefficient is determined, and the results are compared with the data obtained by solving the acoustics equations.

Porous bodies, acoustics, perturbation damping, Navier–Stokes equations, transmission coefficient, thermoviscous acoustics

Effectiveness of Control Mechanisms for Minimizing Flow Separation in Hypersonic

Shock wave boundary layer interactions (SWBLI) are inevitable in practical high-speed flow applications, often resulting in adverse effects such as shock-induced boundary layer separation and oscillating shocks. To mitigate these effects, control mechanisms that manipulate the flow either before or during the interaction are essential. The primary objectives of these mechanisms are to prevent separation and stabilize oscillations, thereby improving system performance. The turbulent boundary layer's momentum significantly influences its resistance to separation and its ability to minimize the upstream influence of the shock. Increasing the incoming boundary layer momentum prior to the shock interaction is one of the effective strategies for achieving better control. This study evaluates four flow control techniques—micro ramps, bleed systems, recirculatory devices, and injection methods—based on parameters such as normalized pressure ratio, total pressure recovery, flow distortion, coefficient of drag, and size of the separation bubble. Key findings reveal that micro ramps and bleed systems effectively reduce the normalized pressure ratio (29% and 26%, respectively) while maintaining favorable flow distortion and drag characteristics. Recirculatory devices enhance total pressure recovery (13%) with minimal impact on drag. Injection techniques show the highest total pressure recovery (18%) and lowest coefficient of drag (0.65), demonstrating superior performance in mitigating separation and stabilizing the flow. This study highlights the trade-offs among different control techniques and provides insights for optimizing SWBLI control in high-speed aerodynamic applications.

J. SANDEEP,

assistant professor (Department
of Aeronautical Engineering,

Institute of Aeronautical
Engineering Hyderabad,

Telangana, India),

AVSSKS GUPTA,

senior professor

(Department of Mechanical

Engineering, JNTUH College of

Engineering Hyderabad,

Telangana, India),

V. VORUGANTI,

assistant professor (Department

of Aero Engineering, SOET,

Sandip University, Nashik

Maharashtra, India)

julurusandeep@gmail.com

Micro ramps, bleed system, re-circulatory devices, injection technique, total pressure recovery

Сравнение несущей способности лепестковых подшипников с подпорным слоем с фольговыми газодинамическими подшипниками второго и третьего поколения

М.П. БУЛАТ,
канд. техн. наук,
С.И. СИГАЧЕВ,
канд. техн. наук
(ФГАОУ ВО
«Севастопольский
государственный
университет», Севастополь;
БГТУ «ВОЕНМЕХ»
им. Д.Ф. Устинова,
Санкт-Петербург)
bulat_mh@mail.ru

Рассмотрен лепестковый газодинамический подшипник с дополнительным подпорным слоем демпфирующих лепестков. Проанализирована его несущая способность в сравнении с фольговыми газодинамическими подшипниками второго и третьего поколения. Получены экспериментальные зависимости предельной несущей способности от нагрузки и частоты вращения. Установлено, что исследованный подшипник обеспечивает уровень несущей способности, соответствующий нижней границе подшипников второго поколения, при одновременном повышении устойчивости к колебаниям ротора за счет внутреннего демпфирования. Показана перспективность применения данной конструкции в малогабаритных газотурбинных установках.

Газодинамический подшипник, грузоподъемность, фольговый подшипник, смазочный слой

В настоящей работе рассмотрен лепестковый газодинамический подшипник с подпорным слоем лепестков ГДП-55ЛП (ООО ОКБ «Кулон» (Россия)) [1], исследовательские испытания которого на износостойкость ранее были проведены в БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова (Санкт-Петербург) [2].

Подъемная сила в газодинамическом подшипнике создается за счет взаимодействия движущихся частей вала и подшипника с вязким тонким слоем рабочей среды. Лепестковый газодинамический подшипник в общем случае состоит из нескольких перекрывающихся лепестков, которые при неподвижном вале удерживают его за счет собственной упругости (рис. 1, а), а по мере увеличения скорости вращения под действием аэродинамической силы, возникающей на их поверхности, отклоняются к корпусу, образуя смазочный слой между поверхностью лепестков и поверхностью вала (рис. 1, б) толщиной порядка 0,01 мм. Взаимное расположение лепестков на изготовленном подшипнике представлено на рис. 1, в.

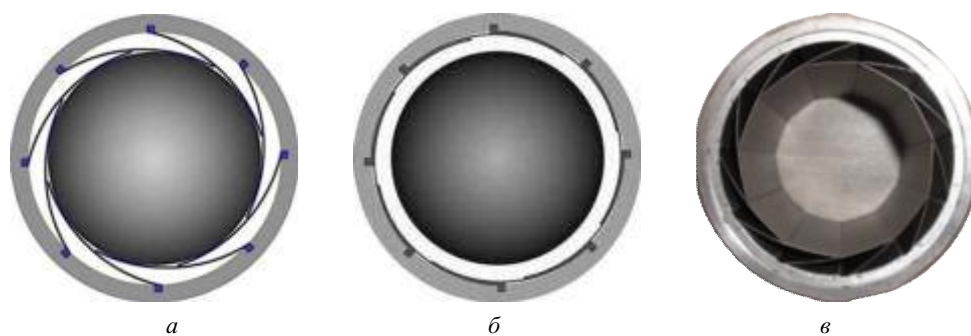


Рис. 1

В газодинамическом подшипнике формирование подъемной силы обусловлено действием силы трения в воздушном слое переменной толщины. Данный механизм аналогичен эффекту клина, когда одна плоская поверхность движется под углом к другой, а между ними есть воздушный зазор.

Применение газодинамического подшипника в малогабаритных газотурбинных двигателях ограничено наземными энергетическими установками с мощностью на валу до 200 кВт. Использование таких подшипников в двигателях с увеличенной массой ротора, а также в авиационных двигателях, эксплуатируемых в условиях значительных перегрузок, остается нереализованным. Основным ограничивающим фактором является недостаточная несущая способность газодинамических подшипников с подпорным

слоем (рис. 2), обычно используемых в современных малогабаритных газотурбинных двигателях [3]. В таких системах приоритет отдается высокой стойкости газодинамического подшипника к колебаниям ротора, в частности к мелко-скоростным вихрям, в ущерб его способности выдерживать перегрузки [4].

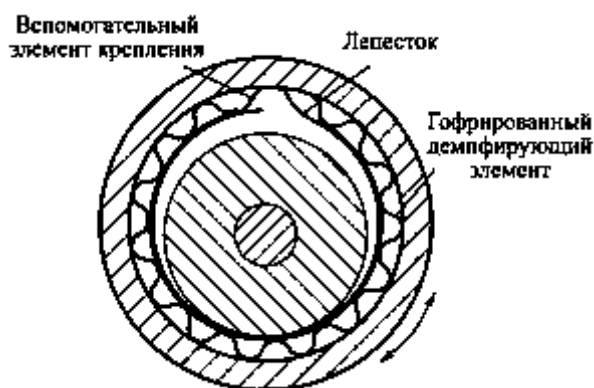


Рис. 2

Кроме гофрированной ленты, подпорный слой может выполняться из перфорированной ленты и спутанной проволоки, которые могут укладываться в несколько слоев.

Газодинамические подшипники классифицируют по поколениям в зависимости от конструкции подпорного слоя. К первому поколению относятся газодинамические подшипники без подпорного слоя (см. рис. 1) с перекрывающимися лепестками, также известные как лепестковые газодинамические подшипники. Газодинамические подшипники второго поколения характеризуются подпорной конструкцией с постоянными упругими свойствами в продольном и окружном направлении. У газодинамических подшипников третьего поколения за счет многослойной укладки или применения подпорной конструкции сложной геометрии характеристики упругости могут варьироваться и по окружности, и по длине обоймы подшипника. Компания Mohawk Innovative Technology, Inc. (США) является пионером в разработке газодинамических подшипников третьего поколения и установила рекорд по их грузоподъемности среди газодинамических подшипников с подпорным слоем. Газодинамические подшипники третьего поколения при сопоставимом уровне демпфирования обеспечивают более высокую несущую способность (в 3–10 раз) по сравнению с газодинамическими подшипниками первого поколения. Несмотря на потенциально высокую несущую способность [5] лепестковых газодинамических подшипников первого поколения без подпорного слоя (см. рис. 1), обусловленную исключительно жесткостью лепестков, они характеризуются повышенной склонностью к возникновению опасных колебаний.

Таким образом, проблема применения газодинамических подшипников на достаточно мощных малогабаритных газотурбинных двигателях сводится к частной проблеме отсутствия газодинамических подшипников, сочетающих высокую несущую способность с высокими демпфирующими свойствами.

Работы над поиском оптимальной конструкции подпорного слоя ведутся во многих университетах мира [6–9], совершенствуются методики расчета деформаций и свойств демпфирования упругих элементов конструкции подпорного слоя [10], а также расчета несущей способности газодинамических подшипников [11].

Разработанный в ОКБ «Кулон» (Россия) газодинамический подшипник (рис. 3) с профилированными лепестками 1 и дополнительным слоем подпорных лепестков 2 представляет собой конструкцию, формально относящуюся к первому поколению, однако по комплексу свойств данный подшипник может быть отнесен к третьему поколению.

Одним из ключевых преимуществ газодинамического подшипника ГДП-55ЛП является его способность эффективно подавлять высокоскоростные колебания ротора благодаря внутреннему трению

демпфирующих лепестков. Это значительно увеличивает рассеивание энергии и снижает скачки давления в смазочном газовом слое. Гибкая опорная поверхность подшипника позволяет использовать данный газодинамический подшипник в теплонагруженных конструкциях и компенсировать перекосы.

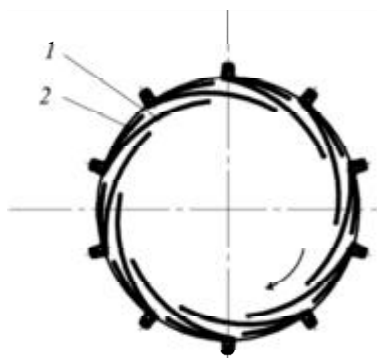


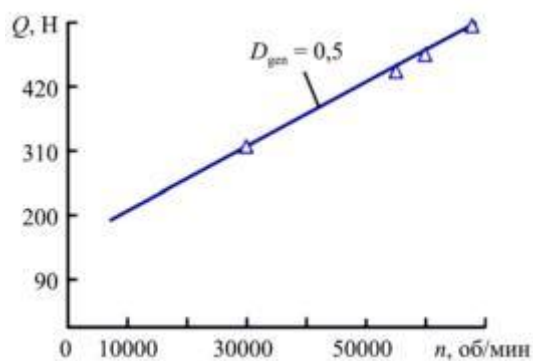
Рис. 3

Приведем результаты исследования данного подшипника, проведенные в БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова. Выполнено сравнение по несущей способности с газодинамическими подшипниками второго и третьего поколения. Для сравнения использованы обобщающие графики [12].

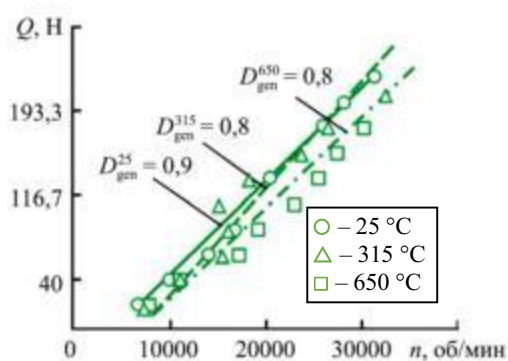
На рис. 4, а показаны подшипники первого поколения – лепестковый, полый ($L = D = 38,1$ мм) с жесткими рабочими поверхностями (неустойчив при $n = 14000$ об/мин) и колодочный. Лепестковый подшипник ($L = 44,5$ мм; $D = 35$ мм) второго поколения представлен на рис. 4, б, лепестковый подшипник ($L = 27$ мм; $D = 35$ мм) третьего поколения – на рис. 4, в.



а



б



в

Рис. 4

Несущая способность линейным образом зависит от частоты вращения n :

$$Q = D_{gen}(LD)Dn ,$$

где L – длина обоймы подшипника; D – диаметр вала; D_{gen} – коэффициент пропорциональности, определяющий удельную несущую способность.

Исследовался подшипник ГДП-55ЛП со следующими характеристиками: диаметр корпуса $D_k = 51,3$ мм; ширина лепестка $L = 54$ мм; количество лепестков $z = 9$; диаметр вала $D_v = 50,4$ мм.

Методика проведения эксперимента и экспериментальный стенд соответствовали стандарту испытаний газодинамических подшипников [13], аналогичный стенд описывается в статье [14].

Схема экспериментального стенда приведена на рис. 5. Здесь: 1 – основание; 2 – электрошпиндель; 3 – универсальный корпус подшипника; 4 – нагрузочное устройство (актуатор); 5 – датчики перемещения; 6 – датчик измерения момента; 7 – датчик измерения нагрузки; 8 – сменный вал.

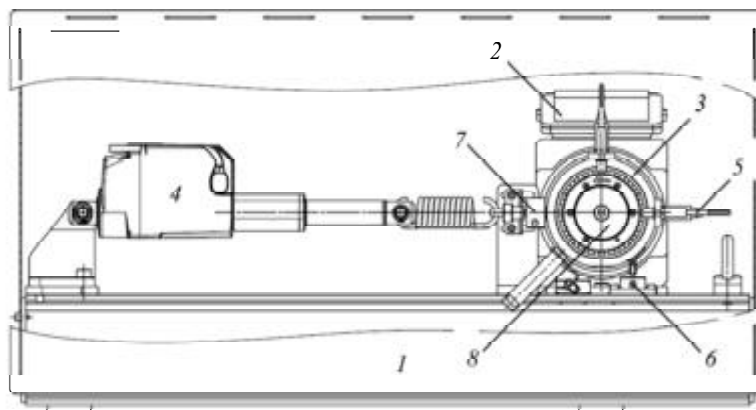


Рис. 5

Вал раскручивается электроприводом до 24000 об/мин, после чего производится ступенчатое повышение нагрузки с шагом в 10 Н до тех пор, пока не будет достигнута предельная несущая способность. Достижение предельной нагрузки контролируется замером перемещения (изменения зазора) при помощи датчиков перемещения. Дополнительно контролировали момент на валу и температуру для регистрации факта касания вала о лепестки подшипника, что должно сопровождаться резким ростом обоих параметров.

На рис. 6 представлен график зависимости перемещения вала от нагрузки, по которому определялась предельная несущая способность.

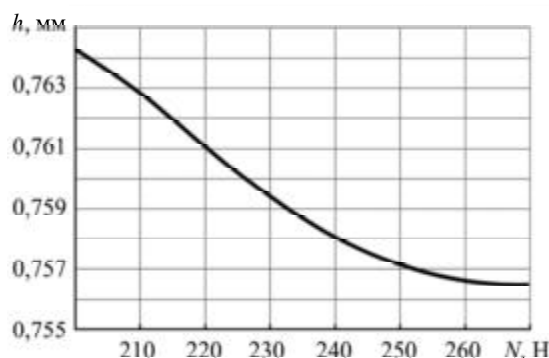


Рис. 6

Как видим (см. рис. 6), с ростом нагрузки перемещение стремится к асимптотическому значению, определяемому упругими характеристиками лепестков. Поскольку жесткость смазочного слоя значительно превышает жесткость лепестков, возможно дальнейшее увеличение нагрузки. Однако в условиях нестационарных режимов работы существует риск контакта между валом и лепестками, обусловленный истощением запаса упругой деформации лепестков.

Предельная несущая способность, обеспечиваемая лепестками подшипника ГДП-55ЛП, составляет 270 Н, что примерно соответствует несущей способности газодинамического подшипника второго

поколения с подпорным слоем (см. рис. 4, б). Отметим, что 270 Н – это только нижняя граница диапазона устойчивой работы подшипника ГДП-55ЛП, которая определяется исключительно упругостью и несущей способностью лепестков. Выполненные многократные повторения циклов нагружения, в том числе с резким и ударным изменением нагрузки, продемонстрировали устойчивость ГДП-55ЛП к возникновению колебаний.

Таким образом, конструкция газодинамических подшипников с подпорным слоем демпфирующих лепестков является весьма перспективной. Вспомогательные лепестки эффективно подавляют возникающие колебания, обеспечивая стационарный режим работы. Исследованный подшипник ГДП-55ЛП демонстрирует несущую способность, соответствующую нижней границе диапазона подшипника второго поколения, при этом отличаясь существенно более простой и надежной конструкцией. Существует возможность повышения минимальной несущей способности оптимизацией геометрии и жесткости несущих лепестков.

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации в ходе реализации проекта «Разработка фундаментальных и прикладных основ перспективных методов увеличения эффективности малоразмерных газотурбинных двигателей беспилотных летательных аппаратов и аэрокосмических транспортных систем, а также наземных энергетических установок», № FZWF-2024-0004.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Радиальный лепестковый газодинамический подшипник: пат. 2769038 Рос. Федерация, № 2021103439; заявл. 12.02.2021; опубл. 28.03.2022, Бюл. № 10.
2. Булат М.П. и др. Исследовательские испытания радиального лепесткового подшипника с демпфирующим слоем, предназначенного для применения на маневренном летательном аппарате // Аэрокосмическая техника и технологии. 2023. № 2. С. 130–144.
3. Темис М.Ю., Гаврилов В.В. Тенденции применения лепестковых газовых подшипников в опорах ГТУ и ГТД (обзор) // Авиационные двигатели. 2020. № 1 (6). С. 71–79.
4. Темис М.Ю. Влияние конструкции лепестков радиального газового подшипника на характеристики жесткости и демпфирования в опоре (обзор) // Авиационные двигатели. 2020. № 2 (7). С. 57–77.
5. Булат М.П., Никитенко А.Б., Сигачев С.И. Экспериментальное исследование разрушения лепесткового газодинамического подшипника // Изв. вузов. Авиационная техника. 2020. № 4. С. 121–125.
6. Jimin Xu et al. An Overview of Bearing Candidates for the Next Generation of Reusable Liquid Rocket Turbopumps // Chinese Journal of Mechanical Engineering. 2020. Vol. 33. Iss. 26. Article № 26.
7. Gienza B., Nowiński E., Domański M. Gas-Dynamic Foil Bearings Application in High-Speed Turbines // Journal of KONBiN. 2013. Vol. 27-28. Iss. 3-4. P. 99–108.
8. Guanghui Zhang et al. Theoretical Analysis and Numerical Simulation of Oil Lubricated Foil Bearing with Elastic Supported Bump Foil Structure // Proc. of the ASME Turbo Expo 2016: Turbomachinery Technical Conference and Exposition, Jun. 13–17, 2016, Seoul, South Korea. Paper № GT2016-56267.
9. Kai Feng et al. Analysis of Novel Hybrid Bump-Metal Mesh Foil Bearings // Tribology International. 2016. Vol. 103. P. 529–539.
10. Темис М.Ю., Мещеряков А.Б. Обзор математических моделей для расчета деформаций упругих элементов в лепестковом газовом подшипнике // Авиационные двигатели. 2020. № 3 (8). С. 53–68.
11. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ. Программное обеспечение для расчета лепесткового газодинамического подшипника / П.В. Булат, А.А. Курнухин. № 2020619416; заявл. 30.07.2020; опубл. 17.08.2020.
12. DellaCorte C., Valco M.J. Load Capacity Estimation of Foil Air Journal Bearings for Oil-Free Turbomachinery Applications // Tribology Transactions. 2000. Vol. 43. Iss. 4. P. 795–801.
13. ISO 13939-19. Foil Bearings. Guidelines for Testing of the Performance of Foil Journal Bearings. Testing of Load Capacity, Friction Coefficient and Lifetime [Electronical Resource]. URL: <https://cdn.standards.iteh.ai/samples/75671/a7bfa144153d49d0bc2f3e35fc3af6e/ISO-13939-2019.pdf> (дата обращения: 21.09.2025).
14. Равикович Ю.А., Ермилов Ю.И., Холобцев Д.П. Методика и результаты экспериментальных исследований определения несущей способности радиальных лепестковых газодинамических подшипников // Изв. вузов. Авиационная техника. 2020. № 3. С. 71–76.

Поступила в редакцию 21.10.25

После доработки 18.11.25

Принята к публикации 11.12.25

Comparison of the Load-Bearing Capacity of Foil Bearings with a Supporting Layer with Foil Gas-Dynamic Bearings of the Second and Third Generations

M.P. BULAT^{1,2} AND S.I. SIGACHEV^{1,2}

¹ Sevastopol State University, Sevastopol

² Baltic State Technical University “Voenmeh”, Saint Petersburg

A foil gas-dynamic bearing with an additional supporting layer of damping lobes is considered. Its load-bearing capacity is analyzed in comparison with second- and third-generation foil gas-dynamic bearings. Experimental dependences of the ultimate load-bearing capacity on load and rotational speed are obtained. It is established that the studied bearing provides a load-bearing capacity level corresponding to the lower limit of second-generation bearings, while simultaneously increasing resistance to rotor vibrations due to internal damping. The potential for this design to be used in small-sized gas turbine units is demonstrated.

Gas dynamic bearing, load capacity, foil bearing, lubricating layer

Современное состояние, тенденции развития и новые технические решения в области входных устройств основных камер сгорания газотурбинных двигателей

И.Н. ВОЛКОВ,
аспирант,
В.Л. ВАРСЕГОВ,
д-р техн. наук
(КНИТУ-КАИ, Казань),
varsegov@mail.ru

Определены актуальный уровень развития и стадии эволюции входных устройств кольцевых камер сгорания. Выявлена проблемная область в проектировании входных устройств камер сгорания. Представлены примеры инженерных подходов к сокращению длины безотрывного участка ступенчатого диффузора.

Газотурбинный двигатель, камера сгорания, входной диффузор камеры сгорания

В условиях постоянного ужесточения норм, регламентирующих выбросы вредных веществ авиационными газотурбинными двигателями (ГТД), усилия разработчиков в последние десятилетия были сосредоточены на совершенствовании процессов сжигания углеводородного топлива в основных камерах сгорания и выполнении требований экологической безопасности. В то же время входные устройства камеры сгорания оставались вне сферы приоритетных исследований и разработок. Между тем именно в этой области заложен значительный потенциал для сокращения длины ГТД и, как следствие, массы газотурбинного двигателя, влияющей на топливную экономичность и эксплуатационную эффективность.

ГТД представляют собой высокотехнологичные инженерные системы, достигшие высокого уровня технического совершенства. На данном этапе развития дальнейшее повышение значений их характеристик осуществляется за счет устранения дефектов, проявившихся в ходе стендовых ресурсных испытаний и эксплуатации, а также за счет формирования, освоения приоритетных технологий, выявления недостатков и проблемных областей, возникающих вследствие неравномерного совершенствования отдельных узлов.

Целью работы является выявление технических проблем и их устранение на этапе исследования входных устройств камер сгорания с ориентацией на решение магистральной задачи – сокращения длины ГТД. Достижение поставленной цели, как и любой инженерной задачи, предполагает формализацию замысла на основе ретроспективного изучения эволюции конструкций. В связи с этим определен современный уровень прямочных основных камер сгорания ГТД и диффузоров газовых потоков в каналах, выявлены стадии развития ключевых компонентов – жаровой трубы и входного устройства – в результате геометрического изменения конфигурации устройств камеры сгорания. В силу такого представления установлен дисбаланс в развитии: конструкция жаровой трубы демонстрирует опережающий прогресс по сравнению с уровнем совершенствования входного устройства камеры сгорания.

В настоящей работе на основе анализа эволюции конструкций диффузоров, выполненного по материалам патентных публикаций, представлены новые технические решения, наиболее перспективные для применения в авиационных ГТД.

Развитие основных камер сгорания ГТД можно разделить на два этапа, границей между которыми является введение первых норм ИКАО, регламентирующих выбросы вредных веществ (несгоревших углеводородов, оксида углерода, оксидов азота и дыма) в зоне аэропортов для турбореактивных и турбовентиляторных двигателей гражданских самолетов.

Первое издание нормативных требований к выбросам авиационных двигателей было введено в 1981 г. в рамках Приложения 16 к Конвенции о международной гражданской авиации «Охрана окружающей среды», т. 2. В последующем нормы были ужесточены: в 1996 г. допустимый уровень выбросов оксидов азота снижен на 20 %, в 2004 г. дополнительно на 16 % по сравнению с предыдущим этапом регулирования.

Первый этап развития камер сгорания характеризовался совершенствованием традиционных конструкций с акцентом на обеспечение оптимальных условий для работы турбины, а также повышения

ресурса, устойчивости горения при вариациях состава топливоздушнoй смеси, уменьшения нагарообразования на деталях конструкции. Таким образом, на данном этапе требования к камере сгорания формировались внутри системы ГТД и были направлены на решение внутренних задач.

На втором этапе сохраняются все ранее сформулированные требования со стороны ГТД, однако к ним добавляются экологические требования, обусловленные необходимостью ограничения вредных выбросов в пределах аэродромной зоны. Указанная трансформация требований, заключающаяся в переходе от внутренне ориентированных к внешне детерминированным критериям, схематично представлена на рис. 1.

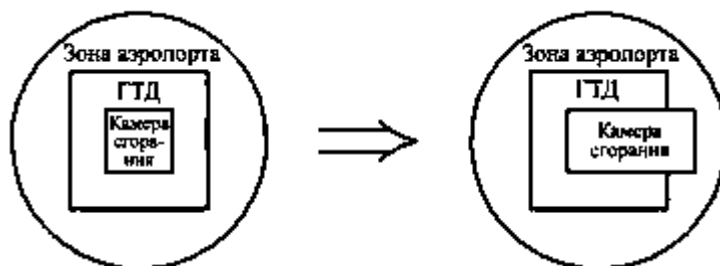


Рис. 1

Анализ эволюции конструкций прямоточных основных камер сгорания во временной перспективе выявляет устойчивую тенденцию, заключающуюся в сокращении длины жаровой трубы $l_{ж}$ при увеличении ее миделевого сечения $h_{ж}$. Это приводит к снижению относительной длины жаровой трубы $l_{ж}/h_{ж}$ со значения $l_{ж}/h_{ж} = 3 \div 4$, характерного для двигателей второго и третьего поколения, до значения $l_{ж}/h_{ж} = 1,4$ в современных ГТД.

Анализ составных частей камеры сгорания позволяет выделить обобщенные этапы ее эволюции (рис. 2). При этом развитие ГТД как надсистемы по отношению к камере сгорания дифференцируется по годам создания на поколения [1].

Начальному этапу развития камеры сгорания соответствуют ГТД первого и второго поколения (рис. 2, а). Ступенчатый диффузор в составе камеры сгорания практически на всех ГТД появляется с третьего поколения ГТД, примерно с начала 1960-х гг. XX века (рис. 2, б). Следующий этап эволюции камеры сгорания характеризуется выраженным и устойчивым сокращением относительной длины жаровой трубы, что обусловлено в первую очередь повышением значений параметров термодинамического цикла и введением норм ИКАО в отношении выбросов вредных веществ в аэродромной зоне. Данная тенденция прослеживается на всех поколениях ГТД – от третьего по пятое (рис. 2, в). Перспективная камера сгорания с увеличенным углом раствора диффузора в настоящее время в современных ГТД не применяется (рис. 2, г).

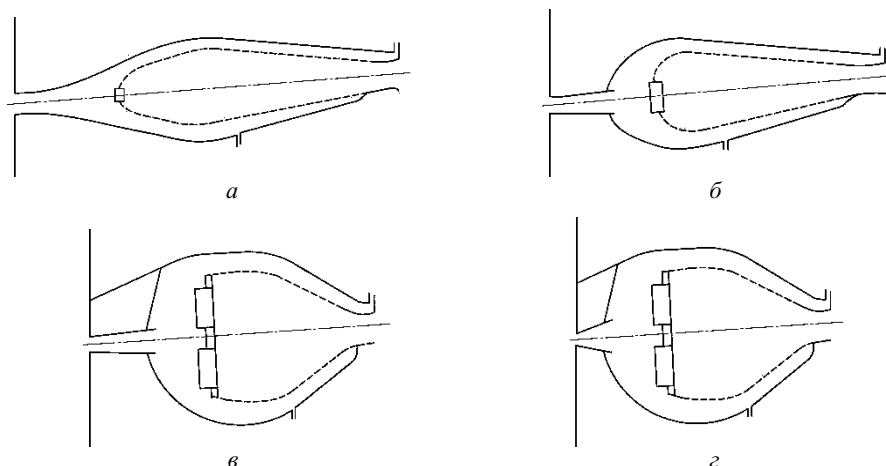


Рис. 2

Сравнительный анализ стадий развития камеры сгорания и поколений ГТД позволяет выявить тенденцию к стабилизации конструктивного исполнения входного устройства, остановившую их прогрессивное развитие. В настоящее время подавляющее большинство двигателестроительных компаний во входном устройстве используют ступенчатый диффузор.

В данных диффузорах возникают меньшие потери полного давления, т. е. меньшие потери энергии потока. Кроме этого, ступенчатый диффузор, или диффузор по схеме со стабилизированным отрывом, дополнительно позволяет получить устойчивые выходные характеристики. Это положительно влияет на организацию сжигания топлива в полости жаровой трубы и уменьшает уровень неравномерности температурного поля на выходе из камеры сгорания.

Несмотря на существенные преимущества, ступенчатый диффузор в классическом виде не вполне удовлетворяет последним изменениям в жаровой трубе. Уменьшение $l_{\text{ж}}/h_{\text{ж}}$ приводит к увеличению угла поворота потока за безотрывным участком перед фронтальным устройством жаровой трубы камеры сгорания и, как следствие, повышению потерь полного давления.

Потери на поворот потока можно уменьшить увеличением угла раствора безотрывного участка ступенчатого диффузора, а также увеличением степени расширения этого же участка, соответственно, дополнительным уменьшением скорости потока в выходном сечении. При реализации указанных мероприятий возникают трудности, связанные с физической природой диффузоров, – с противоположно направленным действием сил давления и инерции, в результате чего происходит быстрое нарастание толщины пограничного слоя, отрыв потока от стенок и образование зон с течением против основного потока. При этом нестабильность места отрыва вдоль по образующей, а также в окружном направлении приводит к значительным пульсациям и потерям давления. Впервые отрыв происходит при полуугле раствора $4,8...5,1^\circ$ [2].

В научной и технической литературе опубликованы многочисленные теоретические и экспериментальные исследования разных диффузоров, преимущественно с устоявшимся равномерным потоком, в условиях логарифмического закона распределения скорости. В ГТД поток на вход в диффузор поступает из спрямляющего аппарата последней ступени осевого компрессора, фактически из решетки с круто изогнутыми каналами.

При повороте потока в круто изогнутых каналах спрямляющего аппарата возникают вторичные вихри. В работе [3] представлен подробный обзор моделей вторичных течений в решетках газовых турбин.

Согласно общепринятым моделям к числу вторичных течений, оказывающих влияние на рабочий процесс во входных устройствах камеры сгорания, относятся следующие: канальный вихрь, ветвь подковообразного вихря со стороны корыта, ветвь подковообразного вихря со стороны спины, пристенный вихрь, угловой вихрь на входной кромке со стороны спины, угловой вихрь на входной кромке со стороны корыта, угловой вихрь со стороны спины, угловой вихрь со стороны корыта, замыкающий вихрь. В связи с размещением замыкающего вихря за пределами решетки в лопаточных машинах в настоящее время замыкающий вихрь принято относить к профильным потерям.

Классифицированные вихри [3] в явном виде проявляются при достаточной высоте лопаточной решетки спрямляющего аппарата. В современных ГТД суммарная степень повышения давления в компрессоре достигает значений более $\pi_{\text{к}} > 50$ до $\pi_{\text{к}} \approx 64$ [4], что предполагает уменьшение высоты лопаток.

В этих условиях ядро потока (область, свободная от вихревых структур) уменьшается относительно высоты решетки, происходит смыкание вихрей и полное загромождение канала в выходном сечении вихревым течением.

Наличие крупномасштабных вихревых структур приводит к неопределенности поля течения на входе в диффузор и вызывает перераспределение скорости в поперечном сечении кольцевого канала. Кроме того, закруточные «стоячие» вихри способствуют более раннему возникновению локальных зон с возвратным течением в теневом следе и отрыва потока от омываемых стенок диффузора при меньшем

угле раствора. При этом вследствие неустойчивости потока возможно частое чередование отрыва и повторного присоединения потока к стенке.

Для уменьшения негативного воздействия возмущений сразу за спрямляющим аппаратом рекомендуется иметь секцию с постоянным проходным сечением – успокоительный участок [5], равный удвоенной ширине хорды лопатки спрямляющего аппарата, где происходит заполнение потоком закруженных зон, смыкание струй, разделенных на выходе из круто изогнутых каналов решеток, диссипация и частичный распад крупномасштабных вихрей. Однако на практике проектирования авиационных ГТД эти рекомендации не применяются [6, 7], главным образом из соображений сокращения длины двигателя в целом.

Целью работ по исследованию входных устройств камеры сгорания ГТД является сокращение длины безотрывного участка ступенчатого диффузора. Сокращение длины способствует улучшению технико-экономических показателей ГТД, снижению массы из-за уменьшения габаритных размеров в осевом направлении корпусных деталей и валов. Кроме этого, повышается жесткость валов (чем короче валы, тем жестче), и, как следствие, улучшаются условия работы опор качения.

Единственный путь сокращения длины в геометрических диффузорах – увеличение угла раствора. При технической реализации такого магистрального направления можно получить синергетический эффект – снижение гидравлических потерь полного давления, связанное с уменьшением угла поворота потока в полости перед фронтальным устройством при обтекании жаровой трубы камеры сгорания. Важность данного фактора подтверждают параметрические исследования морской газотурбинной установки МТ30 [8], где показано существенное влияние изменения перепада давления в камере сгорания на выходные показатели свободной газовой турбины, соединенной с гребным винтом. Так, увеличение перепада давления в камере сгорания на 1 % снижает доступную мощность газовой турбины на 2,5 % при одновременном увеличении расхода топлива на аналогичный уровень.

Известны различные способы увеличения угла раствора диффузора [9–13], связанные с различными методами воздействия на пограничный слой. Эти методы в классифицированном виде представлены на рис. 3.



Рис. 3

Достаточно подробно преимущества и недостатки применения того или иного способа рассмотрены в работе [14]. Отметим причины, вследствие которых известные решения не получили практического применения в камерах сгорания ГТД.

Активные методы управления течением (отсос или слив пограничного слоя, вдув воздуха со значительным избыточным давлением в пограничный слой) не применяются в ГТД вследствие снижения общего КПД цикла. Пассивные методы управления пограничным слоем, основанные на модификации геометрии обтекаемых поверхностей (канавки, выступы, изменение профиля и др.), также не применяются в конструкциях ГТД. Основными причинами являются неопределенность влияния добавленных элементов конструкции на поток в условиях вихревой структуры на входе и увеличение турбулентности и пульсационной скорости в расширяющихся каналах. Применение метода перемещения обтекаемой поверхности совместно с пограничным слоем в пространстве в направлении движения ядра потока [15, 16] ограничено значительными конструктивными трудностями его реализации в кольцевых диффузорах. Следует отме-

титель, что данный подход впервые был исследован Л. Прандтлем [17], которым была продемонстрирована его высокая эффективность.

В качестве основы для дальнейшей проработки активных методов управления пограничным слоем целесообразно обратиться к ранним техническим решениям данного направления [18, 19], появившимся в начале 1960-х гг. Эти решения предполагали использование низконапорных перепадов давления, возникающих в самом потоке из-за гидравлических закономерностей течения, для активного управления пограничным слоем. В современной литературе искусственно организованные струи, создаваемые без привлечения внешних источников, получили название «синтетических».

Результаты исследований диффузоров в межтурбинных каналах (стандартной длины и укороченной на 20 %), выполненные в ЦИАМ им. П.И. Баранова (Москва) с помощью RANS/ILES-метода высокого разрешения при перепаде давления $\Delta p = 5000$ Па, демонстрируют возможность существенного сокращения отрывной зоны в укороченном диффузоре и ее полного устранения в диффузоре исходной конфигурации при использовании синтетических струй [20].

Применительно к основной камере сгорания отбор повышенного давления для организации подачи синтетических струй в пограничный слой входного диффузора целесообразно выполнить в месте наивысшего полного давления по газодинамическому тракту ГТД, т. е. за рабочим колесом последней ступени компрессора [21].

На рис. 4, а представлена схема организации отбора воздуха повышенного давления и последующего возврата в проточную часть ГТД.

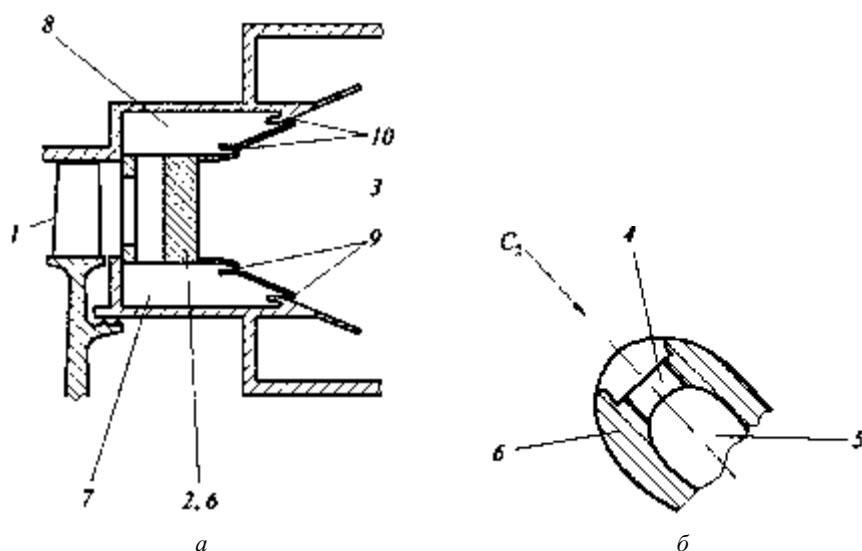


Рис. 4

Работа такого входного устройства камеры сгорания осуществляется следующим образом. Завихренный воздух из рабочего колеса 1 последней ступени осевого компрессора проходит через спрямляющий аппарат 2, где его закрутка устраняется, и поток выравнивается в осевом направлении. Далее воздух поступает в безотрывной диффузор 3 и затем в полость перед фронтовым устройством. При этом одна часть воздуха за рабочим колесом в направлении абсолютной скорости потока C_2 через щелевой паз 4 поступает на вход во внутреннюю полость 5 лопаток 6 спрямляющего аппарата и далее в кольцевой канал 7 внутреннего патрубка. Конструкция входной части лопатки приведена на рис. 4, б. Другая часть воздуха аналогичным образом поступает в кольцевой канал 8 наружного патрубка. Из кольцевых каналов 7, 8, являющихся, по сути, ресиверами полного давления на выходе из лопаток рабочего колеса последней ступени компрессора, осуществляется вдув (инжекция) воздуха с повышенным давлением через конические щели 9, 10 вдоль расходящихся конических обечаек.

Активная подача потока воздуха через конические щели 9, 10, в свою очередь, приводит к возрастанию кинетической энергии в пограничном слое, что способствует уменьшению толщины потери им-

пульса – параметра, ответственного за отрыв потока от поверхностей обечаек. Угол раствора при безотрывном течении в диффузоре увеличивается. Для обеспечения стабильного перепада давления в зазорах между коническими обечайками суммарная площадь щелей 9, 10 должна быть 75 % от суммарной площади щелевых пазов лопаток спрямляющего аппарата.

Представленная конструкция обеспечивает активное управление пограничным слоем в расширяющемся канале без потери массы рабочего тела (воздуха) для увеличения угла раствора безотрывного диффузора.

В общем случае из-за значительной доли радиальной и поперечной составляющих скорости взаимодействие крупных вихрей и запутанность потока в центральной полости (ядре потока) способствуют лучшему заполнению канала с расходящимися обечайками и расширению с более равномерным распределением осевых составляющих турбулентного потока. Для устранения эффекта затенения потока в следе за лопатками требуется обеспечить энергетическое насыщение пограничного слоя и изолировать пристенную область от возвратных течений. С этой целью непосредственно за спрямляющим аппаратом предлагается разместить чередующиеся в окружном направлении выпуклые выступы и вогнутые впадины. Их поверхности образованы относительно образующих и ориентированы вдоль оси коаксиальных патрубков [22]. В таком случае в пристенной области коаксиальных патрубков крупномасштабные вихри распадаются на мелкомасштабные завихрения, которые из-за пологой формы выступов и впадин на выходе по потоку упорядоченно малыми дозами взаимодействуют с активным ядром потока. Это способствует диссипации неоднородностей потока на короткой длине, переходу энергии распадающихся вихрей в турбулентный пограничный слой и, как следствие, уменьшению толщины пограничного слоя. В итоге благодаря равномерному потоку на входе в диффузор с энергонасыщенным тонким пограничным слоем создаются условия для увеличения угла раствора расходящегося участка.

С учетом наличия турбулентного потока с крупномасштабными вихрями на входе в безотрывной участок ступенчатого диффузора наиболее эффективным пассивным методом управления пограничным слоем представляется размещение вдоль образующих коаксиальных патрубков продольных ребер [23]. В этом случае (рис. 5) ядро потока в диапазоне между продольными осевыми кромками продольных ребер расширяется, как в обычном безотрывном диффузоре. Отличие состоит в отсутствии ограничивающей поверхности и, как следствие, возможности закрепления зоны отсоединения (разделительного пузыря) за омываемые стенки для формирования возвратных течений.

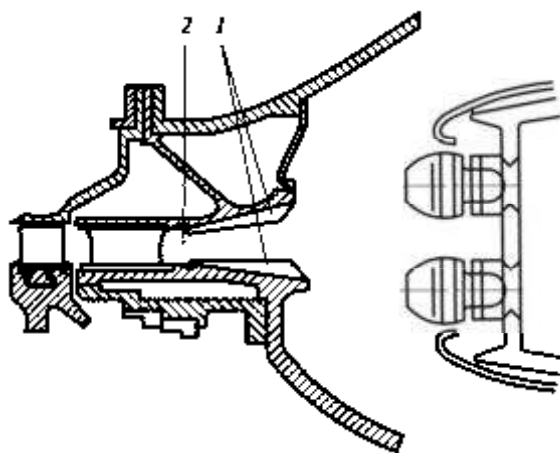


Рис. 5

В пристенной области на коротком успокоительном участке 2 происходит механическое дробление крупномасштабных вихревых структур. Энергия распадающихся вихрей переходит в турбулентный пограничный слой, способствуя уменьшению его толщины, а расширение потока происходит преимущественно в каналах между продольными ребрами 1 с малым углом раствора порядка 1–4°, исключая отрыв потока.

Таким образом, происходит трансформация потока, расширение в ядре осуществляется в радиальном направлении, как в обычном диффузоре, а в пристенной области преимущественно в окружном направлении, между ребрами. Из-за выполнения выходной кромки каждого продольного ребра со скосом относительно образующих наружного и внутреннего коаксиальных патрубков, начиная от выходной кромки безотрывного участка диффузора к ядру потока с углом $30...60^\circ$ в направлении против потока, обеспечивается растянутый по времени равномерный слив потока в полость камеры сгорания перед жаровой трубой.

Проведенный анализ позволил выделить стадии развития основных частей камеры сгорания (жаровой трубы и входного устройства), обусловленные геометрическим изменением ее конфигурации. Также разработана классификация методов увеличения угла раствора диффузора. Предложены новые технические решения для использования в составе авиационных ГТД, обеспечивающие увеличение угла раствора безотрывного участка ступенчатого диффузора, сокращение длины камеры сгорания и снижение гидравлических потерь на поворот потока при обтекании фронтального устройства.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Бабкин В.И. и др.* Развитие авиационных ГТД и создание уникальных технологий // Двигатель. 2013. № 2 (86). С. 2–7.
2. *Шлихтинг Г.* Теория пограничного слоя. М.: Наука, 1974. 712 с.
3. *Пискунов С.Е., Попов Д.А., Самойленко Н.А.* Общая классификация потерь и обзор моделей вторичных течений в решетках газовых турбин // Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника. 2020. № 63. С. 30–39.
4. *Палкин В.А.* Обзор работ в США и Европе по авиационным двигателям для самолетов гражданской авиации 2020...2040 годов // Авиационные двигатели. 2019. № 3 (4). С. 63–83.
5. *Лефевр А.* Процессы в камерах сгорания ГТД. М.: Мир, 1986. 566 с.
6. Газотурбинный двигатель: пат. 2613101 Рос. Федерация, № 2015145851; заявл. 26.10.2015; опубл. 15.03.2017, Бюл. № 8.
7. *Тарасенко А.Н. и др.* Разработка и расчетный анализ обливок малоэмиссионных камер сгорания авиационных двигателей с использованием редуцированного кинетического механизма // Изв. вузов. Авиационная техника. 2025. № 2. С. 128–136.
8. *Идельчик И.Е.* Справочник по гидравлическим сопротивлениям. М.: Машиностроение, 1992. 672 с.
9. *Дейч М.Е.* Техническая газодинамика. М. – Л.: Госэнергоиздат, 1961. 671 с.
10. *Повх И.Л.* Техническая газодинамика. Л.: Машиностроение, 1976. 504 с.
11. *Зарянкин А.Е.* Основы физического моделирования, элементы теории размерностей и примеры ее практического использования в задачах гидрогазодинамики. М.: МЭИ, 2017. 120 с.
12. *Грибин В.Г., Дмитриев С.С., Парамонов А.Н.* Аэродинамическое совершенствование осерадиального диффузорного выходного патрубка газотурбинной установки // Вестник Московского энергетического института. 2015. № 2. С. 44–50.
13. *Herdzik J.* Impact of Pressure Drop in Combustion Chamber on Gas Turbine Performance // Journal of Civil Engineering and Transport. 2020. Vol. 2. № 3. P. 131–138.
14. *Веретенников С.В.* Снижение гидравлических потерь в отрывном диффузоре камеры сгорания газотурбинного двигателя путем управления пограничным слоем: Автореф. дис. ... канд. техн. наук. Рыбинск, 2008. 16 с.
15. Плоский диффузор: пат. 2820363 Рос. Федерация, № 2023128644; заявл. 6.11.2023; опубл. 3.06.2024, Бюл. № 16.
16. Воздухозаборник воздушно-реактивного двигателя: пат. 2820363 Рос. Федерация, № 2024100226; заявл. 9.01.2024; опубл. 23.07.2024, Бюл. № 21.
17. *Прандтль Л., Титъенс О.* Гидро- и аэромеханика. М.: 1935. Т. 2. 283 с.
18. А. с. 141488 РФ (СССР), МПК F01D25/30; F01D9/02. Диффузор / Р.И. Дьяконов, И.Г. Гоголев, А.А. Климцов (РФ). № 7225669/24-6; заявл. 20.03.1961; опубл. 1961. Бюл. № 19.
19. *Cornell W.G. et al.* US Patent 3216455, 1965.
20. *Потехина И.В., Любимов Д.А.* Численное исследование управления с помощью синтетических струй отрывными течениями в переходных межтурбинных диффузорах // Наука и образование: Научное издание МГТУ им. Н.Э. Баумана. 2015. № 1. С. 68–86.
21. Входное устройство кольцевой камеры сгорания: пат. 2822979 Рос. Федерация, № 2024102761; заявл. 5.02.2024; опубл. 16.07.2024, Бюл. № 20.
22. Входное устройство кольцевой камеры сгорания: пат. 2823833 Рос. Федерация, № 2024102703; заявл. 2.02.2024; опубл. 30.07.2024, Бюл. № 22.

23. Входное устройство кольцевой камеры сгорания: пат. 2845759 Рос. Федерация, № 2024138817; заявл. 23.12.2024; опубл. 25.08.2025, Бюл. № 24.

Поступила в редакцию 20.08.25

После доработки 9.09.25

Принята к публикации 9.09.25

Current State, Development Trends, and New Technical Solutions in the Field of Inlet Devices for Main Combustion Chambers of Gas Turbine Engines

I.N. VOLKOV AND V.L. VARSEGOV

Tupolev Kazan National Research Technical University, Kazan

The current level of development and evolutionary stages of inlet devices for annular combustion chambers are determined. The problematic area in the design of combustion chamber inlet devices is identified. Examples of engineering approaches to reducing the length of the attached flow section in a stepped diffuser are presented.

Gas turbine engine, combustion chamber, combustion chamber inlet diffuser

Влияние параметров внутренней геометрии цилиндрического роликового подшипника на износ торцов роликов и бортов внутреннего кольца

Я.М. КЛЕБАНОВ,
д-р техн. наук,
К.А. ПОЛЯКОВ,
канд. физ.-мат. наук,
А.М. БРАЖНИКОВА,
аспирант
(СамГТУ, Самара),
А.А. СОКОЛОВ,
А.Г. ПЕТРУХИН
(ПАО «ОДК-Кузнецов»,
Самара)
brazhnikova_98@mail.ru

Исследовано влияние параметров внутренней геометрии цилиндрического роликового подшипника на износ между торцами роликов и бортов внутреннего кольца в условиях высокоскоростных нагрузок, характерных для газотурбинных двигателей. Проведено динамическое моделирование 75 вариантов конструктивных параметров подшипника типоразмера 2002834, включая рабочие зазоры, количество роликов, перекосы и температурные режимы. Методом конечных элементов проанализированы контактные давления, силы трения и скорость износа в контакте торца ролика и борта внутреннего кольца. Установлено, что перекос колец приводит к резкому увеличению износа из-за граничного трения. Предложено решение – выпуклая форма торцов бортов, обеспечивающая режим жидкостного трения и снижающая износ.

Цилиндрический роликовый подшипник, износ торцов, динамическое моделирование, перекос колец, контактное давление, граничное трение, выпуклый профиль бортов, газотурбинные двигатели, метод конечных элементов, ресурс подшипника

Подшипники с цилиндрическими роликами широко применяются в различных технических системах благодаря большой нагрузочной способности и способности эффективно функционировать при достаточно высоких скоростях вращения. Обеспечение узких допусков на изготовление деталей подшипников высокого класса точности является ключевым условием их эксплуатации в высокоскоростных технических устройствах [1]. Это обусловило широкое применение роликоподшипников с короткими цилиндрическими роликами в опорах роторов газотурбинных двигателей, где их эксплуатация осуществляется в условиях больших скоростей вращения и значительных перекосов колец в сочетании с повышенной температурой и умеренными нагрузками [2]. Короткие ролики снижают площадь контактной поверхности, что уменьшает трение и увеличивает КПД двигателя. Вместе с тем недостатком рассматриваемых подшипников является высокая чувствительность их эксплуатационных характеристик к перекосу колец и рабочему радиальному зазору. Подшипники с короткими цилиндрическими роликами в большинстве эксплуатационных режимов обеспечивают движение роликов и сепараторов, близкое к эпициклическому. Однако при определенных сочетаниях высоких скоростей и малых нагрузок возможно возникновение значительного проскальзывания роликов и сепаратора [3, 4], когда скорости этих деталей подшипника оказываются ниже эпициклических значений.

Подшипники с короткими цилиндрическими роликами характеризуются большей радиальной грузоподъемностью по сравнению с шариковыми подшипниками при сопоставимом ресурсе, однако имеют более низкий допустимый предел частоты вращения. Расчеты долговечности роликоподшипников дополняют анализом ударных осевых нагрузок и экспериментальной оценкой ресурса. Увеличение ресурса и работоспособности достигается оптимизацией материалов, технологии изготовления и качества сборки [5–7].

Повышение качества и оптимизация режима смазки за счет применения термостойких материалов в сочетании со снижением шероховатости контактных поверхностей способствует формированию устойчивой масляной пленки в зонах контакта деталей подшипника, что уменьшает трение и износ [8]. Ограничение износа рабочих поверхностей представляет собой одну из ключевых задач, определяющих обеспечение долговечности узлов подшипника. Данная проблема особенно актуальна для контактных пар «ролик – дорожка качения», «сепаратор – борта колец», «сепаратор – опорное кольцо». Применение компьютерного моделирования с учетом гидродинамических, тепловых и механических воздействий позволяет прогнозировать износ и оптимизировать конструкцию подшипника.

В условиях перекоса значительный износ часто возникает в контакте торцов роликов и бортов колец даже при чисто радиальном нагружении подшипника [9]. В данной работе износ этих поверхностей анали-

зируется на примере роликоподшипника типоразмера 2002834 при его эксплуатации в опоре узла компрессора среднего давления газотурбинного двигателя НК-36СТ. В данном случае значительный износ инициировал образование дефектов, приводящих к заеданию и последующему отказу подшипника (рис. 1).

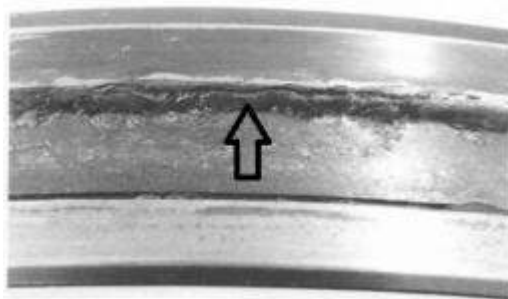


Рис. 1. Заедание по торцу борта внутреннего кольца подшипника типоразмера 2002834

Моделирование динамики подшипника выполнялось для различных сочетаний параметров внутренней геометрии подшипника, охватывающих весь возможный диапазон их изменения. Все детали подшипника разработанной динамической модели имеют шесть степеней свободы, в связи с переменным характером трения по длине ролика он разбивается на короткие цилиндры – слайсы [8]. Некоторые из рассмотренных расчетных вариантов (общее количество вариантов – 75) в качестве примера приводятся в таблице.

Вариант расчета	Количество роликов	Рабочий радиальный зазор, мм	Осевой зазор между роликом и бортом, мм	Свес профиля ролика	Длина цилиндрического участка профиля ролика, мм	Зазор плавления, мм	Окружной размер окна сепаратора, мм	Осевой размер окна сепаратора	Перекос	Температура масла, °С
12	18	0,044	0,0505	0,011	5	0,5	11,25	11,25	4	100
19	18	0,044	0,0505	0,011	5	0,5	11,25	11,25	8	100
35	18	0,009	0,0505	0,011	5	0,5	11,535	11,25	8	50
36	18	0,044	0,0505	0,011	5	0,5	11,25	11,25	12	100
37	18	0	0,0505	0,0075	5	0,5	11,25	11,25	12	50
48	24	0,044	0,0505	0,011	5	0,5	11,25	11,25	4	100
66	28	0,044	0,0505	0,011	5	0,5	11,25	11,25	4	100
68	28	0,044	0,0505	0,011	5	0,5	11,25	11,25	8	100

Скорость качения в контактной паре «ролик – сепаратор» – 40 м/с, скорость скольжения – 80 м/с, рабочая температура – 100 °С, радиальная вращающаяся сила – 1962 Н.

Для расчета скорости износа используются данные, полученные при динамическом моделировании, – значения нормальной силы, скорости скольжения и толщины масляной пленки.

На рис. 2 приводится диаграмма изменения нормальной силы между торцами ролика и внутреннею кольца для варианта 11 за четыре установившихся последовательных оборота сепаратора (с третьего по шестой).

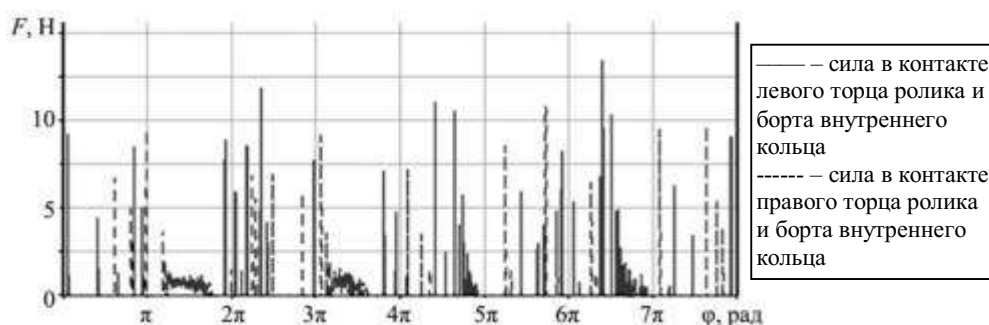


Рис. 2. Силы между торцами первого ролика и борта внутреннего кольца

Анализ полученных результатов показывает, что существенное возрастание торцевых сил наблюдается с увеличением угла перекоса колец (рис. 3).

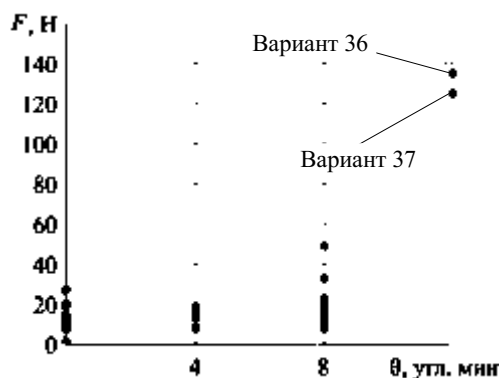


Рис. 3. Распределение максимальной нормальной силы между торцами ролика и бортика внутреннего кольца в зависимости от угла перекоса колец в подшипнике типоразмера 2002834 для расчетных случаев

Влияние других параметров внутренней геометрии – рабочего радиального зазора, окружного размера окна сепаратора и свеса профиля ролика – не так существенно. Увеличению рассматриваемой силы способствует уменьшение размера окна и длины цилиндрического участка профиля бомбинированного ролика.

Расчет контактных давлений между торцами ролика и борта внутреннего кольца выполнялся методом конечных элементов. Конечно-элементная модель включает сектор внутреннего кольца и четверть ролика (рис. 4). На соответствующих поверхностях сечений задавались условия симметрии.



Рис. 4. Общий вид конечно-элементной модели контактного взаимодействия торца ролика и борта внутреннего кольца

Средний размер трехмерных объемных конечных элементов с двадцатью узлами составлял 0,05 мм (рис. 5) в области контакта и достигал 1 мм в остальной части модели; общее число элементов – 847656. Уменьшение размеров элементов в зоне контакта не оказывает существенного влияния на распределение контактного давления.

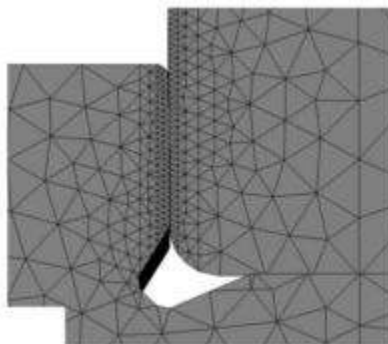


Рис. 5. Конечно-элементная сетка в месте контакта торца ролика и борта внутреннего кольца

Зависимость контактной силы между торцами ролика и борта от времени в динамическом расчете в пределах одного оборота сепаратора получена с шагом по времени 0,002 мс. Поле контактного давле-

ния и контактные линии в пределах пятна контакта, вдоль которых рассчитывался износ, для варианта 36 в качестве примера показаны на рис. 6. Распределение контактного давления, полученное для нормальной контактной силы в 3,33 Н, соответствует распределению, используемому в модели износа Арчарда при расчете с осредненными параметрами [10].

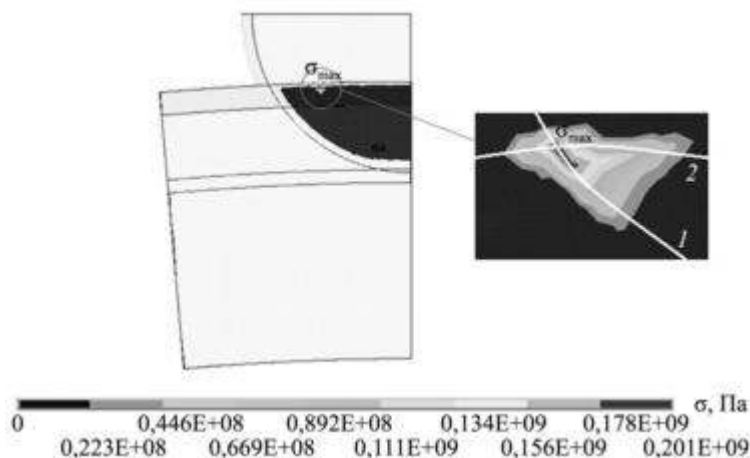


Рис. 6. Контактное давление в контакте торцов ролика и борта внутреннего кольца при угле тангажа ролика β' (вариант 36): 1 – износ ролика; 2 – износ внутреннего кольца

Как видим (см. рис. 6), пятно контакта даже при небольшом угле тангажа смещается в зону приотупления наружного борта. Такое расположение исключает возможность образования масляной пленки, вследствие чего в контакте реализуется режим граничного трения. Коэффициент износа для условий граничного трения высокопрочных подшипниковых сталей, по данным [11], находится в диапазоне $1 \cdot 10^{-10} \dots 5 \cdot 10^{-9}$. Поскольку более точные рекомендации отсутствуют, то в дальнейшем использовалось среднее геометрическое значение для указанного диапазона – $7,1 \cdot 10^{-10}$.

При угле тангажа ролика $2'$ рассчитанная глубина износа торца ролика за половину срока эксплуатации 12500 ч составляет 70...171 мкм, а торца борта внутреннего кольца – 37...112 мкм (рис. 7). При угле тангажа β' скорость износа более чем на порядок превышает скорость износа при меньших углах.

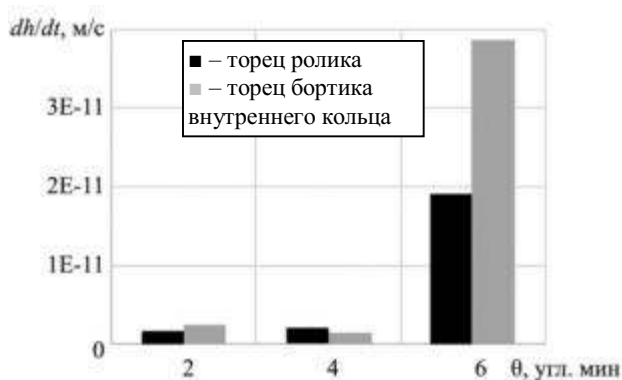


Рис. 7. Скорость износа торцов ролика и борта внутреннего кольца в зависимости от угла тангажа роликов подшипника с 18 роликами (варианты 12, 19, 36)

Если после запуска двигателя при повышенном сопротивлении вязких сил возникает большой перекос колец, то усилия между частично изношенными торцами роликов и бортом внутреннего кольца существенно возрастают. Результаты динамического моделирования, соответствующие условиям варианта расчета 35, но с изношенными поверхностями торцов и цилиндрической части роликов показывают, что при коэффициенте граничного трения 0,1 мощность трения при повторных соударениях торцов может достигать до 400 Вт. Поскольку эта мощность выделяется на площадках контакта, не превышающих десятых долей квадратного миллиметра, то возникает опасность резкого локального повышения темпе-

ратуры и заедания с последующим быстро прогрессирующим износом рабочих поверхностей и потерей функциональности опоры.

Для исправления этой ситуации предлагается выполнять торцевые поверхности бортов внутреннего кольца выпуклой формы, что позволит создать в контакте с роликом режим жидкостного трения и тем самым уменьшить трение и износ. Пример исполнения такого выпуклого торца с радиусом кривизны 430 мм приводится на рис. 8. Возникающие при таком торце в случае угла тангажа ролика β' поля контактного давления располагаются на значительном удалении от края борта. Это уменьшает скорость скольжения, и возможно образование жидкостного режима трения. Параметр масляной пленки в контакте составляет 2,5, при этом коэффициент износа равен $4,55 \cdot 10^{-11}$.

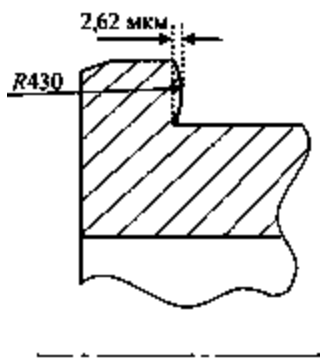


Рис. 8. Эскиз фрагмента внутреннего кольца подшипника с выпуклым торцом

Рассмотрены также профили торца борта с другими радиусами кривизны. Например, в случае радиуса 37,5 мм выпуклость торца составила примерно 0,03 мм. Скорость износа торцов ролика и борта (рис. 9) в два раза больше, чем в случае радиуса профиля торца 430 мм. Формирование выпуклого профиля торца приводит к снижению скорости износа в 10–100 раз по сравнению с плоским торцом. Указанное снижение наблюдается для всех исследованных радиусов профиля.



Рис. 9. Скорость износа торцов ролика и борта внутреннего кольца для разных вариантов профиля торца борта (вариант 48)

Окончательный радиус профиля торца можно выбрать с учетом технологических условий изготовления. Наиболее выступающая часть выпуклости (см. рис. 6) на середине высоты борта может быть смещена ближе к поверхности дорожки качения для большего уменьшения скорости скольжения между поверхностями [12]. Для упрощения технологического процесса изготовления внутреннее кольцо с выпуклыми торцами может быть выполнено сборным.

Согласно полученным результатам моделирования динамики и износа подшипник работает стабильно, что характеризуется круговым движением центра масс сепаратора, отсутствием больших ударных нагрузок и опасности заедания в контакте цилиндрической поверхности роликов и дорожек качения, большой усталостной долговечностью сепаратора и хорошим подводом смазки на трущиеся поверхности. Вместе с тем в подшипнике происходит заметный износ рабочих поверхностей, который при определенных условиях может привести к заеданию и последующему быстро прогрессирующему износу ра-

бочих поверхностей. Чтобы резко уменьшить износ и исключить возможность заедания в контактах торцов роликов и бортов внутреннего кольца, рекомендуется выполнять рабочие торцы бортов выпуклыми. Выпуклый профиль торцов бортов кольца и ролика исключает возможность возникновения кромочного контакта и уменьшает смещение точки контакта при перекосе по отношению к точке контакта при соосном положении в сторону от поверхности качения кольца, что уменьшает скорости скольжения и износа в контакте торцов роликов и бортов колец.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Yasushi Morita, Yukio Ohura. Development of High-Speed Cylindrical Roller Bearings for Machine Tools // Motion and Control Journal. 2001. Vol. 10. P. 21–26.
2. Гречишников О.В., Балакин А.Ю., Росляков А.Д. Обеспечение работоспособности роликового подшипника // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. 2013. № 3-1. С. 48–56.
3. Аксенов Н.К., Петров Н.И., Струков А.А. Исследование теплового состояния подшипников опор перспективных авиационных двигателей // Вестник двигателестроения. 2008. № 8. С. 69–72.
4. Tassone V.A. Roller Bearing Slip and Skidding Damage // Journal of Aircraft. 1975. Vol. 12. № 4. P. 281–287.
5. Силаев Б.М., Даниленко П.А. Комбинированная модель расчета долговечности высокоскоростных подшипников качения двигателей летательных аппаратов // Изв. вузов. Авиационная техника. 2016. № 4. С. 111–116.
6. Иванников В.В. и др. Учет податливости колец при определении контактных усилий в радиальном роликовом подшипнике качения // Изв. вузов. Авиационная техника. 2018. № 4. С. 58–68.
7. Qing Zhang et al. Experimental Study on the Skidding Damage of a Cylindrical Roller Bearing // Materials. 2020. № 13. Article № 4075/
8. Клебанов Я.М. и др. Динамика роликовых подшипников газотурбинных двигателей при гидродинамическом трении // Изв. вузов Авиационная техника. 2022. № 4. С. 123–128.
9. Kumar N., Satapathy R. Bearings in Aerospace, Application, Distress, and Life: A Review // Journal of Failure Analysis and Prevention. 2023. Vol. 23. P. 915–947.
10. Клебанов Я.М., Мурашкин В.В., Бражникова А.М. Пошаговое моделирование износа рабочих поверхностей роликовых подшипников // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2023. № 2. С. 42–56.
11. Morales-Espejel G.E., Brizmer V. Micropitting Modelling in Rolling–Sliding Contacts: Application to Rolling Bearings // Tribology Transactions. 2011. Vol. 54. Iss. 4. P. 625–643.
12. Роликовый подшипник: пат. 2815566 Рос. Федерация, № 2023123335; заявл. 8.09.2023; опубл. 18.03.2024, Бюл. № 8.

Поступила в редакцию 11.09.25
После доработки 7.10.25
Принята к публикации 10.10.25

Influence of Internal Geometry Parameters of a Cylindrical Roller Bearing on Wear of Roller Ends and Inner Ring Flanges

Y.A.M. KLEBANOV¹, K.A. POLYAKOV¹, A.M. BRAZHNIKOVA¹,
A.A. SOKOLOV², AND A.G. PETRUKHIN²

¹ Samara State Technical University, Samara

² PAO “ODK-Kuznetsov”, Samara

The influence of internal geometry parameters of a cylindrical roller bearing on wear between roller ends and inner ring flanges under high-speed loading conditions typical for gas turbine engines was investigated. Dynamic modeling of 75 design parameter variants of bearing size 2002834 was performed, including operational clearances, number of rollers, misalignments, and temperature regimes. Finite element analysis was used to estimate contact pressures, friction forces, and wear rate in the contact between roller ends and inner ring flanges. It was established that ring misalignment leads to a sharp enhance in wear due to boundary friction. A solution is proposed – a convex shape of flange ends, which ensures hydrodynamic lubrication conditions and reduces wear.

Cylindrical roller bearing, end wear, dynamic modeling, ring misalignment, contact pressure, boundary friction, convex flange profile, gas turbine engines, finite element method, bearing service life

Повышение топливной эффективности турбореактивного двигателя с помощью керамического рекуператора

М.Е. РЕНЕВ,
аспирант,
Л.О. ВОКИН,
Н.В. ПРОДАН,
канд. физ.-мат. наук
(БГТУ «ВОЕНМЕХ»
им. Д.Ф. Устинова,
Санкт-Петербург)
renevme@mail.ru

Исследуется влияние применения противоточных рекуператоров различной массы на повышение кпд и снижение расхода топлива в газотурбинных двигателях с мощностью 3 и 11 кВт. На основе результатов численного моделирования решается задача минимизации топлива и массы газотурбинного двигателя с рекуператором рациональным уменьшением степени рекуперации тепла.

Беспилотный летательный аппарат, рекуператор, малоразмерный газотурбинный двигатель, топливная эффективность, численное моделирование

Повышение кпд газотурбинных двигателей (ГТД), а также снижение расхода топлива и уменьшение вредных выбросов представляет собой актуальную научно-техническую задачу высокой практической значимости. В частности, перспективным направлением является разработка [1] малогабаритного и легкого ГТД для малых летательных аппаратов, ориентированных на выполнение длительных полетов. Малые ГТД мощностью до 100 кВт, как правило, характеризуются значительно меньшей массой по сравнению с поршневыми двигателями, однако их применение ограничено большим расходом топлива. Вследствие этого масса топлива составляет существенную долю полной взлетной массы летательного аппарата.

Одним из известных подходов к снижению расхода топлива и увеличению кпд двигателя является увеличение температуры в камере сгорания [2]. Однако увеличение температуры продуктов сгорания требует обеспечения повышенной жаропрочности камеры сгорания и турбины двигателя, что необходимо для длительной и надежной эксплуатации двигательной установки. В связи с этим проводятся исследования, направленные на разработку эффективных систем охлаждения лопаток турбины, что особенно сложно реализуемо в условиях микротурбин [3]. Для изготовления камеры сгорания и лопаток турбины в настоящее время используются нержавеющая сталь и сплав «Инконель», способный длительно выдерживать температуры до 1200–1300 К, а также другие хромоникелевые сплавы. Перспективно применение керамических композитов на основе карбида кремния, характеризующихся хорошими жаропрочными свойствами. Например, керамика на основе карбида циркония муллита выдерживает температуру до 1600 К [4].

Повышение температуры перед турбиной до 1600 К обуславливает целесообразность применения теплообменников для рекуперации тепла, теряемого с уходящими газами. В рекуператоре за счет использования теплоты горячих выхлопных газов подогревается воздух, подаваемый в камеру сгорания. По теме рекуператоров опубликован ряд обзорных работ [5–8], а также работа [8], где представлены результаты испытаний двигателей с рекуператорами, проведенных в конце 1960-х гг. и в конце XX века, а также рассмотрены перспективы их применения в беспилотных системах.

Крупные оптимизированные наземные энергетические ГТД на основе турбореактивного двигателя с электромашинной имеют кпд порядка 30 %, у малых ГТД кпд не превышает 12–15 %, что определяется низкими значениями параметров термодинамического цикла и большими потерями тепла с уходящими газами [9, 10]. В области малых ГТД существует два основных направления повышения кпд цикла – увеличение степени сжатия в компрессоре и применение рекуператоров тепла. Первый подход в типичных конструктивных реализациях ограничен степенью повышения давления в компрессоре в пределах 4...5; дальнейшее ее увеличение требует применения многоступенчатых компрессоров и турбин [11]. Перспективным направлением исследований является повышение экономической эффективности авиационных малых ГТД за счет применения рекуператора, что обуславливает повышенный интерес к данной тематике [12, 13].

Ключевым параметром теплообменника является степень рекуперации тепла, определяемая как отношение разницы температур воздуха на выходе из рекуператора и после компрессора к разнице тем-

ператур продуктов сгорания на выходе из турбины и воздуха после компрессора. Увеличение степени рекуперации приводит к увеличению количества теплоты, возвращаемой в камеру сгорания, что способствует повышению КПД термодинамического цикла, однако одновременно с этим увеличиваются размеры и масса рекуператора.

Прокачивание воздуха через рекуператор сопровождается потерями из-за гидравлического сопротивления, которые также растут с увеличением степени рекуперации. Например, в работе [14] исследуется функционирование перекрестно-точного рекуператора со степенью рекуперации 0,5 при скоростях рабочего тела до 150 м/с и соотношении массы устройства к массовому расходу 2,32 кг/(кг/с). Такие рекуператоры характеризуются повышенными гидравлическими потерями, достигающими 15–30 %. В работе [9] создан перекрестно-точный рекуператор из стали со степенью рекуперации 0,3–0,4 с коэффициентом восстановления полного давления 0,83.

Тип теплообменника также влияет и на характеристики теплообмена между холодным и горячим газом. В силу высокой теплопроводности стальные теплообменники, как правило, реализуются по прямоточной схеме движения холодного и горячего газа, в то время как для керамических теплообменников с низкой теплопроводностью предпочтительна и технически реализуема противоточная схема, обеспечивающая более высокую эффективность теплопереноса.

В работе [15] рассмотрены модели перекрестно-точных и противоточных рекуператоров. Для данных схем течения, в отличие от прямоточных, характерно достижение степени рекуперации, превышающей 0,5. Это обусловлено более равномерным распределением температурного градиента, при котором воздух, нагретый до половины требуемой температуры, контактирует с более горячими продуктами сгорания в смежных ячейках. В работе [16] исследуются также материалы для рекуператоров – керамика Si_3N_4 с высокой температурой плавления 2173 К и низким коэффициентом теплового расширения $3 \cdot 10^{-6}$ 1/К, прочностью 210 МПа, теплопроводностью 17 Вт/м/К.

В работе [4] проведен анализ влияния теплофизических свойств материалов на достижимую степень рекуперации. Установлено, что значения порядка 0,8 реализуемы в противоточных рекуператорах из муллита с теплопроводностью 3 Вт/м/К. Уменьшение теплопроводности ухудшает эффективность теплопереноса через стенку, разделяющую горячие и холодные потоки. Напротив, ее увеличение способствует интенсификации переноса тепла вдоль пластины, вследствие чего рекуператор в определенной степени утрачивает свойства противоточного обмена: передача тепла осуществляется при меньшем температурном градиенте, а также возрастает вероятность возникновения существенных тепловых потоков между двумя зонами подачи потоков газов, характерных для однонаправленного рекуператора.

Чем больше поверхность теплообмена, тем больше тепла возможно передать в камеру сгорания. С другой стороны, увеличение поверхности теплообмена может приводить к неприемлемому увеличению массы рекуператора. При использовании рекуператоров с турбулентным режимом течения рабочего тела и искривленными поверхностями возможно достичь увеличения тепловых потоков без значительного утяжеления конструкции [17]. Таким образом, задача определения максимальной эффективности теплообменника относится к классу оптимизационных задач [18, 19].

Топливная экономия, обеспечиваемая применением рекуператора в двигателе, возрастает с увеличением продолжительности полета летательного аппарата. В случае кратковременных полетов использование массивного рекуператора является практически нецелесообразным, поскольку приводит к снижению массы полезной нагрузки без достижения существенного выигрыша в виде уменьшения расхода топлива.

В работе [4] рассматриваются керамические двигатели с рекуператорами мощностью около 3,11 кВт, с малой степенью повышения давления в компрессоре (около 1,8–2,3) и высокой температурой в камере сгорания (1500 К). Согласно оценкам КПД рассматриваемого в данной работе двигателя находится на уровне 20 % в сравнении с турбореактивным двигателем JetCat SPT5, который при мощности 6 кВт потребляет 3,4 г/с керосина, а его КПД примерно равен 5 %.

В настоящей работе рассматривается численное решение задачи газодинамики и теплопереноса в керамических рекуператорах различной массы для двигателей с выходной мощностью 3 и 11 кВт (гео-

метрические параметры принимаются в соответствии с данными [4]). За счет варьирования количества пластин рекуператора можно изменить его массу и степень рекуперации при фиксированных расходах воздуха и выхлопных газов. На основе результатов численного моделирования вычисляются степень рекуперации, потери полного давления, степень повышения КПД двигателя и обсуждается возможность экономии топлива, а также минимизации суммарной массы топлива и двигателя за счет оптимизации степени рекуперации. Дополнительно оценивается размер рекуператора.

Рассматривается противоточный кольцевой рекуператор, изготовленный из муллита, с разным количеством пластин (число пластин варьируется в пределах 100...1000) для двигателей с выходной мощностью 3 и 11 кВт, исследуемых в работе [4].

Муллит $Al_xSi_yO_z$ с теплопроводностью 3 Вт/м/К [4] предназначен для работы в рекуператорах с высокой температурой, температура размягчения примерно 1770 К. Плотность муллита составляет приблизительно 2830 кг/м³, теплоемкость – 837 Дж/кг/К.

Температура воздуха принимается равной 342 и 386 К для двигателей мощностью 3 и 11 кВт. Температура выхлопных газов – 1333 К. Массовый расход воздуха и продуктов сгорания, проходящих через рекуператор, составляет 0,045 либо 0,1 кг/с, что соответствует режимам работы двигателей мощностью 3 и 11 кВт. Теплообменные элементы в рекуператоре устанавливаются параллельно друг другу. Внутри каждого элемента проходит горячий газ, а снаружи они обтекаются холодным потоком воздуха с двух сторон. Длина одного элемента – 64 мм, ширина – 20 мм, толщина – 5 мм. Толщина стенок элемента – 1 мм, толщина полости для горячего газа – 3 мм.

Исследования выполнены с использованием численного моделирования в программном пакете ANSYS Fluent. В рамках анализа применяется упрощенная геометрия рекуператора. На рис. 1 вертикальными стрелками обозначается направление движения горячего воздуха, а стрелками вдоль пластины – холодного. Наличие плоской симметрии позволяет разделить элемент и области прохождения потоков на две части. На рис. 1, а показан вид со стороны этой плоскости, на рис. 1, б – с противоположной стороны. При этом учитывается, что холодный воздух обтекает два соседних элемента с одной стороны, тогда как горячий поток взаимодействует с двумя сторонами одного элемента.

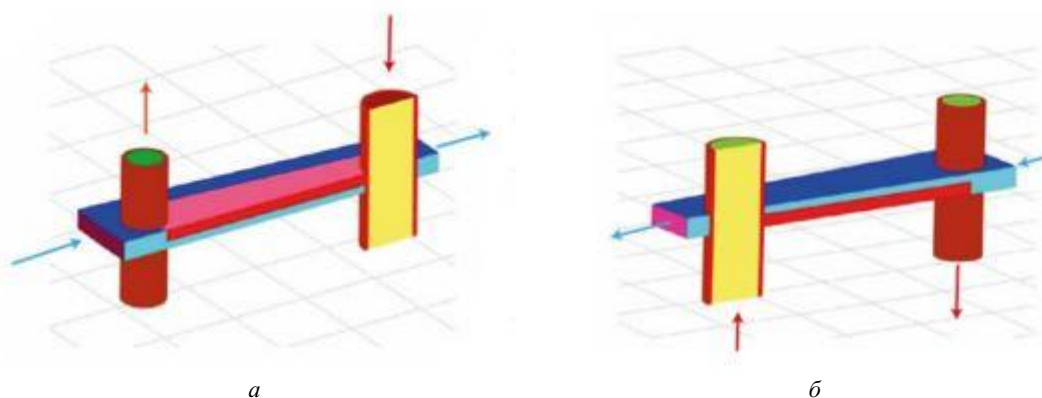


Рис. 1

К рекуператору подсоединены трубки для подачи и отвода горячего и охлажденного воздуха, обеспечивающие возможность задания граничных условий. Трубки для горячего воздуха расположены вертикально. Стрелки указывают на зоны входа и выхода потоков. Трубка с большим радиусом является входом для горячего газа, трубка с меньшим радиусом – выходом. Холодный воздух направлен от широкой границы области, предназначенной для холодного газа, к ее узкой части.

Принимается допущение о равенстве давления в точках входа потоков (а также в точках выхода) для всех элементов рекуператора. Потоки горячего и холодного газов считаются равномерно распределенными между параллельными пластинами. В таком приближении возможно рассмотрение лишь одного элемента рекуператора, но не учитывается неравномерность подачи между разными пластинами.

Полагается, что неравномерность невысока, поскольку у трубок и коллекторов для подачи и выдачи газов размеры протоков существенно выше, чем у пластин.

Решаются уравнения газодинамики в стационарной постановке – уравнение неразрывности, уравнения Навье – Стокса, уравнения переноса тепловой энергии. Среда является сжимаемой. Уравнения Навье – Стокса усредняются по Рейнольдсу. Для замыкания системы уравнений используются уравнения состояния совершенного газа и модель турбулентности $k-\omega$ -SST.

Газовая среда – воздух. Свойства среды (коэффициенты вязкости, теплопроводности) зависят от температуры. Материал стенок – муллит с постоянными свойствами.

Приведем граничные условия. Величина N – число пластин в рекуператоре. На входе для холодного воздуха задается полное давление и температура: для двигателя с мощностью 3 кВт – 182 кПа, 342 К, для двигателя мощностью 11 кВт – 233 кПа, 386 К. На выходе задается массовый расход холодного воздуха $0,25N^{-1} \cdot 0,045$ кг/с для двигателя мощностью 3 кВт и $0,25N^{-1} \cdot 0,045$ кг/с для двигателя мощностью 11 кВт. Обратные течения запрещены. Поправка 0,25 введена из-за условий симметрии и рассмотрения четверти пластины. На входе для горячего воздуха задается такой же массовый расход, как и для холодного на выходе, а температура потока равна 1333 К. На выходе из рекуператора для горячего потока заданы давление 101 кПа и условие отсутствия обратных течений. На поверхностях симметрии задается скользящая стенка без тепловых потоков. На стенках твердое тело – газ задается условие прилипания и тепловой поток.

В пакете ANSYS используется решатель Pressure-Based, Coupled, Pseudo-Transient. Задача решается до получения сходимости.

Проводится серия расчетов для проверки сеточной сходимости решения и распределения безразмерной пристеночной координаты y^+ . Для SST-модели турбулентности допустимое максимальное значение y^+ составляет порядка 2, при котором пристеночные функции не используются, а расчет пристеночных слоев, тепловых потоков в данной модели турбулентности выполняется без упрощений. В параметрических исследованиях используется расчетная сетка, для которой характерное значение $y^+ = 0,3$.

Фрагмент расчетной сетки приведен на рис. 2: *a* – вид сверху; *б* – вид вблизи плоскости симметрии. Сетка содержит 2,5 млн элементов-сот. Степень дискретизации для рассматриваемых уравнений равна двум.

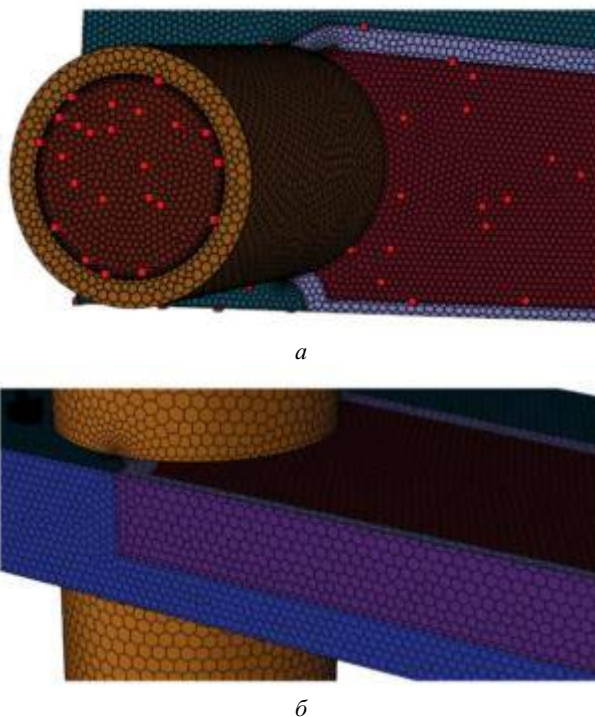


Рис. 2

Результаты численного моделирования рекуператора, содержащего 1000 пластин, массой 8 кг, предназначенного для двигателя с выходной мощностью 3 кВт, демонстрируют степень рекуперации, равную 0,46, при потерях полного давления около 1 %.

Приведем распределения скорости течения V (рис. 3, а) и температуры T (рис. 3, б) в элементе.

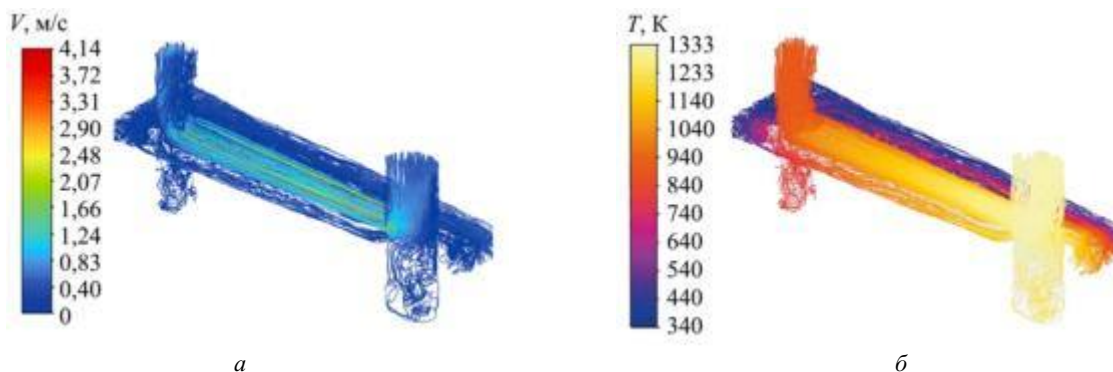


Рис. 3

В ходе расчетов достигается скорость движения газа до 4,14 м/с, а температура горячего газа снижается вдоль тракта рекуператора от входного сечения к выходному – с 1333 до 880 К.

Зависимость степени рекуперации σ от массы рекуператора m_{rec} (масса зависит от количества теплообменных элементов) приведена на рис. 4.

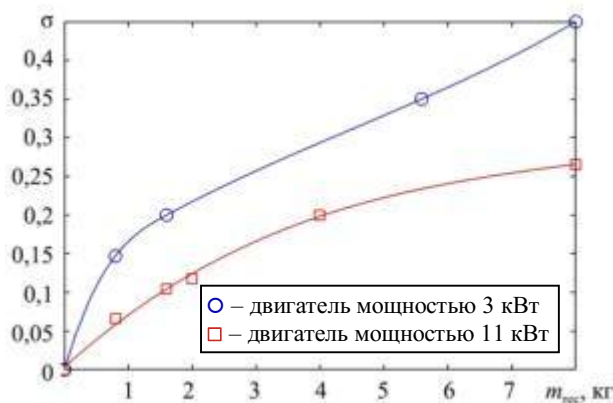


Рис. 4

На рис. 5 приведена зависимость величины снижения расхода топлива от массы рекуператора, учтено увеличение степени рекуперации с ростом массы.

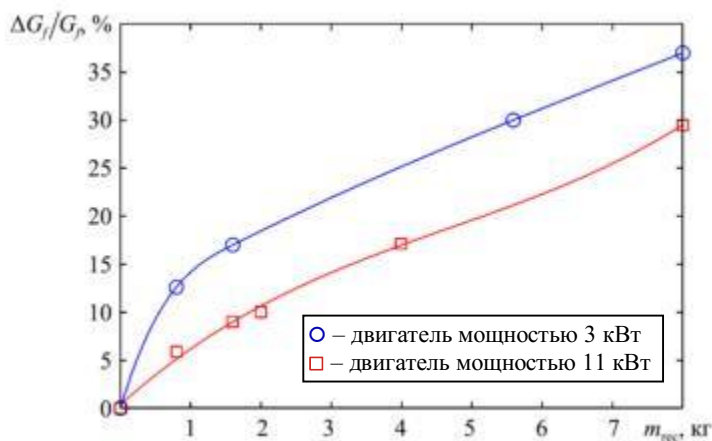


Рис. 5

На рис. 6 приведены соответствующие зависимости для кпд. Установив рекуператор весом 8 кг для двигателя мощностью 3 кВт, можно увеличить исходный кпд в 1,6 раз – с 10 до 16 %. Для двигателя мощностью 11 кВт и с рекуператором, содержащим 100 теплообменных элементов, полное давление не уменьшается более чем на 3 %.

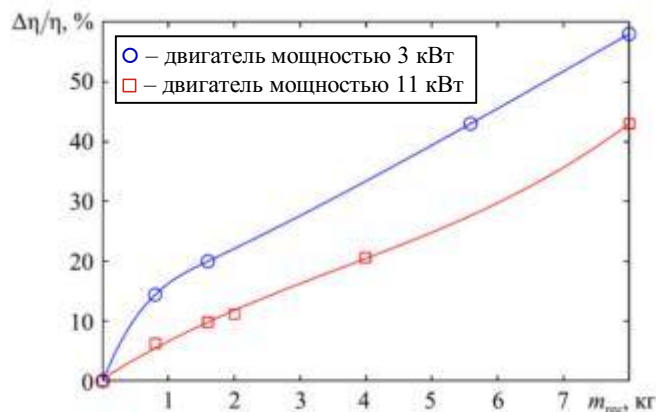


Рис. 6

Мощность теплопередачи между горячим и холодным потоками в рекуператорах, содержащих 100–1000 пластин, для двигателей мощностью 3 и 11 кВт находится в диапазонах 6,6...20 кВт и 6,8...34 кВт.

Приведем зависимости суммарной массы двигателя с рекуператором и топлива от времени полета и массы рекуператора (степени рекуперации) для двигателей мощностью 3 кВт (рис. 7) и 11 кВт (рис. 8).

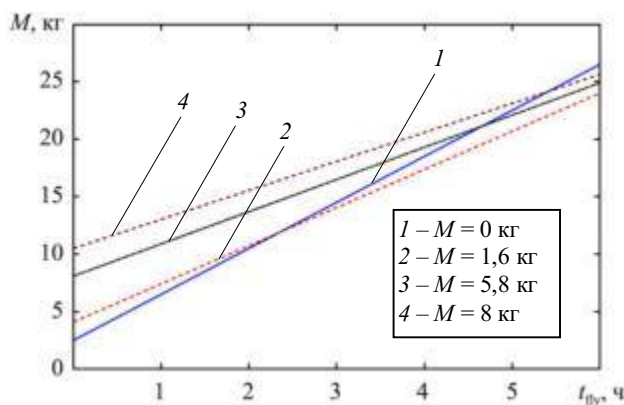


Рис. 7

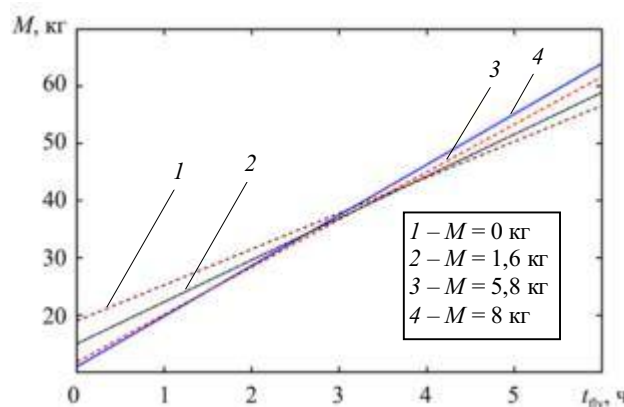


Рис. 8

Масса ГТД без рекуператора, используемая при расчетах массы на заданную продолжительность полета, принимается в соответствии с данными [4].

ГТД мощностью 3 кВт, оснащенный рекуператором массой 1,6 кг, обеспечивает увеличение полезной нагрузки на 2,5 кг при продолжительности полета 6 ч, по сравнению с аналогичным двигателем без рекуператора. При длительности полета 2,25 ч суммарные массы обеих конфигураций двигателя оказываются равными. Увеличение массы рекуператоров приводит к снижению расхода топлива, однако этот эффект является незначительным. Для проявления существенной разницы в полезной массе требуется значительное увеличение времени полета.

В случае двигателя мощностью 11 кВт использование рекуператора массой 1,6 кг обеспечивает увеличение полезной нагрузки на 2,4 кг при продолжительности полета 6 ч. Благодаря более высокой мощности двигателя и увеличенному расходу воздуха возможно применение рекуператоров большей массы. Так, рекуператоры массой 5,8 и 8 кг позволяют увеличить полезную нагрузку на 5 и 7,4 кг при той же продолжительности полета. Массы двигателей с различными рекуператорами остаются приблизительно одинаковыми для полетов длительностью около 1,5–3,5 ч.

Оценен размер рекуператора, содержащего 1000 пластин и имеющего массу 8 кг. Конструктивная схема рекуператора приведена на рис. 9. Рекуператор разделен на 20 секторов, равномерно расположенных вокруг предполагаемой оси двигателя, при этом в каждом секторе размещено 50 пластин. Внешний и внутренний диаметры рекуператора составляют 250 и 120 мм, протяженность рекуператора равна 150 мм. Для рекуператоров с меньшим числом пластин длина пропорционально уменьшается.

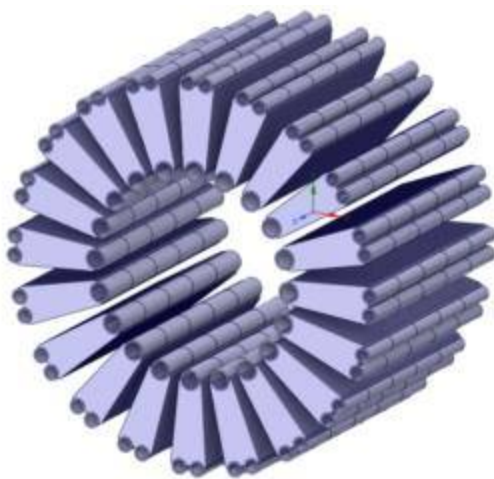


Рис. 9

Таким образом, выполнены расчеты керамических рекуператоров для ГТД с целью оценки их степени рекуперации, потерь давления и увеличения топливной эффективности в зависимости от массы рекуператоров. Показано, что при массе рекуператора около 2–8 кг степень рекуперации для малых ГТД мощностью 3 и 11 кВт составляет примерно 10–40 %. Размеры рекуператора массой 8 кг оценены следующим образом: внешний и внутренний диаметры – 250 и 120 мм, протяженность – 150 мм. При этом потери полного давления не превышают 3 %. Использование различных рекуператоров позволяет увеличить полезную нагрузку летательного аппарата при фиксированном времени полета за счет оптимизации соотношения массы топлива и массы рекуператора. Для заданной дальности полета существует оптимальная степень рекуперации тепла и соответствующая ей оптимальная масса рекуператора. При более длительных полетах целесообразно использовать рекуператоры большей массы. Выигрыш в массе полезной нагрузки достигает 2,5 кг для двигателя мощностью 3 кВт и 7,4 кг для двигателя мощностью 11 кВт при длительности полета 6 ч. При полете продолжительностью менее 3 ч применение рекуператора нецелесообразно.

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации в ходе реализации проекта «Разработка фундаментальных и прикладных основ перспективных методов увеличения эффективности малоразмерных газотурбинных двигателей беспилотных летательных аппаратов и аэрокосмических транспортных систем, а также наземных энергетических установок», № FZWF-2024-0004.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Ремчуков С.С. и др. Разработка перспективного малоразмерного турбовентиляторного реактивного двигателя на основе базового газогенератора // Изв. вузов. Авиационная техника. 2023. № 1. С. 75–81.
2. Теория воздушно-реактивных двигателей / Под ред. С.М. Шляхтенко. М.: Машиностроение, 1975. 568 с.
3. Мамаев Б.И., Кузнецова А.Л. Влияние охлаждения на работу турбины // Изв. вузов. Авиационная техника. 2024. № 4. С. 95–99.
4. Vick M.J. High Efficiency Recuperated Ceramic Gas Turbine Engines for Small Unmanned Air Vehicle Propulsion. Imperial College London, 2012. 185 с.
5. McDonald C.F. et al. Recuperated Gas Turbine Aeroengines. Part I: Early Development Activities // Aircraft Engineering and Aerospace Technology. 2008. Vol. 80. № 2. P. 139–157.
6. McDonald C.F. et al. Recuperated Gas Turbine Aeroengines. Part II: Engine Design Studies Following Early Development Testing // Aircraft Engineering and Aerospace Technology. 2008. Vol. 80. № 3. P. 280–294.
7. McDonald C.F. et al. Recuperated Gas Turbine Aeroengines. Part III: Engine Concepts for Reduced Emissions, Lower Fuel Consumption, and Noise Abatement // Aircraft Engineering and Aerospace Technology. 2008. Vol. 80. № 4. P. 408–426.
8. Zhang C., Gümmer V. High Temperature Heat Exchangers for Recuperated Rotorcraft Powerplants // Applied Thermal Engineering. 2019. Vol. 154. P. 548–561.
9. Konečná E., Teng S.Y., Máša V. New Insights into the Potential of the Gas Microturbine in Microgrids and Industrial Applications // Renewable and Sustainable Energy Reviews. 2020. Vol. 134. Article № 110078.
10. Banihabib R., Assadi M. The Role of Micro Gas Turbines in Energy Transition // Energies. 2022. Vol. 15. № 21. Article № 8084.
11. Попов Г.М. и др. Повышение точности определения характеристик многокаскадных осевых турбин авиационных двигателей с использованием трехмерного численного моделирования // Изв. вузов. Авиационная техника. 2024. № 1. С. 87–93.
12. Осипов И.В., Ремчуков С.С. Малоразмерный газотурбинный двигатель со свободной турбиной и теплообменником системы регенерации тепла в классе мощности 200 л. с. // Вестник МАИ. 2019. № 2. С. 81–90.
13. Дадоян Р.Г. и др. Формирование облика рекуператора для малоразмерного ГТД с регенерацией тепла // Вестник УГАТУ. 2021. № 1 (91). С. 22–32.
14. Кузьмичев и др. Математическая модель расчета массы теплообменника в задачах оптимизации параметров рабочего процесса авиационных газотурбинных двигателей // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2019. № 3. С. 67–80.
15. Min J.K. et al. High Temperature Heat Exchanger Studies for Applications to Gas Turbines // Heat and Mass Transfer. 2009. Vol. 46. № 2. P. 175–186.
16. Ghanbari M., Ahmadi M., Lashanizadegan A. A Comparison between Peng–Robinson and Soave–Redlich–Kwong Cubic Equations of State from Modification Perspective // Cryogenics. 2017. Vol. 84. P. 13–19.
17. Исаев С.А. и др. Гидродинамика и теплообмен в щелевых каналах с перспективными поверхностными интенсификторами // Изв. вузов. Авиационная техника. 2023. № 4. С. 146–152.
18. Миронов А.А. и др. Повышение эффективности авиационных теплообменных аппаратов // Изв. вузов. Авиационная техника. 2020. № 1. С. 134–140.
19. Ремчуков С.С. и др. Расчетно-экспериментальные исследования модуля пластинчатого теплообменника малоразмерного газотурбинного двигателя с регенерацией тепла // Изв. вузов. Авиационная техника. 2023. № 3. С. 105–111.

Поступила в редакцию 18.08.25

После доработки 22.09.25

Принята к публикации 24.09.25

Improving the Fuel Efficiency of a Turbojet Engine Using a Ceramic Recuperator

M.E. RENEV, L.O. VOKIN, AND N.V. PRODAN

Baltic State Technical University “Voenmeh”, Saint Petersburg

This study explores the potential for improving the engine efficiency and reducing fuel consumption through the use of counterflow recuperators of different masses in engines with output power of 3 and 11 kW. Numerical modeling results are used to minimize fuel consumption and engine weight with a recuperator by intelligently reducing the degree of heat recovery.

Unmanned aerial vehicle, recuperator, small-sized gas turbine engine, fuel efficiency, numerical modeling

Исследование влияния вихрей Кармана на колебания флюгерного чувствительного элемента датчика аэродинамических углов

Обоснована критическая значимость точного измерения аэродинамических углов атаки и скольжения для задач пилотирования, автоматического управления, обеспечения безопасности полета самолетов и других летательных аппаратов. Отмечено, что одним из наиболее распространенных типов датчиков для решения данной задачи являются флюгерные датчики аэродинамических углов, конструкции которых варьируются по форме и параметрам. Установлено, что в процессе эксплуатации на флюгерный чувствительный элемент датчика аэродинамических углов, кроме внешних атмосферных возмущений, неблагоприятное воздействие оказывают вихри Кармана. Их образование связано с периодическим срывом потока со смежных обтекаемых поверхностей флюгера. В связи с этим целью исследования является разработка математического аппарата, предназначенного для моделирования и исследования влияния вихрей Кармана на колебательные процессы флюгерного чувствительного элемента датчика аэродинамических углов. Полученная модель является основой для решения прикладных задач – обнаружения и уменьшения амплитуды колебаний, обусловленных влиянием вихрей Кармана.

В.М. СОЛДАТКИН,
д-р техн. наук,
В.В. СОЛДАТКИН,
д-р техн. наук,
Е.С. ЕФРЕМОВА,
канд. техн. наук
(КНИТУ-КАИ, Казань),
И.А. РАЗУМОВ,
Д.А. ИСТОМИН
(УКБП, Ульяновск)
w-soldatkin@mail.ru

Аэродинамические углы, измерение, датчик, вихри Кармана, чувствительный элемент, колебания, моделирование

Движение летательных аппаратов происходит в пределах атмосферы, и при их пилотировании, автоматическом управлении, решении задач обеспечения безопасности и эффективности решения полетных задач необходима достоверная информация об аэродинамических углах атаки и скольжения, определяющих аэродинамику и динамику движения относительно окружающей воздушной среды [1–6].

На самолетах и других летательных аппаратах для измерения углов атаки и скольжения широко используются флюгерные датчики аэродинамических углов, отличающиеся простотой конструкции, достаточно высокой точностью измерения в рабочих диапазонах эксплуатации [7, 8]. Однако на вынесенный в набегающий воздушный поток и установленный на опорах флюгерный чувствительный элемент, ориентирующийся по направлению набегающего воздушного потока, воздействуют возмущения атмосферы и вихри Кармана [9, 10], обусловленные периодическим срывом потока со смежных обтекаемых поверхностей флюгера. Вихри Кармана являются причиной вынужденных колебаний флюгерного чувствительного элемента и выходного сигнала флюгерного датчика аэродинамических углов.

Модели движения флюгерного чувствительного элемента датчика аэродинамических углов в режиме измерения аэродинамического угла

Флюгерный датчик аэродинамических углов конструктивно представляет собой измерительное устройство точной механики, флюгерный чувствительный элемент которого выполнен в виде установленного в набегающем потоке и вращающегося в опорах удобообтекаемого тела (флюгера), вынесенного за пределы пограничного слоя летательного аппарата. Под действием аэродинамических сил флюгер ориентируется по направлению набегающего воздушного потока, и угловое положение флюгера относительно направления продольной оси летательного аппарата определяет величину и знак измеряемого аэродинамического угла.

Пренебрегая трением в опорах, что обеспечивается при скорости набегающего воздушного потока $V \geq 100 \div 150$ км/ч, динамические свойства флюгерного чувствительного элемента опишем дифференциальным уравнением вида [7, 8]

$$I \frac{d^2\varphi}{dt^2} + C_d \frac{d\varphi}{dt} + 0,5C_y S l_1 \rho V^2 \varphi(t) = 0,5C_y S l_1 \rho V^2 \alpha(t), \quad (1)$$

где I – момент инерции подвижной системы флюгерного чувствительного элемента; C_d – коэффициент демпфирования подвижной системы флюгерного чувствительного элемента; $\varphi(t)$ – угловое положение флюгера относительно направления набегающего воздушного потока, по величине и знаку равное изменяемому аэродинамическому углу $\alpha(t)$; C_y^α – коэффициент подъемной силы профиля; S – площадь оперения флюгера; l_1 – расстояние от линии фокуса профиля до оси вращения флюгера; $0,5\rho V^2$ – скоростной напор набегающего потока со скоростью V и массовой плотностью воздуха ρ . При этом собственное аэродинамическое демпфирование подвижной системы определяется коэффициентом аэродинамического демпфирования, определяемым выражением [8]

$$C_{да} = 0,5C_y^\alpha l_1 S \rho V. \quad (2)$$

Для того чтобы каждый член выражения (1) имел размерность момента силы, необходимо вместо массовой плотности ρ использовать весовую плотность $\rho_B = \rho/g$; где $g = 9,8 \text{ м/с}^2$ – ускорение силы тяжести. С этой целью все члены уравнения (1) делят на ускорение g . Для получения размерности углов φ , α , град, все члены уравнения (1) делят на 57,3, и уравнение принимает следующий вид:

$$I_{п} \frac{d^2\varphi}{dt^2} + C_{дп} \frac{d\varphi}{dt} + 0,5C_y^\alpha S l_1 \rho_B V^2 \varphi(t) = 0,5C_y^\alpha S \rho_B V^2 \alpha(t), \quad (3)$$

где $I_{п} = I/57,3g$ – приведенный момент инерции флюгерного чувствительного элемента, $\text{кг} \cdot \text{м} \cdot \text{с}^2/\text{град}$; $C_{дп} = C_{да}/57,3g$ – приведенный коэффициент демпфирования подвижной системы флюгерного чувствительного элемента, $\text{кг} \cdot \text{м} \cdot \text{с}/\text{град}$.

Разделив члены левой и правой части уравнения (3) на сомножитель $0,5C_y^\alpha l_1 S \rho_B V^2$, получим

$$\frac{I_{п}}{0,5C_y^\alpha l_1 S \rho_B V^2} \frac{d^2\varphi}{dt^2} + \frac{C_{дп}}{0,5C_y^\alpha l_1 S \rho_B V^2} \frac{d\varphi}{dt} + \varphi(t) = \alpha(t). \quad (4)$$

С целью упрощения уравнение (4) приводят к виду

$$T_2^2 \frac{d^2\varphi}{dt^2} + T_1 \frac{d\varphi}{dt} + \varphi(t) = \alpha(t), \quad (5)$$

где

$$T_1 = \frac{C_{дп}}{0,5C_y^\alpha l_1 S \rho_B V^2}; \quad T_2 = \sqrt{\frac{I_{п}}{0,5C_y^\alpha l_1 S \rho_B V^2}}. \quad (6)$$

Обозначив $\zeta = \frac{T_1}{2T_2} = \frac{C_{дп}}{2} \sqrt{\frac{0,5C_y^\alpha l_1 S \rho_B V^2}{I_{п}}}$, получим следующую форму записи дифференциального

уравнения (5), описывающего движение флюгерного чувствительного элемента, установленного в набегающем воздушном потоке:

$$\frac{d^2\varphi}{dt^2} + 2\zeta\omega_0 \frac{d\varphi}{dt} + \omega_0^2 \varphi(t) = \omega_0^2 \alpha(t), \quad (7)$$

где $\omega_0 = \frac{1}{T_2} = \sqrt{\frac{0,5C_y^\alpha l_1 S \rho_B V^2}{I_{п}}}$ – собственная частота недемпфированных колебаний флюгерного чувствительного элемента; ζ – безразмерный коэффициент затухания (степень успокоения) недемпфированных колебаний флюгерного чувствительного элемента.

Как отмечается в работе [8], собственное (аэродинамическое) демпфирование флюгерного чувствительного элемента не обеспечивает требуемые динамические характеристики флюгерных датчиков

аэродинамических углов, поэтому возникает необходимость использования дополнительного встроенного демпфера и выбора оптимального суммарного коэффициента затухания (степени успокоения) колебаний флюгерного чувствительного элемента. На практике близким к оптимальному и технически реализуемым значением коэффициента затухания является $\zeta_{\text{opt}} = 0,5 \div 0,7$ [8].

Тогда выбор значения суммарного коэффициента демпфирования флюгерного чувствительного элемента должен удовлетворять условию

$$C_{\text{дп}} = C_{\text{да}} + C_{\text{дв}} = (0,5 \dots 0,7) \sqrt{2I_{\text{п}} C_y^{\alpha} l_1 S \rho_{\text{в}} V^2}, \quad (8)$$

где $C_{\text{дв}}$ – коэффициент демпфирования дополнительного встроенного воздушного или жидкостного демпфера.

Важной характеристикой задемпфированного флюгерного чувствительного элемента является круговая частота собственных задемпфированных колебаний ω_c , определяемая выражением

$$\omega_c = \omega_0 \sqrt{1 - \zeta^2} = \sqrt{\rho_{\text{в}}} V \sqrt{\frac{0,5 C_y^{\alpha} l_1 S}{I_{\text{п}}}} \sqrt{1 - \zeta^2}. \quad (9)$$

Тогда уравнение, определяющее движение задемпфированного флюгерного чувствительного элемента при изменении $\alpha(t)$ измеряемого аэродинамического угла, принимает вид

$$\frac{d^2 \varphi}{dt^2} + 2\zeta \omega_c \frac{d\varphi}{dt} + \omega_c^2 \varphi(t) = \omega_c^2 \alpha(t). \quad (10)$$

Полученные модели позволяют исследовать факторы, влияющие на движение флюгерного чувствительного элемента в условиях эксплуатации флюгерного датчика аэродинамических углов, в том числе влияние вихрей Кармана.

Модели параметров вихрей Кармана и оценка их влияния на колебания флюгерного чувствительного элемента

Как показано в работах [9, 10], вследствие процесса образования и периодического срыва вихрей со смежных обтекаемых набегающим воздушным потоком поверхностей флюгера на флюгерный чувствительный элемент действует дополнительная периодическая аэродинамическая сила $F_{\text{БК}}(t)$, обусловленная наличием периодических импульсов разрежения и повышения давления вблизи смежных обтекаемых поверхностей флюгера при срыве с его поверхности вихрем Кармана.

Модель периодической аэродинамической силы $F_{\text{БК}}(t)$, обусловленной вихрями Кармана, можно представить в виде [10]

$$F_{\text{БК}}(t) = (0,05 \dots 0,08) S q \sin \frac{2\pi \text{Sh}}{d_{\text{м}}} V t = (0,05 \dots 0,08) 0,5 S \rho_{\text{в}} V^2 \sin \omega_{\text{БК}} t, \quad (11)$$

где Sh – безразмерное число Струхаля, значение которого в зоне устойчивого вихреобразования за телом флюгера находится в интервале $0,165 \dots 0,18$ [9, 10]; $d_{\text{м}}$ – размер миделевого сечения флюгера; $\omega_{\text{БК}} = \frac{2\pi \text{Sh}}{d_{\text{м}}} = 2\pi f_{\text{БК}}$ – круговая частота вихрей Кармана, $f_{\text{БК}} = \frac{\text{Sh}}{d_{\text{м}}} V$ – частота вихрей Кармана, формируемых при обтекании флюгера; $0,05 \dots 0,08$ – эмпирически полученные значения [11].

Как показано в работе [11], устойчивое вихреобразование на обтекаемых поверхностях флюгера наблюдается в диапазоне числа Рейнольдса $10^3 < \text{Re} < 1,6 \cdot 10^5$, где $\text{Re} = \frac{V d_{\text{м}}}{\nu}$, ν – кинематическая вязкость воздуха, зависящая от барометрической высоты полета летательного аппарата.

Момент $M_{\text{БК}}(t)$ аэродинамической силы от вихрей Кармана, действующий на флюгерный чувствительный элемент, приведенный к весовой плотности ρ_v и размерности его угла поворота $\varphi(t)$, град, определяется выражением

$$M_{\text{БК}}(t) = (0,05 \dots 0,08) 0,5 l_1 S \rho_v V^2 \sin \omega_{\text{БК}} t. \quad (12)$$

Подставляя момент $M_{\text{БК}}(t)$ в правую часть выражения (10), получим выражение, определяющее движение флюгерного чувствительного элемента из-за влияния вихрей Кармана, в виде

$$\frac{d^2 \varphi}{dt^2} + 2\zeta \omega_c \frac{d\varphi}{dt} + \omega_c^2 \varphi(t) = \omega_c^2 \alpha_{\text{БК}}(t), \quad (13)$$

где $\alpha_{\text{БК}}(t) = \varphi_m \sin \omega_{\text{БК}} t$ – колебание флюгерного чувствительного элемента, обусловленное вихрями Кармана; $\varphi_m = \frac{0,05 \div 0,08}{C_y^\alpha}$ – амплитуда колебаний флюгерного чувствительного элемента от вихрей Кармана.

С учетом амплитудно-частотной характеристики колебательного динамического звена второго порядка [12] амплитуда $\Delta\varphi_{\text{БК}}$ колебаний флюгерного чувствительного элемента, обусловленная влиянием вихрей Кармана, будет определяться выражениями

$$\varphi_{\text{БК}} = \frac{\omega_c \varphi_m}{\sqrt{\frac{(\omega_c^2 - \omega_{\text{БК}}^2)^2}{\omega_c^2} + 4\zeta^2 \omega_{\text{БК}}^2}}; \quad \varphi_{\text{БК}} = \frac{f_c \varphi_m}{\sqrt{\frac{(f_c^2 - f_{\text{БК}}^2)^2}{f_c^2} + 4\zeta^2 f_{\text{БК}}^2}}, \quad (14)$$

где

$$f_c = \frac{\omega_c}{2\pi} = \frac{\sqrt{\rho_v}}{2\pi} V \sqrt{\frac{0,5 C_y^\alpha l_1 S}{I_{\Pi}}} \sqrt{1 - \zeta^2}; \quad f_{\text{БК}} = \frac{\omega_{\text{БК}}}{2\pi}. \quad (15)$$

Для расчетного флюгерного чувствительного элемента классической схемы с флюгером, разнесенным относительно оси вращения, параметрами флюгера и подвижной системы флюгерного чувствительного элемента [8] ($C_y^\alpha = 0,04$ 1/град, $d_m = 0,012$ м, $l_1 = 0,052$ м, $S = 24 \cdot 10^{-2}$ м², $I_{\Pi} = 8,6 \cdot 10^{-7}$ кг·м·с²/град, $\zeta = 0,5$ при барометрической высоте $H = 0$ и скорости набегающего воздушного потока $V = 200$ км/ч) получены следующие значения: $f_c = 6,92$ Гц, $f_{\text{БК}} = \frac{0,165}{0,012} \cdot 55,5 = 763$ Гц, $\varphi_m = \frac{0,05 \div 0,08}{0,04} = 1,25 \dots 2^\circ$, расчетная амплитуда колебаний флюгерного чувствительного элемента, обусловленная влиянием вихрей Кармана, $\varphi_{\text{БК}} = (0,015 \div 0,06)^\circ$. Следовательно, вихри Кармана из-за существенного (более чем в 100 раз) больших частот $f_{\text{БК}}$ в сравнении с собственной частотой f_c флюгерного чувствительного элемента не оказывают влияние на колебания флюгерного чувствительного элемента в рабочих диапазонах эксплуатации флюгерного датчика аэродинамических углов.

Обоснование причины и формирование методики исследования влияния вихрей Кармана на колебание флюгерного чувствительного элемента флюгерного датчика аэродинамических углов

Процесс образования вихрей Кармана при обтекании флюгера, расположенного в набегающем воздушном потоке, можно представить в виде срыва потоков, обусловленных обтеканием двух смежных рабочих поверхностей флюгера, например, в виде клиновидного тела.

При изготовлении флюгера линейные размеры и кривизна смежных рабочих поверхностей выполняются с определенной точностью, что является причиной нарушения симметричности обтекания смежных рабочих поверхностей флюгера набегающим воздушным потоком.

Характерным примером различия процессов обтекания смежных рабочих поверхностей клиновидного флюгера является отклонение при изготовлении размера основания клина в одну сторону на величину ΔD , что приводит к увеличению длины l одной смежной поверхности флюгера на величину Δl и увеличению угла обтекания γ одной смежной поверхности флюгера на величину $\Delta\gamma$ (рис. 1, а) [8].

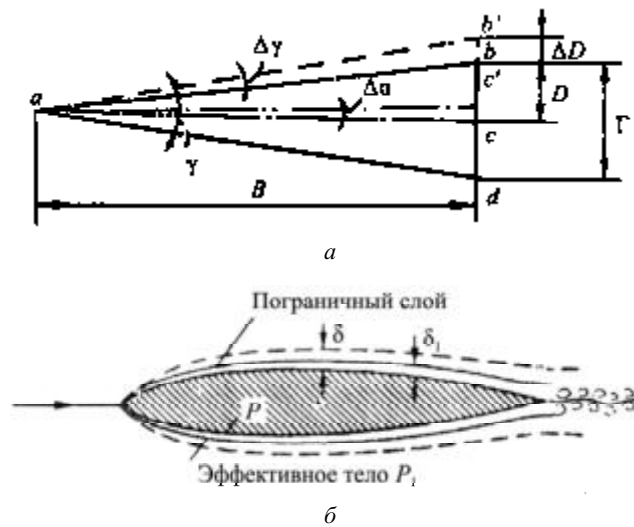


Рис. 1

Другой причиной нарушения симметрии обтекания на примере крыловидного флюгера является искривление (неплоскостность f) профиля одной смежной поверхности (рис. 1, б) [8]. Из-за несимметрии обтекания флюгера в рассмотренных примерах увеличивается на величину Δd_m размер миделевого сечения d_m флюгера.

Возможная несимметрия обтекания смежных рабочих поверхностей флюгера обуславливает различие во временных интервалах времени t_1, t_2 срывов потока с этих поверхностей. Это, в свою очередь, приводит к расхождению частот ω_1, ω_2 вихреобразования и амплитуд давлений и сил, действующих на смежные поверхности флюгера.

Движение флюгерного чувствительного элемента, полученное при сложении двух гармонически изменяющихся аэродинамических сил и моментов с близкими амплитудами F_1, F_2 и M_1, M_2 и с близкими круговыми частотами, является нелинейным процессом «биения» [13]. Так как значения круговых частот ω_1, ω_2 являются близкими по величине, то их разность $|\Delta\omega = \omega_1 - \omega_2|$ – малая величина, и частоты суммируемых колебаний согласно работе [14] можно выразить через среднее значение $\bar{\omega}$ круговых частот складываемых колебаний, т. е.

$$\omega_1 = \bar{\omega} - \frac{1}{2} \Delta\omega; \quad \omega_2 = \bar{\omega} + \frac{1}{2} \Delta\omega; \quad \bar{\omega} = \frac{1}{2}(\omega_1 + \omega_2). \quad (16)$$

При этом амплитуды суммируемых аэродинамических сил равны

$$F_1 = A_1 \cos\left(\bar{\omega}t - \frac{1}{2} \Delta\omega t\right); \quad F_2 = A_2 \cos\left(\bar{\omega}t + \frac{1}{2} \Delta\omega t\right). \quad (17)$$

Как показано в работе [14], результирующая аэродинамическая сила $F(\omega)$, действующая на флюгер, описывается уравнениями

$$F(\omega) = A(t) \cos \Omega t; \quad A^2(t) = A_1^2 + A_2^2 + 2A_1A_2 \cos \Delta\omega t; \quad \Omega \approx \bar{\omega} + \frac{1}{2} \frac{A_2 - A_1}{A_1 + A_2} \Delta\omega. \quad (18)$$

График изменения результирующей негармонической силы $F(\omega)$, действующей на флюгер при биении, приведен на рис. 2.

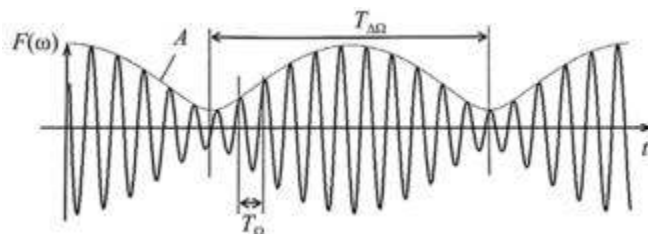


Рис. 2

Круговая частота $\Delta\omega$, равная разности складываемых частот колебания аэродинамических сил, действующих на смежные обтекаемые поверхности флюгера, называется круговой частотой гармонического колебания биения с периодом $T_{\Delta\omega} = \frac{2\pi}{\Delta\omega}$; период T_{Ω} усредненной частоты $\bar{\omega}$ равен

$$T_{\Omega} = \frac{2\pi}{\bar{\omega}} = \frac{4\pi}{\omega_1 + \omega_2} = \frac{2\pi}{\omega_{\text{ВК}}}.$$

Таким образом, при несимметрии обтекания смежных рабочих поверхностей флюгера амплитуда колебания вихрей Кармана модулирована по амплитуде гармоническим колебанием биения. Амплитуда A гармонического колебания биения за период $T_{\Delta\omega} = \frac{2\pi}{\Delta\omega}$ медленно изменяется от значения $|A_1 - A_2|$ до значения $A_1 + A_2$. При этом круговая частота биения $\Delta\omega$, значительно меньшая усредненной частоты $\bar{\omega}$, оказывает влияние на колебания флюгерного чувствительного элемента и выходного сигнала флюгерного датчика аэродинамических углов.

Применительно к биению вихрей, формирующихся за клиновидным флюгером, частоты срыва вихрей с несимметричной f_1 и симметричной f_2 смежных поверхностей, например, из-за изменения Δd_m миделевого размера профиля флюгера и частота биения $\Delta f_{\text{ВК}}$ вихрей Кармана, определяются как

$$f_1 = \frac{Sh}{d_m + \Delta d_m} V; f_2 = \frac{Sh}{d_m} V; \Delta f_{\text{ВК}} = f_2 - f_1 = \left(\frac{Sh}{d_m} - \frac{Sh}{d_m + \Delta d_m} \right) V. \quad (19)$$

При этом амплитуда A гармонического колебания биения будет близка к амплитуде φ_m вихрей Кармана.

В соответствии с амплитудно-частотной характеристикой колебательной динамической системы второго порядка [12] амплитуда $\varphi_{\text{ВК}}$ колебаний биения, обусловленная влиянием вихрей Кармана, будет определяться выражением

$$\varphi_{\text{ВК}} = \frac{f_c \varphi_m}{\sqrt{\frac{(f_c^2 - \Delta f_{\text{ВК}}^2)^2}{f_c^2} + 4\zeta^2 \Delta f_{\text{ВК}}^2}}. \quad (20)$$

Для апробации полученных математических моделей и методики определения возникновения явления биения и колебаний флюгерного чувствительного элемента, обусловленных влиянием вихрей Кармана из-за несимметрии обтекания смежных рабочих поверхностей флюгера, проведены расчеты для клиновидного флюгера с указанными расчетными параметрами при $\Delta d_m = 0,1$ мм, барометрической высоте $H = 0$ и различных значениях скорости V набегающего воздушного потока.

Как показали расчеты, при скоростях набегающего воздушного потока в диапазоне $V = 50 \div 800$ км/ч расчетные значения амплитуды $\varphi_{\text{ВК}}$ колебаний биения флюгерного чувствительного элемента при неидентичности обтекаемых смежных поверхностей флюгера, определяемой значением $\Delta d_m = 0,1$ мм (в 120 раз меньше размера $d_m = 12$ мм), практически одинаковы и близки по величине к амплитуде φ_m вихрей Кармана. Это свидетельствует о том, что при такой малой несимметрии обтекания положительный эффект биения не проявляется.

Для определения эффекта биения с клиновидным флюгером, ось которого разнесена относительно оси вращения, при увеличении уровня несимметрии обтекания смежных поверхностей флюгера рассмотрим случай, когда несимметрия обтекания одной смежной поверхности обусловлена как увеличением значения размера d_m на величину $\Delta d_m = 0,1$ мм, так и наличием неплоскостности (выпуклости) этой же обтекаемой поверхности на величину $f = 0,1$ мм. В этом случае суммарная несимметрия обтекания одной рабочей поверхности флюгера будет определяться значением $\Delta d_m = 0,2$ мм. Тогда при барометрической высоте $H = 0$ и скорости набегающего потока $V = 100$ км/ч собственная частота колебаний подвижной системы $f_c = 6,92$ Гц, частота биения $\Delta f_{BK} = 12,76$ Гц, амплитуда колебаний флюгерного чувствительного элемента $\Delta \varphi_{BK} = 0,41 \div 0,66^\circ$. Это значение при изменении скорости набегающего воздушного потока до 800 км/ч практически не изменяется. При высоте $H = 5000$ м и скорости набегающего воздушного потока $V = 200$ км/ч, $f_c = 5,37$ Гц, $\Delta f_{BK} = 13,39$ Гц получено $\varphi_{BK} = 0,19 \div 0,31^\circ$, при $H = 10000$ м и $V = 200$ км/ч, $f_c = 3,9$ Гц, $\Delta f_{BK} = 12,76$ Гц получено $\Delta \varphi_{BK} = 0,12 \div 0,19^\circ$.

Следовательно, при увеличении уровня несимметрии и барометрической высоты полета амплитуда колебаний флюгерного чувствительного элемента уменьшается.

Таким образом, полученные результаты свидетельствуют о возникновении колебаний биения при несимметрии обтекания смежных рабочих поверхностей флюгера, возможности обнаружения колебаний биения и уменьшения амплитуды колебаний флюгерного чувствительного элемента при увеличении уровня несимметрии смежных обтекаемых поверхностей флюгера и барометрической высоты полета. Эти выводы составляют теоретическую основу для разработки методов обнаружения, предотвращения и снижения амплитуды колебаний, обусловленных влиянием вихрей Кармана, во флюгерном чувствительном элементе и выходном сигнале флюгерного датчика аэродинамических углов.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Практическая аэродинамика маневренных самолетов / Под общ. ред. Н.М. Лысенко. М.: Воениздат, 1977. 439 с.
2. Боднер В.А. Системы управления летательными аппаратами. М.: Машиностроение, 1973. 504 с.
3. Филатов Г.А. и др. Безопасность полетов в возмущенной атмосфере. М.: Транспорт, 1992. 272 с.
4. Солдаткин В.М. Построение каналов обнаружения, предупреждения и индикации информационно-управляющей системы обеспечения безопасности полета // Изв. вузов. Авиационная техника. 1995. № 1. С. 31–36.
5. Макаров Н.Н. Теоретические основы построения интегрированной системы обеспечения безопасности функционирования бортового эргатического комплекса // Изв. вузов. Авиационная техника. 2007. № 4. С. 48–52.
6. Макаров Н.Н. Состояние и перспективы развития измерителей пилотажных параметров // Изв. вузов. Авиационная техника. 2001. № 2. С. 3–6.
7. Солдаткин В.М. Методы и средства измерения аэродинамических углов летательных аппаратов. Казань: Изд-во Казан. гос. техн. ун-та, 2001. 448 с.
8. Ключев Г.И. и др. Измерители аэродинамических параметров летательных аппаратов / Под ред. В.А. Мишина. Ульяновск: УлГТУ, 2005. 509 с.
9. Киясбейли А.Ш., Перельштейн М.Е. Вихревые измерительные приборы. М.: Машиностроение, 1978. 152 с.
10. Солдаткина Е.С., Солдаткин В.М. Вихревой датчик аэродинамического угла и истинной воздушной скорости с расширенными функциональными возможностями // Изв. вузов. Авиационная техника. 2014. № 4. С. 54–56.
11. Блохинцев Д.И. Акустика неоднородной среды. М.: Гостехиздат, 1946. 168 с.
12. Солдаткин В.М., Порунов А.А., Солдаткин В.В. Основы проектирования измерительных приборов и систем. Казань: Изд-во Казан. гос. техн. ун-та, 2006. 380 с.
13. Клименко С.Ю., Савинов А.П. Математическое моделирование биений, возникающих при суперпозиции акустических сигналов // Известия Томского политехнического университета. 2010. № 2. С. 135–142.
14. Ревинская О.Г., Кравченко Н.С. Сложение колебаний. Биения. Томск: ТПУ, 2022. 21 с.

Поступила в редакцию 29.10.25

После доработки 5.11.25

Принята к публикации 10.11.25

Investigation of the Karman Vortices' Effect on Oscillations of Vane Sensitive Element of the Aerodynamic Angles Sensor

V.M. SOLDATKIN¹, V.V. SOLDATKIN¹, E.S. EFREMOVA¹,
I.A. RAZUMOV², AND D.A. ISTOMIN²

¹ Tupolev Kazan National Research Technical University, Kazan

² UIMDB, Ulyanovsk

The critical importance of accurately measuring aerodynamic angles of incidence and slip for piloting, automatic control, flight safety of aircraft and other flying vehicles is substantiated. It is noted that one of the most common types of sensors for solving this problem is the aerodynamic angle vane sensor, construction of which varies by forms and parameters. It is established that during operation, in addition to external atmospheric disturbances, the aerodynamic angle vane sensor is adversely affected by the Karman vortices. Their formation is associated with the periodic flow separation from the adjacent streamlined surfaces of the vane. In this regard, the purpose of study is to develop the mathematical body for modeling and investigating the influence of the Karman vortices on the oscillatory processes of the vane sensitive element of the aerodynamic angle sensor. The obtained model is the basis for solving applied problems, such as detecting and reducing the amplitude of oscillations caused by the influence of Karman vortices.

Aerodynamic angles, measurement, sensor, Karman vortices, sensitive element, oscillations, modeling

Влияние характеристик армирующей ткани на механические свойства стеклопластиков

К.А. АНДРИАНОВА,
канд. техн. наук,
В.С. НИКИТИН,
И.В. ДВОЕГЛАЗОВ,
К.В. КОРИНЕНКО,
студент
(КНИТУ-КАИ, Казань)
kaandrianova@kai.ru

Проведено комплексное исследование влияния поверхностной плотности армирующей ткани на характеристики прочности и ударостойкости стеклопластиков. Показано, что с увеличением поверхностной плотности ткани модуль упругости стеклопластика при растяжении и изгибе увеличивается, так же, как и удельный модуль. Выявлен более сложный характер зависимости предела прочности при изгибе и растяжении стеклопластиков от поверхностной плотности армирующей ткани. Проведен анализ деформирования композитных пластин с разной толщиной армирующей ткани при ударном нагружении в программном комплексе ANSYS. Показана высокая сходимость результатов моделирования с экспериментальными данными.

Поверхностная плотность, ткань, стеклопластик, растяжение, трехточечный изгиб, ударостойкость, ANSYS

В настоящее время стеклопластики широко используются при производстве изделий для авиационной, автомобильной и строительной отраслей [1]. Несмотря на определенные преимущества по сравнению с металлами, керамикой, пластмассами, стеклопластики не всегда способны удовлетворять совокупности предъявляемых требований, в частности, обеспечивать одновременно высокую жесткость и ударостойкость.

На физико-механические свойства полимерных композитов значительно влияют характеристики армирующих наполнителей. Так, композиты на основе тканых наполнителей благодаря переплетению волоконных жгутов в двух направлениях характеризуются повышенной ударопрочностью по сравнению с однонаправленными композитами [2]. Композиты, армированные тканями наполнителями, также демонстрируют улучшенную остаточную прочность после удара и меньшие повреждения по сравнению с неткаными ламинатами [3].

На физико-механические свойства композитов, армированных тканями наполнителями, влияют следующие характеристики армирующих тканей: тип переплетения [4, 5], плотность переплетения [6], симметричность укладки [7, 8]. Влияние типа переплетения ткани на ударостойкость композитных материалов показана на примере органопластиков на основе эпоксидного связующего [9]. Установлено, что композитные пластины, состоящие из четырех слоев арамидной ткани саржевого переплетения, при воздействии падающего полусферического ударника демонстрируют на 15 % меньший прогиб, по сравнению с образцами, выполненными из ткани с полотняным переплетением. При этом результаты испытаний на ударную вязкость композитных пластин из органопластиков выявили неоднозначную зависимость от переплетения ткани [10].

Согласно анализу данных литературных источников ключевым фактором, определяющим жесткостные и прочностные характеристики композитов, армированных тканями наполнителями, является поверхностная плотность наполнителя. В работе [11] ткани с поверхностными плотностями 610 и 210 г/м² использовались для изготовления восьми- и шестнадцатислойных стеклоламинатов одинаковой толщины. Показано, что увеличение поверхностной плотности ткани с 210 до 610 г/м² независимо от последовательности укладки привело к увеличению прочности на растяжение ламината из стеклопластика на 45–50 % и увеличению на 35–50 % прочности на изгиб при снижении на 10–12 % прочности на сжатие. Аналогичные выводы были сделаны в отношении композитов на основе базальтовых наполнителей [7]. При увеличении поверхностной плотности ткани с 200 до 380 г/м² прочность на изгиб ламината, армированного базальтовой тканью, увеличивалась на 18–30 %.

Противоположный вывод о влиянии поверхностной плотности ткани был сделан при исследовании ламинатов, армированных углеродными тканями. Для производства ламинатов использовались три различные предварительно пропитанные углеткани саржевого переплетения 2×2, характеризующиеся раз-

личными значениями поверхностной плотности (380, 630, 800 г/м²) [12]. Было показано, что поверхностная плотность ткани существенно влияет на механические характеристики композитных ламинатов, в частности, уменьшение поверхностной плотности ткани саржевого переплетения приводит к повышению прочности композита на разрыв, увеличению модуля упругости, а также росту напряжения сдвига в плоскости. Ламинаты на основе углеродной ткани саржевого переплетения демонстрировали ухудшение жесткости в работе [6]. Высокая плотность тканей обуславливала их склонность к расслоению при высоких нагрузках.

В некоторых исследованиях было отмечено, что четкой зависимости механических свойств композиционных материалов от поверхностной плотности ткани не наблюдалось. В работе [13] для сравнения свойств композиционных материалов использовали стеклоткани с тремя разными поверхностными плотностями (200, 400, 600 г/м²), при этом получаемые образцы имели одинаковую толщину и плотность. Было показано, что поверхностная плотность ткани существенно влияет на свойства стеклопластиков, и при увеличении ее в определенном диапазоне свойства материала улучшаются. Однако при определенном увеличении поверхностной плотности свойства стеклопластиков ухудшаются за счет создания полостей и уменьшения межслоевого контакта. Так, стеклопластики, армированные тканью с поверхностной плотностью 400 г/м², отличаются более высокими значениями характеристик в сравнении с образцами, армированными тканями с поверхностной плотностью 200 и 600 г/м². Таким образом, при увеличении поверхностной плотности ткани в определенном диапазоне свойства стеклопластиков улучшаются, однако линейной зависимости не наблюдается.

Таким образом, анализ известных научных публикаций указывает на отсутствие однозначных данных, позволяющих достоверно оценить влияние поверхностной плотности и толщины армирующей ткани на различные механические свойства полимерных композитов. Полученные результаты весьма противоречивы, что, вероятно, обусловлено использованием тканей в ограниченном диапазоне поверхностной плотности, вследствие чего были сформулированы противоположные выводы относительно характера ее влияния.

Целью данной работы являлось комплексное исследование влияния поверхностной плотности ткани на характеристики прочности, жесткости, а также ударостойкость стеклопластиков.

В качестве связующего для получения стеклопластиков использовали эпоксидное связующее Т 20-60 («Итекма», Россия). В качестве армирующего материала использовали пять тканей из стекловолокна с поверхностной плотностью 67, 100, 200, 300, 600 г/м². Все ткани характеризовались одинаковым типом переплетения – полотняным.

Характеристики тканей приведены в табл. 1.

Таблица 1

Марка ткани на основе стекловолокна	Поверхностная плотность, г/м ²	Толщина, мм
ЭЗ-62ПМ-20	67	0,062
ЭЗ-100	100	0,1
ЭЗ-200	200	0,190
Ortex 360	300	0,36
Ortex 600	600	0,42

Для определения физико-механических свойств стеклопластиков были изготовлены пластины размером 350×350×4 мм. Количество слоев ткани в пластинах было рассчитано с учетом одинаковой толщины образцов. Выкладка слоев армирующего материала проводилась вручную по квазиизотропной схеме [(+45/-45)(0/90)], рекомендованной стандартными методиками.

Количество слоев ткани представлено в табл. 2.

Изготовление пластин осуществлялось методом вакуумной инфузии в несколько этапов.

1. Подготовка формообразующей оснастки.
2. Выкладка слоев армирующего материала согласно выбранной схеме укладки.
3. Сборка вакуумного мешка.
4. Подача вакуума и формование пластины.

Таблица 2

Номер образца	Марка ткани	Количество слоев ткани в пластине	Плотность, г/см ³	Объемная доля волокна, %
1	ЭЗ-62ПМ-20	67	1,6786	40,19
2	ЭЗ-100	36	1,8160	47,36
3	ЭЗ-200	24	1,8477	49,85
5	Ortex 360	18	1,8750	52,64
6	Ortex 600	10	1,9284	55,98

Отверждение проводили при комнатной температуре 24 ч, последующая термообработка проводилась при 60 °С в течение 3 ч.

Из полученных пластин вырезались образцы для механических испытаний. Плотность стеклопластиков определяли методом гидростатического взвешивания по ASTM D792-20, объемная доля стекловолокна оценивалась по ASTM D 3171-15 методом выжигания матрицы. Значение плотности и объемной доли волокна стеклопластиков показаны в табл. 2.

Механические характеристики определялись при испытаниях на два вида нагружения – растяжение (ГОСТ Р 56785) и поперечный изгиб (ГОСТ Р 56805). Испытания проводились с использованием универсальной электромеханической машины Instron 5882 (100 кН). Продольная и поперечная деформация образцов при растяжении измерялась с использованием контактных экстензометров Epsilon 3542 и Epsilon 3475.

Оценка ударостойкости стеклопластиков проводилась по ASTM D 7136 с помощью копра с вертикально падающим грузом Instron Dunatup 9250 HV. Суть метода заключается в нанесении ударного воздействия на образец с использованием свободно падающего груза, оснащенного наконечником полусферической формы [14]. Для оценки ударостойкости образцы стеклопластиков подвергались воздействию падающего груза с энергией удара 5, 15, 25 Дж. Для оценки остаточной прочности после ударных испытаний образцы испытывались на сжатие. Исследование остаточной прочности проводилось на универсальной установке для механических испытаний Instron 5882 с использованием специальной оснастки на сжатие для обеспечения нагружения композитного образца в режиме чистого сжатия.

В результате испытаний на растяжение образцов стеклопластиковых ламинатов были получены диаграммы «напряжение – деформация». В качестве примера на рис. 1, а представлены кривые «напряжение – деформация» образцов стеклопластика, армированного тканью с поверхностной плотностью 600 г/м². Были определены значения предела прочности и модуля упругости при растяжении. Определение упругих характеристик стеклопластиков проводили в пределах зоны пропорционального роста напряжения и деформации (рис. 1, б).

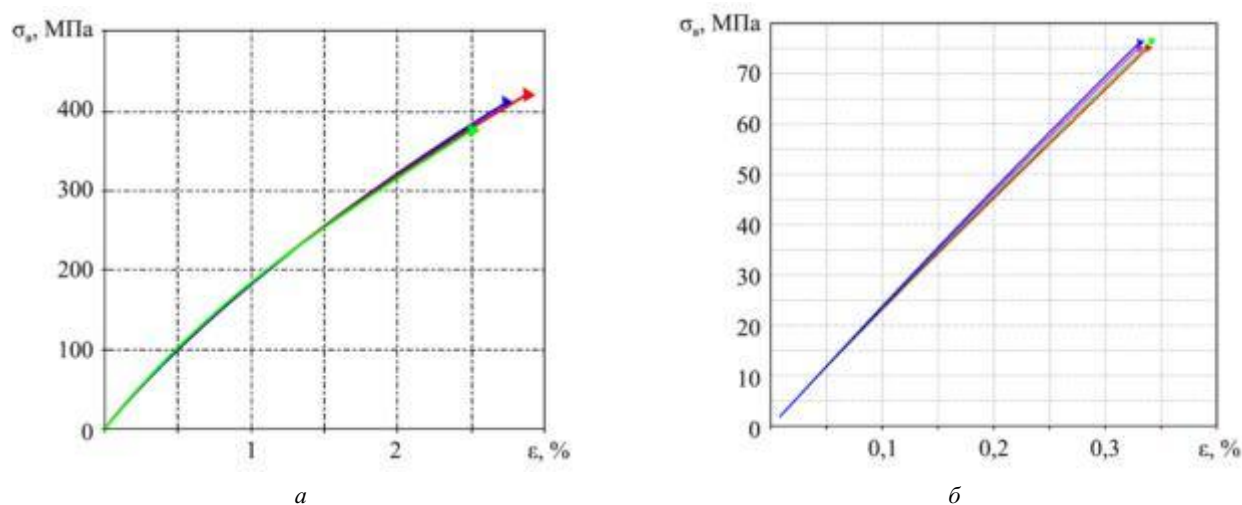


Рис. 1

Продемонстрируем влияние поверхностной плотности ткани на модуль упругости (рис. 2, *а*) и предел прочности (рис. 2, *б*) при растяжении для стеклопластиковых ламинатов. На оси абсцисс расположены марки тканей в порядке возрастания поверхностной плотности.

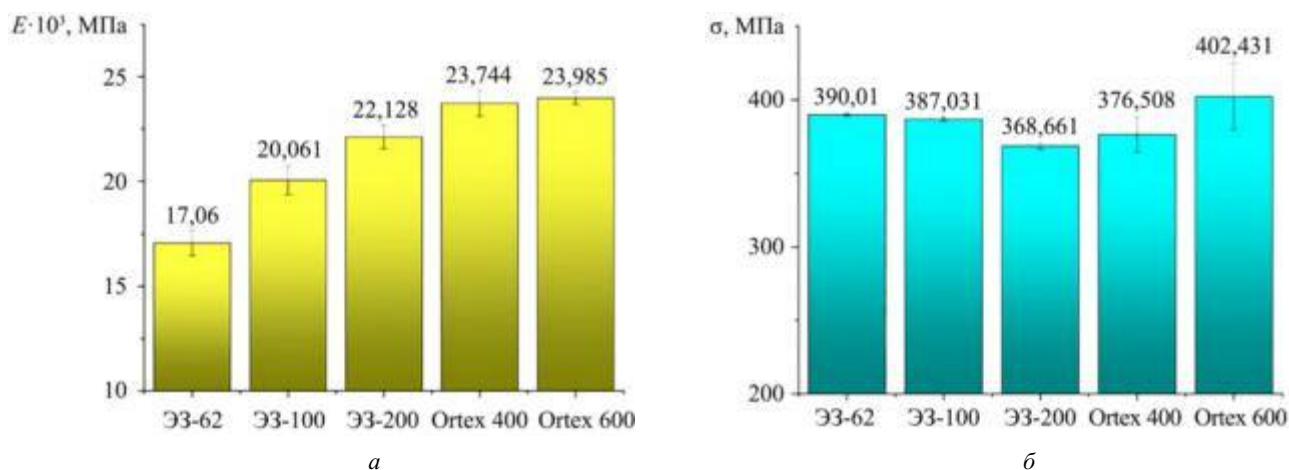


Рис. 2

Как видим (см. рис. 2, *а*), модуль упругости стеклопластика возрастает с увеличением поверхностной плотности армирующей ткани. Предел прочности стеклопластиков при растяжении не так сильно зависит от поверхностной плотности, линейной зависимости не наблюдается (см. рис. 2, *б*), что согласуется с литературными данными [13].

Во избежание влияния коэффициента наполнения и плотности стеклопластиков, армированных разными тканями, были построены зависимости удельного модуля упругости (рис. 3, *а*) и удельной прочности стеклопластиков (рис. 3, *б*) при растяжении.

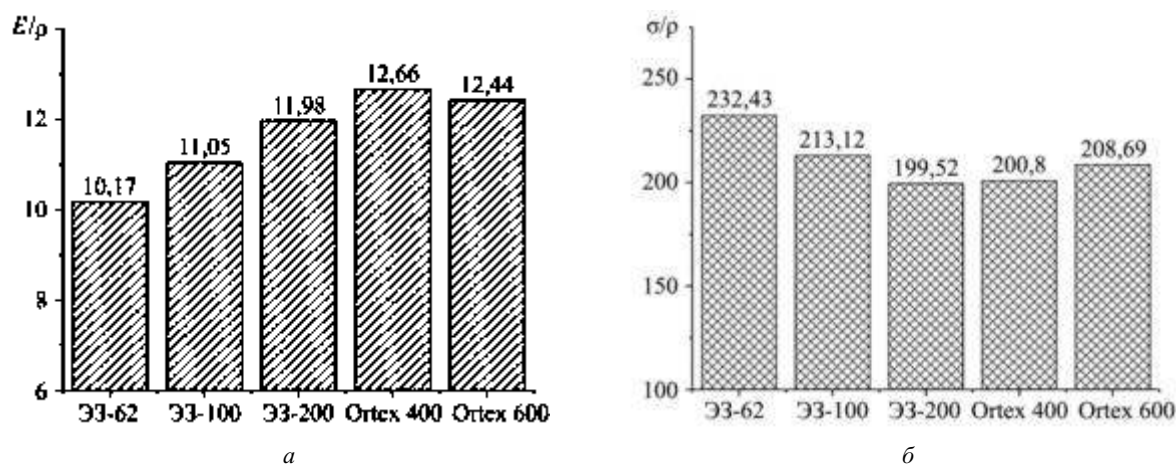


Рис. 3

Как видим (см. рис. 3, *а*), с увеличением поверхностной плотности ткани удельный модуль возрастает, а потом незначительно снижается для образца, армированного тканью с поверхностной плотностью 600 г/м². Зависимость удельной прочности стеклопластиков от поверхностной плотности ткани (см. рис. 3, *б*) аналогична зависимости прочности (см. рис. 2, *б*).

Стеклопластики подвергались испытаниям на трехточечный изгиб. Для всех типов образцов кривые «напряжение – деформация» демонстрируют линейный рост нагрузки на начальном этапе испытания с последующим отклонением от линейности до достижения максимального пикового значения, что, вероятно, обусловлено некоторой пластической деформацией.

Продемонстрируем влияние поверхностной плотности ткани на модуль упругости (рис. 4, *а*) и предел прочности (рис. 4, *б*) при изгибе для стеклопластиковых образцов.

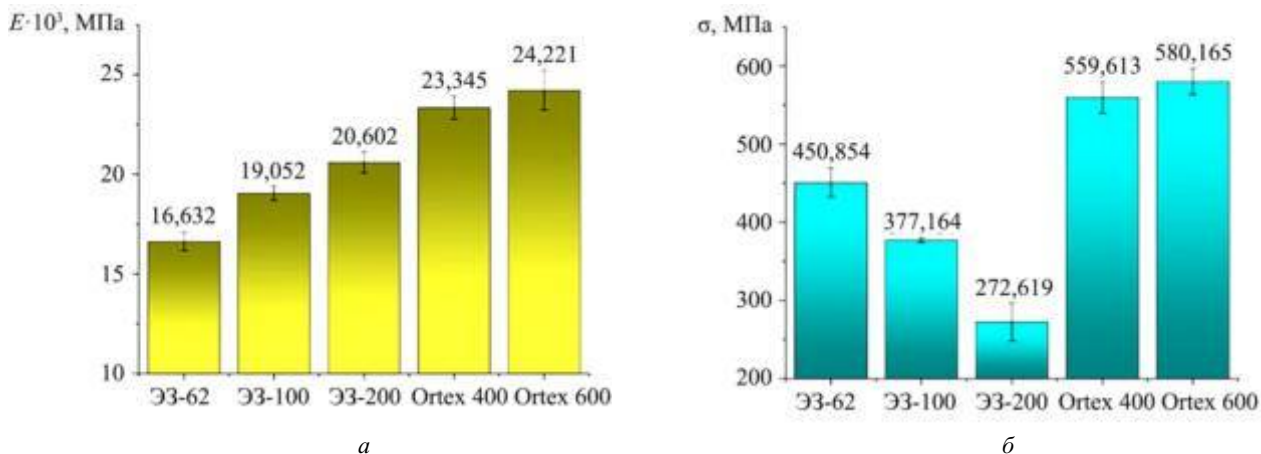


Рис. 4

На рис. 5 представлены удельные значения модуля упругости (рис. 5, а) и прочности (рис. 5, б) стеклопластиков, полученные при испытании на трехточечный изгиб.

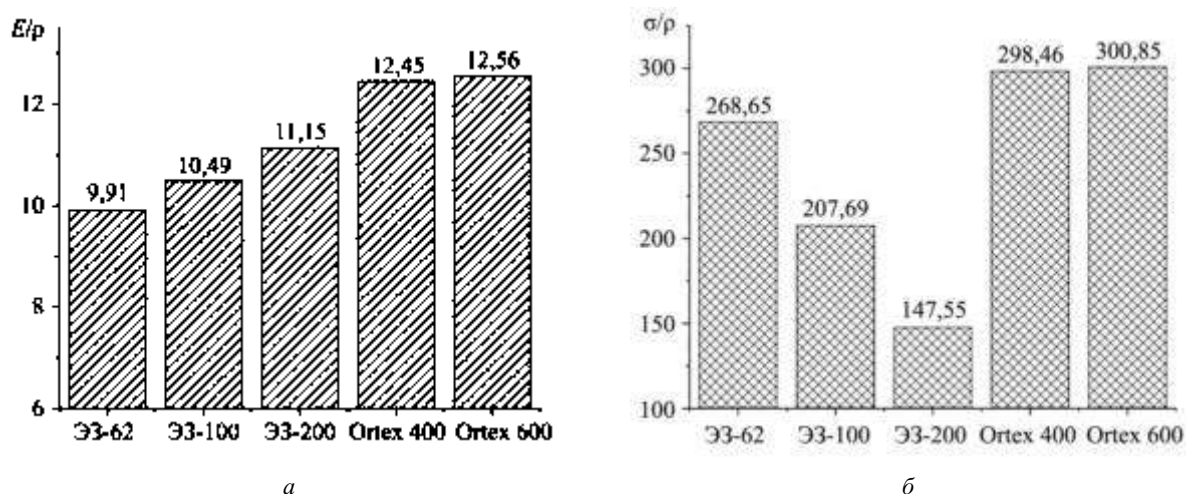


Рис. 5

Как видим (см. рис. 4, 5), с увеличением поверхностной плотности ткани модуль упругости и удельный модуль стеклопластиков увеличивается. Предел прочности и удельная прочность стеклопластиков вначале уменьшается с увеличением поверхностной плотности армирующего материала, затем возрастает. Максимальная прочность наблюдается в случае стеклопластика, армированного тканью с поверхностной плотностью 600 г/м². Снижение прочности композиционных материалов с увеличением поверхностной плотности армирующей ткани объяснялось увеличением воздушных полостей и уменьшением межслоевого контакта [13]. Типичными видами разрушения, зарегистрированными в стеклопластиковых образцах, являются расслоение, разрыв волокон и растрескивание матрицы.

Для оценки влияния поверхностной плотности ткани на ударостойкость образцы стеклопластиков подвергали ударному воздействию (5, 15, 25 Дж) падающего груза. В результате испытаний были получены зависимости отклика нагрузки от времени различных конфигураций образцов при 5, 15, 25 Дж. В качестве иллюстрации на рис. 6 приведены данные для стеклопластиков, армированных тканью с поверхностной плотностью 62 г/м².

Как видим (см. рис. 6), наклон графика «нагрузка – время» увеличивается с увеличением энергии удара. Максимальная нагрузка увеличивается с повышением уровня энергии.

По данным, полученным в результате эксперимента, построены диаграммы значений поглощенной энергии при ударе для стеклопластиков, армированных тканями разной поверхностной плотности (рис. 7).

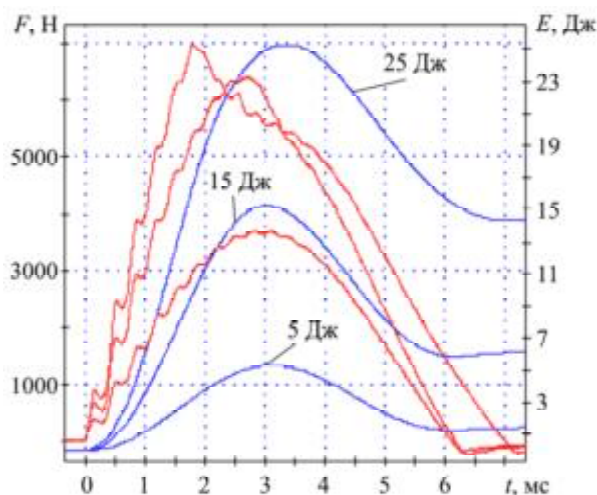


Рис. 6

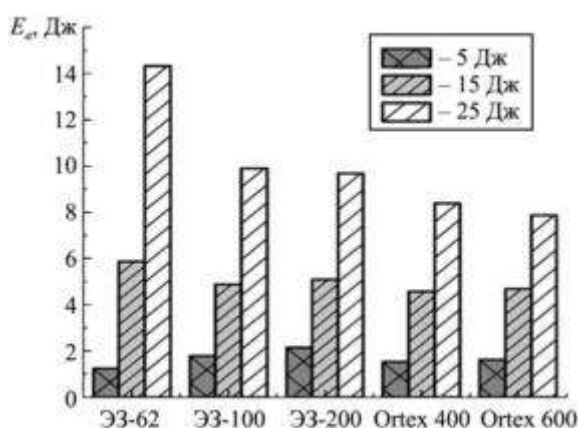


Рис. 7

Как видим (см. рис. 7), максимальную величину поглощенной энергии имеет образец, армированный стеклотканью с самой низкой поверхностной плотностью. С увеличением поверхностной плотности ткани наблюдается снижение величины поглощенной при ударе энергии. Данный эффект наиболее четко проявляется при ударных испытаниях с энергией 25 Дж, менее выражен он при энергии 15 Дж. При малоэнергетическом ударе (5 Дж) такая зависимость уже не выявляется.

Типичным повреждением стеклопластиковых пластин при небольших энергиях ударного воздействия является вмятина, а при ударе с энергией 25 Дж наблюдается расслоение. Форма повреждения стеклопластиков, армированных тканями с разной поверхностной плотностью, также отличается. В случае стеклопластиков, армированных тканями с поверхностной плотностью 100 и 200 г/м², наблюдается расслоение в осевом направлении, а у остальных стеклопластиков отпечаток после повреждения имеет сферическую форму.

Для оценки остаточной прочности образцы, испытанные на удар падающим грузом, подвергались сжатию. Результаты испытаний стеклопластиков на сжатие после удара представлены на рис. 8. Как видим (см. рис. 8), с увеличением поверхностной плотности ткани остаточная прочность стеклопластиков сначала падает, потом возрастает, а у стеклопластика, армированного тканью с поверхностной плотностью 600 г/м², величина остаточной прочности после удара имеет самое высокое значение.

Отметим, что при испытаниях на постударное сжатие стеклопластика, армированного тканью с поверхностной плотностью 62 г/м², разрушение образцов происходило не в зоне удара, а по кромке образца под нагружающими пластинами, даже при наличии повреждения от удара воздействия с энергией 25 Дж. В то же время для остальных стеклопластиков характерно разрушение при сжатии в ожидаемом месте, непосредственно в месте приложения ударной нагрузки. Поскольку все испытания проводились в иден-

точных условиях – с контролем установки и подготовки оснастки, в том числе базовой плоскости оснастки и центра приложения нагрузки, – наблюдаемый эффект не может быть обусловлен экспериментальными погрешностями. Вероятно, вследствие низкой жесткости стеклопластика, армированного тканью с поверхностной плотностью 62 г/м², примененная методика испытаний оказывается неадекватной и не позволяет однозначно определить постударную прочность.

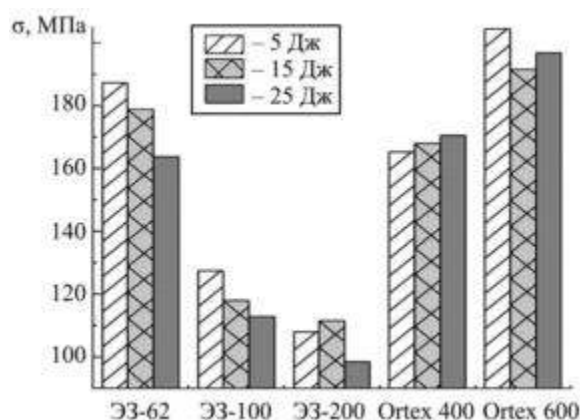


Рис. 8

Экспериментальное исследование параметров ударостойкости является достаточно долгим и трудоемким процессом. Процесс деформирования при низкоскоростном ударе композитных пластин, армированных тканями разной толщины, может быть смоделирован. В данной работе моделирование проводилось в программных комплексах ANSYS и LS-DYNA. В каждом численном эксперименте значение кинетической энергии задавалось равным ее значению в натурном эксперименте. Модель ударника представляла собой деталь, состоящую из цилиндра (высота – 5 мм, диаметр – 16 мм) и полусферы диаметром 16 мм. Модель многослойной композитной пластины создавалась с учетом толщины и количества монослоев в каждой пластине в зависимости от поверхностной плотности армирующей ткани.

На рис. 9, а показана геометрическая модель, на рис. 9, б – конечно-элементная сетка. Распределение деформаций при ударе иллюстрирует рис. 9, в.

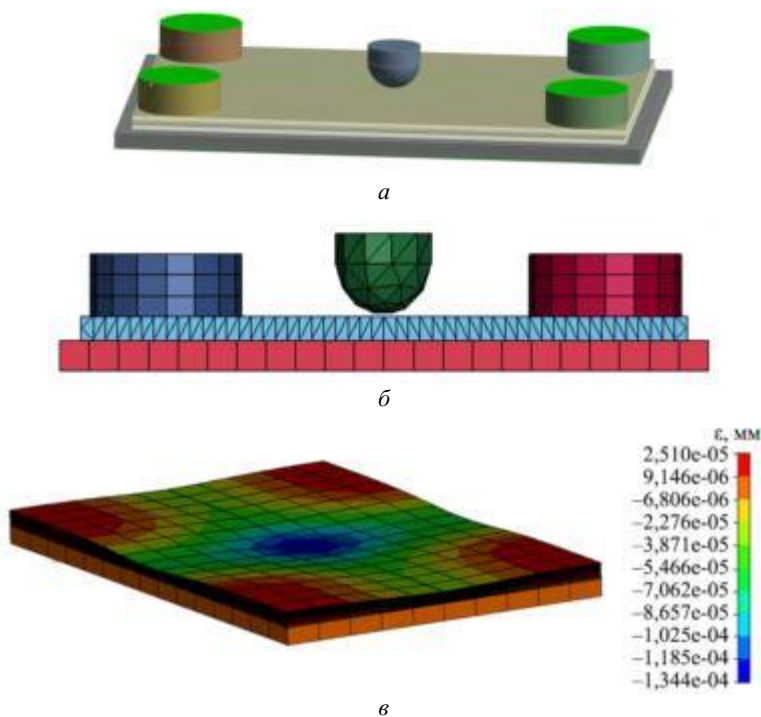


Рис. 9

Построенная модель контакта жесткой сферы с композитной пластиной была использована для расчета деформации стеклопластиковых образцов, армированных тканями разной поверхностной плотности.

В табл. 3 приведены значения прогиба композитных пластин при максимальной энергии удара, полученные экспериментально и с помощью расчетов.

Таблица 3

Тип армирующего наполнителя	Скорость удара, м/с	Величина перемещения при ударе в эксперименте, мм	Величина перемещения при ударе в расчете, мм	Величина отклонения расчетных значений от экспериментальных, %
ЭЗ-62	1,3405	2,8314	2,99	5,51
	2,3420	4,6604	4,86	4,21
	3,0341	4,9073	4,98	1,45
ЭЗ-100	1,3407	3,7958	3,56	6,62
	2,3425	6,1458	5,96	3,12
	3,0346	7,5851	7,47	1,54
ЭЗ-200	1,3474	3,3488	3,4	1,51
	2,3515	5,4936	5,91	7,05
	3,0390	7,0434	7,4	4,82
Ortex 360	1,3412	3,3200	3,44	3,49
	2,3444	5,4074	5,87	7,88
	3,0320	6,8360	7,0	2,34
Ortex 600	1,3475	2,7505	3,1	12,7
	2,3428	4,6811	5,2	11,09
	3,0331	5,9867	6,79	13,84

Результаты численного моделирования демонстрируют хорошее соответствие данным натурных экспериментов. Расхождение между расчетными и экспериментальными значениями прогиба при ударном нагружении образцов не превышает 15 %. Расчетные модели могут быть использованы для прогнозирования деформирования композитных пластин, армированных тканями разной поверхностной плотности.

Таким образом, исследовано влияние поверхностной плотности стеклоткани на характеристики ударостойкости стеклопластиков. Для изготовления композитных материалов использовали ткани с поверхностной плотностью 67, 100, 200, 300, 600 г/м² и эпоксидное связующее. Были проведены испытания стеклопластиков, включающие трехточечный изгиб, растяжение, ударное нагружение, а также оценку остаточной прочности после удара посредством испытания на сжатие. Показано, что модуль упругости стеклопластиков при растяжении и изгибе возрастает с увеличением поверхностной плотности армирующей ткани. Предел прочности стеклопластиков демонстрирует слабую зависимость от поверхностной плотности, линейной зависимости не выявлено, что согласуется с данными, представленными в научной литературе. Аналогичные зависимости получены для удельных характеристик прочности и модуля упругости при изгибе и растяжении. Максимальная величина поглощенной энергии при ударе наблюдается у образца, армированного стеклотканью с самой низкой поверхностной плотностью. Стеклопластики, армированные тканью с высокой поверхностной плотностью, характеризуются более высоким значением максимальной нагрузки и меньшей величиной прогиба при ударе. Проведен анализ деформирования композитных пластин с разной толщиной армирующей ткани при ударном нагружении в программном комплексе ANSYS. Показана высокая сходимость результатов моделирования с экспериментальными данными. Полученные данные могут быть использованы для проектирования и изготовления изделий из стеклопластиков с повышенными значениями механических характеристик и ударостойкостью.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Sathishkumar T. P., Satheeshkumar S., Naveen J.* Glass Fiber-Reinforced Polymer Composites—A Review // *Journal of Reinforced Plastics and Composites*. 2014. Vol. 33. Iss. 13. P. 1258–1275.
2. *Hosur M.V. et al.* Studies on Impact Damage Resistance of Affordable Stitched Woven Carbon/Epoxy Composite Laminates // *Journal of Reinforced Plastics and Composites*. 2003. Vol. 22. Iss. 10. C. 927–952.

3. Hosur M.V., Karim M. R., Jeelani S. Experimental Investigations on the Response of Stitched/Unstitched Woven S2-Glass/SC15 Epoxy Composites under Single and Repeated Low Velocity Impact Loading // Composite Structures. 2003. Vol. 61. Iss. 1-2. P. 89–102.
4. Saunders R.A., Lekakou C., Bader M.G. Compression in the Processing of Polymer Composites 1. A Mechanical and Microstructural Study for Different Glass Fabrics and Resins // Composites Science and Technology. 1999. Vol. 59. Iss. 7. P. 983–993.
5. Guowei Zhou ye al. Experimental Investigation on the Effects of Fabric Architectures on Mechanical and Damage Behaviors of Carbon/Epoxy Woven Composites // Composite Structures. 2021. Vol. 257. Article № 113366.
6. Kiasat M.S., Sangtabi M.R. Effects of Fiber Bundle Size and Weave Density on Stiffness Degradation and Final Failure of Fabric Laminates // Composites Science and Technology. 2015. Vol. 111. C. 23–31.
7. Biswas R., Sharma N., Singh K.K. Influence of Fiber Areal Density on Mechanical Behavior of Basalt Fiber/Epoxy Composites under Varying Loading Rates: An Experimental and Statistical Approach // Polymer Composites. 2023. Vol. 44. Iss. 4. P. 2222–2235.
8. Anjaneyulua J., Moizuddin Md., Chandra Kumar P. Evaluation of Mechanical Behaviour of Glass Fibre-Epoxy Composite Laminates // Materials Today: Proceedings. 2020. Vol. 22. P. 2899–2905.
9. Куприянова Е.В., Гавриков И.С., Морозова Т.В. Исследование поведения при ударе эпоксипластиков с волоконными дисперсным наполнением // Вестник Технологического университета. 2020. № 8. С. 50–53.
10. Куприянова Е.В. и др. Повышение ударостойкости эпоксидных органопластиков // Пластические массы. 2020. № 9-10. С. 67–68.
11. Ansari M.T.A., Singh K.K., Azam M.S. Effect of Fabric Areal Density on the Mechanical Behaviour of Symmetric and Asymmetric Woven GFRP Composite // Materials Today: Proceedings. 2020. Vol. 33. P. 5649–5652.
12. Andreozzi M. et al. Effect of Fabric Areal Weight on the Mechanical Properties of Composite Laminates in Carbon-Fiber-Reinforced Polymers // Journal of Composites Science. 2023. Vol. 7. № 9. Article № 351.
13. Rezaei H., Hamzeh S., Amirian Y. Experimental Investigation of the Woven Fiber Areal Density Effect on the Tensile and Flexural Behavior of Glass-Epoxy Laminates // Journal Of Marine Engineering. 2022. Vol. 18. Iss. 35. P. 89–96.
14. Митряйкин В.И., Беззаметнов О.Н., Кротова Е.В. Исследование прочности композиционных материалов с ударными повреждениями // Изв. вузов. Авиационная техника. 2020. № 3. С. 27–33.

Поступила в редакцию 7.07.25

После доработки 9.11.25

Принята к публикации 9.11.25

The Influence of Fabric Characteristics on the Mechanical Properties of Glass Fiber-Reinforced Plastics

K.A. ANDRIANOVA, V.S. NIKITIN, I.V. DVOEGLAZOV, AND K.V. KORINENKO

Tupolev Kazan National Research Technical University, Kazan

A comprehensive study was conducted to examine the influence of the areal density of fabric on the strength and impact resistance of glass fiber-reinforced plastics. It was shown that with increasing areal density, the tensile and flexural modulus of fiberglass composites increases, as well the specific modulus. A more complex relationship between the tensile and flexural strength of glass fiber-reinforced plastics and the areal density of fabric was revealed. The deformation of composite plates with varying reinforcing fabric thicknesses under impact loading was analyzed using the ANSYS software package. High convergence of the modeling results with experimental data was demonstrated.

Areal weight, fabric, glass fiber-reinforced plastic, tension, three-point bending, impact resistance, ANSYS

Влияние вибрации на процесс создания преформ с плетеной структурой армирования элементов конструкций летательных аппаратов

М.Р. ИБРАГИМОВ,
Р.С. УСМОНОВ,
В.В. БАТРАКОВ,
канд. техн. наук
(КНИТУ-КАИ, Казань)
sw1ft1704200@mail.ru

Экспериментально определяется влияние вибрации на степень покрытия преформы с биаксиальной схемой армирования. По результатам эксперимента установлен рабочий диапазон частот вибрации со значениями степени покрытия преформы в рабочем поле 0,93...1.

Радиальное плетение, степень покрытия, ширина ровинга, вибрация

Композиционные материалы широко применяются в авиационной и космической промышленности. Перспективным методом создания преформы является радиальное плетение, позволяющее получать преформы сложной формы с высокой точностью и максимальной повторяемостью структурных свойств за счет автоматизации процесса создания преформы.

В существующих исследованиях рассматриваются различные аспекты технологии плетения: непосредственно процесс плетения, моделирование траектории нитей, управление оборудованием и влияние технологических параметров на структуру преформы [1–7], качество и дефекты плетения [8–11], свойства и структура плетеных материалов [12], прогнозирование физико-механических свойств трубчатых изделий [13], применение композиционных материалов с плетеной структурой армирования [14–17].

В настоящей работе исследуется влияние вибрации на качество преформ, изготовленных методом радиального плетения.

Основной задачей радиального плетения является достижение равномерного покрытия поверхности оправки армирующим материалом, при этом степень покрытия напрямую влияет на конечные несущие свойства изделия. В статье [18] рассматривают степень покрытия, зависящую от геометрических и структурных параметров преформы. Основное внимание уделено исследованию влияния вибрационного механизма ALDAK D-53842, установленного на кольце схода. Экспериментально установлено, что в диапазоне частот 4...20 Гц амплитуда вибрационного воздействия оказывает нелинейное влияние на структуру укладки ровинга. Максимальное значение степени покрытия (0,837) зафиксировано при частоте вибрации 12,75 Гц. Вместе с тем в исследовании не представлен диапазон изменения ширины ровинга, а также не рассмотрена возможность достижения значения степени покрытия, равного единице.

В работе [19] исследовалось влияние степени покрытия на плоские механические свойства углеродных композитов с би- и триаксиальной структурой переплетения. Основная цель работы – определение количественной зависимости между степенью покрытия преформы и прочностными характеристиками плоского пластика. В рамках исследования изготовлена серия образцов преформы би- и триаксиального типа на технологических оправках с диаметром 120, 160, 190 мм с фиксированным углом армирования. Представлены данные о значениях степени покрытия для биаксиальных преформ, при которых наблюдается незначительное ухудшение физико-механических свойств. Приводится минимально допустимое значение степени покрытия для биаксиальных преформ – 92,9 %. Вместе с тем не исследуется влияние вибрационного воздействия при создании преформ с плетеной структурой армирования, которое определяет конечную ширину ровинга в преформе и потенциально позволяет регулировать степень покрытия в заданном диапазоне за счет изменения частоты вибрации кольца.

Кроме вибрации кольца на степень покрытия и стабильность процесса плетения преформы также влияют и другие параметры: травмирование армирующего материала в процессе плетения, обрыв ровинга при образовании петель на катушке с армирующим материалом, возникновение избыточного натяжения в процессе формирования петли на катушке с армирующим материалом.

В научной работе [20] предложены два типа сенсорных колец с пьезорезистивными датчиками, которые достаточно точно фиксируют увеличение натяжения осевых и аксиальных нитей и фильтруют необходимые данные от фоновых колебаний, вызванных вибрацией машины радиального плетения и колебаниями нитей в продольном и аксиальном направлении. Применение указанных сенсорных колец позволило на ранней стадии выявить увеличение натяжения нити, вызванное повреждением ровинга на катушке. Вместе с тем в исследовании не установлена взаимосвязь степени покрытия и стабильности процесса плетения. Тем не менее очевидно, что неравномерность укладки, связанная с изменением натяжения нити, обрывом и механическим повреждением армирующего материала, влияет на величину степени покрытия и физико-механические свойства конечного изделия.

Таким образом, необходим комплексный подход к управлению степенью покрытия, учитывающий влияние вибрационных факторов на формирование структуры преформы. Представленный обзор литературы подтверждает актуальность темы настоящего исследования, а его результаты могут обеспечить получение преформы с требуемыми качественными характеристиками.

Целью исследования являлось определение количественной зависимости между частотой вибрации кольца и степенью покрытия при радиальном плетении. Исследования проводились на базе комплекса радиального плетения Herzog RF 1/144-100.

Для определения влияния частоты вибрации кольца на степень покрытия были использованы следующие исходные данные: диаметр оправки – 50 мм; количество веретен – 72 шт.; тип армирующего материала – UMT49S-12K-EP; угол армирования – 45°; диаметр кольца – 100 мм; натяжение ровинга – 5 Н.

Степень покрытия как структурный параметр преформы изучался ранее, однако не упоминалась связь данного параметра с частотой вибрации кольца.

Исходная теоретическая ширина ровинга UMT49S-12K-EP составляет 3 мм. При известных значениях ширины ровинга, угла армирования и диаметра технологической оправки возможно рассчитать количество катушек в одном направлении, необходимое для получения степени покрытия, равной единице, при условии, что исходная ширина ровинга является реализуемой в условиях технологического процесса.

Расчет количества катушек проводится по формуле

$$n = \frac{\pi D \cos \alpha}{W_f}, \quad (1)$$

где n – количество катушек в одном направлении, шт; W_f – ширина ровинга, мм; D – оплетаемый диаметр, мм; α – угол армирования, град.

С учетом приведенных параметров можно определить степень покрытия [1] по формуле

$$CF = 1 - \left(1 - \frac{W_f N_c}{4\pi R \cos \alpha} \right), \quad (2)$$

где CF – степень покрытия; N_c – количество катушек, шт; R – оплетаемый радиус, мм.

Как видно из формулы (2), степень покрытия зависит от ширины ровинга. В свою очередь, ширина ровинга зависит от множества технологических и структурных параметров – количества катушек, частоты вибрации кольца, диаметра филаментов в ровинге и их общего количества, расположения филаментов по площади поперечного сечения ровинга. В данном исследовании не рассматриваются все взаимосвязи, определяющие ширину ровинга. Тем не менее на основе известного исходного значения ширины ровинга продемонстрирован диапазон ее изменения в зависимости от частоты вибрации кольца. Диапазон показывает степень влияния частоты вибрации кольца на изменения структурных свойств преформы.

Такие технологические параметры, как диаметр технологической оправки, угол армирования, диаметр кольца и количество катушек были неизменны. Частота вибрации была единственным параметром, изменяющимся на протяжении эксперимента по оплетению длинномерной трубы преформой биаксиального типа.

В свою очередь, длинномерная технологическая оправка была разделена на зоны, в которых меняется значение частоты вибрации в диапазоне 0...20 Гц с шагом 5 Гц.

До начала плетения определялась скорость подачи технологической оправки в зону создания преформы по формуле

$$V_m = \frac{\omega R_m}{\operatorname{tg} \alpha}, \quad (3)$$

где V_m – линейная скорость подачи технологической оправки, м/с; ω – угловая скорость вращения веретен, рад/с.




В ходе исследования рассматривается механизм влияния частоты вибрации на изменение ширины ровинга с последующим определением поля изменения ширины ровинга в зависимости от частоты вибрации кольца. В свою очередь, ширина ровинга влияет на степень покрытия.



Результаты экспериментов представлены на рис. 1.



Рис. 1

Преформы, полученные при различной частоте вибрации, приведены в таблице.

Частота вибрации кольца, Гц	Общий вид преформы	Степень покрытия
0		0,93
5		0,95
10		0,97

Частота вибрации кольца, Гц	Общий вид преформы	Степень покрытия
15		1
20		1

Кривая зависимости степени покрытия CF от частоты вибрации ν кольца для схода представлена на рис. 2.

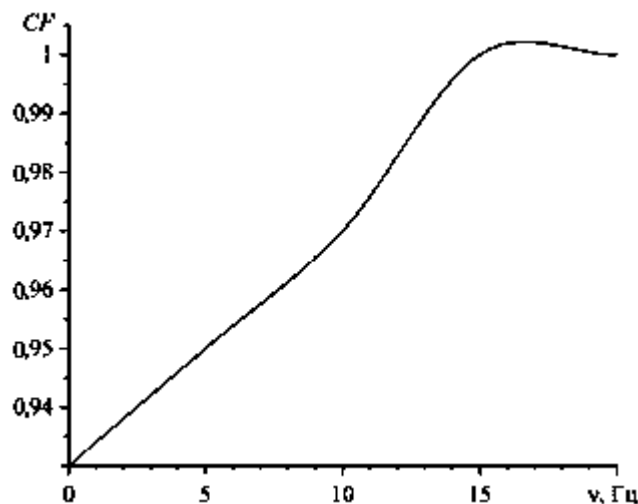


Рис. 2

Как видим, степень покрытия определяется не только количеством веретен, углом армирования и типом армирующего материала, но и существенно зависит от частоты вибрации. С увеличением частоты вибрации значение степени покрытия стремится к единице при условии, что ширина ровинга не достигла своего максимального значения. По результатам проведенного исследования определена рекомендуемая частота вибрации, обеспечивающая оптимальное формирование преформы, – 20 Гц. Вместе с тем при проектировании и назначении технологических параметров процесса изготовления преформы допустимым считается диапазон степени покрытия 0,93...1.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Xinfu Chi et al.* Robot Trajectory Optimization Control of Braiding for Three-Dimensional Complex Preforms // *Journal of Engineered Fibers and Fabrics*. 2021. Vol. 16. Article № 15589250211043226.
2. *Meng Zhuo et al.* Prediction Method for Offset Compensation on Three-Dimensional Mandrel with Spatial Irregular Shape // *Journal of Industrial Textiles [Electronical Journal]*. 2021. Vol. 50. Iss. 8. URL: <https://journals.sagepub.com/doi/full/10.1177/1528083719858766> (дата обращения: 4.08.2025).

3. Qiyang Li et al. Off-Center Braiding Process for Complex Composite Preforms Based on Analysis of the Geometric Contour Model of the Mandrel // *Textile Research Journal*. 2022. Vol. 92. Iss. 23-24. P. 4845–4859.
4. Ali Fouladi, Reza Jafari Nedoushan. Prediction and Optimization of Yarn Path in Braiding of Mandrels with Flat Faces // *Journal of Composite Materials*. 2018. Vol. 52. № 5. С. 581–592.
5. Чесноков А.В. Исследование влияния технологических параметров плетения на структуру поверхностного слоя // *Авиационно-космическая техника и технология*. 2008. № 3. С. 37–40.
6. Дягилев А.С. Изготовление плетеных преформ для формирования композиционных материалов на радиальной плетельной машине // *Материалы докл. 50-й Междунар. науч.-техн. конф. преподавателей и студентов, посвященной году науки: в 2 т. Витебск: ВГТУ, 2017. Т. 2. С. 308–310.*
7. Самитур Саджад Алиасгар. Проектирование и технология изготовления сетчатых конструкций летательных аппаратов с плетеной системой армирования: Автореф. дис. ... канд. техн. наук. Казань, 2018. 16 с.
8. Maidl S. et al. Development of Sensor Integrated Braiding Rings for the Automated Detection of Braiding Defects // *Materials Today: Proceedings*. 2021. Vol. 34. Pt 1. P. 74–81.
9. Mekonnen A.A., Woo K. Effects of Defects on Effective Material Properties of Triaxial Braided Textile Composite // *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*. 2020. Vol. 21. Iss. 3. P. 657–669.
10. Czichos R. et al. Experimental and Numerical Studies of Process Variabilities in Biaxial Carbon Fiber Braids // *International Journal of Material Forming*. 2021. Vol. 14. P. 39–54.
11. Самитур С.А., Батраков В.В., Константинов Д.Ю. Разработка методики удаления пористости конструкций из композиционных материалов при ограниченном автоклавном давлении // *Изв. вузов. Авиационная техника*. 2018. № 3. С. 152–156.
12. Sun X. et al. Experimental and Numerical Studies on the Braiding of Carbon Fibres over Structured End-Fittings for the Design and Manufacture of High Performance Hybrid Shafts // *Production Engineering*. 2018. Vol. 12. С. 215–228.
13. Шабалин Л.П. и др. Расчет напряженно-деформированного состояния и конструктивных параметров композитных трубчатых элементов с криволинейной осью // *Изв. вузов. Авиационная техника*. 2021. № 4. С. 49–54.
14. Galos J. et al. Energy Storage Structural Composites with Integrated Lithiumion Batteries: A Review // *Advanced Materials Technologies*. 2021. Vol. 6. Iss. 8. Article № 2001059.
15. Muhammad Umar Aslam Khan et al. Recent Advances in Biopolymeric Composite Materials for Tissue Engineering and Regenerative Medicines: A Review // *Molecules*. 2021. Vol. 26. № 3. Article № 619.
16. Guo Z., Poot A.A., Grijpma D.W. Advanced Polymer-Based Composites and Structures for Biomedical Applications // *European Polymer Journal*. 2021. Vol. 149. Article № 110388.
17. Sreejith M., Rajeev R.S. 25-Fiber Reinforced Composites for Aerospace and Sports Applications // *Fiber Reinforced Composites*. Woodhead Publishing, 2021. С. 821–859.
18. Reimer V., Dyagilev A. S., Gries T. Effect of Vibration Mechanism Operating Conditions on the Structure of a Braided Preform // *Fibre Chemistry*. 2018. Vol. 49. С. 330–333.
19. Heieck F. et al. Influence of the Cover Factor of 2D Biaxial and Triaxial Braided Carbon Composites on Their in-Plane Mechanical Properties // *Composite Structures*. 2017. Vol. 163. С. 114–122.
20. Potluri P. et al. Geometrical Modelling and Control of a Triaxial Braiding Machine for Producing 3D Preforms // *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*. 2003. Vol. 34. Iss. 6. P. 481–492.

Поступила в редакцию 4.09.25
 После доработки 9.09.25
 Принята к публикации 15.09.25

The Effect of Vibration on the Process of Creating Preforms with a Braided Reinforcement Structure for Aircraft Structural Elements

M.R. IBRAGIMOV, R.S. USMONOV, AND V.V. BATRAKOV

Tupolev Kazan National Research Technical University, Kazan

The effect of vibration on the preform cover factor with a biaxial reinforcement scheme is determined experimentally. According to the results of the experiment, the operating frequency range of vibration was established with values of the preform cover factor in the working field of 0.93...1.

Radial weaving, cover factor, roving width, vibration

Консолидация углепластиков на основе порошкового полифениленсульфидного связующего

Р.И. СОЛОВЬЕВ,
аспирант
(КНИТУ-КАИ, Казань),
Д.А. БАЛЬКАЕВ,
канд. техн. наук
(КФУ, Казань),
Л.М. АМИРОВА,
д-р хим. наук
(КНИТУ-КАИ, Казань)
rilov992@mail.ru

Представлена технология двухстадийного электростатического напыления порошков высокомолекулярного и низкомолекулярного полифениленсульфида. Определено влияние электростатического заряда на угол смачивания расплавленных частиц порошкового полифениленсульфидного связующего на поверхности углеволокна. Произведен анализ компактируемости полученных препрегов. Оптимизированы температурно-временные режимы консолидации и термоформования методами дифференциальной сканирующей калориметрии и реометрии. Описана методика проведения вакуумной консолидации и прессования, позволяющая получить консолидированные пластины, являющиеся заготовками при термоформовании.

Термопластичные композиционные материалы, консолидация, термоформование, полифениленсульфид, углепластик, препрег

В последнее время наблюдается рост числа публикаций, где исследуются конструкционные термопластичные полимеры, характеризующиеся высокими прочностными свойствами и способностью многократно переходить из твердого состояния в расплав. Данное свойство принципиально отличает их от эластомеров и термореактивных полимеров [1]. В группе конструкционных термопластов наиболее перспективны полимеры, содержащие ароматические звенья – полиэфирэфиркетон, полиэфирсульфон, полифениленсульфид [2]. В частности, полифениленсульфид широко используется в качестве матриц композиционных материалов с уникальным сочетанием превосходных экологических, механических и термических свойств. Полифениленсульфид характеризуется высокой ударостойкостью, низкой плотностью, хорошими фрикционными характеристиками, высокой химической и термической стабильностью, сопоставимой с другими конструкционными инженерными полимерами (полиимид, полиарилэфир и полиэфирэфиркетон [3]). В связи с этим композиты на основе полифениленсульфида применяются в высокотехнологичных отраслях, включая электронику, автомобилестроение (в частности, для изготовления деталей), прецизионное оборудование, а также в качестве компонентов аэрокосмической промышленности. Наиболее часто в композитах на основе полифениленсульфида в качестве армирующего наполнителя используют углеродное волокно, стекловолокно, минеральные наполнители и металлические частицы. По сравнению с широко используемыми стекловолокном, металлическими частицами и минеральными наполнителями, углеродные наполнители характеризуются значительно меньшей плотностью и большей удельной прочностью [4].

Применение термопластичной матрицы обеспечивает дополнительные преимущества, по сравнению с композитами из термореактивных смол [5], включая отсутствие необходимости использования растворителей, длительный срок хранения и улучшенные ударные характеристики. Композиты на основе полифениленсульфида, характеризующегося способностью к многократному переходу между твердым и расплавленным состоянием, преимущественно формуются в изделия при помощи термоштамповки [6]. Данная технология позволяет достигать низкой себестоимости при обеспечении короткого производственного цикла [7]. В термоформовании используются многослойные композиционные материалы на основе термопластичных полимеров, армированных непрерывными волокнами, – консолидированные пластины [6]. Для придания формы пластину нагревают до температуры высокоэластического состояния полимера, прикладывают усилие формующего инструмента и фиксируют форму охлаждением [8]. Однако в отличие от традиционных термореактивных смол термопласты (в частности, полифениленсульфид) характеризуются более высокими значениями вязкости расплава и температуры перехода в вязкотекучее состояние. Данные особенности исключают использование методов контактного формования и инъекции, широко применяющихся в производстве композитов на основе термореактивных смол.

Перспективным решением является использование препрегов, изготовленных электростатическим напылением полифениленсульфида в виде порошка с последующей вакуумно-термической консолидацией и прессованием [9]. Направленное движение заряженного порошка к заземленным волокнам осуществляется под совместным воздействием аэродинамических, гравитационных и электростатических сил [10]. Данный механизм способствует увеличению площади покрытия поверхности углеткани порошком. Как следствие, на этапе вакуумной консолидации сокращается путь течения связующего и облегчается удаление остаточного воздуха [11]. Таким образом, возможна минимизация пористости получаемых пластин и, соответственно, увеличение значений прочностных характеристик [12]. Вместе с тем существенным ограничением является недостаточная смачиваемость микроволокон, обусловленная неполярной природой и химической инертностью поверхности углеволокна. Вследствие этого, несмотря на перспективность данных материалов, обеспечение большой площади межфазного взаимодействия между полифениленсульфидом и углеволокном в термопластичных композитах остается сложной задачей [13].

Указанные преимущества армированных углеволокном композитов на основе полифениленсульфида обуславливают необходимость данного исследования, в котором представлена технология изготовления порошков и двухстадийного электростатического напыления низкомолекулярного и высокомолекулярного полифениленсульфида, позволяющая увеличить площадь межфазного взаимодействия и, таким образом, улучшить адгезию. Произведен анализ компактируемости полученных препрегов, которые в дальнейшем использовались для изготовления консолидированных пластин методами вакуумно-термической консолидации и прессованием.

В качестве исследуемого материала использовали углеткань АСМ С200Т (фирма «Umatex» (Россия)) саржевого переплетения 2×2 на основе нити 3К, полифениленсульфид с показателем текучести расплава 200 г/10 мин и 750 г/10 мин (ООО «НТЦ "Ахмадуллины"» (Россия)).

Для измельчения порошка полифениленсульфида использовалась высокоскоростная многофункциональная ножевая мельница со скоростью вращения режущих кромок 36000 об/мин, в результате был получен порошок полифениленсульфид.

Для исключения попадания крупных частиц полученный в ходе размолта при помощи ножевой мельницы порошок просеивался с применением сита с плотностью отверстий 150 отверстий/1 см².

Для анализа полученных частиц использовали оптический микроскоп Olympus GX51. Размер частиц измерялся с помощью программы обработки и анализа изображений Altami Studio.

На рис. 1 показана фотография полученного порошка, на рис. 2 – распределение частиц по размерам.

Среднее значение диаметра частиц после просеивания через сито – 18,56 мкм.

Электростатическое напыление на углеткань, закрепленную в токопроводящей рамке, проводили в переносном комплексе для нанесения порошковых покрытий «Министарт» с использованием пистолета-распылителя «Старт-50».

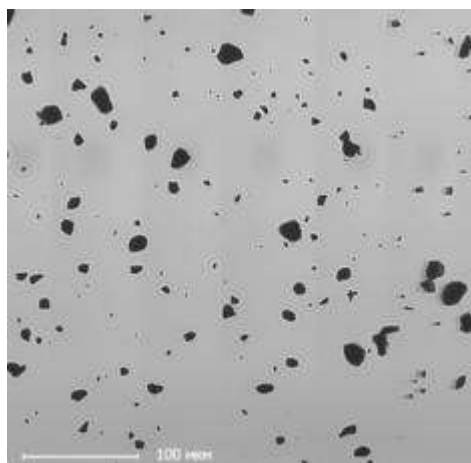


Рис. 1

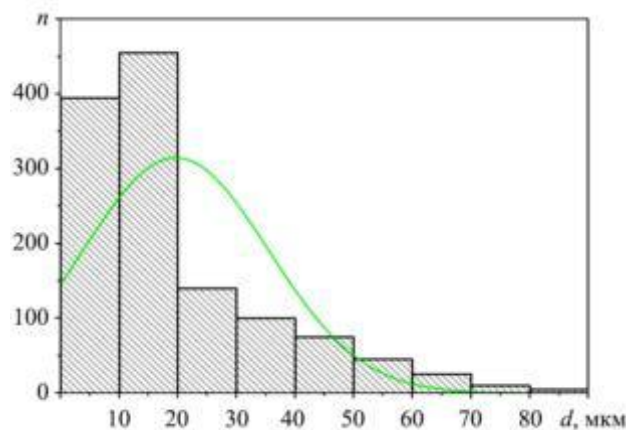


Рис.2

Для увеличения прочности межфазного взаимодействия на первом этапе использовался порошок на основе низкомолекулярного полифениленсульфида с пониженной вязкостью расплава (750 г/10 мин). После напыления полученную заготовку перемещали в сушильный шкаф и нагревали до 300 °С, при этом распыленный порошок расплавлялся и растекался по нитям ткани. Далее на полученный после оплавления препрег на основе низкомолекулярного полифениленсульфида производилось напыление высокомолекулярного полифениленсульфида. Полученный препрег взвешивался для определения массового содержания полифениленсульфида, напыление и оплавление чередовали до достижения расчетного массового содержания полифениленсульфида на поверхности углеткани (45 %).

На рис. 3 показана микрофотография поверхности углеткани до напыления, на рис. 4 – после первого напыления (11 %-е содержание полифениленсульфида с показателем текучести расплава 750 г/10 мин), на рис. 5 – после оплавления.

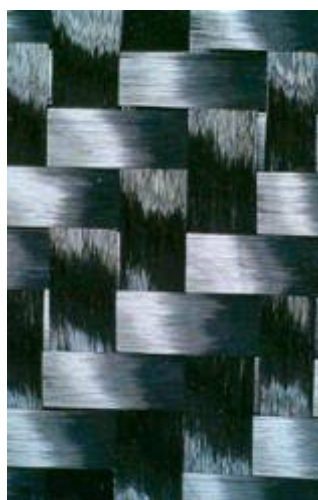


Рис. 3



Рис. 4

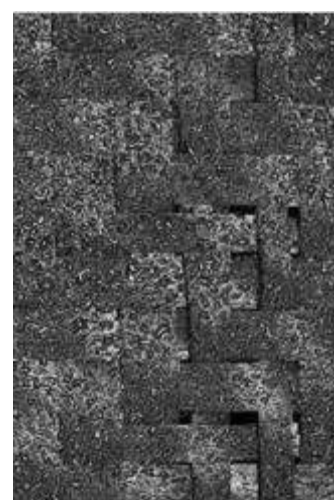


Рис. 5

Отметим, что после оплавления напыленное связующее растекается, смачивая волокна в нитях так, что межволоконное пространство остается пустым, что особенно заметно на ткани полотняного плетения.

На рис. 6 показана фотография препрега на основе ткани полотняного плетения с 45 %-м содержанием полифениленсульфида.

Сохранение межниточных пустот свободными от связующего повышает поперечную проницаемость сухого пакета, что впоследствии облегчает удаление воздуха при консолидации сухих препрегов в пластины. Положительное влияние перфораций в препрегах на уменьшение пористости консолидированных пластин отмечалось в научной литературе [14–16].



Рис. 6

Для оценки роли заряда в смачивании углеродного волокна расплавом низкомолекулярного полифениленсульфида был проведен следующий сравнительный эксперимент. На углеродное волокно напылялся порошок низкомолекулярного полифениленсульфида, после чего заготовку оплавливали в сушильном шкафу при 300 °С, и измерялся контактный угол. При этом в одном случае к волокну подавался электрический заряд, а во втором случае процесс осуществлялся без электризации. Для анализа угла смачивания использовали оптический микроскоп OLYMPUS GX51.

На рис. 7 представлена микрофотография капли полифениленсульфида на поверхности углеродного волокна, полученная пневматическим напылением без заряда, на рис. 8 – капля полифениленсульфида, полученная электростатическим напылением.

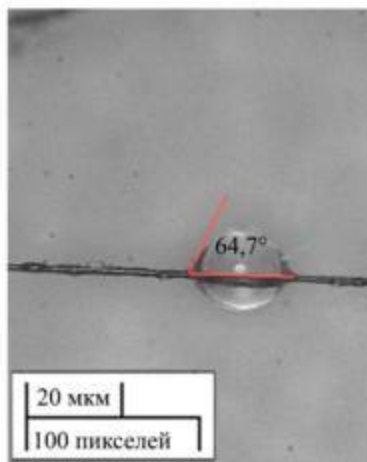


Рис. 7

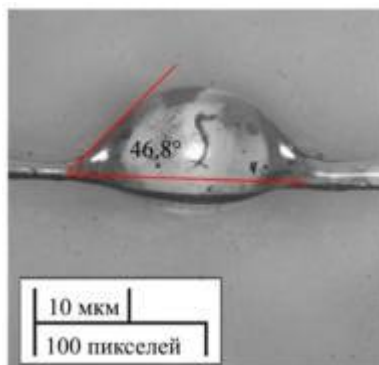


Рис. 8

Как видим (см. рис. 7, 8), наличие заряда при распылении в электростатическом поле позволяет уменьшить краевой угол смачивания, что повышает пропитывающую способность полимера.

Таким образом, выявленное в экспериментах высокое качество смачивания образцов углеродного волокна низкомолекулярным полифениленсульфидом можно объяснить существенным улучшением смачиваемости положительно заряженных одиночных углеродных волокон в нитях отрицательно заряженными каплями расплавленного полимера по сравнению с процессом спекания порошка, нанесенного пневматическим напылением без электростатики. Кроме того, заряд на ткани и напыляемых частицах позволяет лучше и дольше удерживать порошковое связующее на поверхности ткани, что позволяет в дальнейшем проводить качественный процесс плавки.

Компактируемость полученных препрегов изучали с использованием универсального модульного ротационного динамического реометра RheoStress 6000 с имитацией вакуумного мешка, наблюдая за изменением толщины пакета слоев при подъеме температуры. Электронная схема реометра отличается высокой чувствительностью даже к небольшим изменениям толщины пакета, а печь обеспечивает точный контроль температуры процесса.

На рис. 9 приведена зависимость изменения толщины и коэффициента объемного наполнения пакета от температуры.

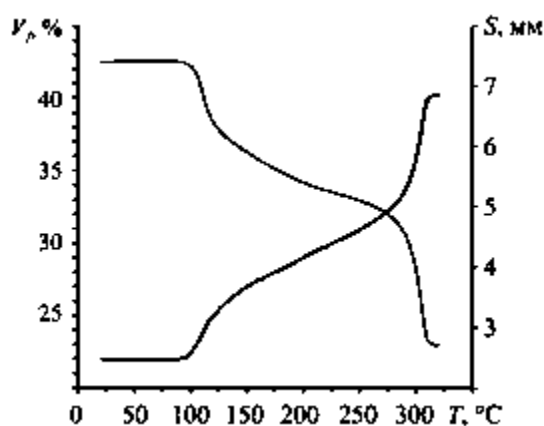


Рис. 9

Как видим (см. рис. 9), при 115 °C наблюдается первичное уплотнение слоев препрега, обусловленное растекловыванием полифениленсульфида. Далее при температуре 280 °C происходит интенсивное изменение толщины слоев препрега, связанное с плавлением полифениленсульфида. Вместе с тем оказываемого вакуумным мешком давления оказывается недостаточно для полной консолидации препрега. Для получения расчетного коэффициента наполнения (55 %) в дальнейшем необходимо дополнительное прессовое давление.

Оптимизация температурных режимов при вакуумно-термической консолидации и прессовании производилась с помощью торсионной реометрии на ротационном реометре RheoStress 6000 и дифференциальной сканирующей калориметрии на приборе DSC 204F1 Phoenix.

На рис. 10 показана термограмма полифениленсульфида.

Приведем значения теплофизических параметров: температура пика плавления – 278,4 °C; энтальпия плавления – 33,7 Дж/г.

Зависимость вязкости полифениленсульфида от температуры приведена на рис. 11. Исходя из полученных данных (см. рис. 11), можно сделать вывод о том, что при увеличении температуры снижается вязкость расплава, достигая наименьших значений при 350 °C (450 Па·с).

Таким образом, согласно данным о теплофизических и реологических свойствах полифениленсульфида оптимальная температура консолидации – 330 °C, при которой вязкость 630 Па·с. Дальнейшее увеличение температуры до 350 °C приводит к незначительному снижению вязкости (450 Па·с). При этом

ужесточаются требования к возможностям высокотемпературного нагрева технологического оборудования.

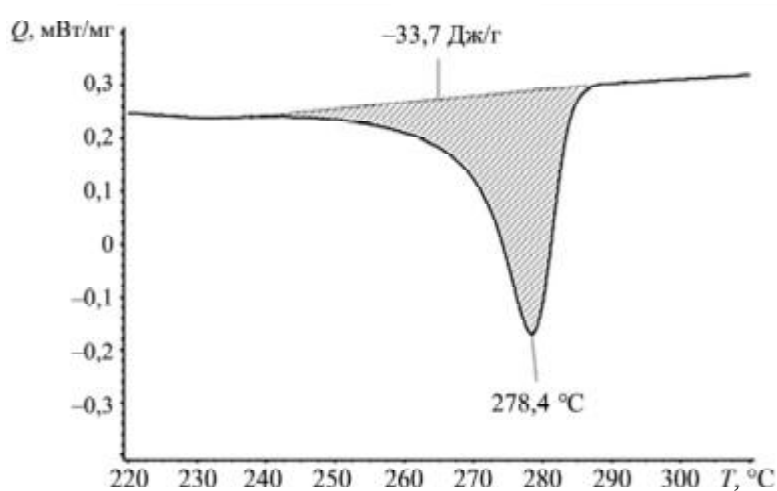


Рис. 10

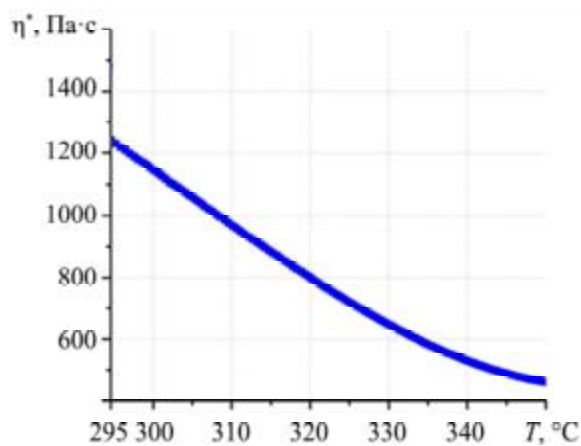


Рис. 11

Для удаления воздуха и предварительного компактирования заготовки проводили вакуумно-термическую консолидацию в сушильном шкафу с принудительной конвекцией Omnislab Optimum DOF-JV300SPWF с выдержкой пакета в течение 20 мин при $330 \text{ }^\circ\text{C}$ и поддержанием вакуума на протяжении всего процесса (рис. 12).

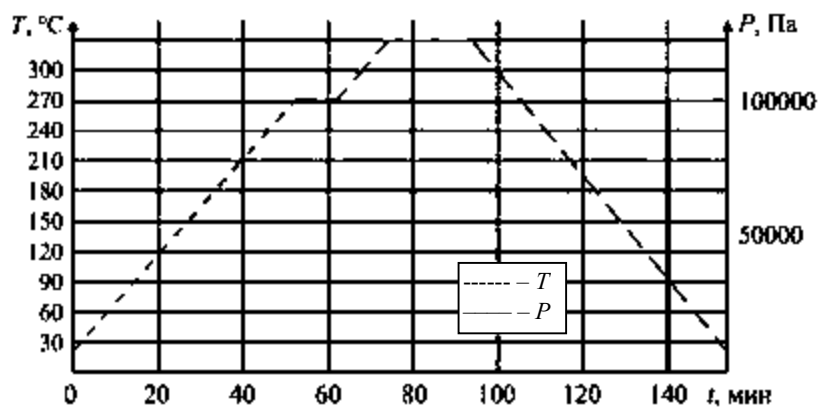


Рис. 12

Прессовая консолидация в алюминиевой оснастке с проставками толщиной 2 мм производилась с использованием гидравлического прессы Noselab ATS 10 (рис. 13).

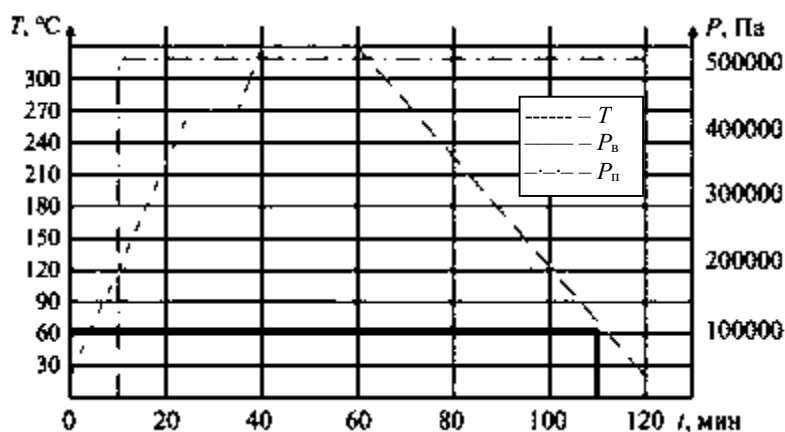


Рис. 13

На рис. 14 представлено изображение структуры образца углепластика на порошковом полифениленсульфиде, полученное с использованием оптического микроскопа Olympus GX51.



Рис. 14

Объемную долю углеткани и пористость полученных углепластиков определяли по работе [17] методом разложения матрицы. Было установлено, что пористость полученных консолидированных пластин не превышала 0,1 %, а коэффициент объемного наполнения V_f равен $55,5 \pm 1,3$ %.

Определение модуля упругости и предела прочности при растяжении образцов проводилось в соответствии с работой [18] (табл. 1).

Таблица 1

Номер образца	Ширина, мм	Толщина, мм	Предел прочности, МПа	Модуль упругости, ГПа
1	15,03	2,14	574,4	78,5
2	15,02	2,12	570,7	78,3
3	15,05	2,15	573,3	78,4

Определение модуля упругости и предела прочности при изгибе образцов консолидированной пластины проводилось в соответствии с работой [19] (табл. 2).

Таблица 2

Номер образца	Ширина, мм	Толщина, мм	Предел прочности, МПа	Модуль упругости, ГПа
1	15,05	2,37	632,9	42,5
2	15,03	2,31	633,4	42,7
3	15,04	2,35	633,1	42,6

Изготовленный в ходе вакуумно-термической и прессовой консолидации углепластик на основе препрега, полученного электростатическим напылением порошка полифениленсульфида, отличается стабильно высокими характеристиками при изгибе и растяжении. Электростатическое напыление порошка позволяет увеличить смачиваемость поверхности углеволокна расплавом полифениленсульфида. При формовании полученного препрега достигается высокий коэффициент наполнения ($55,5 \pm 1,3$ %) и

низкая пористость пластин (0,1 %). В качестве перспективного направления практического применения полученных консолидированных пластин рассматривается технология термоформования изделий [20], формообразование которых определяется совокупностью свойств композита в области температур высокоэластического состояния матрицы [21].

Публикация получена в рамках передовой инженерной школы «Комплексная авиационная инженерия» (соглашение № 075-15-2025-129).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Попов И.А., Гортышов Ю.Ф., Попов И.А. Теплопроводность новых углеродных полимерных композитных материалов // Изв. вузов. Авиационная техника. 2023. № 3. С. 146–149.
2. Peiyuan Zuo et al. Overall Investigation of Poly (Phenylene Sulfide) from Synthesis and Process to Applications—A Review // Macromolecular Materials and Engineering. 2019. Vol. 304. Iss. 5. Article № 1800686.
3. Yan Yu et al. Fabrication and Application of Poly (Phenylene Sulfide) Ultrafine Fiber // Reactive and Functional Polymers. 2020. № 150. Article № 104539.
4. Chen G., Mohanty A.K., Misra M. Progress in Research and Applications of Polyphenylene Sulfide Blends and Composites with Carbons // Composites Part B: Engineering. 2021. Vol. 209. Article № 108553.
5. Jong Sung Won et al. Polyphenylene Sulfide-Modified Carbon Fiber Reinforced High-Strength Composites via Electrophoretic Deposition // Journal of Science: Advanced Materials and Devices. 2022. Vol. 7. Iss. 3. Article № 100456.
6. Chen H. et al. A Focused Review on the Thermo-Stamping Process and Simulation Progresses of Continuous Fibre Reinforced Thermoplastic Composites // Composites Part B: Engineering. 2021. Vol. 224. Article № 109196.
7. Соловьев Р.И. и др. Определение параметров и верификация математической модели процесса термоформования углепластика на основе полипропилена // Изв. вузов. Авиационная техника. 2025. № 1. С. 122–130.
8. Blond D. et al. Correlation between Physical Properties, Microstructure and Thermo-Mechanical Behavior of PPS-Based Composites Processed by Stamping // Journal of Reinforced Plastics and Composites. 2014. Vol. 33. Iss. 17. P. 1656–1668.
9. Goud V. et al. Dry Electrostatic Spray Coated Towpregs for Thermoplastic Composites // Fibers and Polymers. 2018. Vol. 19. P. 364–374.
10. Vaucot R.M., Marchello J.M. Powder Towpreg Process Development [Electronical Resource]. URL: <https://ntrs.nasa.gov/citations/19930021655> (дата обращения: 9.09.2025).
11. Хамидуллин О.Л. и др. Токопроводящие порошковые связующие для получения углекомполитов // Изв. вузов. Авиационная техника. 2024. № 3. P. 217–224.
12. Woolard D.E., Ramani K. Electric Field Modeling for Electrostatic Powder Coating of a Continuous Fiber Bundle // Journal of Electrostatics. 1995. Vol. 35. Iss. 4. P. 373–387.
13. Shan-Shan Yao et al. Recent Advances in Carbon-Fiber-Reinforced Thermoplastic Composites: A Review // Composites Part B: Engineering. 2018. Vol. 142 P. 241–250.
14. Shun-Fa Hwang, Kun-Ji Hwang. Stamp Forming of Locally Heated Thermoplastic Composites // Composites Part A: Applied Science and Manufacturing. 2002. Vol. 33. Iss. 5. P. 669–676.
15. Guangming Dai et al. Effect of Process Parameters on Interlaminar Properties of Thermoplastic Composite: Molecular Dynamics Simulation and Experimental Verification // Polymer. 2023. Vol. 280. Article № 126062.
16. Федяев В.Л. и др. Оптимизация вакуумирования сухого пакета семипрегов при формовании изделий из композитов // Изв. вузов. Авиационная техника. 2025. № 3. P. 192–199.
17. ГОСТ Р 56682-2015. Композиты полимерные и металлические. Метод определения объема матрицы, армирующего наполнителя и пустот. М.: Стандартинформ, 2016. 30 с.
18. ГОСТ 11262-2017. Пластмассы. Метод испытания на растяжение. М.: Стандартинформ, 2018. 24 с.
19. ГОСТ Р 56810-2015. Композиты полимерные. Метод испытаний на изгиб плоских образцов. М.: Стандартинформ, 2016. 24 с.
20. Соловьев Р.И., Балькаев Д.А., Амирова Л.М. Термоформование изделий из консолидированных листовых заготовок на основе армированного стеклотканью полипропилена // Изв. вузов. Авиационная техника. 2024. № 1. С. 164–171.
21. Соловьев Р.И. и др. Определение формообразующего поведения термопластичных композиционных материалов для моделирования термоформования // Заводская лаборатория. Диагностика материалов. 2023. № 7. С. 61–70.

Поступила в редакцию 9.10.25
После доработки 16.10.25
Принята к публикации 20.10.25

Consolidation of Carbon Fiber Reinforced Plastics Based on Powdered Polyphenylene Sulfide

R.I. SOLOV'EV¹, D.A. BAL'KAEV², AND L.M. AMIROVA¹

¹ Tupolev Kazan National Research Technical University, Kazan

² Kazan Federal University, Kazan

A technology for two-stage electrostatic spraying of high-molecular-weight and low-molecular-weight polyphenylene sulfide powders is presented. The influence of electrostatic charge on the wetting angle of molten particles of powdered polyphenylene sulfide binder on carbon fiber surface was determined. The compactability of the obtained prepregs was analyzed. Temperature-time parameters for consolidation and thermoforming were optimized using differential scanning calorimetry and rheometry methods. A methodology for vacuum consolidation and pressing is described, enabling the production of consolidated plates that serve as blanks for thermoforming.

Thermoplastic composite materials, consolidation, thermoforming, polyphenylene sulfide, carbon fiber reinforced plastic, prepreg

Моделирование процесса формообразования складчатого заполнителя с асимметричной складчатой структурой

В.И. ХАЛИУЛИН,
д-р техн. наук,
П.А. ПЕТРОВ
(КНИТУ-КАИ, Казань),
Р.Ш. ГИМАДИЕВ,
д-р техн. наук
(КГЭУ, Казань),
Н.В. ЛЕВШОНКОВ,
канд. техн. наук
(КНИТУ-КАИ, Казань)
pla.kai@mail.ru

Исследованы принципы построения векторной модели трансформирования для производства складчатых конструкций с асимметричным строением типового фрагмента – элементарного модуля. С целью создания теоретической базы для проектирования кинематической схемы формообразующего узла технологического оборудования разработана векторная модель трансформирования асимметричного Z-гофра. Представлен пример расчета кинематики движения складчатой структуры, проанализированы закономерности траекторий узловых точек.

Складчатый заполнитель многослойной панели, асимметричная структура рельефа, технология изготовления, векторная модель трансформирования

Заполнители складчатой структуры являются перспективным материалом для создания звуко- и энергопоглощающих конструкций [1–3]. В настоящей работе исследуется семейство складчатых конструкций, отличительным признаком которых является асимметричное строение их элементарных модулей. Асимметрия достигается введением в разметку канонических структур [4, 5] изломов по пилообразным линиям, что проиллюстрировано на примере Z-гофра (рис. 1, а). Здесь: 1 – вертикальные линии в каноническом Z-гофре; 2 – вертикальные пилообразные линии в асимметричном Z-гофре. В результате формируются структуры с уникальными свойствами трансформирования, а именно, на первом этапе, после выхода из плоского состояния развертки, высота рельефа увеличивается до определенного предела. На последующем этапе грани наклоняются в одну сторону, и высота рельефа уменьшается (рис. 1, б). В конце трансформирования все грани принимают горизонтальное положение и в совокупности, если пренебречь их толщиной, образуют плоскость.

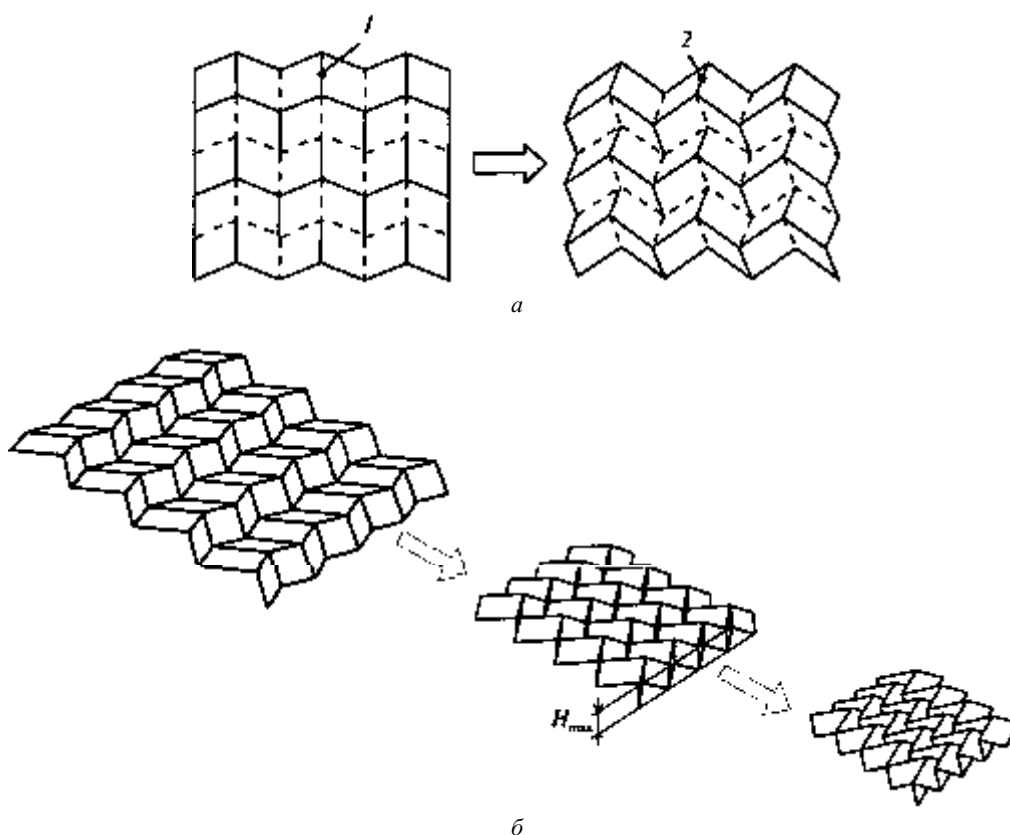


Рис. 1. Схема трансформирования асимметричной складчатой структуры:
а – преобразование канонической развертки в асимметричную; б – этапы трансформирования структуры

В настоящей работе исследуется процесс трансформирования и разрабатывается математическая модель для расчета траекторий движения узловых точек структуры. Данная задача актуальна для проектирования технологического оборудования.

Возможность синтеза асимметричных структур с различной архитектурой рельефа рассмотрена в работе [6] при разработке технологического оборудования, когда возникает необходимость в расчете траектории перемещения его исполнительных узлов, и для проектирования механизмов с заданной кинематикой их работы [7, 8].

Для изготовления асимметричного складчатого заполнителя можно рассматривать концепции как синхронного [9], так и циклического складывания [10–12], в том числе в ротационном варианте. Выбор схемы будет зависеть от материала и состояния заготовки.

При условии податливого состояния заготовки и ее низкой изгибной жесткости допустимо использование синхронной схемы складывания. Отметим, что материал заготовки имеет значительную жесткость при растяжении в своей плоскости. Кроме того, материал может характеризоваться совершенно незначительной или почти нулевой драпируемостью, что характерно для композитов и синтетических бумаг.

Синхронные технологические схемы рассчитаны на использование заготовки конечного размера. В качестве формообразующего узла применяются трансформирующие матрицы [13] (рис. 2).

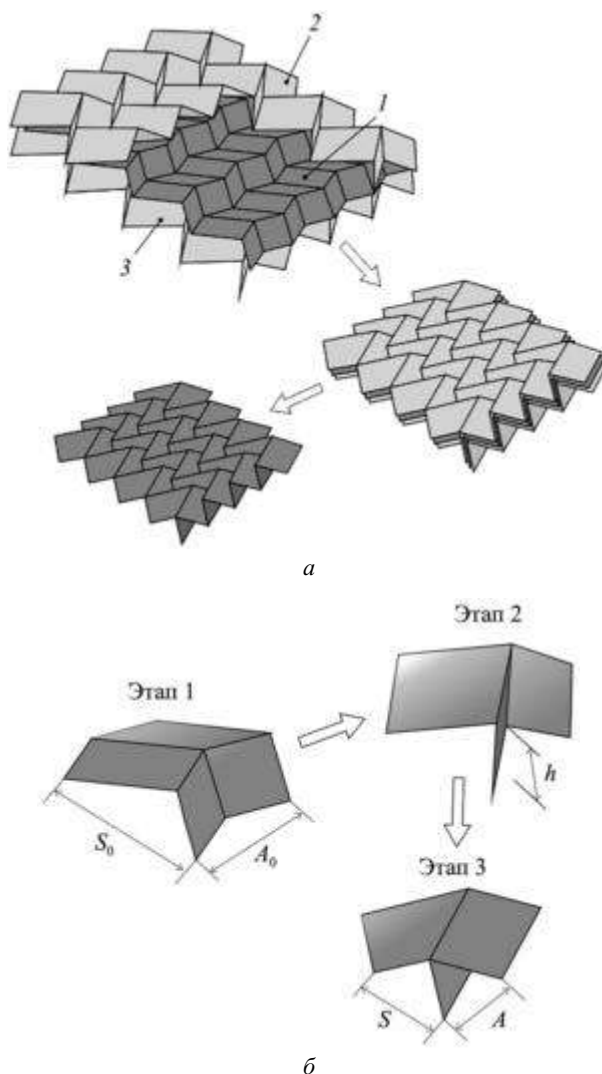


Рис. 2. Схема синхронного формообразования асимметричного Z-гофра:
 а – процесс формообразования; б – трансформирование элементарного модуля по этапам

На этапе 1 элементарный модуль находится в горизонтальной плоскости, на этапе 2 элементарный модуль в процессе трансформирования становится объемным, на этапе 3 элементарный модуль распола-

гается в поверхности, близкой к горизонтальной плоскости (рис. 2, б). Преимуществом данной схемы является полное отсутствие деформации материала в гранях. Формообразование производится исключительно локальным изгибом вдоль ребер структуры.

Для реализации изготовления складчатой структуры с асимметричным рельефом необходимо переформатировать конструкцию трансформируемых матриц. Их развертка и рельефное состояние должны соответствовать геометрии асимметричного Z-гофра (см. рис. 2). Следует учитывать также, что конечный этап трансформирования характеризуется горизонтальным расположением граней структуры.

На рис. 2, а заготовка 1, изготовленная из любого тонколистового материала, включая препреги и металл, устанавливается между трансформируемыми матрицами 2, 3. Затем собранный технологический пакет выводится в рельефное положение. В отличие от канонического процесса, здесь матрицы с заготовкой на конечном этапе располагаются в поверхности, близкой к горизонтальной плоскости (рис. 2, б), как показано на примере одного фрагмента трансформируемой матрицы.

Другой концепцией формообразования является циклическое складывание, варианты которого применительно к каноническому Z-гофру были исследованы в работе [10].

Учитывая геометрические особенности асимметричных структур, а именно горизонтальное положение граней складки на окончательном этапе, целесообразно рассматривать схему гибридного складывания в поперечном направлении [10].

Характерной особенностью гибридной схемы является наличие в зоне формообразования двух участков. На первом участке формируется линейный гофр, в то время как на втором – Z-A-гофр. Оба процесса осуществляются параллельно. Циклическая организация данного процесса позволяет осуществлять непрерывное складывание складчатой структуры из бесконечной ленты.

На рис. 3 показан процесс циклического гибридного поперечного складывания асимметричного Z-гофра.

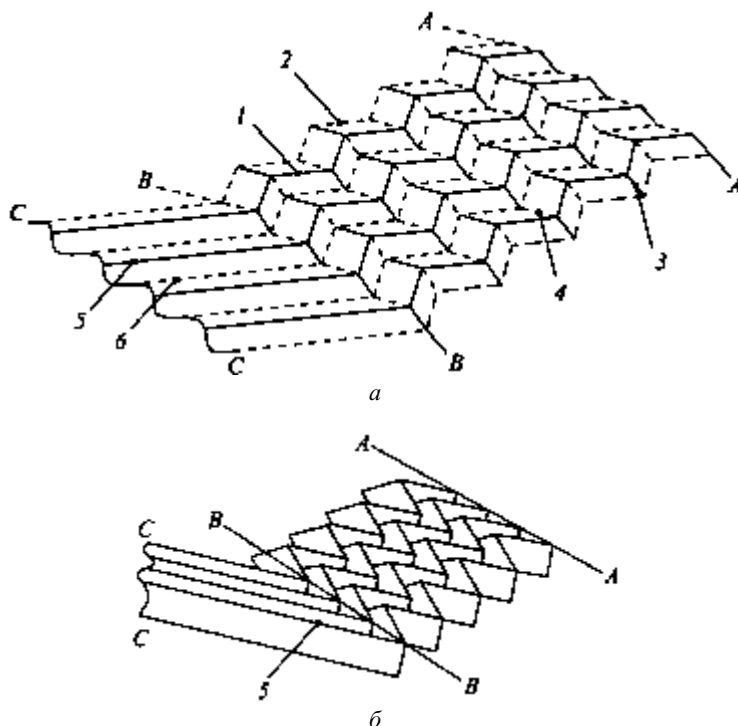


Рис. 3. Схема циклического гибридного складывания асимметричного Z-гофра:
а – подача заготовки в зону формообразования; б – формообразование гибридного рельефа

Гибридное складывание в продольном направлении реализуется следующим образом в несколько этапов.

1. Подача непрерывной ленты в зону формообразования, располагающуюся на участке между линиями A-A и C-C.

2. Формообразование изгибом (складыванием) заготовки одновременно по зигзагообразным 1, 2, пилообразным 3, 4 и прямым 5, 6 линиям с образованием гибридной складчатой структуры из асимметричного Z-гофра, сопряженного с разносторонним треугольным гофром по отрезку пилообразной линии.

3. Растяжение отформованного участка детали до плоского состояния и подача заготовки на величину, равную шагу S_0 между ломаными пилообразными линиями.

4. Повторение цикла формообразования до получения рельефной детали с гибридной асимметричной рельефной детали нужной длины.

Отличительными особенностями процесса формообразования асимметричного Z-гофра является складывание участка A-Z-гофра с эквидистантно расположенными ломаными пилообразными линиями; разная ширина полос линейного гофра, зависящая от структуры A-Z-гофра; изменение направления движения участка со складчатым рельефом на угол α по отношению к подаче заготовки. При складывании до предельно сжатого состояния грани A-Z-гофра и линейного гофра укладываются на горизонтальную поверхность, что является ключевым преимуществом схемы, так как обеспечивается возможность придания структуре плоского состояния с образованием четко обозначенных ребер.

Недостатком является ограниченная область применения материалов. При поперечном гибридном складывании происходит трансформация ребер линейного гофра в зигзагообразные. Данный процесс осуществим лишь для узкого круга материалов, например полимерных бумаги марки «Nomex» и «Kevlar» или препрегов на определенной стадии отверждения. К ограничениям также следует отнести конструктивно-технологические сложности. Формообразованию сопутствуют сложные траектории перемещения точек A-Z-структуры, что существенно затрудняет проектирование формообразующего узла со сложной кинематикой.

Для реализации процесса складывания по гибридной схеме необходимо технологическое оборудование с соответствующим формообразующим узлом. Для проектирования его кинематической схемы рассмотрим законы перемещения точек узлового фрагмента (элементарного модуля) с сопряженным с ним участком линейного гофра (рис. 4). Символ «*» соответствует начальному положению узла, отсутствие символа – его конечному положению.

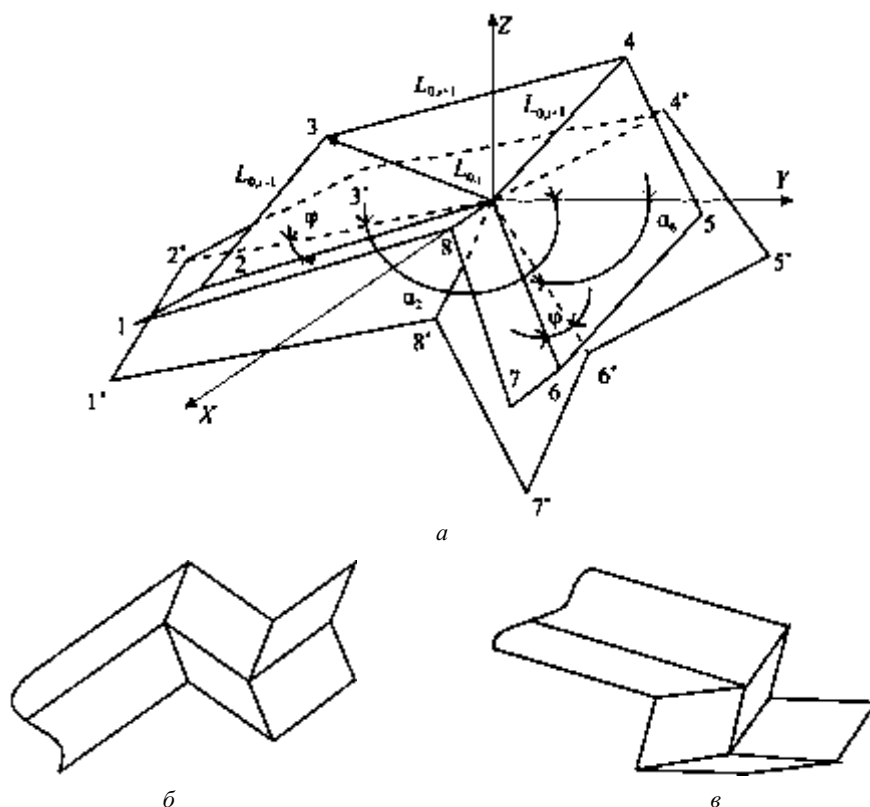


Рис. 4. Векторная модель трансформирования фрагмента гибридного участка асимметричной структуры: а – элементарный модуль; б – развертка элементарного модуля; в – типовой гибридный фрагмент

Изучение процесса трансформирования регулярных складчатых структур основывается на выделении из объема структуры типового, периодически повторяющегося фрагмента – элементарного модуля. Закономерности его трансформирования справедливы для всего рельефа структуры. Обозначим векторы, связывающие узловые точки i и j , как $\overline{L_{i,j}}$.

Для получения векторных уравнений воспользуемся следующими условиями.

1. Ребра элементарного модуля в процессе трансформирования не меняют своей длины. Тогда связь точек M_i ($i=1,2\dots 8$) ребрами, расположенными по периметру, дает уравнения вида

$$|L_{i,i+1}|^2 = \sum_{k=1}^3 (L_{k,i+1} - L_{k,i})^2 \quad (i=1,2\dots 8), \quad (1)$$

$$L_1 = X; \quad L_2 = Y; \quad L_3 = Z.$$

2. Недеформируемость центральных лучей выражается соотношениями

$$|L_i|^2 = \sum_{k=1}^3 L_{k,i}^2 \quad (i=2,4,6,8). \quad (2)$$

3. В силу постоянства размеров граней между парами точек M_i и M_{i+2} ($i=2,4,6,8$), лежащих в соответствующих гранях, можно записать следующие уравнения:

$$|L_{i,i+2}|^2 = \sum_k (L_{k,i+2} - L_{k,i})^2 \quad (i=2,4,6,8). \quad (3)$$

4. Условие нахождения точек M_i ($i=1,3,5,7$) в плоскости соответствующих граней на всех этапах трансформирования дают зависимости типа

$$\begin{matrix} X_i - X_0 & Y_i - Y_0 & Z_i - Z_0 \\ X_{i-1} - X_0 & Y_{i-1} - Y_0 & Z_{i-1} - Z_0 \\ X_{i+1} - X_0 & Y_{i+1} - Y_0 & Z_{i+1} - Z_0 \end{matrix} = 0 \quad (i=1,3,5,7), \quad (4)$$

где X_0, X_{i-1}, X_{i+1} и т. д. – координаты центрального узла и внешних четных узлов, задающих положение плоскостей граней. Уравнения (1) – (4) устанавливают связь между координатами узловых точек элементарного модуля в процессе его трансформации.

Уравнения (1) – (4) разделяются, т. е. узловые точки M_i, T_i ($i=2,4,6,8$) могут быть определены независимо от координат остальных узлов ($i=1,3,5,7$).

В работе [11] были получены соотношения для векторной модели четырехлучевой структуры с гранями в виде произвольных четырехугольников. Учитывая геометрические особенности асимметричного Z-гофра, эти соотношения можно модифицировать. В частности, для A-Z-гофра характерны следующие уравнения трансформирования для узлов $i=2,6$:

$$X_2 = |L_{02}| \sin(\alpha_2 - \varphi); \quad (5)$$

$$X_6 = |L_{06}| \sin(\alpha_6 + \varphi); \quad (6)$$

$$Y_2 = |L_{02}| \cos(\alpha_2 - \varphi); \quad (7)$$

$$Y_6 = |L_{06}| \cos(\alpha_6 + \varphi); \quad (8)$$

$$Z_2 = 0, \quad Z_6 = 0. \quad (9)$$

Координаты Z равны нулю, так как в процессе трансформирования центральные ребра r_{02} и r_{06} , образующие зигзагообразные линии, постоянно находятся в плоскости XOY .

На разметке координаты X узлов 4, 8 равноудалены от центра, а координаты Y равны, поэтому справедливо равенства $X_4 = -X_8$, $Y_4 = Y_8$. В связи с этим конечные уравнения для узлов $i = 4, 8$ будут иметь следующий вид:

$$X_4 = -X_8 = \frac{(X_6^* X_4^* + Y_6^* Y_4^*) Y_2 - (X_2^* X_4^* + Y_2^* Y_4^*) Y_6}{X_6 Y_2 - Y_6 X_2} (\pm 1); \quad (10)$$

$$Y_4 = Y_8 = \frac{(X_2^* X_4^* + Y_2^* Y_4^*) X_6 - (X_6^* X_4^* + Y_6^* Y_4^*) X_2}{X_6 Y_2 - Y_6 X_2}; \quad (11)$$

$$Z_4 = \sqrt{|L_{04}|^2 - (X_4^2 + Y_4^2)}; \quad (12)$$

$$Z_8 = \sqrt{|L_{08}|^2 - (X_8^2 + Y_8^2)}. \quad (13)$$

Аналогично для узлов $i = 1, 3, 5, 7$:

$$X_3 = X_5 = \frac{[(X_4^* X_3^* - Y_4^* Y_3^*)(X_4 Y_2^2 + X_4 Y_2^2 - X_2 Y_2 Y_4) - (X_2^* X_3^* + Y_2^* Y_3^*)(X_4 Y_2 - Y_4 X_2) Y_4]}{X_4^2 Y_2^2 + Y_4^2 X_2^2 - 2 X_4 X_2 Y_4 Y_2}; \quad (14)$$

$$X_1 = X_7 = \frac{[(X_8^* X_7^* - Y_8^* Y_7^*)(X_8 Y_6^2 + X_8 Z_6^2 - X_6 Y_6 Y_8) - (X_6^* X_7^* + Y_6^* Y_7^*)(X_8 Y_6 - Y_8 X_6) Y_8]}{X_8^2 Y_6^2 + X_8^2 Z_6^2 - 2 X_8 X_6 Y_8 Y_6}; \quad (15)$$

$$Y_1 = Y_3 = \frac{[(X_2^* X_3^* + Y_2^* Y_3^*)(X_4 Y_2 - Y_4 X_2) X_4 - (X_4^* X_3^* + Y_4^* Y_3^*)(X_2 Y_2 X_4 - Y_2 X_2^2 - Y_2 Z_2^2)]}{X_4^2 Y_2^2 + Y_4^2 X_2^2 - 2 X_4 X_2 Y_4 Y_2}; \quad (16)$$

$$Z_{1,3,5,7} = \sqrt{|L_{01,03,05,07}|^2 - (X_{1,3,5,7}^2 + Y_{1,3,5,7}^2)}; \quad (17)$$

Заметим, что в процессе трансформации координаты Z всех узлов, за исключением узлов 2, 6, остаются равными друг другу. Следовательно, для расчетов координаты Z этих узлов может быть использована любая из формул (12), (13), (17).

Рассмотрим характер траекторий перемещения узлов асимметричного Z-гофра на гипотетическом примере.

На рис. 5 показан элементарный модуль, координаты узлов которого на развертке представлены в таблице.

Координаты	Начальные положения узлов, мм							
	1*	2*	3*	4*	5*	6*	7*	8*
X	50	25	0	-25	0	25	50	25
Y	-25	-35	-25	10	45	35	45	10

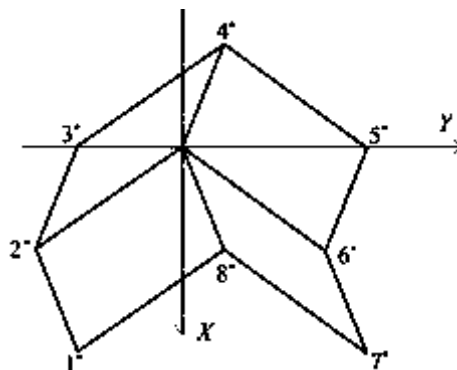


Рис. 5. Параметры элементарного модуля для расчета

Фактором, инициирующим трансформирование, принято изменение угла ϕ . Для определения траекторий узлов 1–8 элементарного модуля воспользуемся уравнениями (5) – (17).

Как видно из графиков (рис. 6), все узлы элементарного модуля перемещаются в пространстве по индивидуальным, отличающимся друг от друга траекториям.

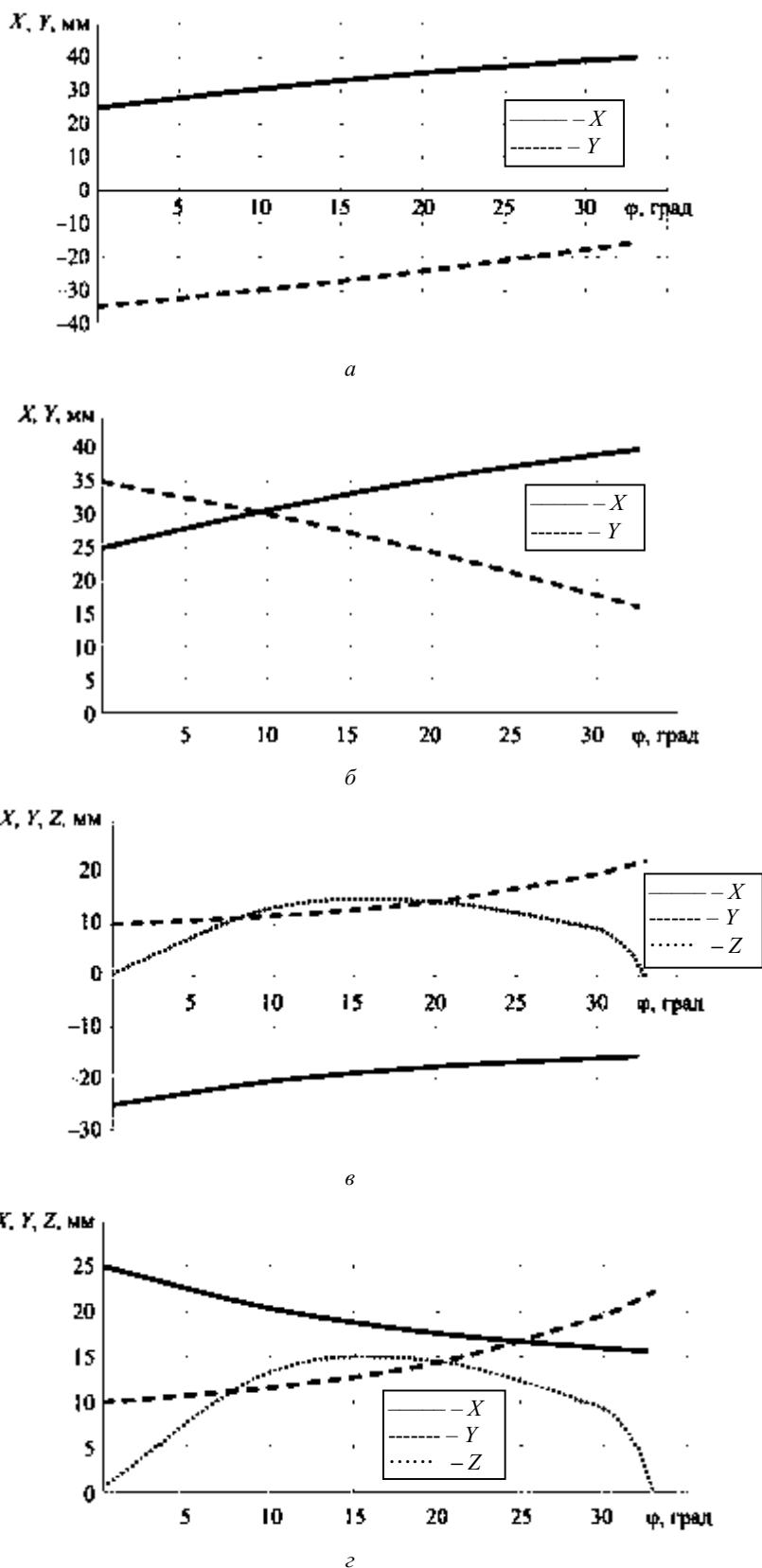


Рис. 6. Траектории перемещения узлов M_2 (а), M_6 (б), M_4 (в), M_8 (г)

Отсутствует симметрия движения, как в случае канонического Z-гофра. Существенным преимуществом является то, что координаты Z всех узлов на всех этапах трансформирования находятся в одной горизонтальной плоскости. Расчеты подтверждают, что при трансформировании конечным состоянием является горизонтальная поверхность.

Таким образом, концептуально определены технологические схемы для изготовления складчатых конструкций типа «асимметричный Z-гофр», в основе которых лежит синхронный и один из циклических методов складывания. Для их реализации необходима глубокая модернизация схем, используемых для канонического Z-гофра. Представленные методы изготовления могут применяться для тонколистовых материалов (Kevlar, Nomex), а также препрегов.

На рис. 7 показан асимметричный Z-гофр из арамидной бумаги, полученный методом синхронного складывания.



Рис. 7. Макет Z-A-гофра

Разработана векторная модель трансформирования для складчатой структуры типа асимметричного Z-гофра, являющаяся основой для проектирования формообразующего узла технологического оборудования с требуемой кинематикой перемещения исполнительных органов.

Приведенный пример расчета траектории движения узловых точек асимметричной структуры подтверждает предположение о закономерностях формообразования асимметричного Z-гофра.

Работа выполнена за счет средств Программы стратегического академического лидерства КНИТУ-КАИ им. А.Н. Туполева («Приоритет-2030»).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Звукопоглощающая панель: пат. на полезную модель 73007 Рос. Федерация, № 2007143762/22; заявл. 26.11.2007; опубл. 10.05.2008, Бюл. № 13.
2. Звукопоглощающая панель: пат. 2307216 Рос. Федерация, № 2005140791/03: заявл. 27.12.2005; опубл. 27.09.2007, Бюл. № 27.
3. Многослойная энергопоглощающая панель: пат. на полезную модель 231776 Рос. Федерация, № 2024127595; заявл. 19.09.2024; опубл. 11.02.2025, Бюл. № 5.
4. Халиулин В.И. О классификации регулярных рядовых складчатых структур. I // Изв. вузов. Авиационная техника. 2003. № 2. С. 7–12.
5. Халиулин В.И., Федяев О.В. О классификации регулярных рядовых складчатых структур. II // Изв. вузов. Авиационная техника. 2004. № 3. С. 7–11.
6. Халиулин В.И., Петров П.А., Мальшева А.А. Синтез складчатых конструкций с асимметричной структурой // Вестник МАИ. 2024. № 2. С. 56–66.
7. Закиров И.М., Алексеев Н.К. К вопросу об упрощении методики моделирования складчатых структур // Изв. вузов. Авиационная техника. 2020. № 2. С. 143–146.
8. Алексеев К.А. Геометрическое моделирование регулярных и нерегулярных складчатых структур // Изв. вузов. Авиационная техника. 2011. № 1. С. 60–63.
9. Халиулин В.И. Технологические схемы изготовления многослойных конструкций. Казань: Изд-во Каз. гос. техн. ун-та, 1999. 168 с.

10. Халиулин В.И., Батраков В.В. Технологические схемы формообразования зигзагообразного гофра // Изв. вузов. Авиационная техника. 2005. № 2. С. 68–73.
11. Способ и оборудование с рельефным барабаном для изготовления заполнителя для многослойных панелей: пат. 2561973 Рос. Федерация, № 2014102009/05; заявл. 8.07.2011; опубл. 10.09.2015, Бюл. № 25
12. Алексеев К.А., Закиров И.М. Анализ факторов, влияющих на технологию изготовления складчатых заполнителей // Изв. вузов. Авиационная техника. 2024. № 3. С. 180–189.
13. Шабалин Л.П., Сидоров И.Н., Халиулин В.И. Моделирование процесса формообразования Z-гофра в конечно-элементном комплексе ANSYS // Изв. вузов. Авиационная техника. 2010. № 3. С. 63–66.

Поступила в редакцию 20.08.25

После доработки 2.09.25

Принята к публикации 2.09.25

Simulation of the Folding Process for Production of a Core with an Asymmetric Folded Configuration

V.I. KHALIULIN¹, P.A. PETROV¹, R.SH. GIMADIEV², AND N.V. LEVSHONKOV¹

¹ Tupolev Kazan National Research Technical University, Kazan

² Kazan State Power Engineering University, Kazan

The principles of constructing a vector transformation model for the production of folded structures with an asymmetric typical fragment, an elementary module, are investigated. In order to create a theoretical basis for designing the kinematic scheme of the forming unit of technological equipment, a vector model of transformation of an asymmetric Z-corrugation was developed. An example of calculating the kinematics of motion of a folded structure is presented, and the patterns of the trajectories of nodal points are analyzed.

Folded filler of a multilayer panel, asymmetric relief structure, manufacturing technology, vector transformation model

Метод поиска оптимальных параметров технологического процесса пропитки трехмерно-армированных композитных изделий на основе моделей машинного обучения

Представлен новый подход к разработке адаптивного технологического процесса изготовления изделий из композиционных материалов. Исследуется экспериментальный образец, созданный методом 3D-ткачества, создана инженерная экспресс-модель, оптимизирующая параметры технологического процесса пропитки преформы. Модель использует данные о параметрах преформы и связующего для определения качественных характеристик конечного продукта. Согласно полученным результатам предложенный метод значительно снижает количество поверхностных пор в образцах и позволяет прогнозировать время пропитки, что критически важно для оптимизации производственного процесса. Проведенные исследования подтвердили высокую эффективность разработанной модели и обосновали возможность ее практического применения в промышленности.

Л.П. ШАБАЛИН,
канд. техн. наук
(КНИТУ-КАИ, Казань),
А.В. ПАХОМЕНКОВ,
канд. техн. наук
(ПАО «ОДК-САТУРН»,
Рыбинск),
Е.А. ПУЗЫРЕЦКИЙ
(КНИТУ-КАИ, Казань),
eapuzyretskiy@kai.ru

Трехмерно-армированное композитное изделие, трансферный метод формования, оптимальные параметры пропитки, численное моделирование, суррогатная модель, машинное обучение

В настоящее время трансферные технологии формования широко применяются в композитной индустрии. В таких высокотехнологичных отраслях, как машиностроение, авиация и космическая техника, используются изделия из композиционных материалов, изготовленные методом пропитки сухой армирующей заготовки [1, 2]. Наиболее распространенной технологией является RTM, при которой связующее инжектируется под давлением в жесткую форму, состоящую из матрицы и пуансона, между которыми размещена сухая армирующая преформа.

Согласно экспериментальным данным пористость в полимерных композиционных материалах существенно влияет на прочностные свойства изделий, работающих в условиях изгибающих, сжимающих и сдвиговых нагрузок [3, 4]. В связи с этим в качестве показателей качества композитного изделия рассматривают его пористость, наличие или отсутствие непропитанных областей [5–7]. В качестве критерия качества может выступать и продолжительность пропитки: более короткое время пропитки следует рассматривать как предпочтительное, поскольку оно обеспечивает снижение трудозатрат при сопоставимых значениях прочих показателей качества.

Этап пропитки характеризуется многофакторностью, что оказывает влияние на качество изделия. Выделяют группы факторов, классифицируемых по их принадлежности к характеристикам преформы (коэффициент наполнения, проницаемость, влагонасыщенность), свойствам связующего (вязкость, начальная степень конверсии, скорость изменения степени конверсии) и условиям технологического процесса (схема инъекции и отвода, давление впрыска и отвода, температура впрыска, температура пресс-формы).

Низкая проницаемость преформы и высокая вязкость связующего могут привести к неполноценной пропитке изделия, неверно выбранный расход – к высокой пористости [8] и т. д. Трехмерно-армированные преформы, получаемые методом 3D-ткачества и применяемые в авиационных изделиях (например, в лопатках спрямляющего аппарата и рабочей лопатке вентилятора), характеризуются проблемой низкой воспроизводимости. Даже при фиксированных параметрах управляющей программы 3D-ткачества преформы могут возникнуть отклонения параметров полученной преформы от номинальных значений [9, 10]. Толщина преформы в RTM-процессах – ключевой параметр, который влияет на коэффициент наполнения, так как в RTM-процессах используют закрытые пресс-формы. Вследствие этого толщина изделия во всех точках остается постоянной независимо от толщины преформы. В связи с этим коэффициент наполнения преформы аналогично проницаемости изменяется в зависимости от ее

толщины. Данная зависимость отсутствует в процессах, подобных вакуумной инфузии, где используется односторонняя жесткая оснастка, а вакуумный мешок создает давление с противоположной стороны.

Похожая проблема воспроизводимости свойств может возникать и со связующим, на вязкость которого влияет начальная степень конверсии и состав. Во-первых, даже при хранении связующего в рамках требований поставщика его степень конверсии меняется [11]; во-вторых, свойства связующего могут менять от партии к партии в пределах возможных диапазонов, установленных техническими условиями. В таком случае определенные на этапе проектирования оптимальные параметры пропитки будут оптимальными не для всех изделий партии, а только для тех, свойства исходных материалов которых близки к использованным на этапе проектирования. Это может существенно влиять на качество вплоть до необходимости забраковки изделия.

Для получения качественного изделия при варьируемых свойствах исходных компонент материала (преформы и связующего) необходимо внесение изменений в процесс (давление, температура, расход, стратегия пропитки). Для создания такого адаптивного технологического процесса (рис. 1) требуется математический инструмент, с помощью которого можно подобрать оптимальные параметры процесса под свойства исходных компонент. Также для работы данного инструмента требуются методики входного контроля свойств преформы и связующего, адаптированные под конкретное изделие и материалы.

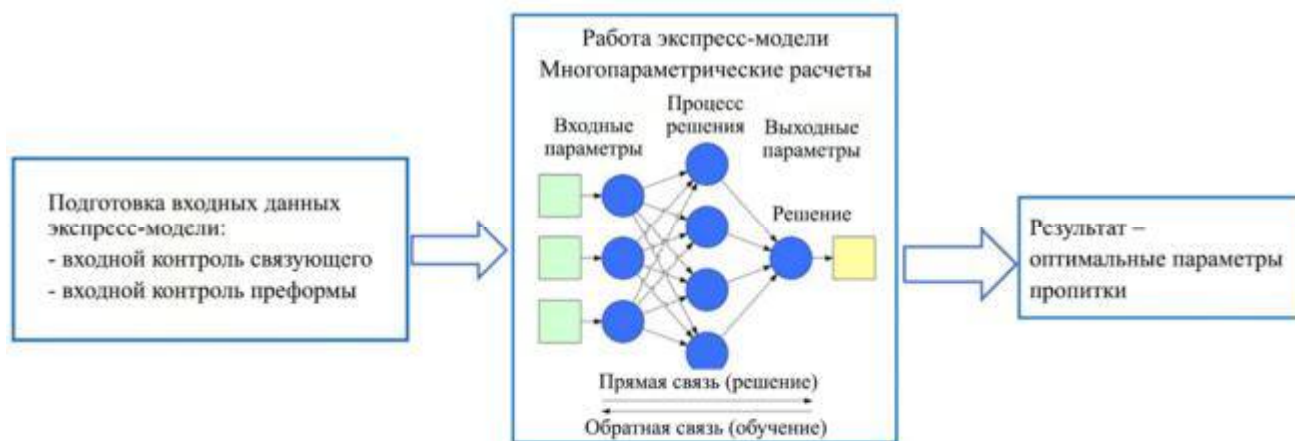


Рис. 1. Принципиальная схема адаптивного технологического процесса

Целью настоящего исследования является разработка инженерной экспресс-модели, предназначенной для определения оптимальных параметров технологического процесса пропитки композитного изделия. Термин «экспресс-модель» используется вследствие требования к определению оптимальных параметров формования в крайне сжатые сроки – в пределах нескольких минут.

Для разработки инженерной экспресс-модели предлагается метод, предполагающий последовательное выполнение следующих операций:

- разработка расчетной модели пропитки преформы;
- определение входных и выходных параметров экспресс-модели;
- параметризация расчетной модели;
- построение матрицы эксперимента;
- проведение расчетов;
- анализ данных, построение предсказательной модели;
- создание программного кода оптимизатора;
- создание пользовательского интерфейса экспресс-модели.

Расчет оптимальных параметров осуществляется с помощью суррогатной модели, представляющей собой статистическую модель, построенную на основании результатов работы численной модели [12–15]. Численная модель разрабатывается в программном комплексе ESI PAM-Composite. Анализ данных и написание программного кода экспресс-модели производится на языке Python.

Процесс фильтрации жидкостей в пористых средах описывается с помощью закона Дарси. Данный закон в отсутствие силы тяжести записывается следующим образом [16]:

$$0 = -\text{grad}p + \frac{\mu}{K}u, \quad (1)$$

где $\text{grad}p$ – градиент давления, Па; μ – динамическая вязкость, Па·с; K – проницаемость среды, м²; u – скорость фильтрации, м/с.

Модель образования пористости представляет собой логарифмическую зависимость процентного содержания макро- и микропор от капиллярного числа [8]:

$$f(C_a) = A \log(BC_a) + C, \quad (2)$$

где A, B, C – экспериментально определяемые константы; C_a – капиллярное число.

Капиллярное число определяется из уравнения

$$C_a = \frac{\mu u}{\gamma \cos \theta}, \quad (3)$$

где γ – поверхностное натяжение связующего, Н/м; θ – угол смачивания, град.

Используемые в рамках данного исследования параметры модели порообразования заимствованы из работы [8].

В ESI PAM-Composite реализована возможность автоматического подбора оптимального объемного расхода связующего для обеспечения оптимальной скорости фильтрации, минимизирующей пористость. В таком случае программа автоматически определяет требуемое давление впрыска, пользователь же имеет возможность ограничения верхней границы давления.

Граничные условия представляют собой объемный расход впрыска в торец замка изделия с ограничением верхней границы давления 700000 Па и отвод с давлением остаточного газа 500 Па. Также задается температура впрыска $T_{\text{впр}} = 80$ °С и начальная температура преформы $T_{\text{пр}}$ (варьируемый параметр).

Задаваемые в расчетной модели параметры материалов (проницаемость, коэффициент объемного наполнения, слойность, динамическая вязкость, начальная степень конверсии связующего) определяются теоретико-экспериментальными методами. Слойность определяет количество утковых нитей в той или иной области преформы и актуальна только в отношении трехмерно-армированных преформ. Слойность может оказывать влияние на физико-механические характеристики преформы, в том числе и на проницаемость, поэтому данный параметр выделяется как отдельный фактор.

Проницаемость является функцией коэффициента объемного наполнения v_i и слойности N_i . Для ее определения может быть использован метод одномерного стационарного потока [17–22] и оснастка [22]. Как правило, проницаемость имеет степенную или линейную зависимость от v_i . В связи с этим рекомендуется проведение как минимум трех экспериментов с различными значениями v_i . Учет влияния слойности на проницаемость существенно усложняет задачу идентификации, поскольку в преформе может присутствовать значительное количество зон слойности. В случае наличия N зон слойности минимально необходимое количество образцов – $3N$, что предполагает проведение соответствующего количества экспериментов.

Коэффициент объемного наполнения v_i^j может быть определен расчетно-экспериментальным методом:

$$v_i^j = k_i^j \frac{v_i^0}{k_i^0}, \quad (4)$$

где i – индекс зоны слойности; j – номер преформы в серии; k_i^j – коэффициент компактируемости рассматриваемой преформы; k_i^0 – коэффициент компактируемости исходной преформы; v_i^0 – коэффициент объемного наполнения исходной преформы.

Коэффициент компактируемости – это отношение средней толщины преформы под действием давления вакуумного мешка в 100000 Па к средней величине толщины изделия в данной зоне:

$$k_i^j = \frac{t_i^j}{\delta_i^j}, \quad (5)$$

где t_i^j – средняя толщина преформы, мм; δ_i^j – средняя толщина изделия в данной зоне, мм.

Для реализации данного подхода необходимо экспериментальное определение коэффициентов v_i^0 , k_i^0 для каждой зоны слойности исходной преформы.

Для определения средней толщины преформы используются результаты контрольно-измерительных процедур преформы в пресс-форме под вакуумным мешком (рис. 2).

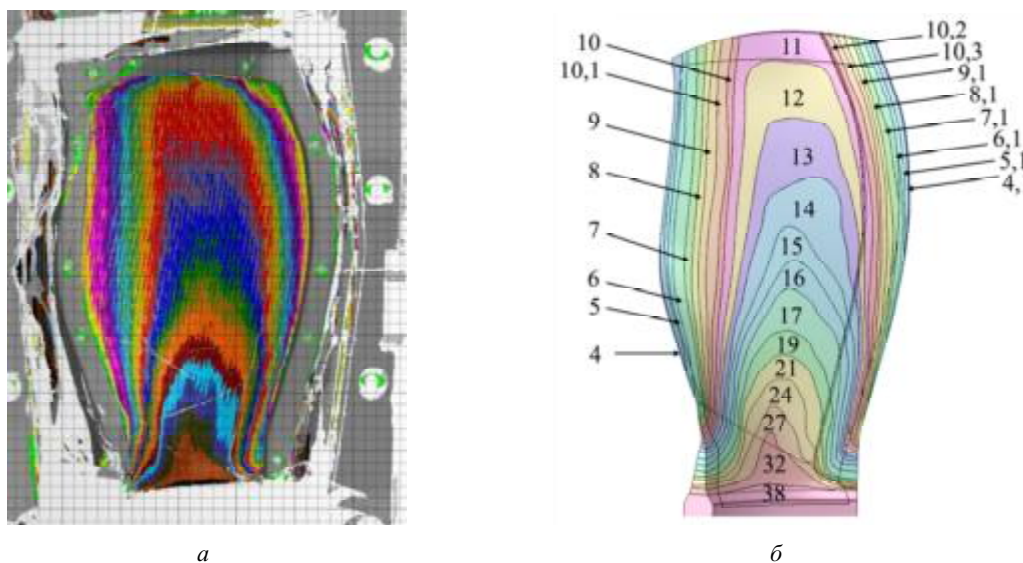


Рис. 2. Разбиение заготовки преформы на зоны слойности:
 а – цветовая карта толщин преформы; б – модель заготовки преформы с перенесенными зонами слойности

Очевидно, что границы зон слойности будут отличаться от преформы к преформе, в связи с чем модель разрабатывается только для одной базовой преформы. Изменение границ зон учитывается изменением среднего коэффициента объемного наполнения. В связи с этим каждая последующая преформа проходит входной контроль на предмет средней толщины каждой зоны слойности. Границы, в которых определяются средние толщины, берутся из исходной.

Динамическая вязкость связующего μ является функцией температуры $T_{св}$ и степени конверсии $\alpha_{св}$. Данная зависимость задается в ESI PAM-Composite в виде табличных данных зависимости $f = \mu(\alpha_{св})$ при различных постоянных $T_{св}$ (с шагом 5–10 °С). Динамическая вязкость определяется экспериментально с помощью реометра, закон изменения степени конверсии от времени определяется с помощью дифференциальной сканирующей калориметрии [23]. Начальная степень конверсии связующего определяется по тому же методу.

Типовой результаты работы расчетной модели приведен на рис. 3.

При ручном задании оператором давления инъекции в процессе пропитки реального изделия график (см. рис. 3, в) требует модификации и должен быть аппроксимирован линейно-ступенчатой функцией.

С учетом описанных свойств расчетной модели входными параметрами расчетной модели должны выступать варьируемые характеристики – средняя толщина зон слойности, начальная степень конверсии связующего и температура преформы. Дополнительно требуется задание величины шага приращения давления инъекции.

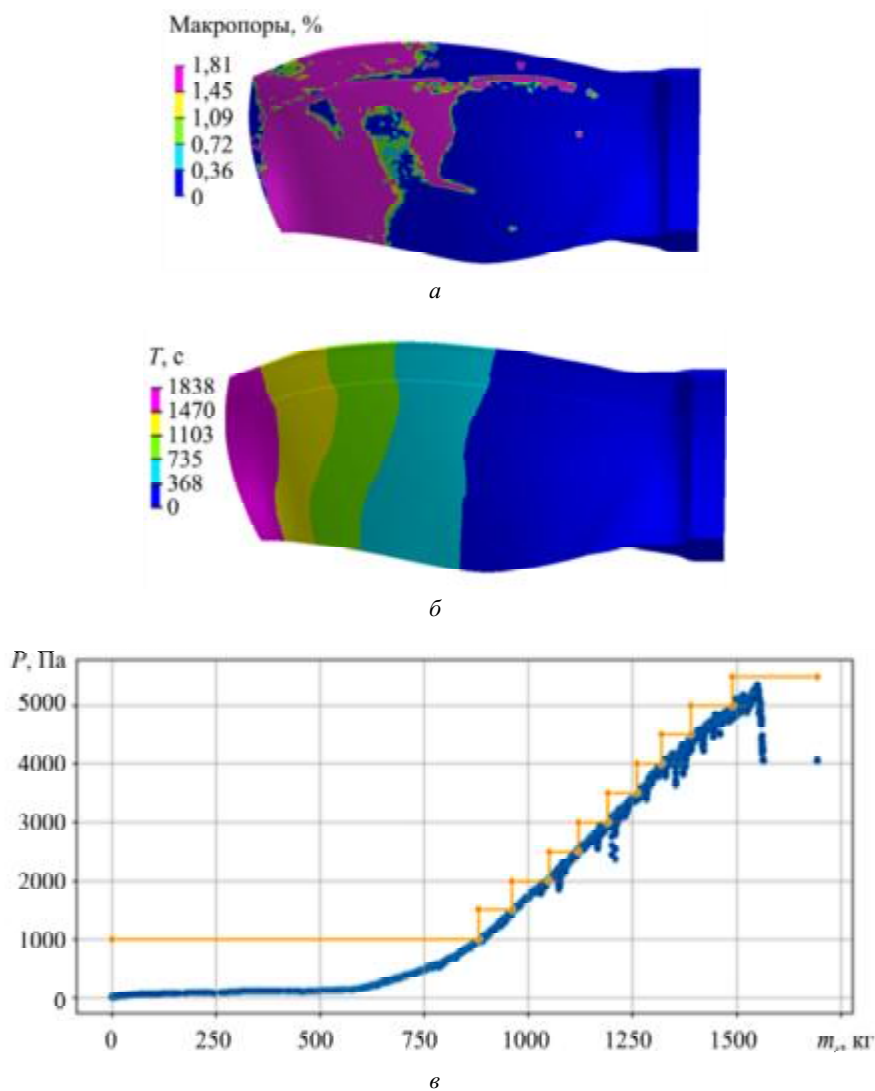


Рис. 3. Типовой результат работы расчетной модели: а – макропоры образца; б – время пропитки; в – зависимость давления инъекции от массы введенного связующего

Ограничения программного комплекса ESIPAM-Composite, не позволяющие осуществлять параметрическое исследование, обусловили необходимость ручного ввода входных переменных. Для снижения трудоемкости данного процесса средние толщины зон слоистости заменяются одним параметром – средним отклонением от толщины исходной преформы. Выходными параметрами являются график зависимости давления инъекции от массы введенного связующего, время пропитки и максимальное процентное содержание пор.

Допустимый диапазон температуры преформы для пропитки – 100...130 °С с шагом 10 °С. Степень конверсии связующего изменяется в диапазоне 0...15 % с шагом 5 %. Среднее отклонение толщины преформы от исходной – 0...15 % с шагом 5 %.

Таким образом, имеем три изменяемых параметра, каждый из которых может иметь четыре значения. Для рассмотрения комбинаций всех возможных вариантов составляется матрица из 256 расчетных вариантов.

С использованием разработанной модели была проведена серия расчетов для дальнейшего построения модели машинного обучения. Результаты корреляционного анализа по полученным данным представлены на рис. 4.

На основании полученных из расчета данных строятся алгоритмы для тестирования и проверки моделей. Оптимальная модель выбирается с подбором гиперпараметров из следующих моделей: LinearRegression, Lasso, Ridge, ElasticNet, SVR, KNeighborsRegressor, DecisionTreeRegressor, RandomForestRegressor, GradientBoostingRegressor.

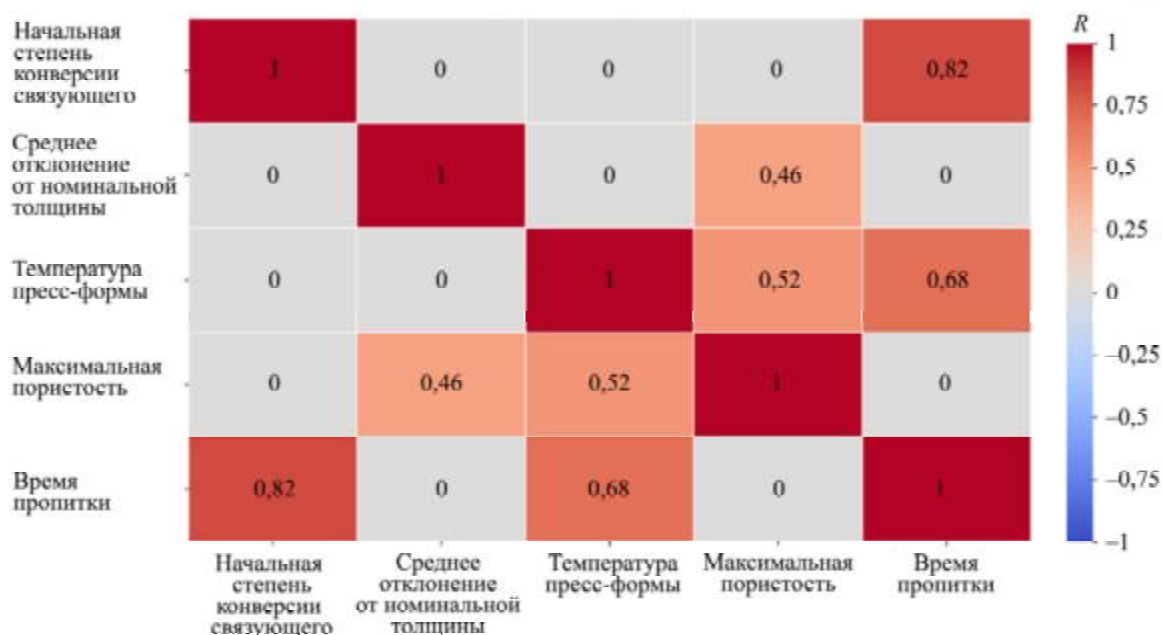


Рис. 4. Корреляционная матрица признаков

На основе полученных моделей разработано приложение для поиска оптимальных параметров пропитки. Оптимизация параметров осуществляется методом перебора всех возможных значений входных параметров в определенном интервале с определенным шагом. Затем данные значения подаются на вход модели, которая вычисляет выходные параметры. Целью работы оптимизатора является поиск такого набора параметров процесса, при которых обеспечивается условие минимума времени пропитки и минимума пористости. В итоге для оптимального кандидата строится линейно-ступенчатый график зависимости давления от массы введенного связующего.

Для подтверждения работоспособности методики проведено сравнение качества видовой поверхности трех образцов. Один из образцов изготовлен по стандартному режиму, два других – по режимам, полученным с помощью инженерной экспресс-модели.

В таблице приведены результаты входного контроля трех образцов.

Параметр	Результат		
	Образец № 1	Образец № 2	Образец № 3
Среднее отклонение от номинальной толщины, %	0	2	9
Начальная степень конверсии связующего, %	0	0	0

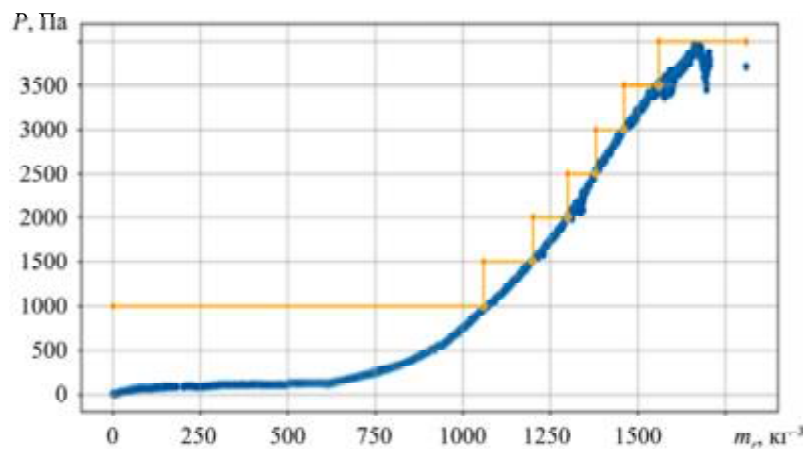
Температура пропитки образца № 1 – 110 °С. По результатам работы инженерной экспресс-модели, оптимальная температура в случае образцов № 2, 3 – 116 °С.

Приведем оптимальные параметры процесса изготовления образца № 2 (рис. 5, а) и образца № 3 (рис. 5, б).

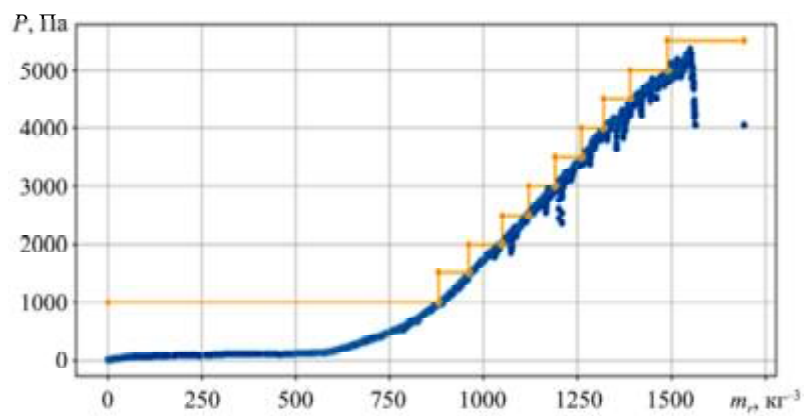
Образец № 1 пропитывался при постоянном избыточном давлении инъекции 150000 Па. Для образцов № 1–3 спрогнозированные значения времени пропитки и максимальной пористости составляют 17 мин /5,26 %, 9 мин /1,21 %, 10 мин /1,03 %.

На поверхности образца № 1 отмечается скопление макро- и микропор, тогда как на образце № 2 поры отсутствуют, а на образце № 3 присутствуют микропоры в небольшом количестве (рис. 6).

Образец № 1 был изготовлен за 18,4 мин, образец № 2 – за 10 мин, образец № 3 – за 11,5 мин. Таким образом, максимальная погрешность работы модели в части прогнозирования времени пропитки составляет 15 %, минимальная – 8,2 %.

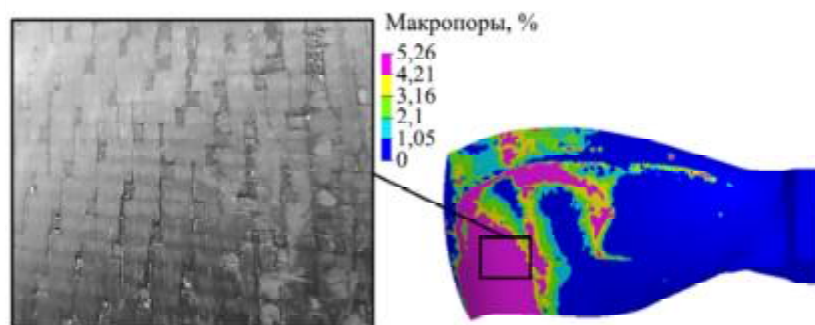


а

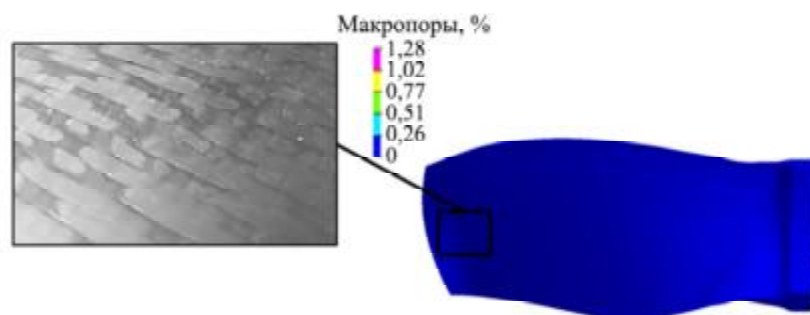


б

Рис. 5. Графики давления инъекции связующего



а



б

Рис. 6. Результаты визуального контроля изготовленных образцов:
а – образец № 1; б – образец № 2; в – образец № 3 (Начало)

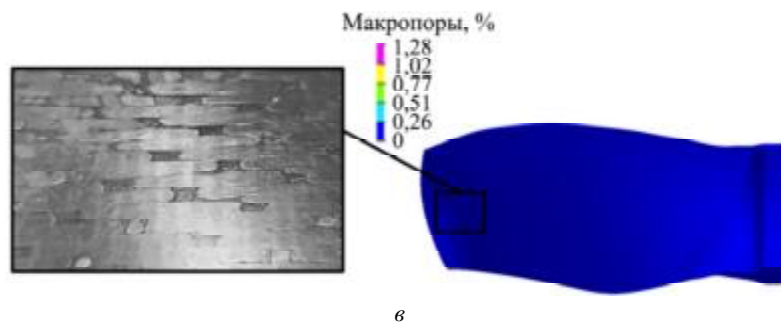


Рис. 6. Результаты визуального контроля изготовленных образцов:
 а – образец № 1; б – образец № 2; в – образец № 3 (Окончание)

Таким образом, в рамках настоящего исследования разработана инженерная экспресс-модель для реализации адаптивного технологического процесса пропитки изделия из композиционного материала.

Разработанный метод демонстрирует хорошую эффективность для обеспечения высокого качества изделия. Так, инженерная экспресс-модель позволила минимизировать количество поверхностных пор образцов № 2, 3, тогда как в изготавливаемом по стандартной технологии образце № 1 присутствуют поверхностные поры в большом количестве. Также экспресс-модель позволяет спрогнозировать время, необходимое на пропитку, что позволяет отсеивать преформы, время пропитки которых превышает время жизни связующего.

В качестве альтернативы представленному методу может рассматриваться метод численного моделирования, так как с его помощью возможно оптимизировать параметры пропитки. Ключевой особенностью численного метода является отсутствие универсальности: для каждой комбинации преформы и связующего требуется проведение оптимизационных исследований. В связи с этим преимуществом предложенного метода является его высокая вычислительная эффективность: получение результата занимает менее 5 мин, в то время как применение численного моделирования требует не менее 24–32 ч. Погрешность представленного метода сопоставима с численным подходом. Также отметим, что использование представленного метода позволяет осуществлять дообучение суррогатных моделей, поскольку их обновление производится на основе вновь получаемых расчетных данных при каждом цикле использования.

К основным ограничениям метода относится необходимость ручного сбора расчетных данных и отсутствие в инженерной экспресс-модели суррогатной модели, описывающей зависимость формы кривой давления от входных параметров расчетной модели. В текущей реализации оптимальная кривая давления пропитки формируется на основе ближайшего доступного набора исходных данных. Первое ограничение может быть преодолено параметризацией расчетной модели с использованием стороннего программного обеспечения, например DTSeven. Второе ограничение устраняется описанием кривой давления какой-либо функцией, например линейной, состоящей из трех участков с разными углами наклона. В таком случае константы данной линейной функции могут быть выходными параметрами работы расчетной модели, численная оценка и обработка которых осуществима статистическими методами.

Исследования выполнены в рамках передовой инженерной школы «Комплексная авиационная инженерия» (соглашение 075-15-2025-129).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Пузырецкий Е.А. и др. Моделирование и оптимизация процессов создания композитного тела гибридной лопасти тягового винта // Изв. вузов. Авиационная техника. 2022. № 3. С. 141–147.
2. Шабалин Л.П. и др. Разработка методики расчета напряженно-деформированного состояния, оптимизации и экспериментального исследования гибридной конструкции композит-металлической лопасти тягового винта // Изв. вузов. Авиационная техника. 2022. № 2. С. 35–42.
3. Zhang A. et al. Effects of Void Content on Mechanical Properties of Carbon/Epoxycomposite Laminates // Zhongguo Jixie Gongcheng/China Mechanical Engineering. 2010. Vol. 21. Iss. 24. P. 3014–3018.
4. Батраков В.В. и др. Влияние режимов автоклавного формования и структуры технологического пакета на пористость конструкций из композиционных материалов // Изв. вузов. Авиационная техника. 2018. № 1. С. 93–96.

5. Душин М.И., Донецкий К.И., Караваев Р.Ю. Установление причин образования пористости при изготовлении ПКМ // Труды ВИАМ. 2016. № 6 (42). С. 68–78.
6. Коваль А.П., Бобарика И.О. Элементы алгоритма оптимизации технологического процесса вакуумной инфузии при изготовлении крупногабаритных изделий из полимерных композиционных материалов // Изв. вузов. Авиационная техника. 2024. № 1. С. 192–196.
7. Коваль А.П., Бобарика И.О. Моделирование системы подачи связующего вещества в процессе вакуумной инфузии композитной панели // Изв. вузов. Авиационная техника. 2024. № 3. С. 197–202.
8. Ruiz E. et al. Optimization of Injection Flow Rate to Minimize Micro/Macro-Voids Formation in Resin Transfer Molded Composites // Composites Science and Technology. 2006. Vol. 66. Iss. 3-4. P. 475–486.
9. Snape A.E. et al. Stabilising and Trimming 3D Woven Fabrics for Composite Preforming Applications // Applied Composite Materials. 2018. Vol. 25. P. 735–746.
10. Gries T. et al. Aachen Technology Overview of 3D Textile Materials and Recent Innovation and Applications // Applied Composite Materials. 2022. Vol. 29. P. 43–64.
11. Baisirikov B.M. et al. Study of Prepregs Lifetime Based on Epoxy Resin with Aromatic Amine Hardener // Eurasian Physical Technical Journal. 2023. Vol. 20. № 3. P. 62–69.
12. Шоничев И.Д. и др. Нейросетевое прогнозирование параметров пропитки заготовок деталей из полимерных композиционных материалов // Промышленные процессы и технологии. 2025. № 2 (16). P. 79–94.
13. Karuppusamy M. et al. A Review of Machine Learning Applications in Polymer Composites: Advancements, Challenges, and Future Prospects // Journal of Materials Chemistry A. 2025. Vol. 13. P. 16290–16308.
14. Szarski M., Chauhan S. Instant Flow Distribution Network Optimization in Liquid Composite Molding Using Deep Reinforcement Learning // Journal of Intelligent Manufacturing. 2023. Vol. 34. P. 197–218.
15. Cassola S. et al. Machine Learning for Polymer Composites Process Simulation a Review // Composites Part B: Engineering. 2022. Vol. 246. Article № 110208.
16. Hiremath P. et al. Computational Approach for Optimizing Resin Flow Behavior in Resin Transfer Molding with Variations in Injection Pressure, Fiber Permeability, and Resin Sorption // Journal of Composites Science. 2025. Vol. 9. № 3. Article № 129.
17. Bittrich L. et al. On the Resin Transfer Molding (RTM) Infiltration of Fiber-Reinforced Composites Made by Tailored Fiber Placement // Polymers. 2022. Vol. 14. № 22. Article № 4873.
18. Dei Sommi A., Lionetto F., Maffezzoli A. An Overview of the Measurement of Permeability of Composite Reinforcements // Polymers. 2023. Vol. 15. № 3. Article № 728.
19. Naik N.K., Sirisha M., Inani A. Permeability Characterization of Polymer Matrix Composites by RTM/VARTM // Progress in Aerospace Sciences. 2014. Vol. 65. P. 22–40.
20. Amico S., Lekakou C. An Experimental Study of the Permeability and Capillary Pressure in Resin-Transfer Moulding // Composites Science and Technology. 2001. Vol. 61. Iss. 13. P. 1945–1959.
21. Han K.K., Lee C.W., Rice B.P. Measurements of the Permeability of Fiber Preforms and Applications // Composites Science and Technology. 2000. Vol. 60. Iss. 12-13. P. 2435–2441.
22. Оснастка для измерения компактируемости, проницаемости преформ и изготовления элементарных образцов с учетом технологической наследственности: пат. на полезную модель 226154 Рос. Федерация, № 2024101935; заявл. 26.01.2024; опубл. 22.05.2024, Бюл. № 15.
23. ГОСТ Р 55135-2012. Пластмассы. Дифференциальная сканирующая калориметрия (ДСК). Часть 2. Определение температуры стеклования. М.: Стандартинформ, 2014. 8 с.

Поступила в редакцию 14.10.25
 После доработки 16.10.25
 Принята к публикации 16.10.25

A Method for Searching for Optimal Parameters of the Technological Process of Impregnation of Three-Dimensional Reinforced Composite Products Based on Machine Learning Models

L.P. SHABALIN¹, A.V. PAKHOMENKOV², AND E.A. PUZYRETSKII¹

¹ Tupolev Kazan National Research Technical University, Kazan

² PAO "UEC-SATURN", Rybinsk

A new approach to developing an adaptive manufacturing process for composite materials is presented. An experimental sample created using 3D weaving is studied, and a rapid engineering

model is created to optimize the parameters of the preform impregnation process. The model uses data on the preform and resin parameters to determine the quality characteristics of the final part. According to the results obtained, the proposed method significantly reduces the number of surface defects in samples and allows for predicting injection time, which is critical for optimizing the manufacturing process. The conducted studies confirmed the high efficiency of the developed model and substantiated its practical application in industry.

Three-dimensionally reinforced composite part, transfer molding method, optimal injection parameters, numerical modeling, surrogate model, machine learning

**Формализация процесса разработки
бортовой радиолокационной станции
фазовой траекторией в допустимой области
значений с учетом неопределенности данных
о технической готовности ее компонентов
и порядке финансирования**

Решается актуальная задача эффективного управления процессом разработки авиационной бортовой радиолокационной станции мониторинга. Проведен анализ особенностей данного процесса в условиях неопределенности данных о технической готовности ее компонент с учетом стохастического характера порядка финансирования работ и продолжительности жизненного цикла разработки. Выявлены преимущества и недостатки существующих методов оценки процесса разработки бортовой радиолокационной станции как сложной системы с использованием различных вариантов рисков. Выдвинута и формализована гипотеза о возможности и целесообразности применения управления финансовыми воздействиями на процесс разработки для своевременного принятия организационных и конструкторских решений по корректировке разработки для безусловного выполнения требований заказчика и директивных сроков. Исследована эффективность модифицированного по результатам моделирования, разработанного научной школой академика Ю.В. Шокина показателя риск-анализа, учитывающего не только директивные сроки разработки и текущую техническую готовность компонент радиолокационной станции, но и объем и время проведения необходимого финансирования, обеспечивающего нахождение процесса разработки в области с допустимым риском.

И.В. ТРУНДАЕВ,
аспирант

(Финансовый университет,
Москва),

В.А. ПАНКРАТОВ,
канд. техн. наук

(НПОДАР, Москва),

С.П. СОЛЯНИКОВА,
канд. экон. наук,

С.С. МИХАЙЛОВА,
д-р экон. наук

(Финансовый университет,
Москва)

ivan_t98@mail.ru

Экспертные системы, нечеткое управление, радар

Авиационные бортовые радиолокационные станции мониторинга – важнейшие информационные средства для обнаружения воздушных, морских и наземных объектов методом радиолокации, определения их дальности, размерности и вычисления параметров движения [1, 2]. Характер решаемых задач и требования к функциональным возможностям обуславливают облик бортовых радиолокационных станций как сложных наукоемких изделий радиоэлектронной промышленности, интегрирующих новейшие достижения в области информационных технологий радиоэлектронных систем. Создание бортовых радиолокационных станций нового поколения, а также модернизация существующих образцов требуют высокого уровня организации их проектирования и производства. Это обусловлено высокой сложностью как самого изделия бортовой радиолокационной станции, так и производственного процесса его создания. Возникает необходимость применения новых инновационных технологических решений конструирования аппаратно-программных комплексов бортовых радиолокационных станций, а также совершенствования организационных методов управления на всех этапах жизненного цикла. При этом управление процессом создания бортовых радиолокационных станций нового поколения должно основываться, с одной стороны, на актуальных и точных оценках эффективности разработки отдельных компонентов и бортовых радиолокационных станций в целом, с другой стороны, на математически обоснованных методиках оптимального выбора состава и структуры бортовой радиолокационной станции при ограничениях на общую стоимость и время ее создания.

Существующие модели и методы управления процессом создания бортовой радиолокационной станции, как правило, используют вероятностные подходы, например, представляя длительность каждого этапа или расходы как случайные величины с заданными распределениями вероятностей (марковские процессы, мартингалы). В работах [3–5] в качестве универсального показателя эффективности создания бортовой радиолокационной станции рассматривается показатель риска, под которым понимается веро-

ятностная мера отклонения характеристик создаваемой бортовой радиолокационной станции от заданных в техническом задании значений, учитывающий текущие характеристики производственного процесса создания бортовой радиолокационной станции, прежде всего, ее технологическую готовность, а также финансовые и временные ограничения при создании бортовой радиолокационной станции.

Однако определение оптимального варианта состава бортовой радиолокационной станции, а также выбор применяемых конструктивно-технических решений рассматривается только с точки зрения готовности составных частей к их применению в процессе разработки бортовой радиолокационной станции. При этом не учитывается достигаемый уровень тактико-технических характеристик, что не позволяет достоверно судить о выполнении требований технического задания в целом, особенно на этапах проектирования. Указанный недостаток может привести к принятию неоптимальных решений: некорректный выбор технологических и технических параметров компонентов бортовой радиолокационной станции повышает риск необходимости перепроектирования отдельных конструктивных узлов, что, в свою очередь, может существенно увеличить сроки разработки радиолокационной станции.

В работах [6, 7] предложен комплексный показатель технико-экономической эффективности создания радиолокационной станции контроля космического пространства, определяемый в трехмерном пространстве «технические характеристики – стоимость – время». Данный показатель учитывает особенности создания радиолокационных станций контроля космического пространства, а также выполнение ими целевых задач в процессе применения по назначению. Он обеспечивает обоснованный выбор технических и технологических решений при создании радиолокационных станций контроля космического пространства, а также может быть использован для определения модернизационного потенциала существующих радиолокационных станций контроля космического пространства. Вместе с тем указанный показатель не предусматривает возможность проведения оперативной оценки технической реализуемости компонент с учетом неопределенности данных.

В работах [8, 9] предложен подход к формированию оптимального облика перспективной радиолокационной станции контроля космического пространства на основе минимизации стоимости изготовления аппаратуры с использованием поискового потенциала. Показано, что данный показатель представляет собой характеристику, позволяющую комплексно оценивать степень выполнения критически значимых тактико-технических характеристик. Таким образом, поисковый потенциал может выступать в качестве обобщенного критерия для обоснования конструктивно-технических решений радиолокационных станций на этапе концептуального проектирования. Однако эффективное применение метода Гермейера в значительной степени ограничено качеством исходных данных, которые на ранних стадиях разработки, как правило, основаны на недостоверных экспертных оценках.

Указанные ограничения стали предметом исследования научной школы академика Ю.И. Шокина. В работе [10] отмечена принципиальная сложность своевременного создания современных технических систем с требуемыми характеристиками в связи с «фундаментальной неопределенностью будущего». Кроме того, ввиду стремительного развития цифровых технологий значительно увеличиваются объемы информации, что снижает эффективность классических методов принятия решений на основе прогнозирования рисков.

В трудах Ю.И. Шокина предложена модель риска, основанная на применении цифровых двойников, которая, по мнению автора, обеспечивает возможность предиктивного прогностического риск-анализа и, кроме того, имеет преимущества. Используется различная информация о ходе разработки для каждого из этапов, таким образом, риск не является статической величиной, информация о системе меняется. При оценке риска рассматриваются события с малыми вероятностями, которые вместе с тем могут привести к катастрофическим последствиям. Применение цифровых двойников позволяет производить оперативную оценку состояния системы.

Однако сложность и стоимость внедрения цифровых двойников в условиях недостаточных данных, например, на этапе эскизно-технического проектирования для проведения количественного анализа приводит к низкой точности в оценке показателей эффективности процесса разработки и, соответственно, к

значительным финансовым потерям, а в ряде случаев и срывам контрактов в целом. Кроме того, вследствие замены хотя бы одного компонента в иерархической структуре бортовой радиолокационной станции часто возникает необходимость сбора и обработки значительных объемов данных для проведения необходимого комплекса работ по валидации цифровых двойников вновь введенного компонента и цифрового двойника в целом.

Таким образом, в настоящее время существуют объективные предпосылки для дальнейшего совершенствования методов риск-анализа, направленных на разработку научно-методического инженерно-экономического аппарата, обеспечивающего адаптивное управление процессом создания бортовой радиолокационной станции в условиях стохастических рисков. Ключевым элементом такого подхода является возможность своевременной и точной корректировки порядка финансирования с целью компенсации прогнозируемых угроз.

Ситуация с неопределенностью процесса разработки осложняется также неопределенностью в экономико-финансовой области (проблемы с логистикой, изменение цен, ставок), а также по причине возникновения непредвиденных расходов или изменения кредитной политики и ситуации спроса-предложения на рынке оборудования и необходимых компонент. С течением времени неопределенность, присущая процессу разработки, уменьшает свою энтропию. Однако на начальных этапах разработки бортовой радиолокационной станции уровень неопределенности в отношении технического состояния и объема достигает максимума. В условиях отсутствия обоснованной и оперативной реакции со стороны заказчика и разработчика на новые непредвиденные возмущения существует высокая вероятность выхода процесса разработки бортовой радиолокационной станции за пределы утвержденного директивного плана-графика.

Для формализации задачи адаптивного управления процессом разработки бортовой радиолокационной станции, включающей оптимизацию контроля, предиктивную оценку угроз и разработку механизмов целевого финансирования для предотвращения или смягчения отклонений показателей бортовой радиолокационной станции, примем следующие исходные предпосылки.

Заданы некоторые основные (технические или финансовые) показатели, которые описываются комплексными или отдельными величинами $H = \{h_1, h_2, \dots, h_m\}$, в которых могут присутствовать некоторые ошибки или потери $\varepsilon_1, \varepsilon_2, \dots, \varepsilon_m$, где m – количество заданных характеристик. Пространство всевозможных значений параметров назовем Ω .

Известна структурно-логическая схема бортовой радиолокационной станции и взаимодействие ее компонент. Существуют дополнительные управляемые расходы $u(t)$ на поддержание некоторого из h_1, h_2, \dots, h_m выбранного параметра в требуемом для момента t состоянии, а также ограничения на минимальные сроки (время) нормальной работы системы без остановок T , ограничения по максимуму на привлеченные для этого расходы C и ограничения, описываемые функциями, по допустимым значениям $H_0 = \{f_1(H), f_2(H), \dots, f_n(H)\}$ в рамках технического задания, где n – количество заданных ограничений.

В каждый момент времени состояние разработки бортовой радиолокационной станции можно описать движением точки по некоторой траектории в пространстве Ω , представляющей собой эволюцию этих состояний во времени. Дополнительной характеристикой траектории выступают совокупные объемы спланированного и дополнительного финансирования $\sum_0^{T_{\text{ком}}} u(t) dt$ и время существования $T_{\text{ком}}$.

Необходимо построить оценку соответствия ограничениям H_0 всех значений H на траектории комплекса, а также (меняя управление $u(t)$) сохранить траекторию в области допустимых ограничений H_0 так, чтобы для времени существования комплекса $T_{\text{ком}}$ выполнялось $T_{\text{ком}} \geq T$, а для суммарных

дополнительных финансовых воздействий $\sum_0^{T_{\text{ком}}} u(t) dt \leq C$.

Положим, что процесс разработки радиолокационной станции можно представить следующей системой из показателей H (примем их для удобства x, y, z):

$$\begin{cases} \dot{x} = (\alpha - \beta y)xz - \varepsilon; \\ \dot{y} = (-\gamma + \delta x)yz + u; \\ \dot{z} = \zeta xy - \eta z, \end{cases} \quad (1)$$

где $\alpha, \beta, \gamma, \delta, \zeta, \eta$ – положительные постоянные; x – некоторый выбранный ключевой технический показатель радиолокационной станции; y – некоторый финансовый показатель; z – функциональные характеристики радиолокационной станции; ε – неучтенный коэффициент потери из-за возникающей неопределенности в работе радиолокационной станции; u – дополнительные финансовые воздействия.

Положим, что ε меняет свое значение через промежуток времени Δt_ε . Будем считать, что данные по ε получены из нормального распределения $N(\mu, \sigma^2)$. Пусть u меняет свои значения через Δt_u .

Представим процесс модернизации как движение точки в фазовом пространстве по кривой (образованной состояниями системы (1)), которая демонстрирует эволюцию характеристик радиолокационной станции. В каждой точке пространства состояний существует вектор фазовой скорости, характеризующий темп прохождения радиолокационной станцией текущей стадии жизненного цикла. Этот вектор зависит исключительно от текущего положения точки (состояния системы). Набор таких векторов определяет дифференциальное уравнение, моделирующее динамику разработки. В дальнейшем при определении показателя риска указанная траектория будет играть ключевую роль.

Как было отмечено в постановке задачи, областью всевозможных состояний показателей бортовой радиолокационной станции будем считать область $\Omega = \{(x, y, z) \mid x, y, z \in \mathbb{R} > 0\}$.

При отсутствии параметров u и ε (т. е. при их нулевых значениях) траектория системы (1) приобретает замкнутый (и устойчивый по одному направлению) характер, будут образовываться циклы. В таком случае данную кривую целесообразно интерпретировать как «планируемую траекторию», когда на этапе разработки учтены не все факторы. В случае когда ε не является нулевой величиной, что естественно для следующих этапов разработки, планируемая траектория может отклониться и прийти в некоторую недопустимую область, т. е. в системе при выполнении определенных условий может возникнуть неустойчивое положение «седло-фокус» (имеет одномерные устойчивое и двумерное неустойчивое многообразие (рис. 1, а)). Таким образом, фазовая траектория процесса разработки бортовой радиолокационной станции может выйти в недопустимую область за конечное время (рис. 1, б), что приведет к срыву сроков сдачи объекта или остановке во время функционирования (рис. 1, в).

Положим, что в конкретный момент времени оценить риски, т. е. возможность выхода за рамки технического задания, можно по некоторому числовому значению ρ оценки нахождения в допустимой области H_0 .

Положим, что весь исследуемый процесс в момент времени T можно в целом описать на основе множества

$$S = \left\{ T, \sum_0^T u(t)dt, \int_0^T \rho(t)dt \right\}, \quad (2)$$

где T – временной интервал, в течение которого осуществляется наблюдение за динамикой системы; $\sum_0^T u(t)dt$ – агрегированные сопутствующие расходы; $\int_0^T \rho(t)dt$ – суммарная оценка риска, т. е. степень положения системы в допустимой области H_0 .

Известно несколько оценок параметрических рисков-отказов с «геометрической» точки зрения, в частности, с использованием полей допуска [11].

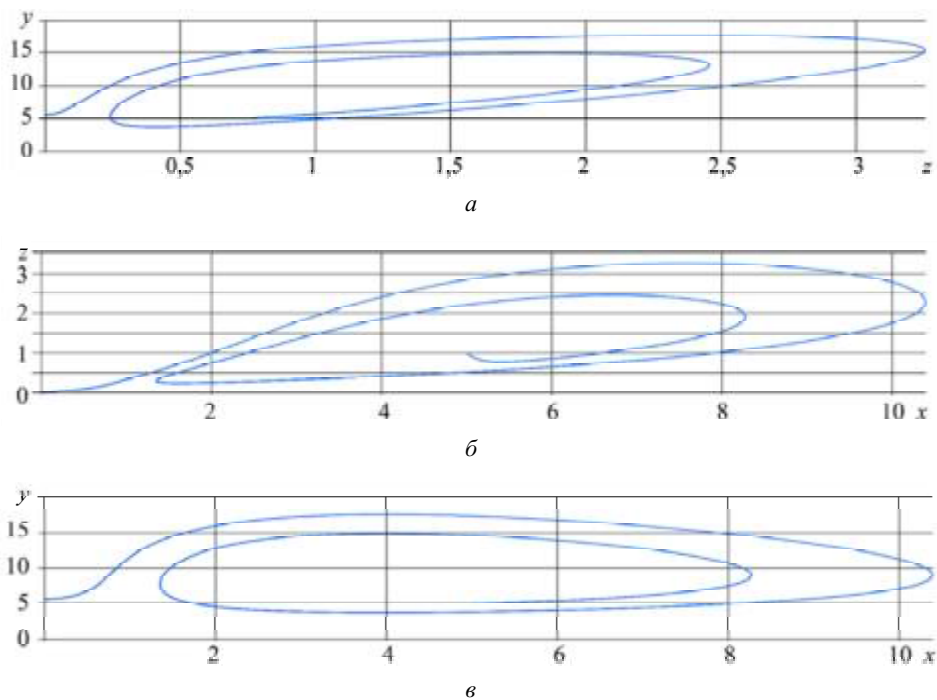


Рис. 1

Цифровой двойник в риск-анализе, формализуемый как пятимерная конструкция (физический объект, виртуальная модель объекта, сервисы, данные, связи) [12], представляет собой интегрированное физическое и вероятностное моделирование объекта, отражающее его жизненный цикл на основе данных и моделей. Эта комплексность позволяет оперативно оценивать риски, например, через вероятность возникновения опасных событий, вызванных критическими отклонениями параметров виртуальной модели в заданные моменты времени.

Геометрически это можно было бы выразить в фазовом пространстве параметров виртуальной модели в виде допустимой области H_0 (условно в пространстве с малым риском), ограниченной требованиями технического задания. Выход за границы данной области трактуется как максимальный риск. Несмотря на неоспоримый потенциал цифрового двойника в задачах риск-анализа и оптимизации компоновки, его практическое применение для количественной оценки эффективности на ранних стадиях проекта (например, эскизного проектирования) сопряжено с фундаментальными проблемами – высокой стоимостью и сложностью создания адекватных моделей в условиях дефицита данных.

В качестве иллюстрации построим для виртуальной траектории область допустимых значений, используя известные методы, не предполагающие полной и детальной информации для проведения более простого и низкочастотного риск-анализ. Пусть есть некоторый выбранный параметр θ_i , который не должен выходить за определенные границы, т. е. будем считать, что оборудование будет адекватно работать, только если $\theta_i \in (\theta_{i_{\min}}, \theta_{i_{\max}})$. В рамках $(\theta_{i_{\min}}, \theta_{i_{\max}})$, а также большего интервала может быть определена некоторая функция, показывающая меру соответствия параметра определенному значению (например, вероятность или функция принадлежности). При нескольких параметрах может образовываться многомерная область неопределенности (эллипс или эллипсоид (рис. 2)).

Построим такую область неопределенности для трех ключевых величин x, y, z в уравнениях (1) (x – некоторый выбранный ключевой технический показатель бортовой радиолокационной станции; y – некоторый финансовый показатель; z – функциональные характеристики бортовой радиолокационной станции). При этом проектную кривую будем считать условно планируемой траекторией разработки, для нее и зададим указанную область. В случае когда ε не является нулевой величиной, траектория может отклониться и войти в недопустимую область.



Рис. 2

Построим эллипсоид неопределенности между выбранными техническими параметрами и некоторым финансовым показателем, что в дальнейшем позволит оперативно определять опасное положение траектории до момента отказа компонент, остановки функционирования и срыва графика, что приведет к большим финансовым потерям. Избежать этого в конкретный просматриваемый промежуток возможно благодаря решению о краткосрочных финансовых воздействиях для корректировки траектории, описывающей связь между определенными показателями.

Представление эллипсоида неопределенности показано на рис. 3. Сплошная кривая представляет собой фазовую проектную кривую (набор точек из наиболее планируемых значений трех показателей во времени), пунктирная – фазовую траекторию комплекса (набор точек из реальных значений трех показателей во времени) при наличии неучтенных факторов.

Рис. 3, а иллюстрирует выход за допустимую границу пунктирной кривой (фазовой траектории комплекса), что считается недопустимым по техническому заданию, в дальнейшем она уходит на одну из осей (рис. 3, б), что приводит к остановке вообще развития всей системы (что может означать сбой и полную остановку всего комплекса в реальности). На основе данного подхода (только на известных границах параметров) не всегда получается построить приемлемое управление.

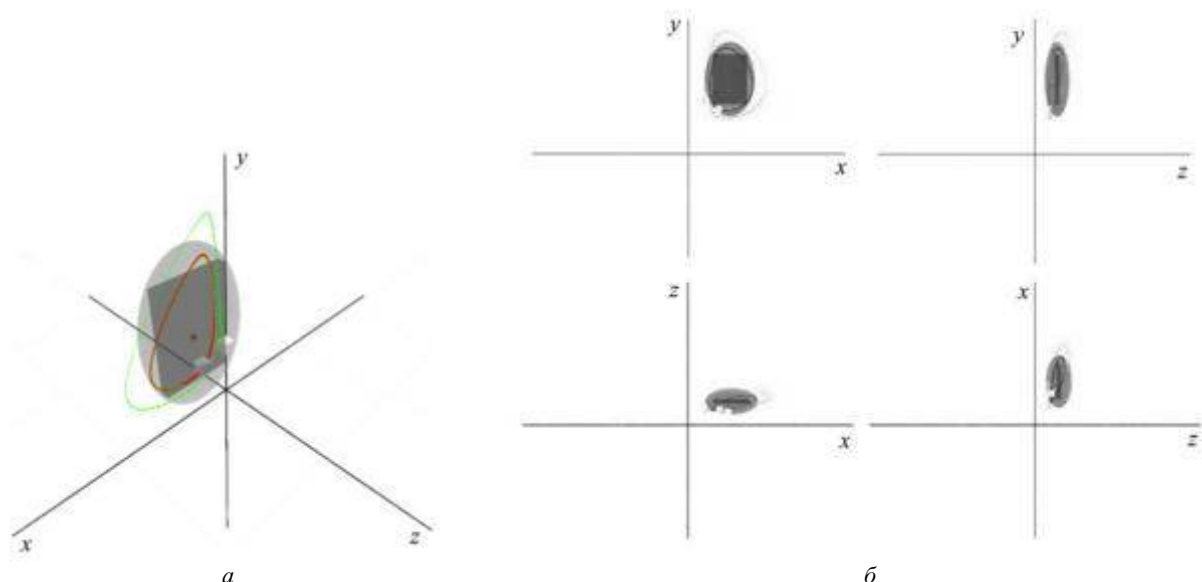


Рис. 3

Существующий подход, основанный исключительно на заданных граничных значениях параметров, часто не обеспечивает приемлемый контроль. Это связано с необходимостью одновременного мониторинга – соблюдения сроков и базовых требований, соответствия состояния компонентов радиолокационной станции нормативам, оптимизации финансовых вложений u на разработку, – при отсутствии научно обоснованных методов расчета финансовых воздействий u .

В комплексах, жизненный цикл которых описывается системой уравнений (1), представление допустимой области колебаний значений в виде жесткого параллелепипеда или эллипсоида значений часто некорректно для риск-анализа. Центральные («идеальные») значения параметров могут быть недостижимы из-за естественных динамических колебаний между факторами. Более адекватным с точки зрения управления рисками является описание области допустимых по техническому заданию значений как тороидического многообразия H_0 допустимых отклонений, внутри которого параметры совершают циклические витки. Эта геометрия отражает типичную траекторию параметров при штатной работе с допустимыми вариациями, снижая вероятность ложных сигналов увеличения или снижения риска. Поверхность тора определим как область приемлемого риска, формируемую отклонением на заданную величину от номинальной («идеальной») траектории развития системы (рис. 4, а). Тор показывает допустимую область значений.

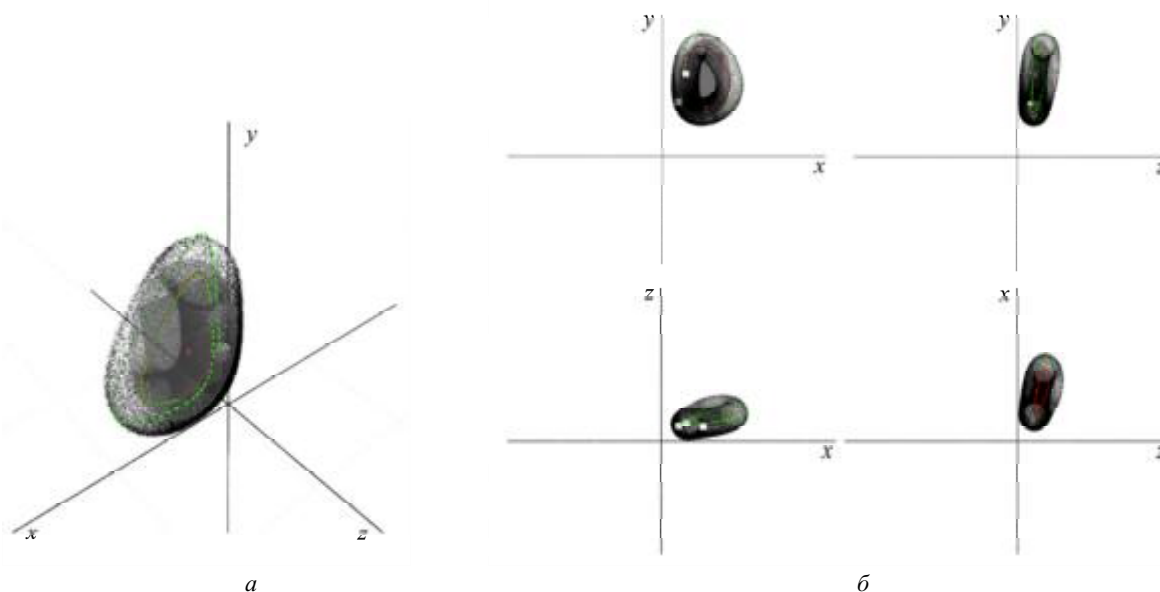


Рис. 4

Такое представление (рис. 4, б) может более правдоподобно описывать риск, так как нахождение траектории системы (1) в центре эллипсоида может свидетельствовать о начале интенсивных колебаний между параметрами, которые в перспективе необратимо выведут траекторию за пределы допустимой области, заданной техническим заданием, несмотря на ее текущее положение в идеальной середине. Представление области в виде тора позволяет исключить необходимость учета истории предыдущих значений траектории при оценке риска. В случае эллипсоидальной области пришлось бы анализировать динамику траектории – свертывание или разворачивание спирали. Тороидальная конфигурация накладывает жесткие геометрические ограничения: любое колебание приведет к выходу параметров из данной области. Кроме того, данный подход характеризуется меньшей вычислительной сложностью и меньшим объемом данных для описания такого объекта в пространстве. При определенных соотношениях параметров объем и площадь тора могут быть меньше, чем у соответствующего эллипсоида, а результативность выше.

Такие геометрические тела достаточно эффективно можно строить несколькими способами [13, 14], но сложность и трудоемкость первого подхода обусловлены необходимостью построения локальных описаний для множества ориентированных точек поверхности, многоэтапным процессом установления и группировки точечных соответствий с последующим итеративным уточнением преобразований, что требует значительных вычислительных ресурсов. Подход чувствителен к качеству исходных данных в перегруженных сценах, что важно при использовании сложных связей и огромного количества точек. При реализации сложных по структуре и процессу разработки проектов, таких, как разработка бортовой радиолокационной станции, возникают математические или технические трудности, связанные с описа-

нием процесса [15]. Это делает практическое внедрение подобных подходов затруднительным, хотя и теоретически осуществимым.

Области допустимых значений (с определенной точностью) можно описывать с помощью множества граничных точек, которые задают адекватное или приемлемое состояние системы в фазовом пространстве. Находить такие точки можно различными методами – аналитическим, статистическим или экспертным – в зависимости от количества данных. Указанные точки формируют допустимую область (см. рис. 4, 5). Данный подход имеет дополнительное преимущество: даже при отсутствии точного знания конкретной фазовой траектории развития комплекса возможно оценить ее приблизительное положение, а также предположить характер ее геометрической конфигурации.

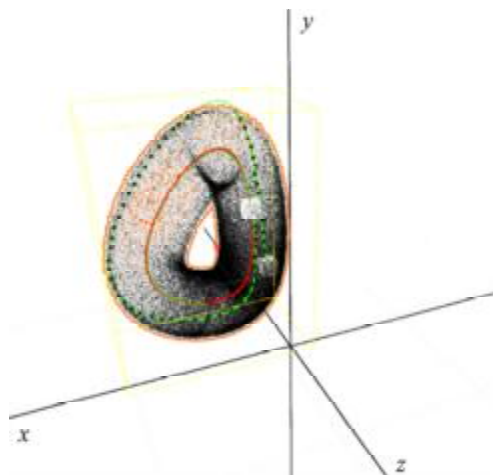


Рис. 5

Представленная на рис. 5 область допустимых значений риска формировалась по результатам аналитической зависимости, что позволяет представить процесс разработки в форме плоской фигуры, ограниченной двумя окружностями, движущейся от начальной точки по фазовой кривой проектирования.

Внутри фигуры случайным образом создавались требуемые точки. Ориентация плоской фигуры в трехмерном пространстве при моделировании представлялась через кватернионы, описывающие повороты тела по кратчайшей дуге, что критически важно при непрерывном процессе. Требуемое направление описывалось вектором фазовой скорости в конкретной точке фазовой кривой, что позволяло через умножение соответствующих кватернионов найти нужное положение плоской фигуры (генерирующей точки) [16].

В классической вероятностной модели риск решений оценивается функцией потерь $\rho = f(\bar{x}, \bar{y})$ ($\bar{x} \in \mathbb{R}^n$ – решение; $\bar{y} \in \mathbb{R}^m$ – неопределенные будущие состояния). Случайность y приводит к тому, что величина ρ случайна, и ее распределение зависит от вектора \bar{x} .

В случае когда торическая поверхность задана конкретным трехмерным телом, а не набором точек, меру риска можно определить как степень вхождения в область (или отклонение от области при другой постановке задачи). Например, в случае гладкого торообразного объекта, сечение которого представляет окружность, возможны следующие подходы к определению меры ρ .

1. Подход на основе нечетких множеств.

Риск интерпретируется как мера принадлежности текущего состояния объекта (положение на расходящейся фазовой кривой) к множеству «безопасная область», которое опишем с помощью нечеткого числа. Под нечетким числом понимается нечеткое множество множества действительных чисел, которое характеризуется определенными свойствами (выпуклость; нормальность; ядро, состоящее только из одной точки), где в качестве функции принадлежности можно принять треугольные, гауссовы или полиномиальные функции.

Рекомендуется использовать гауссову функцию с ограниченным носителем (λ_1, λ_2) :

$$\mu(x) = \begin{cases} \frac{4(\lambda_2 - x)(x - \lambda_1)(\lambda_2 - \lambda_1)^2}{4(\lambda_2 - x)(x - \lambda_1)}; \\ e \text{ для } \lambda_1 \leq x \leq \lambda_2; \\ 0 \text{ в других случаях,} \end{cases}$$

где (λ_1, λ_2) – значения, ограничивающие диаметр окружности (срез торического объекта); x – передаваемое текущее положение показателей бортовой радиолокационной станции на диаметре.

2. Альтернативный нечеткий подход.

Пусть передаваемое значение x будет положением на радиусе окружности. Тогда множество «безопасная область» может быть описано с помощью некоторой сигмовидной функции, отражающей принцип: «чем ближе к краю, тем выше риск». В качестве сигмоиды могут использоваться логистические функции, тригонометрические, полиномы и т. д., в том числе с ограниченным носителем. Данный способ концептуально аналогичен первому.

3. Вероятностный подход.

Риск определяется как вероятность выхода траектории системы за пределы безопасной области. Для нелинейных моделей вида (1) аналитическое вычисление такой вероятности, как правило, затруднено. Вместо этого целесообразно использовать метод Монте-Карло на предложенных дифференциальных уравнениях (1). Моделируется множество реализаций траектории системы в некоторый момент времени с учетом случайных возмущений, после чего для каждой траектории проверяется, произошел ли ее выход за пределы H_0 к некоторому моменту времени. Оценка риска вычисляется как отношение этих двух величин, т. е. рассчитывается доля вышедших траекторий. Однако данный метод характеризуется высокой вычислительной сложностью, что приводит к значительным временным затратам на моделирование. Исправление возможной ошибки замедляет процесс получения новых результатов.

Оценку риска можно осуществлять и с использованием других подходов. Предложенные подходы имеют ряд преимуществ и ограничений. В частности, первые два варианта оценки меры риска могут в отдельных случаях давать недостаточно объективную картину: приближение траектории к краю тора не всегда свидетельствует о выходе за область H_0 . Тем не менее данный подход сохраняет практическую ценность благодаря вычислительной простоте и легкости интерпретации, что особенно важно, если система уравнений (1) изменяется в процессе разработки. Проблему избыточной чувствительности к приближению к границе можно скорректировать в рамках парадигмы мягких вычислений изменением крутизны функций.

Третий подход позволяет получить более полную и объективную статистическую оценку, однако является чрезвычайно ресурсоемким, поскольку требует моделирования всей динамики системы, а не отдельного ее временного отрезка. Кроме того, даже малое изменение системы (1) приводит к нерелевантности накопленных методом Монте-Карло данных, что требует проведения повторного моделирования с нуля.

В случае описания области H_0 , как было отмечено ранее, с помощью точек данные оценки возможно модернизировать без изменения самой области (без построения удобной непрерывной поверхности). В частности, в рамках таких дискретных представлений можно применять методы поиска ближайших к траектории точек или множества точек.

Проведенные исследования показали, что наиболее эффективным способом разбиения данных пространства является использование трехмерной диаграммы Вороного. Эта структура разбивает пространство на области, наиболее близкие к каждой точке, т. е. разделяет пространство на зоны влияния, формируя сеть выпуклых трехмерных многогранников. Границы этих многогранников состоят из плоских многогранников, равноудаленных от ближайших ключевых точек. Такой подход позволяет суще-

ственно ускорить вычисление оценки риска. По полученным областям возможно определить ближайшую точку (в зависимости от некоторой траектории в той или иной области разбиения) и на основе этой точки сформировать некоторую суммарную метрику до нее и до точек из соприкасающихся многогранников в качестве оценки рискованного состояния. Альтернативой такой геометрической интерпретации является перебор всех таких точек, организованных в массив, с последующим поиском ближайшей точки на каждом шаге. Поиск в таком массиве данных можно алгоритмически оптимизировать. Могут быть применены и иные подходы, в частности машинное обучение.

Использование предложенного множества оценки S может быть эффективно использовано в задачах многокритериальной оптимизации процесса управления системой. В частности, для предложенной системы уравнений найдено так называемое «мягкое» управление на основе обратной связи, обеспечивающее удержание фазовой траектории в безопасной области. Предлагается использовать и нечеткие методы оценки нахождения фазовой траектории в допустимой области [17].

Последовательную процедуру оценки риска разработки бортовой радиолокационной станции на основе зависимостей, полученных в предлагаемой модели, можно представить в виде следующего алгоритма (рис. 6).

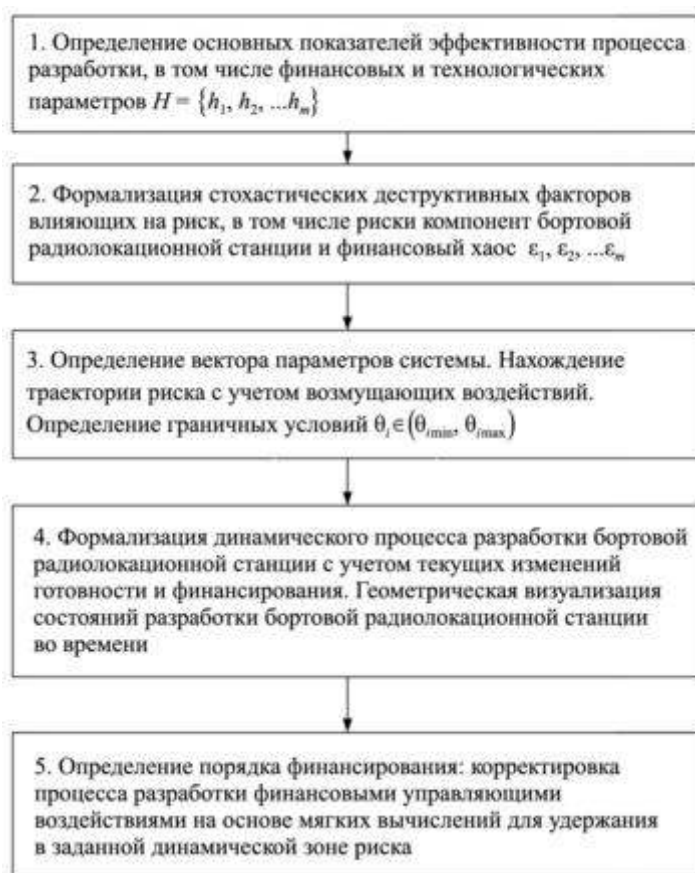


Рис. 6

Преимуществом предложенной модели является ее способность качественно описывать и формализовать неопределенность среды при ограниченном объеме информации, так как параметры настраиваются на основе экспертных знаний. Нестационарные риски интегрированы в модель. Сложность и высокая стоимость цепочки цифровых двойников существенно снижаются, так как модель описывается небольшим набором основных переменных. Это обеспечивает упрощенный поиск ошибок, легкость внесения обновлений, что дополнительно поддерживается аппаратом теории бифуркаций. Также отсутствует необходимость в постоянной поддержке системы. При этом система сохраняет гибкость: в случае выявления недостатков, существенно снижающих прогностическую возможность, ее можно скорректировать в ходе жизненного цикла и трансформировать в систему цифровых двойников. Наконец, упроще-

ние формализации (связей, структуры и свойств) способствует более четкому выявлению основных тенденций в процессе управления разработкой бортовой радиолокационной станции.

Совмещение предложенного метода оценки процесса разработки с положениями, разработанными Ю.И. Шокиным, обеспечивает более гибкое и непрерывное описание жизненного цикла бортовой радиолокационной станции. Такой синтез позволяет осуществлять пропорциональное финансовое вмешательство в процесс разработки при умеренной частоте корректировки управления. Оценка по множеству критериев S может применяться и при решении задач многокритериальной оптимизации.

Ключевым преимуществом системы дифференциальных уравнений является ее адаптивность: несмотря на простоту формализации, обусловленную использованием небольшого набора ключевых переменных, предложенные дифференциальные уравнения и другие похожие системы, описывающие циклы и дополненные механизмами управления на основе небольшого числа основных факторов, могут быть полезны при разработке систем поддержки принятия решений. Это особенно актуально в условиях, когда разработка более сложных и объемных цифровых систем оказывается экономически неоправданной по сравнению с приростом информации.

В качестве перспективных направлений дальнейших исследований рассматривается применение метода мягких вычислений для выбора оптимальных вариантов разработки бортовой радиолокационной станции на основе комплексного показателя риска.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Шевцов В.А. и др. Алгоритм определения критически важных элементов бортовых радиолокационных комплексов по результатам оперативного анализа временных рядов диагностической информации // Изв. вузов. Авиационная техника. 2022. № 2. С. 162–168.
2. Sazonov V.V. et al. Proactive Monitoring of Functional Characteristics of Radio Information Systems Using Risk Analysis Concept // Russian Aeronautics. 2025. Vol. 68. P. S1–S98.
3. Мощные надгоризонтные РЛС дальнего обнаружения: разработка, испытания, функционирование / Под ред. С.Ф. Боева. М.: Радиотехника, 2013. 168 с.
4. Боев С.Ф. Управление рисками проектирования и создания радиолокационных станций дальнего обнаружения. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2017. 430 с.
5. Управление созданием и эксплуатацией радиолокационных систем дальнего обнаружения / Под ред. С.Ф. Боева. М.: Научная книга, 2019. 420 с.
6. Боев С.Ф. и др. О возможности снижения сроков и стоимости создания РЛС ДО с использованием стенда главного конструктора // Журнал радиоэлектроники [Электронный журнал]. 2017. № 9. URL: https://www.elibrary.ru/download/elibrary_30496410_45604989.pdf (дата обращения: 1.08.2025).
7. Логовский А.С. и др. Техничко-экономический показатель эффективности создания радиолокационных систем дальнего обнаружения // Вооружение и экономика. 2020. № 2 (52). С. 9–23.
8. Казанцев А.М., Перлов А.Ю., Соколов К.С. Обоснование рациональных конструктивно-технических решений на этапе концептуального проектирования радиолокационных станций дальнего обнаружения // Научный вестник оборонно-промышленного комплекса России. 2023. № 4. С. 45–53.
9. Бондаренко А.П. и др. Обобщенный показатель для обоснования конструктивно-технических решений радиолокационных станций на этапе концептуального проектирования // Изв. РАН. 2023. № 3 (128). С. 70–75.
10. Лепихин А.М. и др. Концепция риск-анализа технических систем с использованием цифровых двойников // Вычислительные технологии. 2020. № 4. С. 99–113.
11. Будко Н.П., Крюков О.В., Южакова А.А. Модель превентивной идентификации отказов устройств и систем телекоммуникаций // Системы управления, связи и безопасности. 2025. № 2. С. 138–242.
12. Qi Q. et al. Enabling Technologies and Tools for Digital Twin // Journal of Manufacturing Systems. 2021. Vol. 58. P. 3–21.
13. Johnson A.E., Hebert M. Surface Matching for Object Recognition in Complex Three-Dimensional Scenes // Image and Vision Computing. 1998. Vol. 16. Iss. 9-10. P. 635–651.
14. Воронинов А.А., Соколов С.С., Шмелева А.К. Построение трехмерной сетки на основе диаграммы Вороного в невыпуклых областях // Вопросы атомной науки и техники. Сер. Математическое моделирование физических процессов. 2018. № 2. С. 40–54.
15. Sukumar S.R. et al. Towards Understanding What Makes 3D Objects Appear Simple or Complex // Proc. of the IEEE Computer Society Conference on Computer Vision and Pattern Recognition Workshops, June 23–28, 2008, Anchorage, USA. С. 1–8.

16. Трундаев И.В. Моделирование траекторного движения к цели в условиях неопределенности // Нелинейный мир. 2024. №. 4. С. 70–79.
17. Трундаев И.В. Мягкое управление нелинейной экономической системой // Модели, системы, сети в экономике, технике, природе и обществе. 2025. № 1. С. 84–100.

Поступила в редакцию 1.09.25

После доработки 5.09.25

Принята к публикации 9.09.25

Formalization of the Process of Developing an Onboard Radar with a Phase Trajectory in an Acceptable Range of Values, Taking into Account the Uncertainty of Data on the Technical Readiness of Its Components and the Financing Procedure

I.V. TRUNDAEV¹, V.A. PANKRATOV²,
S.P. SOLYANNIKOVA¹, AND S.S. MIKHAILOVA¹

¹ Financial University under the Government of the Russian Federation, Moscow

² Academician A.L. Mints Scientific and Production Association of Long-Range Radar, Moscow

The paper is devoted to solving the urgent problem of effective control over the process of developing an airborne radar monitoring system. The features of the development process are investigated in conditions of uncertainty of data on the technical readiness of its components and taking into account both the stochastic nature of the financing procedure and the duration of the development lifecycle. The advantages and disadvantages of existing methods for assessing the radar development process as a complex system using various risk options are studied. A hypothesis is put forward and formalized on the possibility and expediency of applying financial impact management to the development process for timely adoption of organizational and design decisions to adjust the development to unconditionally meet Customer requirements and policy deadlines. The effectiveness of the risk analysis indicator modified based on the results of modeling developed by the scientific school of Academician Yu.V. Shokin, which takes into account not only the target development dates and the current technical readiness of the radar components, but also the amount and time of necessary financing to ensure that the development process is located in an area with acceptable risk, is investigated.

Expert systems, fuzzy control, radar

Имитационное моделирование многолучевых радиоканалов на основе системы стохастических дифференциальных уравнений

Представлено исследование задачи имитационного моделирования многолучевых радиоканалов, основанного на использовании систем дифференциальных уравнений. Проанализированы математические модели непрерывных каналов связи, представленные в виде стохастических дифференциальных уравнений, а также подходы к их практическому применению при создании физических имитаторов каналов и разработке алгоритмов оптимального приема сигналов. Особый акцент сделан на негауссовских моделях, формализуемых нелинейными стохастическими дифференциальными уравнениями. Детально рассмотрены методы анализа таких моделей, их построение на основе исходных данных о вероятностных характеристиках сигналов и помех, а также процедуры идентификации, выполняемые по результатам измерений на реальных линиях связи. Помимо теоретических аспектов, исследуются инженерные вопросы, связанные с реализацией имитаторов каналов, функционирующих по указанным принципам.

В.М. АРТЮШЕНКО,
д-р техн. наук
(МИИГАиК, Москва),
В.И. ВОЛОВАЧ,
д-р техн. наук
(Поволжский
государственный
университет сервиса,
Тольятти)
volovach.vi@mail.ru

Имитационное моделирование, негауссовский случайный процесс, многолучевой радиоканал, нелинейное стохастическое дифференциальное уравнение, четырехпараметрический закон, плотность распределения вероятности Накагами, замирающий сигнал

Для изучения случайных процессов, проходящих в различных радиотехнических системах и устройствах, созданы многочисленные аппаратно-технические комплексы (имитаторы каналов), позволяющие осуществлять моделирование методами цифроаналоговой или цифровой техники в реальном масштабе времени. Такие устройства широко используются в практических целях для генерирования нормальных случайных процессов с различными целями [1, 2]. В свою очередь, многолучевые эффекты представляют собой предмет анализа в широком спектре задач, таких, как системы ближней радиолокации [3–5], моделирование отражения сигналов от подстилающей поверхности [6–8] и др. [9, 10]. Методология применения нелинейных стохастических дифференциальных уравнений для создания устройств моделирования негауссовских случайных процессов впервые была предложена в работе [11]. В дальнейшем данный подход получил развитие в других работах [12–14].

Цель работы – анализ основных принципов построения имитаторов многолучевых радиоканалов, базирующихся на методе стохастических дифференциальных уравнений.

Рассмотрим метод моделирования замираний.

Каждая из скалярных компонент полезного сигнала $s(t)$ на выходе многолучевого канала складывается из сигналов $s_v(t)$ N отдельных лучей с различными задержками τ_v :

$$s(t) = \sum_{v=1}^N s_v(t - \tau_v). \quad (1)$$

Хотя многолучевые модели справедливы для описания каналов с пространственно-сосредоточенными сигналами и пространственно-временными каналами, ограничимся рассмотрением лишь имитаторов каналов первого вида.

При передаче узкополосных сигналов вида

$$u(t) = U(t) \cos[\omega_0(t) + \theta(t)]$$

на приеме сигнал каждого из лучей можно представить в виде [15]

$$s_v(t) = X_v(t)U(t) \cos[\omega_0(t) + \theta(t)] + Y_v(t)U(t) \sin[\omega_0(t) + \theta(t)] \quad (2)$$

или

$$s_v(t) = \gamma_v(t)U(t)\cos[\omega_0(t) + \theta(t) + \varphi_v(t)], \quad (3)$$

где ω_0 – средняя частота; $U(t)$, $\theta(t)$ – амплитуда (огibaющая) и фаза; $X_v(t)$, $Y_v(t)$ – квадратурные компоненты коэффициента передачи канала (передаточной функции на частоте) по v -му лучу; $\gamma_v(t)$, $\varphi_v(t)$ – модуль коэффициента передачи и фазовый сдвиг в этом луче.

Здесь и далее для упрощенной записи номер скалярной компоненты i выходного сигнала опущен.

Для имитации многолучевого радиоканала, представленного соотношениями (1) – (3), требуется сформировать сигналы отдельных компонент (лучей) с учетом замираний, возникающих в подобных каналах. Эти замирания обусловлены случайными временными колебаниями коэффициентов передачи, связанными с физической природой канала. После формирования сигналы необходимо снабдить соответствующими задержками и объединить (просуммировать) в соответствии с выражением (1). При этом обычно ставится требование воспроизвести ту или иную плотность распределения вероятности и корреляционную функцию, характерные для замираний в моделируемом канале, а иногда и другие характеристики.

При моделировании обычно воспроизводятся задержки по отношению к сигналу одного из лучей, приходящему первым. Полное время распространения сигналов от передатчика до приемника, как правило, в этих случаях не учитывается.

В общем случае в гауссовском канале замирания по каждому лучу подчиняются четырехпараметрическому закону [16]:

$$W_2(x, y) = \frac{1}{2\pi\sigma_x(t, \mathbf{r})\sigma_y(t, \mathbf{r})} \exp\left\{-\frac{[x - m_x(t, \mathbf{r})]^2}{2\sigma_x^2(t, \mathbf{r})} - \frac{[y - m_y(t, \mathbf{r})]^2}{2\sigma_y^2(t, \mathbf{r})}\right\},$$

где $\mathbf{r} = (r_1, \dots, r_i)$ – пространственные координаты; σ – величина, характеризующая среднеквадратическое отклонение.

При этом амплитуда $U = \sqrt{x^2 + y^2}$ и фаза $\text{tg}\varphi = y/x$ сигналов определяются более сложными формулами [17]:

$$W_1(U) = \sum_{k=0}^{\infty} \frac{R^k}{k!} \sigma^{2k} \frac{\partial^{2k}}{\partial m_1^k \partial m_{II}^k} \left[\frac{U}{\sigma^2} \exp\left(-\frac{U^2 + m_1^2 + m_{II}^2}{2\sigma^2}\right) I_0\left(\frac{U}{\sigma^2} \sqrt{m_1^2 + m_{II}^2}\right) \right];$$

$$W_1(\varphi) = \frac{\sigma_x \sigma_y}{2\pi(\sigma_y^2 \cos^2 \varphi + \sigma_x^2 \sin^2 \varphi)} \exp\left(-\frac{m_x^2}{2\sigma_x^2} - \frac{m_y^2}{2\sigma_y^2}\right) \left\{ 1 + K \sqrt{\pi} \exp\left(K^2 [1 + \Phi(\sqrt{2}K)]\right) \right\},$$

где

$$m_1 = \frac{m_x + m_y}{\sqrt{2}}; \quad m_{II} = \frac{m_x - m_y}{\sqrt{2}}; \quad \sigma^2 = \frac{\sigma_x^2 + \sigma_y^2}{\sqrt{2}}; \quad R = \frac{\sigma_y^2 - \sigma_x^2}{\sigma_y^2 + \sigma_x^2};$$

$$K = \frac{\cos \varphi m_x \sigma_y^2 + \sin \varphi m_y \sigma_x^2}{\sigma_x \sigma_y \sqrt{\sigma_x^2 \sin^2 \varphi + \sigma_y^2 \cos^2 \varphi}}.$$

Часто гауссовский четырехпараметрический закон можно аппроксимировать плотностью распределения вероятности Накагами (m -распределением)

$$W(U) = \frac{2m^m U^{2m-1}}{\Gamma(m) a^{2m}} \exp\left\{-\frac{m}{a^2} U^2\right\}, \quad U \geq 0,$$

где a , $m \geq 1/2$ – параметры распределения; $\Gamma(m)$ – гамма-функция.

Для корреляционной функции обычно приемлема экспоненциальная аппроксимация.

Способы генерирования сигналов отдельных лучей с указанными характеристиками замираний, используемые в имитаторах радиоканалов, условно подразделяют на три группы:

- 1) формирование сигналов вида (2) на основе моделирования случайных квадратурных компонент;
- 2) формирование сигналов вида (3) на основе стохастической амплитудно-фазовой модуляции несущего колебания;
- 3) непосредственное формирование случайного сигнала

$$q_v(t) = \gamma_v(t) \cos[\omega_0(t) + \varphi_v(t)],$$

называемого обычно «замирающая несущая» с последующей модуляцией его информационным сигналом.

Блоки, моделирующие $X_v(t)$, $Y_v(t)$, $\gamma_v(t)$, $\varphi_v(t)$ ($v=1,2,\dots,N$) или замирающую несущую $q_v(t)$, являются основными при построении имитаторов многолучевых радиоканалов, определяют их различия и качественные показатели. В дальнейшем будем называть их блоками замираний.

В известных имитаторах [18, 19] использовался либо принцип суммирования гауссовских квадратурных компонент, либо метод последовательной амплитудно-фазовой модуляции несущего гармонического колебания.

Рассмотрим принципы построения блока замираний на основе моделирования стохастических дифференциальных уравнений.

Для моделирования квадратурных компонент широко применяется метод, основанный на использовании линейных стохастических дифференциальных уравнений следующего вида [20]:

$$\begin{aligned} \frac{dX}{dt} &= f_{11}X(t) + f_{12}Y(t) + b_1 + \xi_1(t); \\ \frac{dY}{dt} &= f_{21}X(t) + f_{22}Y(t) + b_2 + \xi_2(t), \end{aligned} \quad (4)$$

где $\xi_1(t)$, $\xi_2(t)$ – независимые процессы в виде белого шума со спектральной плотностью $N_0/2$.

Индекс v , указывающий на принадлежность процессов $X(t)$, $Y(t)$ и v -му лучу, для упрощения записи опущен.

Уравнения (4) определяют модель формирования сигналов с квадратурными компонентами, которые в общем случае характеризуются наличием корреляции и различными значениями дисперсии. При этом изменения амплитуд и фаз замирающего сигнала статистически зависимы, что подтверждается данными экспериментальных исследований.

Модуль коэффициента передачи и тем самым амплитуда сигнала распределены по четырехпараметрическому закону [16], параметры которого связаны с коэффициентами порождающих этот процесс стохастических дифференциальных уравнений (4) известными соотношениями [20]:

$$\begin{aligned} m_X &= b_1; \quad m_Y = b_2; \\ \sigma_X^2 &= \frac{4N_0 f_{12}^2}{\delta^2} \left[\frac{\alpha_{22}^2}{2\alpha_{12}} \left(1 + \frac{\alpha_{22}^2}{4f_{12}^2} \right) + \frac{f_{21}\alpha_{22}^2}{f_{11} + f_{22}} \left(\frac{1}{f_{12}} - \frac{1}{f_{21}} \right) + \frac{2f_{12}^2}{\alpha_{11}} \left(1 + \frac{\alpha_{22}^2}{4f_{21}^2} \right) \right]; \\ \sigma_Y^2 &= \frac{4N_0 f_{21}^2}{\delta^2} \left[\frac{\alpha_{21}^2}{\alpha_{12}^2} \left(2 + \frac{\alpha_{22}^2}{2f_{12}^2} \right) - \frac{f_{12}\alpha_{12}\alpha_{22}}{f_{11} + f_{22}} \left(\frac{1}{f_{12}} - \frac{1}{f_{21}} \right) + \frac{\alpha_{22}^2}{2\alpha_{11}^2} \left(1 + \frac{\alpha_{22}^2}{4f_{21}^2} \right) \right]; \\ \rho &= \frac{4N_0 f_{12} f_{21} \alpha_{22}}{\delta^2} \left[\frac{f_{12}}{\alpha_{12}} \left(1 + \frac{\alpha_{22}^2}{4f_{12}^2} \right) - \frac{\alpha_{22}(f_{21} - f_{22})}{2(f_{21} + f_{22})} \left(\frac{1}{f_{12}} - \frac{1}{f_{21}} \right) - \frac{f_{21}}{\alpha_{11}} \left(1 + \frac{\alpha_{22}^2}{4f_{21}^2} \right) \right], \end{aligned}$$

где ρ – коэффициент корреляции квадратурных компонент;

$$\alpha_{11} = f_{11} + f_{22} + \sqrt{(f_{11} - f_{22})^2 + 4f_{12}f_{21}};$$

$$\alpha_{12} = f_{11} + f_{22} - \sqrt{(f_{11} - f_{22})^2 + 4f_{11}f_{21}};$$

$$\alpha_{21} = f_{11} - f_{22} + \sqrt{(f_{11} - f_{22})^2 + 4f_{12}f_{21}};$$

$$\alpha_{22} = f_{11} - f_{22} - \sqrt{(f_{11} - f_{22})^2 + 4f_{12}f_{21}};$$

$$\delta = \left[f_{11} - f_{22} - \sqrt{(f_{11} - f_{22})^2 + 4f_{12}f_{21}} \right] + 4f_{12}f_{21}.$$

Структурная схема устройства моделирования приведена на рис. 1, где Γ – генератор.

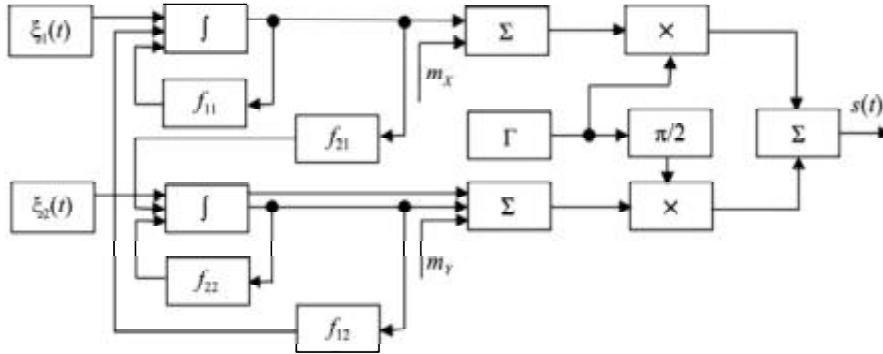


Рис. 1

Аппаратурная реализация блока замираний на основе стохастических дифференциальных уравнений (4) не всегда оптимальна, что объясняется необходимостью регулировки в процессе эксплуатации четырех параметров в каждом блоке замираний для получения требуемой модели канала в рамках общей гауссовской модели.

Метод, основанный на последовательной амплитудно-фазовой модуляции гармонической несущей, предполагает формирование негауссовских случайных процессов $\gamma_v(t)$, $\varphi_v(t)$, входящих в представление замирающего сигнала (3), и последующую модуляцию ими соответственно по амплитуде и фазе детерминированного гармонического колебания.

Например, при моделировании канала с m -распределением амплитуд, среднеквадратическое отклонение которого $a = \sqrt{U^2}$ меняется во времени, можно использовать стохастическое дифференциальное уравнение

$$\frac{dU}{dt} = \frac{K_1}{2} \left[\frac{2m-1}{U} - \frac{2mU}{a^2(t)} \right] + \sqrt{K_1} \xi_1(t)$$

в сочетании с стохастическим дифференциальным уравнением для указанного параметра $a(t)$:

$$\frac{da}{dt} = -\frac{K_2}{2\sigma a(t)} \left[\ln a(t) - \mu + \sigma^2 \right] + \sqrt{K_2} \xi_2(t). \quad (5)$$

Здесь: K_1, K_2 – некоторые постоянные параметры; μ, σ^2 – математическое ожидание и дисперсия $\ln a$.

Случайный процесс $a(t)$, определенный стохастическим дифференциальным уравнением (5), имеет логарифмически нормальное распределение

$$W(U) = \frac{1}{U \sqrt{2\pi\sigma_m^2}} \exp \left\{ -\frac{(\ln U - m_m)^2}{2\sigma_m^2} \right\},$$

где m_m, σ_m^2 – математическое ожидание и дисперсия величины $\ln U$ (параметры распределения), где $m_m = \mu$.

Структурная схема модели, реализующей описанные стохастические дифференциальные уравнения, представлена на рис. 2, где ГПП – генератор псевдослучайных последовательностей; Д – делитель; НП – нелинейный преобразователь.

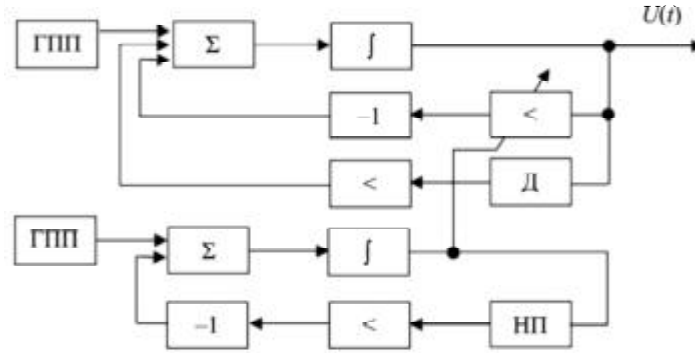


Рис. 2

При моделировании необходимо соблюдать условие $\tau_{ка} \gg \tau_{кU}$, где $\tau_{ка}$, $\tau_{кU}$ – интервалы корреляции быстрых и медленных замираний в канале.

Для моделирования замираний, подчиняющихся четырехпараметрическому закону, можно использовать порождающее их нелинейное стохастическое дифференциальное уравнение вида

$$\frac{\partial x}{\partial t} = f(x) + g(x)\xi(t),$$

где $f(x)$, $g(x)$ – линейные функции x ; $\xi(t)$ – независимый процесс типа белого гауссовского шума с функцией в правой части

$$f(U) = \frac{K_1}{2} \left(\frac{1}{U} - \frac{U}{\sigma^2} \right) + \frac{\sum_{i=0}^{\infty} \frac{R_i}{i!} \sigma^{2i} \frac{\partial^{2i}}{\partial m_1^i \partial m_{II}^i} \left[W_0(U, q_p, \sigma) \frac{I_1(Uq_p \sqrt{2}/\sigma)}{I_0(Uq_p \sqrt{2}/\sigma)} \right]}{\sum_{i=0}^{\infty} \frac{R_i}{i!} \sigma^{2i} \frac{\partial^{2i}}{\partial m_1^i \partial m_{II}^i} W_0(U, q_p, \sigma)},$$

где $q_p^2 = \frac{m_X^2 + m_Y^2}{\sigma_X^2 + \sigma_Y^2} = \frac{m_I^2 + m_{II}^2}{2\sigma^2}$ – отношение средних мощностей регулярной и флуктуирующей частей сигнала;

$$W_0(U, q_p, \sigma) = \frac{U}{\sigma^2} \exp \left\{ -\frac{U^2}{\sigma^2} + q_p^2 \right\} I_0 \left\{ \frac{Uq_p \sqrt{2}}{\sigma} \right\};$$

$$K_1 = \frac{\bar{U}^2 \left[1 + \beta^4 + 2q_p^2 (1 + \beta^2) (\beta^2 \cos \varphi_p + \sin^2 \varphi_p) \right]}{\tau_{кор} (1 + \beta^2)^2 (1 + q_p^2)^2};$$

$$\beta^2 = \sigma_X^2 / \sigma_Y^2; \varphi_p = \arctg m_X / m_Y.$$

Ввиду сложности приведенного выражения, конечная аппроксимация которого для любого q_p в аналитической форме затруднительна, рассмотрим два предельных случая.

1. При $q_p \rightarrow 0$ получим

$$\frac{I_1(Uq_p \sqrt{2}/\sigma)}{I_0(Uq_p \sqrt{2}/\sigma)} \approx \frac{Uq_p}{\sigma \sqrt{2}}; \quad I_0 \left\{ \frac{Uq_p \sqrt{2}}{\sigma} \right\} \approx \frac{Uq_p}{\sigma \sqrt{2}}.$$

Тогда можно показать, что

$$f(U) \approx \frac{K_1}{2} \left[\frac{1}{U} - \frac{U}{\sigma^2} \left(1 - \frac{q_p}{1 + U^2 q_p / 2\sigma} \right) \right].$$

Отметим, что при $q_p = 0$ из приведенного соотношения получается нелинейная функция, стохастическое дифференциальное уравнение которой порождает процесс с распределением Рэлея.

2. При $q_p \rightarrow \infty$

$$f(U) \approx \frac{K_1}{2} \left[\frac{1}{U} - \frac{U}{\sigma^2} + \frac{UR \sin 2\varphi}{\sigma^2} + \frac{q_p}{\sigma} - \frac{q_p R \sin 2\varphi}{\sigma^2} \right],$$

где $\sin 2\varphi = \frac{2m_I m_{II}}{m_I^2 + m_{II}^2}$.

Основным недостатком данного метода является необходимость использования последовательной амплитудно-фазовой модуляции несущего колебания, что ухудшает точность воспроизведения статистических характеристик выходного сигнала, усложняет настройку и ухудшает эксплуатационные характеристики имитатора [18].

Моделирование замирания несущей реализовано в имитаторе, упрощенная структурная схема которого приведена на рис. 3, где ГИ – генератор импульсов; АМ – амплитудный модулятор; БЗ – блок замираний.

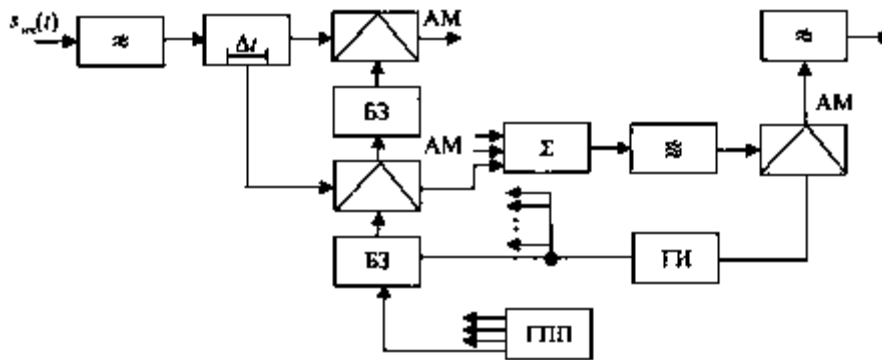


Рис. 3

Информационный сигнал $s_{нц}(t)$, занимающий полосу стандартного канала тональной частоты (0,3...3,4 кГц), поступает на линию задержки с отводами (20 отводов через 0,2 мс). К произвольным отводам могут быть подключены множители (модуляторы), на вторые входы которых подаются сигналы независимых замирающих несущих, сформированных блоком замираний, структурная схема которых представлена на рис. 4. Так имитируется дискретная многолучевость, соответствующая представлению (1).

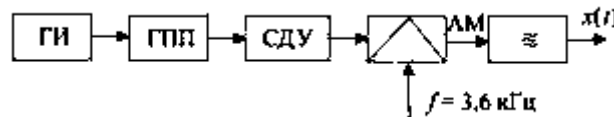


Рис. 4

Известно, что случайный процесс с плотностью распределения вероятности Накагами в корреляционном приближении можно рассматривать как решение стохастических дифференциальных уравнений [21, 22]

$$\frac{d^2 y}{dt^2} + 2\Delta\Omega f \left(y, \frac{dy}{dt} \right) \frac{dy}{dt} + \omega_0^2 y = \sqrt{K} \xi(t),$$

где Ω удовлетворяет условию узкополосности, а $K = 4\sigma^2\omega_0^2\Delta\Omega$, причем исконая функция $f\left(y, \frac{dy}{dt}\right) = f(y) = f(q)$ является решением

$$\frac{df(y)}{dy} - \frac{2\omega_0^2}{\omega_0^2} yf(y) = \frac{1}{2\Delta\Omega} \frac{d}{dy} \ln W_{\text{ст}}(y),$$

правая часть которого зависит от $W(q)$.

Известно, что если $W(\varphi) = 1/2\pi$, то $W(q)$ и $W(U)$ связаны интегральным преобразованием Блан – Лапierre [19]. В частности, если $W(U)$ представляет собой плотность распределения вероятности Накагами, то $W(q)$ приобретает весьма сложный функциональный вид. В связи с этим целесообразно аппроксимировать $W(q)$ более простым выражением

$$W(q) = C \exp(\rho q^2 - \chi q^4).$$

Для нахождения взаимной связи параметров m , a , ρ , χ применим критерий Кульбака [17]

$$I_N(n) \int_{R^n} W_N(y) \log \frac{W_N(y)}{\hat{W}_N(y)} dy,$$

характеризующий расхождение между N -мерной плотностью распределения вероятности реального процесса $W_N(y)$ и его N -мерной марковской модели $\hat{W}_N(y)$. Можно показать, что при достаточно малом значении I_N критерий Кульбака совпадает с критерием равенства вторых и четвертых моментов. Тогда после необходимых преобразований имеем:

$$f(q) = \frac{2\chi}{\alpha\omega_0^2} Kq^2 + \frac{2\chi K^2}{\alpha\omega_0^4} - \rho \frac{K}{\alpha\omega_0^2};$$

$$\frac{d^2q}{dt^2} + \left(\frac{2\chi}{\omega_0^2} Kq^2 + \frac{2\chi K^2}{\omega_0^4} - \rho \frac{K}{\alpha\omega_0^2} \right) \frac{dq}{dt} + \omega_0^2 q = \xi(t),$$
(6)

где $\alpha = \Delta\Omega$ – эффективная полоса частот.

В зависимости от соотношения между ρ и χ решение стохастических дифференциальных уравнений (6) имеет распределения огибающей, характеризующие следующие виды замираний:

- 1) $\rho < 0$, $\chi < 0$ – подрэлеевские замирания ($1/2 \leq m \leq 1$);
- 2) $\rho < 0$, $\chi = 0$ – рэлеевские замирания ($m = 1$);
- 3) $\rho > 0$, $\chi > 0$, $\frac{2\chi K}{\omega_0^2} < \chi$ – обобщенно-рэлеевские замирания ($m > 1$).

Структурная схема аналоговой модели стохастических дифференциальных уравнений (6) представлена на рис. 5.

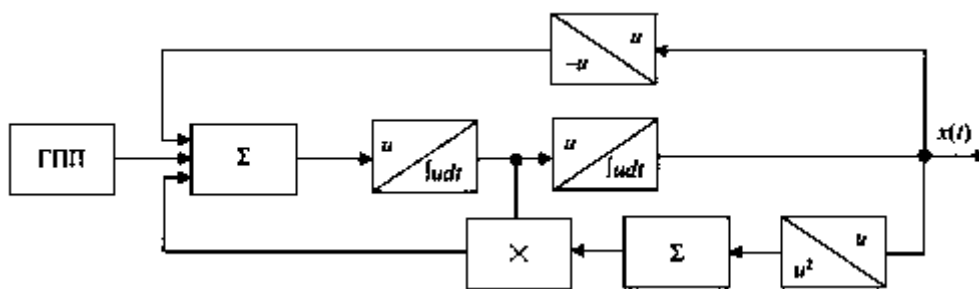


Рис. 5

Для имитации медленных замираний может быть использовано стохастическое дифференциальное уравнение (5).

Точность воспроизведения одномерной плотности распределения вероятности и корреляционной функции процесса $\gamma(t)$ можно повысить, используя стохастическое дифференциальное уравнение

$$\frac{d^2q}{dt^2} + K \left(\frac{3m}{a^2} q^2 - \frac{1-3m}{4} \right) \frac{dq}{dt} + \omega_0^2 q = \frac{dq}{dt} \sqrt{K} \xi(t). \quad (7)$$

Если в качестве $\gamma(t)$ задан четырехпараметрический закон, то синтез стохастических дифференциальных уравнений вида (6), (7) является теоретически трудноразрешимой задачей. В связи с этим в данном случае для построения блока моделирования замирающей несущей $q(t)$ целесообразно воспользоваться стохастическим дифференциальным уравнением вида

$$\frac{d^2q}{dt^2} + 2\alpha \frac{dq}{dt} + \omega_0^2 q + f \left(q, \frac{dq}{dt}, t \right) = \sqrt{K} \xi(t). \quad (8)$$

Очевидно, что $f \left(q, \frac{dq}{dt}, t \right)$ зависит от времени t , т. е. решение стохастического дифференциального уравнения (8) $q(t)$ представляет собой нестационарный процесс, и его фаза не является равномерно распределенной случайной величиной.

Введем квадратурные компоненты узкополосного сигнала $q(t)$, основываясь на определении сопряженного сигнала [23]:

$$\begin{aligned} x_q(t) &= q(t) \cos \omega_0 t + \frac{1}{\omega_0} \frac{dq}{dt} \sin \omega_0 t; \\ y_q(t) &= -q(t) \sin \omega_0 t - \frac{1}{\omega_0} \frac{dq}{dt} \cos \omega_0 t. \end{aligned} \quad (9)$$

Для нормального распределения квадратурных компонент x_q, y_q необходимо с учетом выражений (9) записать систему стохастических дифференциальных уравнений типа (4) так, чтобы она порождала нормальный диффузионно-изотропный марковский процесс. Тогда распределения амплитуд и фаз процесса $q(t)$ будут четырехпараметрическими [17, 20].

После простых, но очень громоздких выкладок можно получить следующие соотношения для коэффициентов диффузионно-изотропного стохастического дифференциального уравнения (4) и параметров четырехпараметрического распределения:

$$\begin{aligned} f_{11} &= \alpha + \frac{\omega_0 \beta_1}{4} \sin \sin(\varphi_0 + \varphi_1) - \frac{\alpha \beta_2}{4} \cos \cos(\varphi_0 + \varphi_2); \\ f_{12} = f_{21} &= -\frac{\omega_0 \beta_1}{4} \cos \cos(\varphi_0 + \varphi_1) - \frac{\alpha \beta_2}{4} \sin \sin(\varphi_0 + \varphi_2); \\ f_{22} &= \alpha - \frac{\omega_0 \beta_1}{4} \sin \sin(\varphi_0 + \varphi_1) + \frac{\alpha \beta_2}{4} \cos \cos(\varphi_0 + \varphi_2); \\ b_1 &= -u_0 \frac{\omega_0 \beta_2}{2} \sin \sin \varphi_0; \quad b_2 = u_0 \frac{\omega_0 \beta_3}{2} \cos \cos \varphi_0; \\ \sigma_x^2 &= \frac{K \left[(1 - Q/2) \beta_1 \sin \sin(\varphi_1 + \varphi_0) + (\beta_2/4) \cos \cos(\varphi_2 + \varphi_0) \right]}{4\alpha g}; \end{aligned}$$

$$\sigma_Y^2 = \frac{K \left[(1 + Q/2) \beta_1 \sin \sin(\varphi_1 + \varphi_0) - (\beta_2/4) \cos \cos(\varphi_2 + \varphi_0) \right]}{4\alpha g};$$

$$g = \sqrt{1 + Q^2 \left(\frac{\beta_1^2}{4} \right) - \frac{\beta_1^2}{16} + \left(\frac{Q\beta_1\beta_2}{4} \right) \sin \sin(\varphi_1 - \varphi_2)};$$

$$\rho = \frac{\sigma_X \left[\left(\frac{Q\beta_1}{2} \right) \cos \cos(\varphi_1 + \varphi_0) + \left(\frac{\beta_2}{4} \right) \sin \sin(\varphi_2 + \varphi_0) \right]}{\sigma_Y \left[1 + \left(\frac{\beta_2}{4} \right) \cos \cos(\varphi_2 + \varphi_0) - \left(\frac{Q\beta_1}{2} \right) \sin \sin(\varphi_1 + \varphi_0) \right]};$$

$$Q = \frac{\omega_0}{2\alpha}, \quad m_X = \frac{f_{11}b_2 - f_{22}b_1}{f_{11}f_{22} - f_{12}f_{21}}, \quad m_Y = \frac{f_{12}b_1 - f_{11}b_2}{f_{12}f_{21} - f_{11}f_{22}}.$$

Структурная схема, моделирующая стохастическое дифференциальное уравнение (8), представлена на рис. 6.

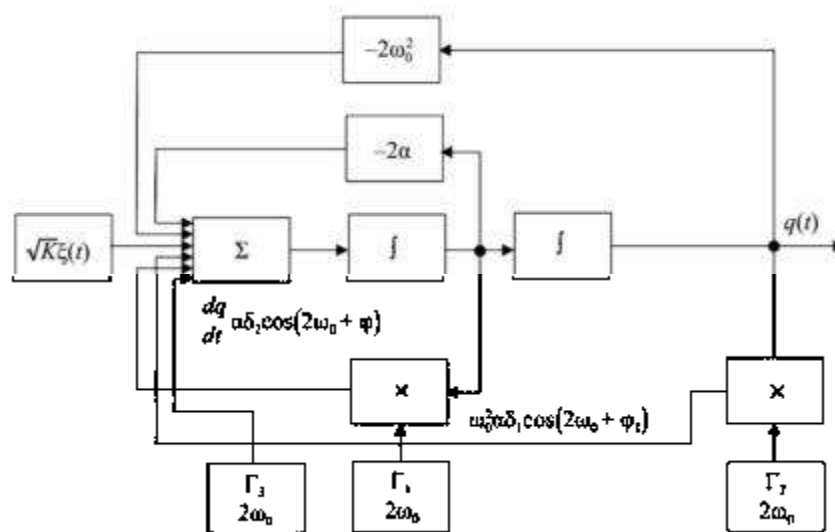


Рис. 6

Таким образом, рассмотрены принципы и методы имитационного моделирования многолучевых радиоканалов на основе систем дифференциальных уравнений. Показано, что использование стохастических дифференциальных уравнений позволяет наиболее полно и адекватно описывать динамические процессы, протекающие в реальных каналах связи, а также учитывать влияние случайных факторов, влияющих на передачу сигналов.

Особый акцент сделан на негауссовских моделях, представленных в форме нелинейных стохастических дифференциальных уравнений. Данный класс моделей отличается повышенной гибкостью и обеспечивает более адекватное описание реальных статистических свойств радиоканалов. Рассмотрены подходы к их построению на основе априорной информации о вероятностных характеристиках сигналов и помех, а также методы идентификации параметров моделей по экспериментальным данным, полученным при измерениях в действующих системах связи.

Проведенный анализ подтвердил, что применение таких моделей существенно расширяет возможности проектирования и оптимизации систем передачи данных. На их основе могут быть разработаны эффективные алгоритмы оптимального приема сигналов, повышающие устойчивость связи к внешним воздействиям и шумам. Кроме того, использование физических имитаторов каналов, реализованных по описанным принципам, обеспечивает возможность проведения экспериментов и отладки оборудования в условиях, максимально приближенных к реальным.

Работа выполнена за счет средств Государственного задания № FSFZ-2024-0006.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Быков В.В.* Цифровое моделирование в статистической радиотехнике. М.: Сов. радио, 1971. 324 с.
2. *Корн Г.* Моделирование случайных процессов на аналоговых и аналого-цифровых машинах. М.: Мир, 1968. 316 с.
3. *Artyushenko V.M., Volovach V.I.* Finding Errors for Determining the Parameters of Movement of Maneuvering Objects // Proc. of the 9th All-Russian Microwave Conference, Nov. 25–29, 2024, Moscow, Russia. P. 82–85.
4. *Борзов А.Б. и др.* Пути развития систем ближней радиолокации миллиметрового диапазона волн // Журнал радиоэлектроники [Электронный журнал]. 2009. № 10. URL: https://elibrary.ru/download/elibrary_12931764_33257729.pdf (дата обращения: 17.10.2025).
5. *Charvat G.L.* Small and Short-Range Radar Systems. CRC Press, 2014. 430 p.
6. *Артюшенко В.М., Воловач В.И.* Статистические характеристики сигнала при наличии модулирующей помехи // Автометрия. 2021. № 2. С. 49–61.
7. *Садов Д.А. и др.* Экспериментальное исследование рассеяния электромагнитных волн подстилающей поверхностью в диапазоне сантиметровых и миллиметровых волн // Радиотехника и электроника. 2019. № 4. С. 356–360.
8. *Ананенков А.Е. и др.* Экспериментальное исследование отражений от подстилающей поверхности и селекции в РЛС обзора летного поля // Журнал радиоэлектроники [Электронный журнал]. 2017. № 2. URL: https://elibrary.ru/download/elibrary_28872663_40456521.pdf (дата обращения: 17.10.2025).
9. *Пафилов Е.А. и др.* Пространственно-временные характеристики сигналов радиолокационных станций с синтезированной апертурой с учетом отражения от целей и местных предметов // Изв. вузов. Авиационная техника. 2025. № 1. С. 175–184.
10. *Николаев В.Н.* Математическое моделирование идентификации топологии антенн бортового радиоэлектронного оборудования на планере самолета // Изв. вузов. Авиационная техника. 2025. № 2. С. 192–200.
11. *Конторович В.Я., Ляндрес В.З.* Вопросы моделирования случайных процессов с заданными статистическими характеристиками // Тез. докл. 1-й Всесоюз. конф. по измерению статистических характеристик. Л.: ЛЭТИ, 1973. С. 67–71.
12. *Artyushenko V.M., Volovach V.I.* Using a Stochastic Differential Equations to Form of Non-Gaussian Random Processes. Part 1 // Proc. of the 28th International IEEE Scientific and Technical Conference “2024 Dynamics of Systems, Mechanisms and Machines (Dynamics)”, Nov. 14–16, 2024, Omsk, Russia. P. 1–5.
13. *Artyushenko V.M., Volovach V.I., Budilov V.N.* Simulation of Continuous Markov Processes in Discrete-Time for Signals Described by Stochastic Differential Equations // Journal of Physics: Conference Series. 2021. Vol. 2096. Article № 012162.
14. *Кузнецов Д.Ф.* Некоторые вопросы теории численного решения стохастических дифференциальных уравнений Ито. СПб.: СПбГТУ, 1998. 203 с.
15. *Кловский Д.Д., Конторович В.Я., Широков С.М.* Модели непрерывных каналов связи на основе стохастических дифференциальных уравнений. М.: Радио и связь, 1984. 248 с.
16. *Кловский Д.Д., Сойфер В.А.* Обработка пространственно-временных сигналов (в каналах передачи информации). М.: Связь, 1976. 207 с.
17. *Кловский Д.Д.* Передача дискретных сообщений по радиоканалам. М.: Радио и связь, 1982. 304 с.
18. *Галкин А.П., Лапин А.Н., Самойлов А.Г.* Моделирование каналов систем связи. М.: Связь, 1979. 94 с.
19. Моделирование многолучевых радиоканалов для анализа и синтеза систем передачи информации / Под ред. В.И. Сифорова и А.В. Просина. М.: Наука, 1978. 170 с.
20. *Тихонов В.И., Кульман Н.К.* Нелинейная фильтрация и квазикогерентный прием сигналов. М.: Советское радио, 1975. 703 с.
21. *Гроп Д.* Методы идентификации систем. М.: Мир, 1979. 305 с.
22. *Стратонович Р.Л.* Избранные вопросы теории флуктуаций в радиотехнике. М.: Советское радио, 1961. 560 с.
23. *Тихонов В.И., Миронов М.А.* Марковские процессы. М.: Сов. радио, 1977. 488 с.

Поступила в редакцию 17.11.25

После доработки 19.11.25

Принята к публикации 19.11.25

Multipath Radio Simulation Based on a System of Stochastic Differential Equations

V.M. ARTYUSHENKO¹ AND V.I. VOLOVACH²

¹ Moscow State University of Geodesy and Cartography, Moscow

² Volga Region State University of Service, Tolyatti

The study and analysis of the problem of simulation modeling of multipath radio channels based on the use of systems of differential equations is carried out. Mathematical models of continuous communication channels, presented in the form of stochastic differential equations, as well as approaches to their practical application in creating physical channel simulators and developing algorithms for optimal signal reception, are considered. Particular attention is paid to non-Gaussian models described by nonlinear stochastic differential equations. Methods of analysis of such models, their construction on the basis of initial data on probabilistic characteristics of signals and interference, as well as identification procedures performed on the results of measurements on real communication lines are considered in detail. In addition to theoretical aspects, engineering issues related to the implementation of channel simulators functioning according to the specified principles are also covered.

Simulation, non-Gaussian random process, multipath radio channel, nonlinear stochastic differential equation, four-parameter law, Nakagami PDF, fading signal

Релаксационный контроль топливных элементов с применением эквивалентной электрической RC-схемы

Е.С. ДЕНИСОВ,
канд. техн. наук,
Ю.К. ЕВДОКИМОВ,
д-р техн. наук,
И.Д. ШАФИГУЛЛИН,
Г.В. НИКИШИНА,
канд. техн. наук,
Р.Р. ЕНИЛИЕВ,
аспирант
(КНИТУ-КАИ, Казань)
genia-denisov@yandex.ru

Рассматривается возможность использования релаксационного отклика на скачкообразное изменение тока для решения задач оперативного контроля водородных твердополимерных топливных элементов. Установлено, что характер данного отклика с достаточной точностью аппроксимируется моделью, включающей три экспоненциальные составляющие. Представлены результаты экспериментального исследования эквивалентной модельной системы и реального топливного элемента, подтверждающие эффективность применения предложенного метода релаксационного контроля. Экспериментально подтверждено, что медленная экспоненциальная составляющая предложенной модели позволяет обнаруживать дефицит водорода в мембранно-электродном блоке топливного элемента.

Водородный топливный элемент, твердый полимерный электролит, релаксационный процесс, контроль, диагностика

Твердополимерные топливные элементы с протонообменной мембраной в настоящее время являются наиболее перспективным источником электрической энергии для летательных аппаратов разных классов [1–4], что обусловлено их высокой удельной мощностью, использованием твердого электролита и массогабаритными характеристиками. Кроме того, твердополимерные топливные элементы характеризуются практически полным отсутствием негативного воздействия на окружающую среду в процессе эксплуатации. Вместе с тем при эксплуатации твердополимерных топливных элементов могут проявиться серьезные функциональные недостатки, в частности недостаточная надежность, связанная со сложным управлением водным балансом и режимами работы твердополимерных топливных элементов, а также деградацией его основных компонентов. В связи с этим актуально использование систем оперативного контроля режимов работы и технического состояния топливных элементов, позволяющих на ранних этапах выявлять критические режимы работы и процессы деградации компонентов. Для лабораторных применений твердополимерных топливных элементов разработано большое количество эффективных диагностических инструментов, которые чаще всего основываются на анализе ключевых электрических параметров или стандартных электрохимических характеристик (поляризационная кривая, импеданс, переходные процессы) [5–7]. Диагностические данные, полученные с использованием указанных методов, характеризуются уникальными возможностями и сферами применения. Один из подходов, основывающийся на анализе поляризационной кривой, позволяет оценивать параметры процессов переноса заряда внутри ячейки, включая потери, связанные с диффузией, активацией и омической поляризацией [8]. Однако его применение ограничено необходимостью выведения твердополимерных топливных элементов из рабочего режима. Как следствие, невозможно его использование для оперативного мониторинга. Перспективное направление развития методов диагностики связано с использованием слабых возмущений рабочего режима. В эту группу входят электрохимическая импедансная спектроскопия [9], метод прерывания тока [10] и электрохимическая импедансная спектроскопия во временной области [11, 12]. Импедансная спектроскопия предназначена для изучения реакции системы на синусоидальный возмущающий сигнал, включает оценку и интерпретацию импеданса, например, на основе эквивалентных электрических схем. Этот подход эффективно применяется для исследования внутренних процессов в электрохимических системах, их моделирования и диагностики. Несмотря на высокую информативность и достоверность методов импедансной спектроскопии, их практическое применение ограничено необходимостью использования дорогостоящего оборудования и значительных временных затрат на проведение измерений, что осложняет диагностику технического состояния топливных элементов в условиях быстрого формирования критических режимов увлажнения мембранно-электродных блоков. Внутреннее сопротивление можно оценить с помощью метода прерывания тока. Несмотря на сравнительно низкую

информативность данного метода (определяется, по сути, только сопротивлением мембраны), он отличается хорошей временной локализацией и простотой испытательного оборудования. Комбинация высокой информативности импедансной спектроскопии и хорошей временной локализации метода прерывания тока реализуется в электрохимической импедансной спектроскопии во временной области. В последние десятилетия активно развивается перспективный метод диагностики на основе флуктуационно-шумовых характеристик [13–17]. Существенным преимуществом данного подхода является отсутствие его влияния на работу топливного элемента, что позволяет проводить диагностику во время его функционирования. В то же время возникает необходимость использования сложного и дорогостоящего измерительного оборудования, а также существенных временных ресурсов для сбора необходимой статистики. Таким образом, можно утверждать, что существует разрыв между дорогостоящими и трудоемкими лабораторными методами, которые обеспечивают точную информацию о состоянии твердополимерных топливных элементов, и относительно простыми методами, обеспечивающими возможность организации встроенных систем контроля и диагностики твердополимерных топливных элементов. Этот разрыв ограничивает возможности внедрения диагностических средств в энергетические системы на основе водородных топливных элементов.

Для устранения этой проблемы в рамках данной работы рассматривается возможность использования релаксационных характеристик, возникающих в ответ на изменение рабочего тока, для оперативного контроля технического состояния и рабочих режимов твердополимерных топливных элементов.

Для использования релаксационных характеристик в задаче технического контроля твердополимерных топливных элементов требуется ее модельное описание. Традиционно при исследовании электрических динамических характеристик твердополимерных топливных элементов используется малосигнальная электрическая модель Эршлера – Рэндлса (рис. 1, а). Однако данная модель включает диффузионный импеданс, который обычно аппроксимируется импедансом Варбурга. Это обстоятельство существенно усложняет аналитическое описание релаксационного процесса во временной области. Упростить вычислительную сложность возможно при использовании электрического эквивалента диффузионного импеданса в форме схемы замещения Кауэра конечного порядка [18]. Точность и частотный диапазон аппроксимации диффузионного импеданса Z_D зависит от порядка RC -цепи. Модель второго порядка имеет относительно низкую погрешность (менее 0,5 %) [18] аппроксимации диффузионного импеданса Варбурга. В связи с этим для экспериментального исследования метода оперативного контроля технического состояния и рабочих режимов твердополимерных топливных элементов на основе релаксационных характеристик произведем упрощение малосигнальной электрической модели Эршлера – Рэндлса посредством замены диффузионного импеданса RC -схемой Кауэра второго порядка (рис. 1, б).

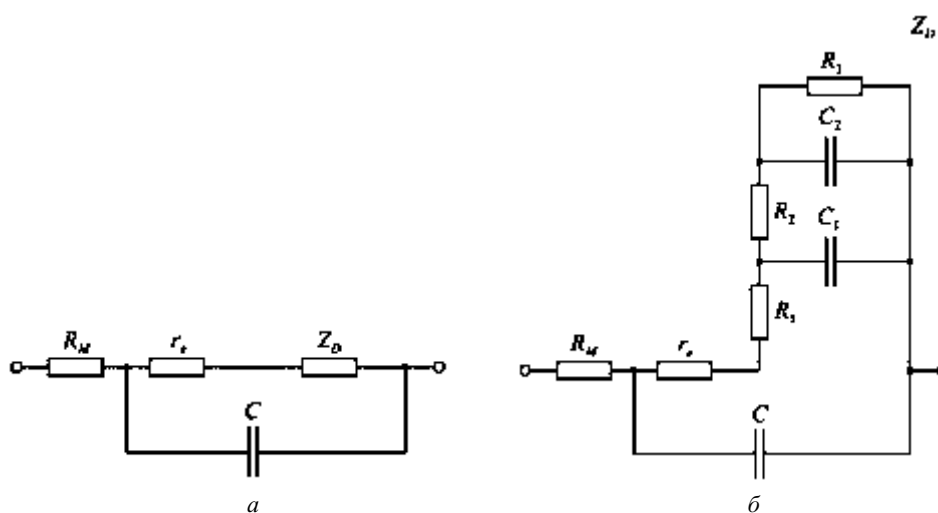


Рис. 1

Импеданс цепи Кауэра второго порядка, аппроксимирующей импеданс Варбурга в диапазоне 0,1...5000 Гц, определяется следующим образом:

$$Z_D = R_1 + 1/\left(pC_1 + 1/\left(R_2 + 1/\left(pC_2 + 1/R_3\right)\right)\right), \quad (1)$$

где $p = j\omega$ – переменная Лапласа. При этом сопротивления R_1, R_2, R_3 и емкости C_1, C_2 определяются двумя параметрами диффузионного импеданса R_D и τ_D :

$$R_i = R'_i R_D; C_i = C'_i \frac{\tau_D}{R_D}, \quad (2)$$

где R'_i, C'_i – безразмерные коэффициенты, приведенные в работе [18].

Полный импеданс эквивалентной схемы (см. рис. 1, б) находится по формуле

$$Z = \frac{R_M + r_e + Z_D + pCR_M(r_e + Z_D)}{1 + pC(r_e + Z_D)}. \quad (3)$$

Импеданс (3) можно представить в виде рациональной дроби:

$$Z(p) = \frac{a_3 p^3 + a_2 p^2 + a_1 p + a_0}{b_3 p^3 + b_2 p^2 + b_1 p + b_0}, \quad (4)$$

где $a_0, a_1, a_2, a_3, b_0, b_1, b_2, b_3$ – коэффициенты, определяемые параметрами эквивалентной электрической цепи (см. рис. 1, б). Изображение по Лапласу релаксационного отклика на скачок тока $I_0(p)$ может быть найдено по формуле

$$U(p) = Z(p) \frac{I_0(p)}{p}. \quad (5)$$

Поскольку рассматриваемая электрическая цепь содержит только резистивные и емкостные элементы, полюса функции $U(p)$ будут действительными числами. Следовательно, рассматриваемый релаксационный процесс будет описываться следующей экспоненциальной моделью:

$$u(t) = U_0 + U_1 \exp\left(-\frac{t}{\tau_1}\right) + U_2 \exp\left(-\frac{t}{\tau_2}\right) + U_3 \exp\left(-\frac{t}{\tau_3}\right), \quad (6)$$

где U_0, U_1, U_2, U_3 – амплитуды; τ_1, τ_2, τ_3 – постоянные времени.

Использование данной модели позволяет выделить быстрые и медленные релаксационные процессы твердополимерных топливных элементов и рассмотреть возможность их использования для решения задач контроля и диагностики.

Для проведения экспериментальных исследований релаксационных характеристик твердополимерных топливных элементов была разработана измерительная установка (рис. 2), включающая потенциостат-гальваностат Р-40Х (Electrochemical Instruments, Россия) со встроенным модулем измерения импеданса, высокоточный модуль аналогового ввода NI PXI-5299 (National Instruments, США) с частотой дискретизации 50000 Гц и разрешением 24 бит. Оба устройства управляются компьютером, который также обеспечивает функции сбора и обработки данных. Потенциостат-гальваностат предназначен для задания электрических режимов работы объекта исследования и измерения электрохимического импеданса. Измерение релаксационного отклика осуществляется с помощью модуля аналогового ввода.

Для оценки параметров релаксационного отклика (6) разработано программное обеспечение на языке Python с использованием функции `curve_fit` из библиотеки SciPy.

Для проверки возможностей экспериментальной установки и разработанного программного обеспечения проведены исследования модельной электрической системы, собранной из дискретных электрических элементов по схеме (см. рис. 1, б). Номиналы элементов выбирались с учетом соотношений (2).

Для определения параметров электрической схемы проведены измерения импеданса в частотном диапазоне 0,1...50000 Гц с обработкой полученных данных в программе EIS Spectrum Analyzer [19]. Результаты подгонки частотных характеристик импеданса в этой программе показали высокую точность (рис. 3).

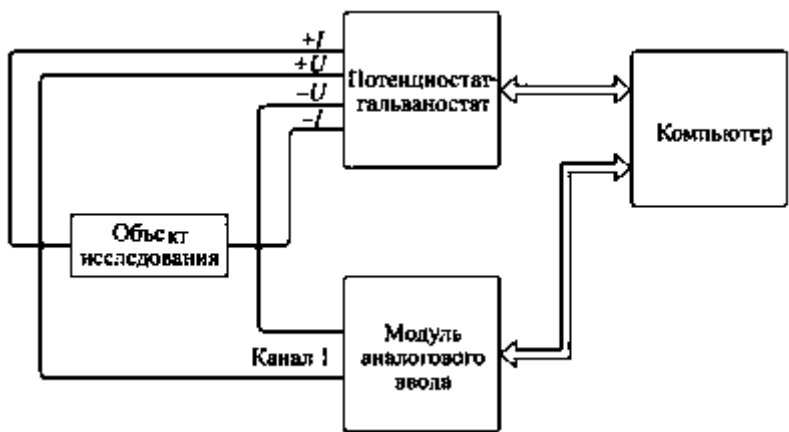


Рис. 2

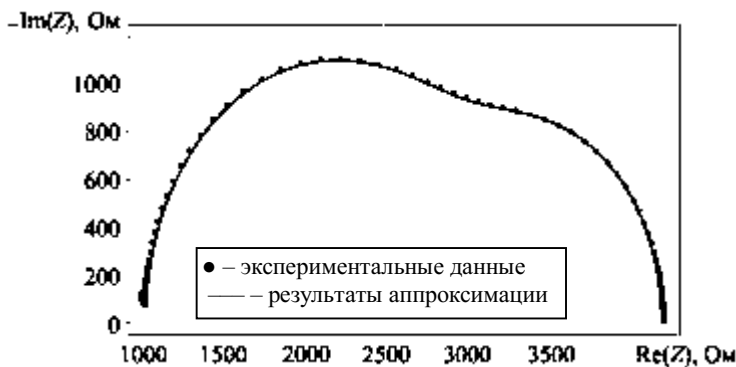


Рис. 3

Подстановка полученных значений ($R_M = 1009 \text{ Ом}$; $r_e = 1999 \text{ Ом}$; $R_1 = 70,6 \text{ Ом}$; $R_2 = 402,9 \text{ Ом}$; $R_3 = 705 \text{ Ом}$; $C = 235 \text{ нФ}$; $C_1 = 1,8 \text{ мкФ}$; $C_2 = 3,95 \text{ мкФ}$) в формулу (3) позволяет оценить постоянные времени модели релаксационного процесса (6): $\tau_1 = 4,56 \text{ мс}$; $\tau_2 = 0,61 \text{ мс}$; $\tau_3 = 0,35 \text{ мс}$.

Для экспериментальной оценки параметров модели релаксации (6) модельной электрической системы получен релаксационный отклик на ступенчатое изменение электрического тока между величинами 0,175 и 0,2 мА. Измеренный отклик и результаты его аппроксимации представлены на рис. 4.

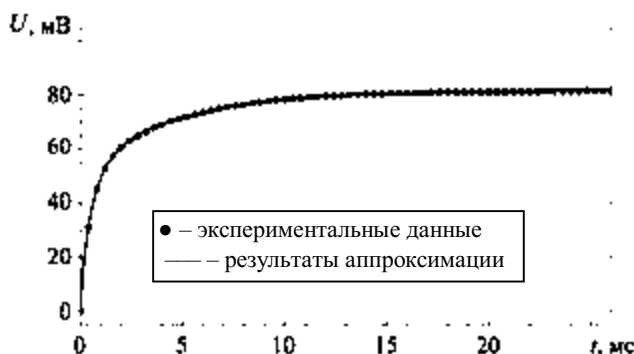


Рис. 4

При аппроксимации модели (6) с помощью разработанного программного обеспечения получены следующие результаты: $U_0 = 81,7 \text{ мВ}$; $U_1 = 30,4 \text{ мВ}$; $U_2 = 41,9 \text{ мВ}$; $U_3 = 7,86 \text{ мВ}$; $\tau_1 = 4,52 \text{ мс}$; $\tau_2 = 0,61 \text{ мс}$; $\tau_3 = 0,22 \text{ мс}$.

При сопоставлении результатов анализа релаксационного отклика с данными, полученными на основе аппроксимации импеданса, установлено совпадение постоянных времени τ_1 , τ_2 с погрешностью менее 1 %. При этом достаточно большая погрешность определения τ_3 может быть объяснена недостаточно высоким быстродействием измерительной аппаратуры. Таким образом, полученные результаты подтверждают возможность применения предложенного метода для оценки параметров релаксационного отклика и их потенциального использования для диагностики и контроля твердополимерных топливных элементов.

Для подтверждения диагностических свойств параметров модели (6) проведены экспериментальные исследования релаксационных процессов твердополимерного топливного элемента с номинальной мощностью 0,5 Вт. При работе твердополимерного топливного элемента периодически раз в 2 мин измерялся релаксационный отклик, вызываемый переключением токов между величинами 100 и 125 мА. Начиная с тринадцатого цикла измерения был уменьшен ток электролизера с целью создания дефицита водорода в мембранно-электродном блоке твердополимерного топливного элемента. Для каждого цикла измерений оценивались параметры модели (6).

Приведем зависимость амплитуд (рис. 5, а) и постоянных времени (рис. 5, б) экспоненциальных составляющих модели (6) от номера измерения.

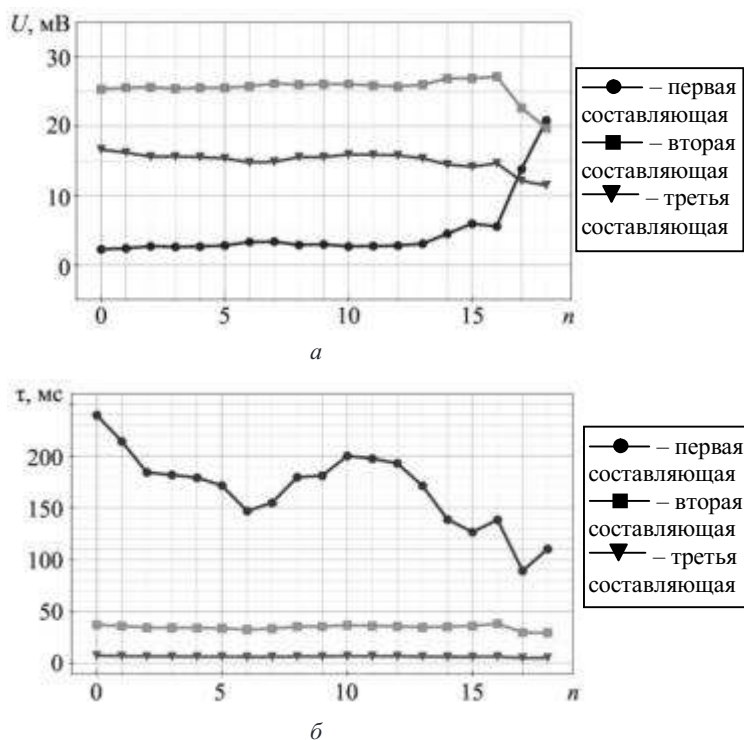


Рис. 5

Согласно полученным результатам к недостатку водорода в мембранно-электродном блоке наиболее восприимчива самая медленная (первая) экспоненциальная составляющая, амплитуда которой начинает возрастать сразу после уменьшения тока электролизера. При этом скорость возрастания амплитуды данной составляющей увеличивается по мере снижения количества водорода, подаваемого в мембранно-электродный блок. Другие экспоненциальные составляющие начинают реагировать уже при сильном дефиците водорода.

Полученные результаты хорошо коррелируют с базовыми принципами функционирования твердополимерных топливных элементов. Большая инерционность диффузионных процессов, по сравнению с другими физико-химическими процессами, определяющими доставку реагентов в зону протекания электрохимической реакции, проявляется в наибольшей чувствительности амплитуды медленной (первой) экспоненциальной составляющей к снижению концентрации водорода. Это позволяет использовать по-

роговую обработку сигнала амплитуды данной экспоненциальной составляющей для решения задачи контроля дефицита водорода.

Таким образом, в рамках данной работы показано, что релаксационный отклик твердополимерных топливных элементов на скачкообразное изменение электрического тока может использоваться для оценки особенностей режимов работы. Для описания релаксационного процесса предложена трехэкспоненциальная модель, полученная на основе анализа и упрощения электрической динамической модели твердополимерных топливных элементов. На основе экспериментальных исследований электрической модельной системы подтверждена работоспособность и достаточная точность разработанных аппаратных и программных средств релаксационного контроля. Возможность применения рассматриваемого подхода для решения задачи контроля технического состояния твердополимерных топливных элементов экспериментально продемонстрирована на примере обнаружения дефицита водорода в мембранно-электродном блоке. Предложенный подход в дальнейшем может быть использован для создания перспективных средств оперативного контроля и диагностики твердополимерных топливных элементов.

Работа выполнена за счет средств Программы стратегического академического лидерства Казанского национального исследовательский технического университета им. А.Н. Туполева-КАИ («Приоритет-2030»).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Marinero G., Di Lorenzo G., Pagano A.* From a Battery-Based to a PEM Fuel Cell-Based Propulsion Architecture on a Lightweight Full Electric Aircraft: A Comparative Numerical Study // *Aerospace*. 2022. Vol. 9. № 8. Article № 408.
2. *Азульник А.Б. и др.* Оценка диапазона возможных параметров гибридного газотурбинного двигателя с твердооксидными топливными элементами для среднемагистрального самолета // *Изв. вузов. Авиационная техника*. 2022. № 2. С. 126–131.
3. *Massaro M.C. et al.* Optimal Design of a Hydrogen-Powered Fuel Cell System for Aircraft Applications // *Energy Conversion and Management*. 2024. Vol. 306. Article № 118266.
4. *Anto Nickhil Antony Ramesh et al.* Hydrogen Storage Vessel for a Proton-Exchange Membrane (PEM) Fuel Cell Auxiliary Power Unit for Commercial Aircraft // *Applied Sciences*. 2025. Vol. 15. № 14. P. 8006.
5. *Zhu D. et al.* High-Precision Identification of Polarization Processes of Distribution of Relaxation Times by Polarization Curve Model for Proton Exchange Membrane Fuel Cell // *Energy Conversion and Management*. 2022. Vol. 268. Article № 115994.
6. *Yuan H. et al.* Internal Polarization Process Revelation of Electrochemical Impedance Spectroscopy of Proton Exchange Membrane Fuel Cell by an Impedance Dimension Model and Distribution of Relaxation Times // *Chemical Engineering Journal*. 2021. Vol. 418. Article № 129358.
7. *Chen W. et al.* Experimental Study on Dynamic Response Characteristics and Performance Degradation Mechanism of Hydrogen-Oxygen PEMFC during Loading // *International Journal of Hydrogen Energy*. 2023. Vol. 48. Iss. 12. P. 4800–4811.
8. *Kandidayeni M. et al.* Adaptive Parameter Identification of a Fuel Cell System for Health-Conscious Energy Management Applications // *IEEE Transactions on Intelligent Transportation Systems*. 2021. Vol. 23. Iss. 7. P. 7963–7973.
9. *Tang Z. et al.* Recent Progress in the Use of Electrochemical Impedance Spectroscopy for the Measurement, Monitoring, Diagnosis and Optimization of Proton Exchange Membrane Fuel Cell Performance // *Journal of Power Sources*. 2020. Vol. 468. Iss. 25. Article № 228361.
10. *Rubio M.A.G., Urquia A., Dormido S.* Diagnosis of PEM Fuel Cells through Current Interruption // *Journal of Power Sources*. 2007. Vol. 171. № 2. P. 670–677.
11. *Jiang P. et al.* Adaptive Condition Monitoring for Fuel Cells Based on Fast EIS and Two-Frequency Impedance Measurements // *IEEE Transactions on Industrial Electronics*. 2023. Vol. 70. № 8. P. 8517–8525.
12. *Nasser-Eddine A. et al.* Fast Time Domain Identification of Electrochemical Systems at Low Frequencies Using Fractional Modeling // *Journal of Electroanalytical Chemistry*. 2020. Vol. 862. Article № 113957.
13. *Denisov E. et al.* Spectral Method for PEMFC Operation Mode Monitoring Based on Electrical Fluctuation Analysis // *Scientia Iranica*. 2017. Vol. 24. № 3. P. 1437–1447.
14. *Martemianov S. et al.* Electrochemical Noise Analysis of a PEM Fuel Cell Stack under Long-Time Operation: Noise Signature in the Frequency Domain // *Journal of Solid State Electrochemistry*. 2020. Vol. 24. Iss. 11. P. 3059–3071.
15. *Astafev E.A. et al.* Electrochemical Noise of a Hydrogen-Air Polymer Electrolyte Fuel Cell Operating at Different Loads // *Journal of Solid State Electrochemistry*. 2018. Vol. 22. № 6. P. 1839–1849.
16. *Maizia R. et al.* Proton Exchange Membrane Fuel Cell Diagnosis by Spectral Characterization of the Electrochemical Noise // *Journal of Power Sources*. 2017. Vol. 342. P. 553–561.

17. *Maizia R. et al.* Statistical Short-Time Analysis of Electrochemical Noise Generated within a Proton Exchange Membrane Fuel Cell // *Journal of Solid State Electrochemistry*. 2018. Vol. 22. № 6. P. 1649–1660.
18. *Денисов Е. С.* Малосигнальная электрическая модель твердополимерного водородного топливного элемента // *Южно-Сибирский научный вестник*. 2023. № 3 (49). С. 152–158.
19. *Bondarenko A.S., Ragoisha G.A.* Inverse Problem in Potentiodynamic Electrochemical Impedance Spectroscopy // *Progress in Chemometrics Research* / Ed. A.L. Pomerantsev. N.Y: Nova Science Publishers, 2005. P. 89–102.

Поступила в редакцию 5.09.25

После доработки 9.09.25

Принята к публикации 9.09.25

Relaxation-Based Monitoring of Fuel Cells Using an Equivalent Electrical RC Circuit

E.S. DENISOV, YU.K. EVDOKIMOV, I.D. SHAFIGULLIN,
G.V. NIKISHINA, AND R.R. ENILIEV

Tupolev Kazan National Research Technical University, Kazan

This study investigates the feasibility of using the relaxation response to a stepwise change in load current for real-time monitoring of hydrogen proton exchange membrane fuel cells. It is showing that the relaxation response accurately describes by a model consisting of three exponential components. The results of experimental studies on an equivalent model system and a real fuel cell confirmed the effectiveness of the proposed relaxation-based monitoring method. Experimental evidence demonstrated that the slow exponential component of the proposed model enables the detection of hydrogen deficiency within the membrane–electrode assembly of the fuel cell.

Hydrogen fuel cell, polymer electrolyte membrane, relaxation process, monitoring, diagnostics

Восстановление сигналов синхронизации высокоскоростных интерфейсов передачи данных

Ю.В. КУЗНЕЦОВ,
д-р техн. наук,
М.А. КОНОВАЛЮК,
канд. техн. наук,
А.Б. БАЕВ,
канд. техн. наук,
А.А. ГОРБУНОВА,
канд. техн. наук
(МАИ, Москва)
baev@mai.ru

Целью работы является разработка алгоритма восстановления сигналов синхронизации по результатам измерений в линиях передачи высокоскоростных интерфейсов, в том числе тактированных с использованием технологии расширения спектра. Для реализации алгоритма сигналы цифровых интерфейсов представлены с использованием счетных случайных процессов. Показана зависимость фазы восстановленного сигнала синхронизации от случайных интервалов между сменами знака. Разработан потоковый алгоритм преобразования сигналов высокоскоростных интерфейсов, измеренных цифровым осциллографом, в сигналы синхронизации. Проведенные экспериментальные исследования восстановления сигналов синхронизации при модуляции тактовой частоты продемонстрировали эффективность разработанного алгоритма.

Вероятность ошибки на бит, сигнал синхронизации, тактирование с расширением спектра, циклостационарный процесс, джиттер

В современных системах цифровой связи для обеспечения необходимого уровня вероятности ошибки на бит предъявляются требования к джиттеру [1, 2]. Высокоточным способом измерения среднеквадратического значения случайного джиттера является спектральный анализ фазовых шумов сигнала синхронизации. Для оценки случайного джиттера в разрабатываемых цифровых системах связи с уровнем вероятности ошибки на бит порядка 10^{-12} и ниже используется фильтрация спектральных компонент фазового шума. Такие высокие требования к вероятности ошибки на бит характерны для серверов хранения и обработки больших данных, предоставляющих широкий доступ для чтения и записи информации. Например, такое оборудование используется в сервисах облачных технологий или искусственного интеллекта [3].

Во многих современных проводных высокоскоростных интерфейсах передачи информации используется специальное кодирование и/или скремблирование бинарных данных, которое обеспечивает самосинхронизацию в приемнике и не требует передачи сигнала синхронизации по шине интерфейса. Восстановление синхросигнала в схемах цифровых преобразователей широко представлено в литературе [4, 5]. Опубликованные научные работы, получившие признание в научном и инженерном сообществе, демонстрируют интуитивно понятные принципы работы многих практических схем синхронизации. Цифровые фазовые детекторы, используемые для символьной синхронизации в цифровой схемотехнике [6–8], всесторонне изучены [9] и характеризуются простотой и наглядностью интерпретации принципов работы [10–12]. Тем не менее связь между сигналом синхронизации, восстановленным из сигнала цифрового интерфейса, и сигналом ошибки фазового детектора в представленной литературе отсутствует.

Понятие фазы цифрового сигнала тесно связано со счетными процессами, формируемыми цифровыми устройствами с использованием задержек, кратного меньших или равных интервалу следования бит или символов. Вместе с тем радиотехнические подходы определения мгновенной фазы для цифровых сигналов с использованием понятия аналитического сигнала почти не встречаются в опубликованных источниках. Все это находится в противоречии с практикой применения систем фазовой автоподстройки символьной или битовой частоты, где принципиально для описания линейной модели с обратной связью контура фазовой автоподстройки [13] используется понятие мгновенной фазы.

При проектировании контура подстройки частоты приемника сигналов в цифровых системах связи производится измерение спектральной плотности мощности фазового шума для оценки среднеквадратического значения джиттера [14]. Полученное значение джиттера сравнивается со значением, указанным в стандарте цифрового интерфейса.

В современных цифровых интерфейсах передачи данных для обеспечения электромагнитной совместимости широко используется технология тактирования с расширением спектра (TRC) [15]. При этом сигнал синхронизации модулируется по частоте периодическими сигналами треугольной формы.

Частота модуляции для гигабитных интерфейсов передачи данных, как правило, составляет десятки килогерц, а диапазон отклонений частоты следования импульсов – десятые доли процента от тактовой частоты.

В данной работе введено описание фазы сигнала цифрового интерфейса с использованием счетного процесса. Также предложены способы определения фазы синхросигнала с использованием двумерной периодической автокорреляционной и двумерной мгновенной автокорреляционных функций с целью восстановления сигнала синхронизации. Разработан алгоритм восстановления сигнала синхронизации, основанный на использовании преобразования Вигнера – Вилли.

Показатели качества системы синхронизации для цифровой связи

Двухуровневый сигнал в шине данных цифрового интерфейса $y(t)$, зарегистрированный с использованием высокоскоростного осциллографа, характеризуется двумерной функцией распределения $\varepsilon(\Delta t, \Delta y)$ доли ошибочно принятых решений в приемнике [16]. Аргументами функции распределения $\varepsilon(\Delta t, \Delta y)$ являются смещение по времени Δt для момента t_k принятия решения и смещение по уровню Δy для порога принятия решения. Для K передаваемых битов информации в сигнале $y(t)$ функция распределения $\varepsilon(\Delta t, \Delta y)$ вычисляется следующим образом:

$$\varepsilon(\Delta t, \Delta y) = \frac{1}{2K} \sum_{k=1}^K \left| \operatorname{sgn}(y(t_k)) - \operatorname{sgn}(y(t_k + \Delta t) + \Delta y) \right|,$$

где функция $\operatorname{sgn}(y)$ определяется выражением

$$\operatorname{sgn}(y) = \begin{cases} 1, & y > 0; \\ 0, & y = 0; \\ -1, & y < 0. \end{cases}$$

Характеристикой качества системы синхронизации в цифровой связи является сечение (подковообразная кривая [17, 18]) двумерной функции распределения доли ошибок $\varepsilon(\Delta t, \Delta y)$, определяемое при нулевом смещении Δy :

$$U(\Delta t) = \varepsilon(\Delta t, 0).$$

В результате измерений в лабораторных условиях могут быть получены значения доли ошибочно принятых решений на уровне от 10^{-6} ... 10^{-9} в зависимости от глубины памяти цифрового осциллографа, что недостаточно для требуемых оценок качества современных цифровых систем. Для определения качества сигнала в интерфейсах с требуемой долей ошибок передачи битов менее 10^{-9} применяют математическую модель функции распределения вероятности ошибки $P_\varepsilon(\Delta t, \Delta y)$ [17]. Как правило, функцию распределения вероятности ошибки рассматривают на единичном интервале по времени, т. е. в пределах смещений Δt , не превышающих периода следования битов T_b :

$$|\Delta t / T_b| \leq 1.$$

Ансамбль функций измеренного сигнала $y(t_k + \Delta t)$ моделируется с использованием случайного процесса $Y(\Delta t)$, который характеризуется зависящей от Δt функцией одномерной плотности вероятности [19]. Противоположные по значению символы $a_k = \pm 1$, передаваемые по каналу связи с двухуровневым кодированием информации, моделируются дискретным по времени и значению случайным процессом $A[k]$. Для вычисления вероятности ошибки на выходе порогового устройства приемника системы связи определяют функции условных плотностей вероятности $f_{Y|A[0]>0}(y | A[0] > 0, \Delta t)$ и $f_{Y|A[0]<0}(y | A[0] < 0, \Delta t)$. Вероятности условий $P(A[0] > 0)$ и $P(A[0] < 0)$ совпадают с вероятностями

значений битов. Вероятности условий можно определить с использованием вероятностей взаимоисключающих последовательностей из трех битов $\{111, 011, 010, 110\}$ и $\{000, 100, 101, 001\}$:

$$P(A[0] > 0) = P_1 = P_{111} + P_{011} + P_{010} + P_{110};$$

$$P(A[0] < 0) = P_0 = P_{000} + P_{100} + P_{101} + P_{001}.$$

Кодирование и скремблирование информационных данных обеспечивают одинаковую вероятность условий $P(A[0] > 0) = P(A[0] < 0) = 0,5$. Функция распределения вероятности ошибки $P_\varepsilon(\Delta t, \Delta y)$ определяется выражением

$$P_\varepsilon(\Delta t, \Delta y) = P_1 \int_{-\infty}^{\Delta y} f_{Y|A[0]>0}(y | A[0] > 0, \Delta t) dy + P_0 \int_{\Delta y}^{\infty} f_{Y|A[0]<0}(y | A[0] < 0, \Delta t) dy.$$

Пример распределения условных плотностей вероятности для сигнала высокоскоростного интерфейса приведен на рис. 1: $a - f_{Y|A[0]>0}(y | A[0] > 0, \Delta t)$; $b - f_{Y|A[0]<0}(y | A[0] < 0, \Delta t)$.

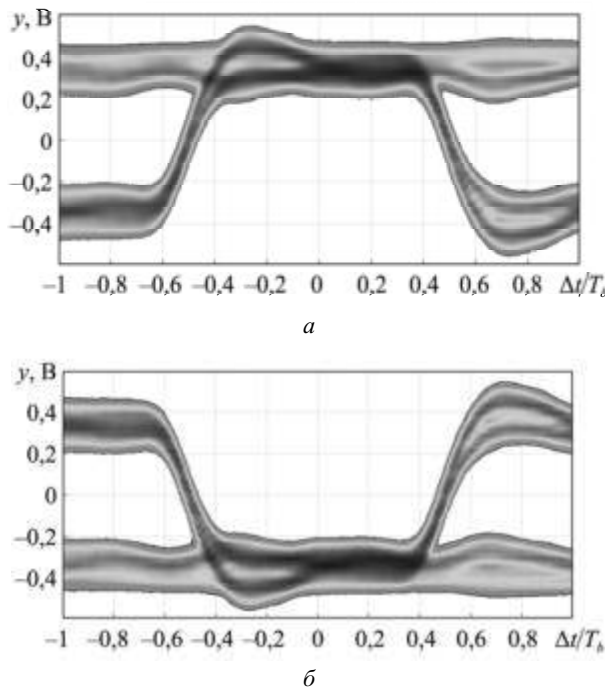


Рис. 1

Как видим (см. рис. 1), предельные значения одномерной функции распределения $P_\varepsilon(\Delta t, 0)$ при $\Delta t = \pm T_b$ определяются вероятностями переходных процессов, вызванных сменой знака соседних символов последовательности $A[k]$. Ошибка в принятом решении $\text{sgn}(y(t_k)) \neq a_k$, вызванная нарушением синхронизации (т. е. искажением момента t_k тактирования порогового устройства), возникает при условии различия знаков соседних значений символов $a_k a_{k-1} < 0$ и/или $a_k a_{k+1} < 0$. Случайные смещения момента тактирования моделируются джиттером сигнала синхронизации с плотностью вероятности нормального закона распределения $f_{RJ}(t)$ [18]:

$$f_{RJ}(t) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma_{RJ}} e^{-\frac{t^2}{2\sigma_{RJ}^2}},$$

где σ_{RJ} – среднеквадратическое значение случайного джиттера.

Плотность вероятности полного джиттера вычисляется Q -кратной сверткой $f_{RJ}(t)$ с плотностями вероятности законов распределения детерминированного, периодического и других типов джиттера [18]:

$$f_{TJ}(t) = f_{RJ}(t) * f_{J_1}(t) * f_{J_2}(t) * \dots * f_{J_Q}(t),$$

где $f_{J_q}(t)$ – плотность вероятности джиттера q -го типа, $q = 1, 2, \dots, Q$, Q – число источников джиттера, символом «*» обозначена операция свертки.

Для моделирования эффекта влияния джиттера на вероятность ошибки передачи данных по каналу связи можно воспользоваться попарными произведениями $(A[0]A[-1])$ и $(A[0]A[1])$, с помощью которых определяется различие знаков символа $A[0]$ и его соседних символов $A[-1]$ и $A[1]$. Математическую модель функции $U(\Delta t)$ в виде одномерной зависимости вероятности ошибки $P_\varepsilon(\Delta t, 0)$ определяют с использованием копий плотности вероятности полного джиттера $f_{TJ}(t)$, симметрично смещенных относительно друг друга по времени на единичный интервал

$$P_\varepsilon(\Delta t, 0) = P(A[0]A[1] < 0) \int_{-\infty}^{\Delta t} f_{TJ}(t - T_b/2) dt + P(A[0]A[-1] < 0) \int_{\Delta t}^{\infty} f_{TJ}(t + T_b/2) dt,$$

и вероятностей условий, определяемых как различающимися, так и совпадающими вероятностями последовательностей из трех битов:

$$\begin{aligned} P(A[0]A[-1] < 0) &= P_{100} + P_{011} + P_{101} + P_{010}; \\ P(A[0]A[1] < 0) &= P_{001} + P_{110} + P_{101} + P_{010}. \end{aligned} \quad (1)$$

В выражениях (1) для вероятностей условий $P(A[0]A[-1] < 0)$ и $P(A[0]A[1] < 0)$ суммы вероятностей являются вероятностями переходных процессов $Y(\Delta t)$, и их значения могут не совпадать со значениями вероятностей битов P_1 и P_0 . Данный эффект, например, возникает при измерениях сигналов высокоскоростных цифровых интерфейсов, в которых применяется совместное скремблирование и кодирование 8 бит/10 бит.

Восстановление сигнала синхронизации

Рассмотрим случайный процесс $S(t)$ на выходе ограничителя напряжения в линии связи проводного интерфейса с момента времени запуска триггера по возрастающему фронту. Наблюдаемый процесс $S(t)$ для $t \geq 0$ может быть представлен в виде модели случайного двоичного сигнала (телеграфного сигнала) [20]

$$S(t) = \text{sgn}(Y(t)) = (-1)^{N(t)},$$

где $Y(t)$ – случайный процесс на входе ограничителя; $N(t)$ – случайный счетный процесс, определяющий значения на выходе счетчика количества смены знака $S(t)$. Процесс $N(t)$ описывается выражением

$$N(t) = \sum_{n=1}^N u(t - Z_n),$$

где Z_n – упорядоченные по n случайные моменты времени смены знака; $u(t)$ – единичная ступенчатая функция.

При восстановлении символьной синхронизации необходимо учитывать, что предварительно выполняется компенсация линейных искажений сигналов, возникающих при их преобразовании в проводном канале связи. Дополнительной особенностью сигнала синхронизации является возможность использования в цифровых интерфейсах технологии тактирования с расширением спектра [21]. Решения о передаваемых символах принимаются в моменты времени, находящиеся внутри интервала $Z_{n-1} < t < Z_n$.

Начальное значение $Z_0 = 0$, поскольку момент запуска триггера совмещен с началом координат по оси времени t . Ширина n -го интервала определяется выражением

$$\Delta_n = Z_n - Z_{n-1}.$$

Рассмотрим случайный процесс $S(t)$ без модуляции тактового сигнала и джиттера. Для такого процесса Δ_n принимает только дискретные значения, кратные интервалу следования битов T_b цифрового сигнала. Количество возможных дискретных значений Δ_n определяется кодером источника цифровых данных, который позволяет восстановить синхронизацию за счет равного количества нулей и единиц для небольшого четного числа последовательно передаваемых бит.

Пример распределения вероятностей интервалов Δ_n для интерфейса, использующего кодер 8 бит/10 бит [22], показан на рис. 2.

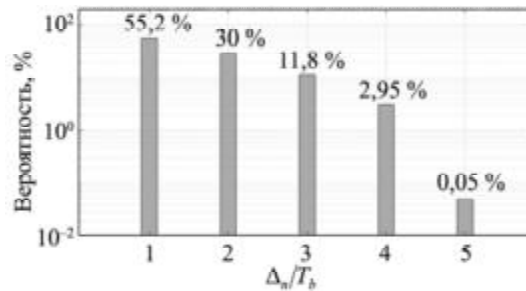


Рис. 2

Сигналы цифровых интерфейсов характеризуются циклостационарными (периодически коррелированными) свойствами [21]. Циклостационарность возникает из-за регулярных процессов, присущих режиму работы электронного устройства. К циклостационарным относятся процессы, обусловленные передачей данных между блоками электронных устройств. Для оценки характеристик циклостационарных случайных процессов используются двумерные авто- и взаимно корреляционные функции [23]. Двумерная корреляционная функция $R_{SS}(t, \tau)$ случайного процесса $S(t)$ без модуляции тактового сигнала и джиттера определяется выражением

$$R_{SS}(t, \tau) = E\{S(t)S(t-\tau)\} = \sum_{k=0}^{\infty} p_k(t)q_k(t)p_k(t-\tau)q_k(t-\tau), \quad (2)$$

где $E\{\circ\}$ – оператор математического ожидания; $p_k(t) = u(t - kT_b)$; $q_k(t) = u(-t - kT_b + T_b)$.

Связь между фазой сигнала синхронизации и двумерной автокорреляционной функцией (2) может быть определена с использованием оконтуривания границы области определения автокорреляционной функции для положительных значений сдвига по времени τ . Как правило, при оконтуривании двумерной скалярной функции используются компоненты градиента.

Определим одностороннюю функцию $g(t, \tau)$:

$$g(t, \tau) = -\frac{\partial R_{SS}(t, \tau)}{\partial \tau} u(\tau).$$

Следует отметить эквивалентность частной производной двумерной автокорреляционной функции и взаимно корреляционной функции между процессом $S(t)$ и его первой производной $S'(t)$

$$R_{SS'}(t, \tau) = E\{S(t)S'(t-\tau)\} = -\frac{\partial R_{SS}(t, \tau)}{\partial \tau}.$$

Таким образом, $g(t, \tau)$ является односторонней взаимно корреляционной функцией $R_{SS'}(t, \tau)$:

$$g(t, \tau) = R_{SS'}(t, \tau)u(\tau).$$

На рис. 3 показан пример области определения двумерной автокорреляционной функции $R_{SS}(t, \tau)$ и односторонней взаимно корреляционной функции $g(t, \tau)$ для случайного процесса $S(t)$ без модуляции тактового сигнала и джиттера.

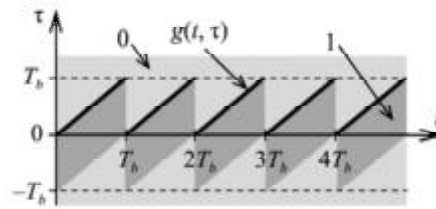


Рис. 3

Одномерное преобразование Фурье по сдвигу τ для взаимно корреляционной функции $R_{SS'}(t, \tau)$ определяет частотно-временную функцию $W_{SS'}(t, f)$:

$$W_{SS'}(t, f) = \int_{-\infty}^{\infty} R_{SS'}(t, \tau) e^{-j2\pi f \tau} d\tau,$$

которая является взаимным распределением Вигнера – Вилли. Для односторонней функции $g(t, \tau)$ одномерное преобразование Фурье по сдвигу τ имеет вид

$$G(t, f) = \int_{-\infty}^{\infty} g(t, \tau) e^{-j2\pi f \tau} d\tau.$$

Для гармонического синхросигнала $b(t) = \sin \phi(t) = \sin(2\pi F_b t)$ с частотой $F_b = 1/T_b$ фаза $\theta(t)$ по модулю 2π может быть определена следующим образом:

$$\theta(t) = \phi(t) \bmod 2\pi = 2\pi F_b t \bmod 2\pi = 2\pi F_b t - 2\pi c(t),$$

где функция $x \bmod y$ возвращает остаток от деления x на y , сигнал на выходе счетчика периодов определяется выражением

$$c(t) = \sum_{k=1}^{\infty} p_k(t) = \sum_{n=1}^{\infty} u(t - nT_b).$$

Групповое время запаздывания $\tau_g(t)$ определяется с помощью функции $G(t, f)$ и совпадает по форме с фазой $\theta(t)$:

$$\tau_g(t) = -\frac{1}{2\pi} \frac{\partial \arg\{G(t, f)\}}{\partial f} = \frac{\theta(t)}{2\pi F_b}.$$

График функции группового времени запаздывания для случайного процесса $S(t)$ показан на рис. 4.

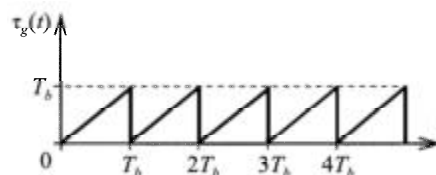


Рис. 4

Для восстановления синхросигнала с использованием случайного сигнала $s(t)$ могут быть использованы различные подходы. В данной работе используется связь между двумерной автокорреляци-

онной функцией $R_{SS}(t, \tau)$ и двумерной взаимно корреляционной функцией $R_{SS'}(t, \tau)$. Для случайного сигнала $s(t)$ мгновенная двумерная автокорреляционная функция $\rho_{SS}(t, \tau)$ и взаимно корреляционная функция сигнала $s(t)$ и его первой производной $s'(t)$ определяются выражениями [24]

$$\rho_{SS}(t, \tau) = s(t)s(t - \tau); \quad \rho_{SS'}(t, \tau) = s(t)s'(t - \tau).$$

При определении фазы синхросигнала с использованием мгновенной взаимно корреляционной функции $\rho_{SS'}(t, \tau)$ появляется несколько компонент по сдвигу τ при увеличении t , что приводит к неоднозначному решению восстановления фазы. Вместо определения сдвига всего множества компонент можно определить задержку только первой из них по сдвигу τ . Для этого абсолютные значения компонент накапливаются по сдвигу τ и ограничиваются по уровню согласно выражению

$$v(t, \tau) = \operatorname{sgn} \left(\int_0^{\tau} |\rho_{SS'}(t, \xi)| d\xi \right).$$

Пример реализации мгновенной автокорреляционной функции $\rho_{SS}(t, \tau)$ для случайного сигнала $s(t)$ показан на рис. 5.

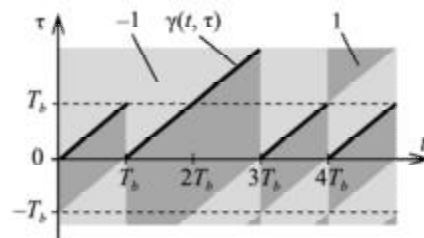


Рис. 5

Для оконтуривания мгновенной взаимно корреляционной функции $\rho_{SS'}(t, \tau)$ определим функцию

$$\gamma(t, \tau) = \frac{\partial v(t, \tau)}{\partial \tau}.$$

Для найденной функции $\gamma(t, \tau)$ с помощью одномерного преобразования Фурье определяется функция группового времени запаздывания

$$\tau_\gamma(t) = -\frac{1}{2\pi} \frac{\partial \arg \{ \Gamma(t, f) \}}{\partial f} = \frac{\varphi(t)}{2\pi F_b},$$

где $\Gamma(t, f) = \int_0^{\infty} \gamma(t, \tau) e^{-j2\pi f \tau} d\tau$.

Пример реализации функции группового времени запаздывания $\tau_\gamma(t)$ случайного сигнала $s(t)$ показан на рис. 6.

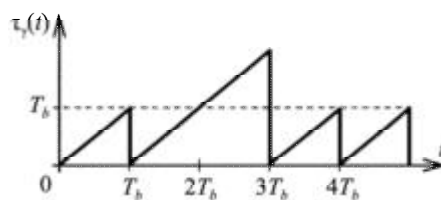


Рис. 6

Функция $\varphi(t)$ является реализацией случайной процесса $\Phi(t)$. В отличие от фазы сигнала синхронизации $\theta(t)$ функция $\varphi(t)$ не является периодической, но их значения, взятые по модулю 2π , совпадают:

$$\theta(t) = \varphi(t) \bmod 2\pi = \varphi(t + kT_b) \bmod 2\pi, k \in \mathbb{Z}.$$

Таким образом, синхросигнал $b(t)$ можно определить с помощью функции $\varphi(t)$ следующим образом:

$$b(t) = \sin \theta(t) = \sin \varphi(t) = \sin [2\pi F_b \tau_\gamma(t)].$$

Случайный процесс $\Phi(t)$ может быть записан следующим образом:

$$\Phi(t) = 2\pi F_0 (t - D_N(t)),$$

где F_0 – частота сигнала синхронизации.

Случайный процесс $D_N(t)$ имеет вид

$$D_N(t) = \sum_{n=1}^{N(t)} \Delta_n u(t - Z_n).$$

Если частота F_0 совпадает с F_b , то гармонический синхросигнал для случайной фазы $\Phi(t)$ совпадает с синхросигналом $b(t)$ для фазы $\theta(t)$:

$$b(t) = \sin \theta(t) = \sin \Phi(t).$$

Если частота F_0 является начальным приближением неизвестной частоты следования битов F_b с неточностью δF , такой, что $|F_0 - F_b|/F_b \leq \delta F$, то синхросигнал $b(t)$ может быть восстановлен в пределе по бесконечно большому числу нулей $N \rightarrow \infty$ процесса $S(t)$:

$$b(t) = \sin \left(\lim_{N \rightarrow \infty} \Psi_N(t) \right),$$

где случайная фаза синхросигнала $\Psi_N(t) = 2\pi F_N (t - D_N(t))$.

N -я оценка частоты синхросигнала F_N определяется отношением

$$F_N = \frac{C_N(t)}{D_N(t)} = \frac{C_N(Z_N)}{D_N(Z_N)} = \frac{C_N(Z_N)}{Z_N},$$

где счетный процесс $C_N(t)$ определяется выражением

$$C_N(t) = \sum_{n=1}^{N(t)} \left[F_{n-1} \Delta_n + \frac{1}{2} \right] u(t - Z_n),$$

а величина $C_N(Z_N)$ равна числу принятых бит в момент времени $t = Z_N$.

Потоковый алгоритм преобразования сигнала высокоскоростного интерфейса, измеренного цифровым осциллографом, в сигнал синхронизации был разработан в виде системы дискретного времени. Исходными данными для алгоритма являются упорядоченные по времени значения отсчетов сигнала интерфейса, интервал дискретизации T_s цифрового осциллографа и начальное значение частоты следования битов F_0 . На выходе алгоритма вычисляются упорядоченные по времени значения отсчетов сигнала синхронизации.

Структурная схема алгоритма представлена на рис. 7.

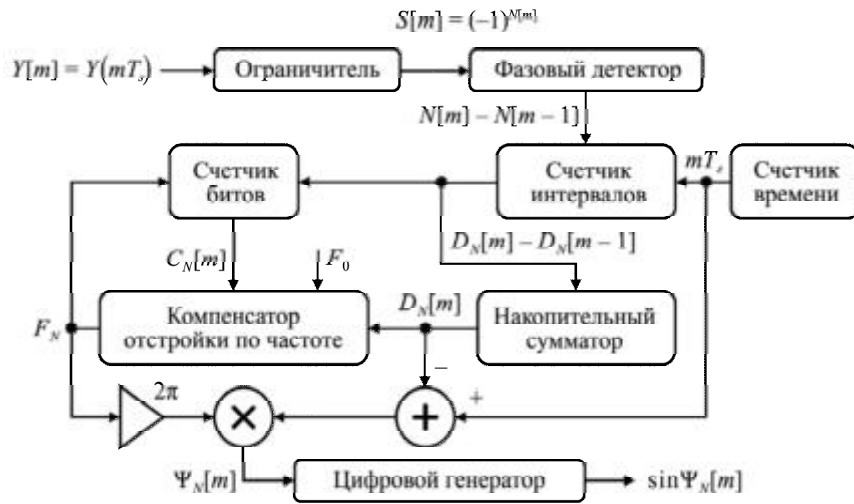


Рис. 7

Представленные ранее счетные процессы для непрерывного времени в разработанном алгоритме были заменены на процессы дискретного времени. На представленной схеме (см. рис. 7) в качестве индекса дискретного времени используется переменная m . Дискретный по времени случайный процесс $Y[m] = Y(mT_s)$ определяет последовательность измеренных значений отсчетов сигнала интерфейса.

Фазовый детектор на своем выходе формирует единичное значение после изменения знака в дискретном процессе на выходе ограничителя $S[m] = (-1)^{N[m]}$, а в остальных случаях – нулевые значения. Выходной сигнал фазового детектора определяется разностным выражением $N[m] - N[m-1]$. Счетчик интервалов оценивает длительность интервала между переходами, определяемую разностным выражением $D_N[m] - D_N[m-1]$.

Далее накопительный сумматор аккумулирует значения на выходе счетчика интервалов, восстанавливая процесс $D_N[m]$. Выходные сигналы счетчика интервалов и накопительного сумматора используются в контуре оценки среднего значения частоты следования битов F_N . Счетчик битов формирует процесс $C_N[m]$. Компенсатор отстройки по частоте вычисляет оценку частоты следования F_N битов пропорционально числу битов $C_N[m]$ и обратно пропорционально времени $D_N[m]$. Начальное значение частоты следования битов F_0 используется для запуска счетчика битов и вычисления фазы $\Psi_0[m]$ при $N[m] = 0$.

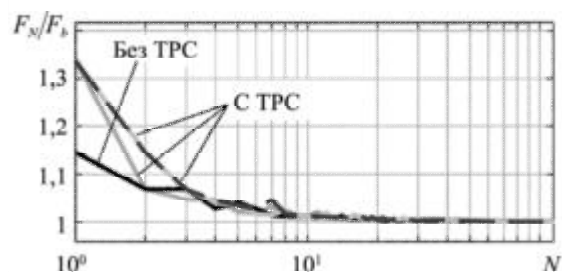
Разность $mT_s - D_N[m]$ формирует счетный случайный процесс со сбросами значений. Случайная фаза синхросигнала $\Psi_N[m]$ пропорциональна этой разности с коэффициентом круговой частоты $2\pi F_N$. Цифровой генератор выполняет вычисление значения отсчета синхросигнала $\sin \Psi_N[m]$.

Представленная схема (см. рис. 7) может быть использована для анализа сигналов, измеренных цифровым осциллографом с частотой дискретизации F_s , превышающей частоту следования битов F_b более чем в четыре раза. Максимальное значение неточности начального значения частоты δF не должно превышать 50%. Начальное значение частоты следования битов F_0 выбирается равным номинальному значению скорости передачи данных согласно стандарту высокоскоростного интерфейса.

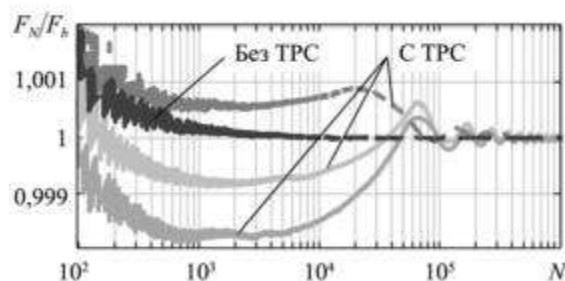
Исследование эффективности разработанного алгоритма было проведено для сигналов интерфейса USB 3.2 Gen 1 [25], измеренных в шине передачи данных четырех различных устройств с помощью цифрового осциллографа. Одно из исследуемых устройств не поддерживало тактирование с модуляцией

тактовой частоты. В остальных трех устройствах использовалась технология тактирования с расширением спектра. Обмен данными по шине интерфейса производился со скоростью 5 Гбит/с. Частота дискретизации задавалась равной 40 ГГц, длина выборки данных составляла 200 млн отсчетов.

Зависимости оценки частоты F_N от числа переходов через нуль N , полученные для четырех исследуемых устройств, представлены на рис. 8: *а* – диапазон по N (1...100); *б* – диапазон по N (10^2 ... 10^6). Отклонение начального значения частоты F_0 для всех устройств от номинального значения по стандарту не превышало 50 %.



а



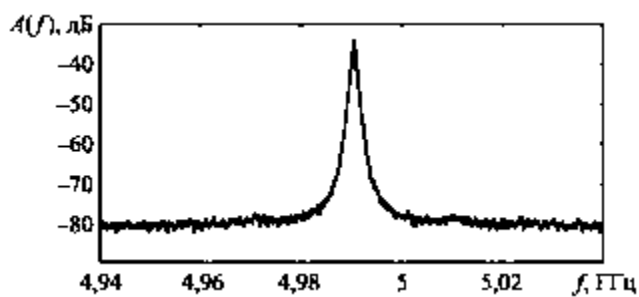
б

Рис. 8

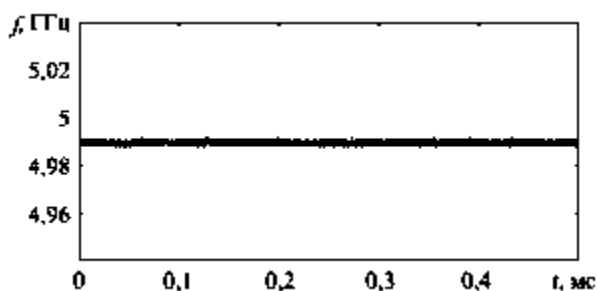
Как видим (см. рис. 8), значение частоты следования битов F_N устанавливается в пределах не точности δF менее 0,2 % для числа переходов через нуль $N = 10^2$. Зависимость F_N для значений N в диапазоне 1... 10^2 имеет экспоненциальный характер для всех устройств и не зависит от наличия тактирования с расширением спектра. Для сигнала без модуляции тактовой частоты экспоненциальный характер зависимости сохраняется для значений N в диапазоне 10^2 ... 10^6 , тогда как для сигналов с модуляцией тактовой частоты проявляются колебания зависимости. Модуляция тактовой частоты замедляет приближение значения F_N к F_b на длительности интервала одного периода модуляции тактовой частоты вплоть до $N = 10^5$. Для $N > 10^5$ зависимости имеют вид экспоненциально затухающих колебаний. Следует отметить, что в сигналах всех устройств значения F_b были разными.

Для восстановленных сигналов синхронизации USB 3.2 Gen.1 были получены оценки амплитудных спектров и спектрограмм для небольших значений отстроек по частоте от номинального значения 5 ГГц. Приведем примеры амплитудного спектра (рис. 9, 10, *а*) и спектрограммы восстановленных сигналов синхронизации (рис. 9, 10, *б*) без модуляции тактовой частоты (рис. 9) и при ее наличии (рис. 10).

При сравнении спектров (см. рис. 9, 10, *а*) установлено, что модуляция тактовой частоты привела к увеличению ширины спектра и уменьшению уровня спектра вблизи тактовой частоты 5 ГГц. Смещение средней частоты спектра сигнала синхронизации к частоте 4,99 ГГц соответствует снижению среднего значения скорости передачи данных. По спектрограмме восстановленного сигнала синхронизации при наличии модуляции частоты (см. см. рис. 10, *б*) можно оценить параметры модуляции: частота модулирующего сигнала порядка 32,5 кГц, девиация частоты – 10 МГц.

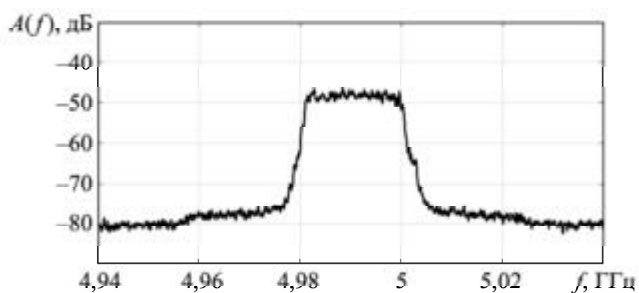


a

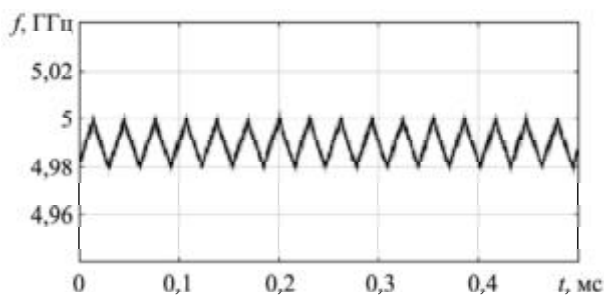


b

Рис. 9



a



b

Рис. 10

Таким образом, описана современная методика контроля и измерения параметров синхронизации на основе вероятностной модели джиттера для выполнения требований стандартов высокоскоростных интерфейсов передачи данных.

Представлена модель случайного двоичного сигнала цифрового интерфейса с использованием счетного случайного процесса. В представленной модели вероятности интервалов времени между сменами знака сигнала цифрового интерфейса определяются способом кодирования цифровых данных. Показано, что фазу сигнала синхронизации можно получить преобразованием двумерной корреляционной

функции сигнала цифрового интерфейса. Эквивалентность фазы, полученной преобразованием корреляционной функции, и фазы, полученной с использованием счетного процесса, определяется совпадающими значениями сигналов синхронизации.

Разработан потоковый алгоритм преобразования сигнала высокоскоростного интерфейса, измеренного цифровым осциллографом, в сигнал синхронизации. Данный алгоритм возможно использовать в качестве программной опции для расширения функционала цифровых осциллографов высокого класса. Для разработанного алгоритма приведены зависимости оценки частоты следования битов от числа переходов через нуль для разных измеренных сигналов высокоскоростных интерфейсов, в которых используется модуляция тактовой частоты.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. PCI Express 6.0 Specification [Electronical Resource]. URL: <https://pcisig.com/pci-express-6.0-specification> (дата обращения: 28.10.2025).
2. IEEE 802.3-2018/ IEEE Standard for Ethernet [Electronical Resource]. URL: https://standards.ieee.org/standard/802_3-2018.html (дата обращения: 28.10.2025).
3. *Panella Augusto (Gus)*. The Road from 1 Gbps-NRZ to 224 Gbps-PAM4 [Electronical Resource]. URL: <https://www.signalintegrityjournal.com/articles/3391-the-road-from-1-gbps-nrz-to-224-gbps-pam4> (дата обращения: 28.10.2025).
4. *Ming-ta Hsieh, Sobelman G.E.* Architectures for Multi-Gigabit Wire-Linked Clock and Data Recovery // IEEE Circuits and Systems Magazine. 2008. Vol. 8. Iss. 4. P. 45–57.
5. *Razavi B.* Challenges in the Design High-Speed Clock and Data Recovery Circuits // IEEE Communications Magazine. 2002. Vol. 40. Iss. 8. P. 94–101.
6. *Mueller K., Muller M.* Timing Recovery in Digital Synchronous Data Receivers // IEEE Transactions on Communications. 1976. Vol. 24. Iss. 5. P. 516–531.
7. *Erup L., Gardner F.M., Harris R.A.* Interpolation in Digital Modems. II. Implementation and Performance // IEEE Transactions on Communications. 1993. Vol. 41. Iss. 6. P. 998–1008.
8. *Rice M.* Digital Communications: A Discrete-Time Approach. Prentice Hall, 2009. 778 p.
9. *Mengali U., D'Andrea A.N.* Synchronization Techniques for Digital Receivers. N.Y.: Plenum Press, 1997. 520 p.
10. *Лемешко Н.В., Кечиев Л.Н., Захарова С.С.* IBIS-модели и их применение в задачах ЭМС. М.: Грифон, 2016. 192 с.
11. Implementation Agreement OIF-CEI-05 [Electronical Resource]. URL: <https://www.oiforum.com/wp-content/uploads/OIF-CEI-5.0.pdf> (дата обращения: 28.10.2025).
12. *Stauffer D.R. et al.* High Speed Serdes Devices and Applications. Springer-Verlag, 2008. 490 p.
13. *Best R.E.* Phase-Locked Loops: Design, Simulation, and Applications. N.Y: McGraw-Hill, 2007. 490 p.
14. *Da Dalt N., Sheikholeslami A.* Understanding Jitter and Phase Noise: A Circuits and Systems Perspective. Cambridge University Press, 2018. 264 p.
15. *Skinner H.G., Slattery K.P.* Why Spread Spectrum Clocking of Computing Devices Is Not Cheating // Proc. of the IEEE EMC International Symposium. Symposium Record. International Symposium on Electromagnetic Compatibility, Aug. 13–17, 2001, Montreal, Canada. Vol. 1. P. 537–540.
16. *Noguchi H. et al.* A 40-Gb/s CDR Circuit with Adaptive Decision-Point Control Based on Eye-Opening Monitor Feedback // IEEE Journal of Solid-State Circuits. 2008. Vol. 43. Iss. 12. P. 2929–2938.
17. *Kyung Suk (Dan) Oh, Xingchao (Chuck) Yuan.* High-Speed Signaling: Jitter Modeling, Analysis, and Budgeting. Prentice Hall, 2012. 511 p.
18. *Hall S.H., Heck H.L.* Advanced Signal Integrity for High-Speed Digital Designs. Wiley & Sons, Inc., 2009. 660 p.
19. *Кузнецов Ю.В. и др.* Разделение циклостационарных сигналов и наводок в линиях передачи печатных плат методом независимых компонент // Изв. вузов России. Радиоэлектроника. 2024. № 5. С. 6–23.
20. *Franks L.E.* Signal Theory. Prentice-Hall, 1969. 317 p.
21. *Баев А.Б. и др.* Исследование излучений в ближнем поле цифровых устройств с частотно-модулированным тактированием // Электромагнитные волны и электронные системы. 2025. № 5. С. 7–19.
22. Serial ATA Revision 3.5 [Electronical Resource]. URL: https://sata-io.org/system/files/specifications/SerialATA_Revision_3_5_Gold.pdf (дата обращения: 28.10.2025).
23. *Kuznetsov Y. et al.* Autocorrelation Analysis and Near-Field Localization of the Radiating Sources with Cyclostationary Properties // IEEE Transactions on Electromagnetic Compatibility. 2020. Vol. 62. Iss. 5. P. 2186–2195.
24. Time-Frequency Signal Analysis and Processing: A Comprehensive Reference / Ed. B. Boashash. Academic Press, 2015. 1056 p.

Clock Recovery of High-Speed Data Transmission Interfaces

YU.V. KUZNETSOV, M.A. KONOVALYUK, A.B. BAEV, AND A.A. GORBUNOVA

Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow

This paper presents a synchronization signal recovery, both with and without spread spectrum clocking, by post-processing of waveform acquisitions in high-speed interface transmission lines. A count random process model was used for derivation the algorithm of clock recovery from the encoded data signals. The dependence of the reconstructed synchronization signal phase on random intervals between sign changes is determined. A signal flow algorithm for converting a high-speed interface signal, measured by a digital oscilloscope, into a synchronization signal is developed. The effectiveness of the developed algorithm of synchronization signal recovery for frequency modulated measured data of high-speed interface is demonstrated.

Bit error ratio, clock signal recovery, spread spectrum clocking, cyclostationary process, jitter

Многофункциональный способ оценки возможностей средств радиолокационной видовой разведки воздушного базирования

Обоснован комплекс показателей оценки возможностей средств радиолокационной видовой разведки воздушного базирования. Предложен многофункциональный метод оперативной оценки этих возможностей, основанный на аналитической зависимости, устанавливающей взаимосвязь вероятности обнаружения объекта и дальности ведения разведки при фиксированной вероятности ложной тревоги. В рамках метода используется коэффициент «объект – фон» и коэффициент вида разведки с учетом ослабления при распространении в условиях метеообразований, а также учитывается решение тактической задачи идентификации типа объекта при разрешающей способности, близкой к заданной. Представлены результаты анализа возможности противодействия радиолокационной видовой разведке за счет применения методов радиолокационной маскировки, направленных на снижение эффективной площади рассеяния объекта посредством использования радиолокационных поглощающих материалов и покрытий. Проанализированы возможные ситуации разведывательной доступности для средств радиолокационной видовой разведки, а также нормативные показатели, выраженные в виде обоснованных значений вероятностей обнаружения и вскрытия либо соответствующих им дальностей обнаружения и вскрытия.

А.В. ЛЕНЬШИН,

д-р техн. наук,

Е.В. КРАВЦОВ,

д-р техн. наук,

А.А. НЕЙНО

(ВУНЦ ВВС «ВВА»,

Воронеж),

В.А. КУРАКОВ

(УНВ РЭБ ВС РФ, Москва)

andrey-lenshin@yandex.ru

Радиолокационная видовая разведка, вероятность обнаружения объекта, дальность ведения разведки, коэффициент вида разведки, оперативная оценка

Одним из наиболее информативных и оперативных видов технической разведки является радиолокационная видовая разведка, что обусловлено ее существенными преимуществами по сравнению с другими методами, в первую очередь – достигнутым уровнем разрешающей способности [1–3]. Средствами радиолокационной видовой разведки – многофункциональными радиолокационными станциями (РЛС) с синтезированием апертуры – оснащены различные типы космических и воздушных носителей [4–6].

Организация противодействия радиолокационной видовой разведке предполагает обязательную оценку ее возможностей с учетом требований оперативности и достоверности, что делает актуальной разработку способов и методик оперативной оценки возможностей радиолокационной видовой разведки [7, 8].

Особенности проведения мониторинга с помощью беспилотных авиационных систем и применения технологий и технических средств для мониторинга проанализированы в работе [9]. В работе [10] представлен математический аппарат оперативной оценки возможностей радио- и радиотехнической разведки, проводимой вблизи или внутри лесных массивов, позволяющий повысить достоверность проведения оперативной оценки возможностей радио- и радиотехнической разведки объектов защиты.

В работе [11] представлен математический аппарат и соответствующее программное обеспечение, реализующее методику оперативной оценки возможностей средств радиолокационной видовой разведки. При использовании данного подхода возможно существенно сократить временные затраты на проведение оценки возможностей радиолокационной видовой разведки объектов комплексного технического контроля.

Целью данной статьи является разработка многофункционального способа оперативной оценки возможностей средств радиолокационной видовой разведки с целью повышения эффективности противодействия радиолокационной видовой разведке иностранных государств.

Реализация любого способа оценки предполагает выбор показателя оценки, методики проведения расчетов и выработку рекомендаций по противодействию радиолокационной видовой разведке (основные виды обзора – маршрутная съемка, телескопический режим обзора, широкополосный режим обзора [4]). В видовых разведках в качестве основного показателя часто используют вероятность обнаруже-

ния W_o , а в качестве требований оперативности можно принять простоту реализации, минимум исходных данных, сокращение времени на проведение оценки, наглядность и приемлемую достоверность [12].

При обосновании методики оперативной оценки принимается подход, основанный на явном представлении зависимости $W_o = f(D_p)$ вероятности обнаружения объекта от дальности разведки D_p . Следует подчеркнуть наличие объективных трудностей, связанных с учетом многообразия факторов, характерных для данного вида разведки. К таким факторам относится разнообразие тактических задач, решаемых РЛС с синтезированием апертуры, широкий диапазон их параметров, режимов работы, режимов съемки, условия функционирования, зависимость статистических характеристик функций отражения от характеристик фона и объектов, рабочего диапазона длин волн, соотношения размеров элемента разрешения и объекта и др. Неконтролируемые вариации характеристик объектов, условий работы и параметров РЛС с синтезированием апертуры могут достигать 7 дБ и более [1, 4]. В связи с этим при обосновании методики оценки целесообразно использовать расчетные формулы, в состав которых входят обобщенные коэффициенты и параметры.

Обычно при проведении анализа и оценок технических разведок рассматривают следующие типовые задачи обнаружения: картографирование, обнаружение точечного объекта на слабо отражающем фоне, обнаружение точечного объекта на сильно отражающем фоне, обнаружение объекта с «отрицательным» контрастом. Для оперативной оценки в условиях априорной неопределенности достаточно ограничиться одним режимом. Будем исходить из того, что главной задачей радиолокационной видовой разведки является распознавание класса объекта разведки, а это возможно при высокой разрешающей способности РЛС с синтезированием апертуры, когда площадь элемента разрешения меньше площади объекта, т. е. объект распределенный.

В этом случае обнаружение каждого разрешаемого элемента объекта происходит на любом фоне [1]. Финальный результат обработки в РЛС с синтезированием апертуры в зрительном восприятии – контур объекта, проявляющийся как яркий разностный контраст между объектом и фоном. С учетом этого сделаем следующее допущение. Обнаружение происходит на фоне шума, собственный шум является помехой, а полезным сигналом является разностный сигнал. Отнесем фон к полезному сигналу (возможен и отрицательный контраст).

С учетом экспоненциальной вероятностной модели распределения мощности полезного сигнала и помех вероятность правильного обнаружения сигнала с неизвестной амплитудой и начальной фазой приобретает вид известного выражения

$$W_o = (W_{лт})^{\frac{1}{1+q_s^2}}, \quad (1)$$

где $q_s^2 = |P_{эс} - P_{ф}| / P_{ш}$ – эквивалентное (в соответствии с принятым допущением) отношение сигнал/шум на входе приемника РЛС; $P_{эс}$, $P_{ф}$, $P_{ш}$ – мощности эхо-сигнала от элемента разрешения объекта, фона и шума [13].

Преобразуем выражение (1) так, чтобы все параметры, характеризующие процесс обнаружения, входили в это выражение в явном виде. С этой целью воспользуемся уравнением радиолокации. Мощность эхо-сигнала от элемента разрешения объекта $P_{эс}$ на входе приемника РЛС с учетом потерь в среде распространения и приемном тракте описывается выражением

$$P_{эс} = \frac{P_{и} G_a^2 \lambda^2 B^2 N_k^2 \mu V \sigma_{эо}}{(4\pi)^3 D_p^4}, \quad (2)$$

где $P_{и}$ – импульсная мощность передатчика РЛС; G_a – коэффициент усиления антенны; λ – длина волны; B – база сигнала; N_k – количество когерентно накапливаемых импульсов за время синтезирования апертуры; μ – коэффициент потерь в высокочастотном тракте (4...7 дБ); V – множитель ослабления сиг-

нала в среде распространения; $\sigma_{\text{зо}}$ – эффективная площадь рассеяния разрешаемого элемента объекта; D_p – дальность разведки [13].

Соответственно, мощность эхо-сигнала от фона P_ϕ на входе приемника РЛС будет определяться выражением

$$P_\phi = \frac{P_n G_a^2 \lambda^2 B^2 N_k^2 \mu V \sigma_\phi}{(4\pi)^3 D_p^4}, \quad (3)$$

где σ_ϕ – удельная эффективная площадь рассеяния фона.

Мощность шумов приемника РЛС определяется выражением

$$P_{\text{ш}} = k K_{\text{ш}} T_0 \Delta f_c, \quad (4)$$

где k – постоянная Больцмана; T_0 – абсолютная температура; $kT_0 = 4 \cdot 10^{-21}$ Вт/Гц; $K_{\text{ш}} = 2 \div 4$ – коэффициент шума приемника; Δf_c – ширина спектра сигнала, причем $\Delta f_{\text{прм}} = (1,1 \div 1,2) \Delta f_c$, $\Delta f_{\text{прм}}$ – ширина полосы пропускания приемника РЛС.

Спектральная плотность шума в приемном канале $N_{\text{ш}}$ определяется суммарной спектральной плотностью внутренних (теплового N_T , дробового N_d , фазового $N_{\text{фаз}}$) и внешних $N_{\text{вн}}$ шумов: $N_{\text{ш}} = N_T + N_d + N_{\text{фаз}} + N_{\text{вн}}$ [14]. Характеристики шума и динамического диапазона приведены в справочнике [13].

Число когерентно накапливаемых импульсов N_k за время синтезирования зависит от требуемого разрешения по азимуту и частоты следования импульсов и может быть записано как

$$N_k = \frac{\lambda D_p F_{\text{п}}}{2 \Delta l V_{\text{нс}} \sin \varphi}, \quad (5)$$

где Δl – разрешающая способность по азимуту; $V_{\text{нс}}$ – скорость носителя; $F_{\text{п}}$ – частота повторения импульсов; φ – угол наблюдения относительно вектора путевой скорости [1].

Для распределенного объекта значение эффективной площади рассеяния разрешаемого элемента объекта в общем случае определяется как отношение разрешаемой площадки δS к площади объекта $S_{\text{об}}$: $\sigma_{\text{зо}} = \sigma_{\text{об}} \delta S / S_{\text{об}}$, где $\sigma_{\text{об}}$ – эффективная площадь рассеяния объекта в целом (определяется по справочным данным). Типовые значения эффективной площади рассеяния пассивных отражателей представлены в справочнике [13], средние ориентировочные значения эффективной площади рассеяния объектов приведены в работе [15].

В сантиметровом диапазоне длин волн может быть использовано эмпирическое выражение $\sigma_{\text{зо}} \approx (0,5 \div 1,0) \delta S$. Для объектов с гладкой поверхностью (крылатые ракеты, самолеты) выбирается меньшее значение коэффициента, для сложных по конфигурации объектов – большее. Значение разрешаемой площадки δS определяется как произведение разрешающих способностей РЛС по дальности Δr и азимуту Δl . В РЛС с синтезированием апертуры при определении типа объекта необходимо обеспечить равенство $\Delta r \approx \Delta l$, поэтому можно принять $\delta S = \Delta r \Delta l \approx \Delta l^2$.

В этом случае выражение для эквивалентного отношения сигнал/шум приобретает вид

$$q_3^2 = \frac{P_n G_a^2 \lambda^3 B F_{\text{п}} \mu N_n \Delta l}{2(4\pi)^3 P_{\text{ш}} V_n \sin \varphi} V \left| \frac{\sigma_{\text{об}}}{S_{\text{об}}} - \sigma_\phi \right| \frac{1}{D_p^3}, \quad (6)$$

где N_n – количество некогерентных суммирований изображений одного и того же участка для уменьшения спекл-шумов (обычно $N_n \approx 2 \dots 5$).

Объединим в выражении (6) все параметры, относящиеся к РЛС с синтезированием апертуры и носителю, в один коэффициент $k_{вр}$ – коэффициент вида разведки, м³. Данный коэффициент рассчитывается заранее для усредненных параметров по принятым видам разведки (космической, воздушной для беспилотной и пилотируемой авиации):

$$k_{вр} = \frac{P_{и} G_a^2 \lambda^3 B F_{и\mu} N_{и} \Delta l}{2(4\pi)^3 P_{ш} V_{нс} \sin \varphi}. \quad (7)$$

Параметры из выражения (6), характеризующие объект и фон, также представим в виде одного коэффициента «объект – фон» $k_{об-ф}$:

$$k_{об-ф} = \left| \frac{\sigma_{об}}{S_{об}} - \sigma_{ф} \right|. \quad (8)$$

Данный коэффициент подлежит расчету в каждом конкретном случае оценки, эквивалентное отношение сигнал/шум приобретает вид

$$q_s^2 = \frac{k_{вр} V k_{об-ф}}{D_p^3}. \quad (9)$$

Расчетная формула для вероятности правильного обнаружения с учетом выражения (8) преобразуется следующим образом:

$$W_o = (W_{лт})^{\frac{1}{1+k_{вр} V k_{об-ф} / D_p^3}}. \quad (10)$$

Таким образом, полученное выражение (10) устанавливает явную зависимость вероятности правильного обнаружения от дальности ведения разведки при фиксированной вероятности ложной тревоги для данного вида разведки, устанавливаемого с помощью фиксированного коэффициента вида разведки $k_{вр}$. Значения данного коэффициента определяются для обобщенных (типизированных) параметров РЛС с синтезированием апертуры и решаемой тактической задачи определения типа объекта при разрешающей способности, близкой к заданной.

Произведение множителя ослабления V на коэффициент $k_{об-ф}$, характеризующий объект и фон, определяет конкретные условия разведывательной доступности объекта «на земле» и возможности противодействия и подлежит расчету в каждом конкретном случае, порождая множественный характер зависимостей (семейство кривых) вида $W_o = f(D_p)$. В работе [16] представлено математическое обеспечение для оперативной оценки возможностей видовой радиолокационной разведки в условиях метеообразований, основанное на анализе электромагнитного поля у приемной антенны РЛС с учетом прохождения электромагнитной волны через метеообразования.

Учет возможности противодействия радиолокационной видовой разведке с использованием способов радиолокационной маскировки, уменьшающих эффективную площадь рассеяния объекта, например, с помощью радиолокационных поглощающих материалов и покрытий [17], можно осуществить введением соответствующего коэффициента в выражение для $k_{об-ф}$. В этом случае выражение (8) преобразуется к виду

$$k_{об-ф} = \left| \frac{\sigma_{об}}{S_{об}} k_{ос} - \sigma_{ф} \right|, \quad (11)$$

где $k_{ос}$ – коэффициент ослабления мощности сигнала радиопоглощающим покрытием. Типовые покрытия имеют в сантиметровом диапазоне поглощение порядка 15...25 дБ в полосе частот до 20 % от центральной частоты [17], поэтому при расчетах достаточно выбирать значение 20 дБ. Уменьшение эффек-

тивной площади рассеяния объекта, находящегося под слоем растительности, почвы, снега, учитывается с помощью аналогичного коэффициента, значение которого определяется толщиной покрытия и коэффициентом поглощения [10].

Потери в атмосфере на практике начинают учитывать для длин волн $\lambda \leq 3$ м. В этом случае значение множителя ослабления с учетом его определения и удвоенного расстояния может быть найдено из соотношения

$$V = 10^{-0,2\alpha D_p}, \quad (12)$$

где α – коэффициент затухания, зависящий от частоты, состояния атмосферы, характера трассы, дБ/км.

Усредненные по времени года значения $\alpha(f_c)$ для упрощения учета, полученные на основании экспериментальных данных, приведены на рис. 1, а. Для определения V вначале по известному значению частоты сигнала f_c , ГГц, находится значение α , затем при известной или принимаемой дальности D_p рассчитываются потери $z = \alpha D_p$, дБ. Далее по графической зависимости (рис. 1, б) находится значение множителя ослабления.

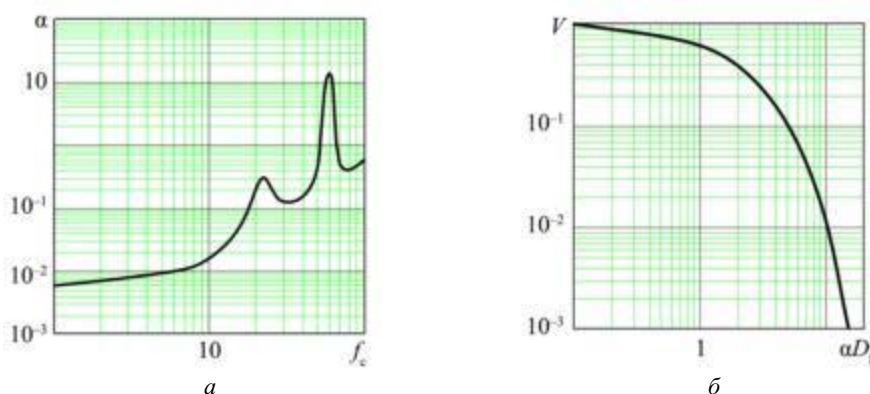


Рис. 1

В качестве примера рассмотрим порядок определения зависимости вида (10) для тактической воздушной разведки, решающей задачу определения типа объекта со следующими усредненными параметрами РЛС с синтезированием апертуры: $P_{\text{и}} = 10^3$ Вт; $G_a = 2500$; чувствительность приемника $P_{\text{прм}} = 10^{-13}$ Вт; $\lambda = 0,03$ м; $B = 200$; $N_{\text{н}} = 3$; $\mu = -10$ дБ; $V_{\text{нс}} = 300$ м/с; $F_{\text{п}} = 1000$ Гц; $\varphi = 90^\circ$; $\Delta l = 1$ м. Для приведенных исходных данных в соответствии с выражением (7) значение коэффициента вида разведки составит $k_{\text{вр}} \approx 4,2 \cdot 10^{16}$ м³.

Значение вероятности ложной тревоги в большинстве задач радиолокационной видовой разведки находится в интервале $10^{-4} \dots 10^{-6}$ [1, 3, 13]. Значение, равное $W_{\text{лт}} = 10^{-4}$, в наибольшей степени соответствует условиям рассматриваемой задачи. Будем также полагать, что потери в атмосфере отсутствуют (тогда $V = 1$), а мер по противодействию разведке, связанных с использованием радиопоглощающих материалов, не принималось (тогда $k_{\text{ос}} = 1$).

Для выбора дискретных значений коэффициента «объект – фон» $k_{\text{об-ф}}$, необходимых для получения семейства кривых $W_o = f(D_p)$, установим диапазон возможных значений отношения эффективной площади рассеяния объекта к его площади $\sigma_{\text{об}}/S_{\text{об}}$ и диапазон возможных значений удельных эффективных площадей рассеяния фона $\sigma_{\text{ф}}$ для типовых фонов при фиксированном угле облучения.

Анализ эффективной площади рассеяния типовых наземных объектов показывает, что $\sigma_{\text{об}}/S_{\text{об}} \approx 0,01 \div 0,1$. В свою очередь, анализ типовых фонов в диапазоне углов облучения $10 \dots 30^\circ$ дает

диапазон средних значений удельных эффективных площадей рассеяния $\sigma_{\phi} \approx 0,00095 \div 0,21$. Полученные результаты приводят с учетом выражения (11) к возможному диапазону значений $k_{об-ф} \approx 0,003 \div 1,5$.

Семейство кривых $W_o = f(D_p)$, полученных в соответствии с выражением (10) при $W_{лт} = 10^{-4}$, при фиксированных значениях коэффициента «объект – фон» из полученного диапазона возможных его значений для воздушной разведки самолетами тактической авиации представлено на рис. 2.

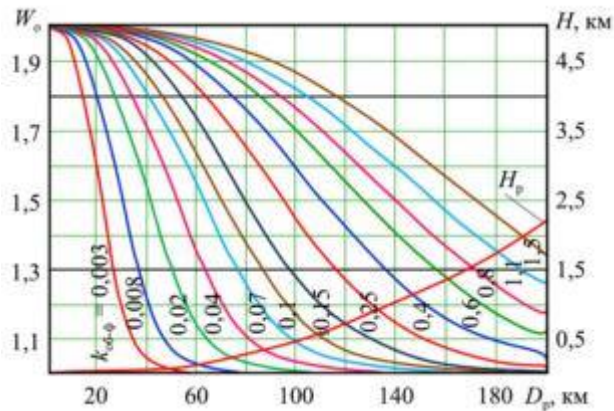


Рис. 2

При воздушной радиолокационной видовой разведке актуальна реализация дальности прямой видимости объекта. Для ее учета с графиками $W_o = f(D_p)$ совмещена зависимость дальности прямой видимости $D_{пр}$ от высоты радиолокационной видовой разведки H_p (совмещены оси $D_p, D_{пр}$) при фиксированной высоте объекта $h_{об} \approx 3$ м. Шкала высот разведки на рис. 2 ограничена для $D_p = 200$ км значением 5 км. При построении графической зависимости $H_p = f(D_p)$ выражение с учетом дальности прямой видимости использовано в виде $H_p = (0,243D_{пр} - \sqrt{h_{об}})^2$.

Полученные в ходе оценки значения дальностей подлежат сопоставлению с дальностью прямой видимости, определенной по графику $H_p = f(D_p)$ для заданной высоты полета носителя. В качестве результата оценки принимаются меньшие значения дальности.

Для принятой обобщенной оценки правомерно использовать в качестве нормативных показателей обоснованные значения вероятностей обнаружения (скрытия) объектов либо дальностей, соответствующих этим вероятностям.

На основе статистического подхода к принятию решения и при минимизации неопределенности в задаче обнаружения объекта в качестве порогового значения может быть использовано условие $W_{о_пор} \geq 0,3$ [12]. Соответственно, при решении задачи скрытия используется условие $W_{о_пор} < 0,3$. Дальности D_{p0} , соответствующие указанным критериям и однозначно определяемые из функциональной зависимости (1) для заданной ситуации, позволяют установить зону обнаружения и зону скрытия.

Поскольку распознавание типа (класса) объекта связано с оценкой его формы, пороговые значения вероятностей могут быть найдены из условия непревышения ошибки в оценке формы объекта около 10 % (по аналогии с измерениями), что соответствует вероятности обнаружения $W_o \geq 0,8$. Тогда в первом приближении для задачи распознавания формы объекта в качестве порогового значения вероятности распознавания W_p можно принять условие $W_p \approx W_o \geq 0,8$, а для задачи скрытия формы – условие

$W_{p_скр} \approx W_0 < 0,8$. Дальности $D_{рас}$, соответствующие указанным условиям, будут определять зону распознавания типа объекта и зону скрытия.

Таким образом, в работе предложен многофункциональный способ оперативной оценки возможностей средств радиолокационной видовой разведки, учитывающий возможное противодействие в виде использования радиопоглощающих материалов и покрытий. Полученные графические зависимости содержат все возможные ситуации разведывательной доступности для радиолокационной видовой разведки и объекта. Нормативные показатели в виде обоснованных значений вероятностей обнаружения и вскрытия либо дальностей (зон), соответствующих этим вероятностям, отличаются наглядностью и относительной простотой использования при приемлемой точности.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Авиационные системы радиовидения* / Под ред. Г.С. Кондратенкова. М.: Радиотехника, 2015. 648 с.
2. *Верба В.С. и др.* Радиолокационные системы землеобзора космического базирования. М.: Радиотехника, 2010. 675 с.
3. *Barton D.K.* Radar System Analysis and Modeling. Artech House, 2005. 545 p.
4. *Купряшкин И.Ф., Лихачев В.П.* Космическая радиолокационная съемка земной поверхности в условиях помех. Воронеж: Научная книга, 2014. 460 с.
5. *Шевцов В.А. и др.* Управление многопозиционной системой структурно-информационного мониторинга воздушного пространства // Изв. вузов. Авиационная техника. 2023. № 1. С. 160–165.
6. *Тимошенко А.В. и др.* Алгоритм оценки технического состояния радиолокационных станций мониторинга на основе кластеризации многомерных неравномерных временных рядов // Изв. вузов. Авиационная техника. 2022. № 4. С. 194–200.
7. *Леньшин А.В., Кравцов Е.В.* Функциональный метод обобщенных параметров для оперативной оценки возможностей технических средств разведки // Радиотехнические и телекоммуникационные системы. 2021. № 3. С. 23–32.
8. *Сидоренко И.А., Леньшин А.В., Кравцов Е.В.* Особенности построения математического аппарата оценки возможностей радиолокационной видовой разведки // Радиотехнические и телекоммуникационные системы. 2022. № 4. С. 29–38.
9. *Левшонков Н.В., Нафиков И.М., Митряйкин В.И.* Обеспечение проведения мониторинга с применением беспилотных авиационных систем // Изв. вузов. Авиационная техника. 2024. № 4. С. 150–155.
10. *Леньшин А.В., Кравцов Е.В., Сидоренко И.А.* Математический аппарат оперативной оценки возможностей радио- и радиотехнической разведки в лесном массиве // Радиотехнические и телекоммуникационные системы. 2023. № 4. С. 72–78.
11. *Леньшин А.В., Кравцов Е.В., Сидоренко И.А.* Особенности оперативной оценки радиолокационной видовой заметности объектов комплексного технического контроля // Радиотехнические и телекоммуникационные системы. 2025. № 1. С. 5–12.
12. *Леньшин А.В. и др.* Оценка возможностей радиотехнической разведки по результатам контроля радиоэлектронных средств комплексом радиотехнического контроля // Динамика сложных систем – XXI век. 2016. № 3. С. 29–35.
13. *Справочник по радиолокации: в 2 кн.* / Под ред. М.И. Сколника. М.: Техносфера, 2015. Кн. 1. 672 с.
14. *Купряшкин И.Ф., Лихачев В.П., Рязанцев Л.Б.* Малогабаритные РЛС с непрерывным частотно-модулированным излучением. М.: Радиотехника, 2020. 280 с.
15. *Фомин А.Н. и др.* Теоретические и физические основы радиолокации и специального мониторинга. Красноярск: СФУ, 2016. 292 с.
16. *Леньшин А.В., Кравцов Е.В., Сидоренко И.А.* Математическое обеспечение системы оперативной оценки возможностей радиолокационной видовой разведки с учетом фактора метеообразований // Современные проблемы дистанционного зондирования, радиолокации, распространения и дифракции волн: Материалы всерос. открытой науч. конф., г. Муром, 27–29 июня 2023. Муром: МИ ВлГУ, 2023. С. 399–404.
17. *Леньшин А.В.* Бортовые комплексы радиоэлектронной борьбы. Воронеж: ИПЦ «Научная книга», 2023. 636 с.

Поступила в редакцию 15.09.25
После доработки 17.09.25
Принята к публикации 20.09.25

A Multifunctional Method for Assessing the Capabilities of Air-Based Radar Reconnaissance Equipment

A.V. LEN'SHIN¹, E.V. KRAVTSOV¹, A.A. NEINO¹, AND V.A. KURAKOV²

¹ Military Educational and Scientific Center of the Air Force "Air Force Academy", Voronezh

² Office of the Chief of the Electronic Warfare Forces of the Armed Forces of the Russian Federation, Moscow

A set of indicators for assessing the capabilities of air-based radar field reconnaissance is substantiated. A multifunctional method for the operational assessment of these capabilities is proposed, based on an analytical dependence that establishes the relationship between the probability of detecting an object and the range of reconnaissance with a fixed probability of false alarm. The method uses the «object – background» coefficient and the coefficient of the type of reconnaissance, taking into account attenuation during propagation in conditions of meteorological formations, and also takes into account the solution of the tactical problem of identifying the type of object with a resolution close to the specified one. The results of the analysis of the possibility of countering radar species reconnaissance through the use of radar masking methods aimed at reducing the effective scattering area of an object through the use of radar absorbing materials and coatings are presented. Possible situations of intelligence accessibility for radar type reconnaissance equipment are analyzed, as well as normative indicators expressed in the form of reasonable values of detection and baring probabilities or their corresponding detection and baring ranges.

Radar specific reconnaissance, probability of object detecting, range of reconnaissance, coefficient of the reconnaissance type, operational assessment

Устройство заряда емкостного накопителя неизменной мощностью для радиолокационного передатчика

М.В. РОДИН,
канд. техн. наук
(ООО «Бюро 1440», Москва),
Н.А. КУШНЕРЕВ,
канд. техн. наук
(АО «Концерн "Вега"»,
Москва)
kushnerev@inbox.ru

Предложено новое устройство заряда накопителя на основе обратного преобразователя напряжения, обеспечивающее равномерное энергопотребление за счет неизменной мощности заряда, отличающееся высокой стабильностью предзарядного напряжения благодаря введению отрицательной обратной связи. Представлены результаты компьютерного моделирования и экспериментальной апробации разработанного устройства.

Устройство заряда накопителя, заряд неизменной мощностью, обратного преобразователя напряжения, усилитель мощности, передатчик, радиолокационная система

Импульсные потребители электроэнергии (нагрузки) представляют собой достаточно распространенный класс устройств в различных областях техники, в частности, в гидроакустических, локационных и лазерных системах, оборудовании для обработки материалов, системах озонирования воздуха и стерилизации, медицинском оборудовании [1–6]. В бортовом оборудовании космических и авиационных летательных аппаратов (в том числе беспилотных) к числу импульсных нагрузок относятся усилители мощности передающих трактов импульсных радиолокационных систем (РЛС) [1, 2].

Важнейшая особенность импульсной нагрузки – потребление мощности от источника электропитания в течение интервалов времени $t_{и}$, малых по сравнению с периодом повторения $T_{и}$ импульсов тока $I_{вых}$ нагрузки (рис. 1). При этом электропитание импульсной нагрузки обычно подразумевает использование емкостных накопителей электроэнергии, позволяющих формировать импульсы тока в импульсной нагрузке требуемой длительности и энергии [2].

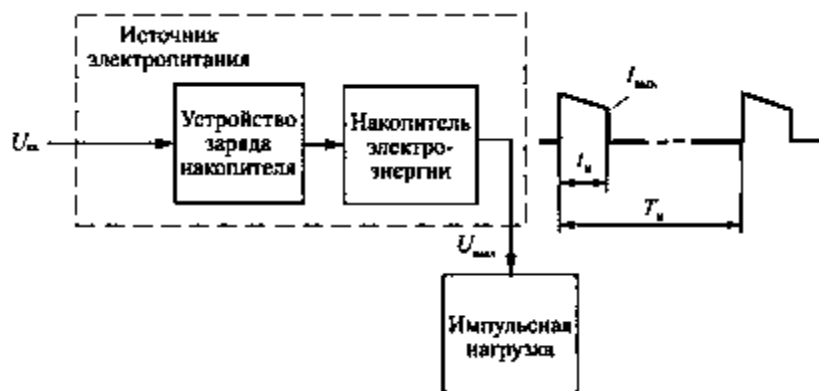


Рис. 1

Функцию заряда накопителя электроэнергии до заданного предзарядного напряжения $U_{вых}$ в интервалах между импульсами тока $I_{вых}$ выполняет устройство заряда накопителя. В схеме (см. рис. 1) устройство заряда накопителя осуществляет заряд накопителя электроэнергии от внешнего источника постоянного напряжения $U_{вх}$, в качестве которого в космических и авиационных летательных аппаратах используются аккумуляторные батареи или другой источник электропитания.

Наибольшее распространение в последние десятилетия получили устройства заряда накопителя с регулируемым зарядным процессом. В них в качестве источников неизменного напряжения, тока или мощности используются различные преобразователи напряжения с индуктивно-емкостными цепями [7–10].

Анализ требований к устройствам заряда накопителя, применяемым в радиолокационных передатчиках [2, 7–10], показывает, что одним из наиболее значимых для настоящего исследования является требование обеспечения более равномерного энергопотребления от источника входного постоянного

напряжения $U_{\text{вх}}$. Это связано с потребностью разработчиков импульсных РЛС в высокой эффективности и электромагнитной совместимости, что предъявляет жесткие требования к равномерности энергопотребления и стабильности предзарядного напряжения устройства заряда накопителя.

В работе [11] предложено устройство заряда накопителя на основе обратного преобразователя напряжения для системы электропитания импульсного усилителя мощности передающего тракта РЛС. Такое устройство заряда накопителя обеспечивает заряд емкостного накопителя электроэнергии неизменной мощностью, что позволяет значительно снизить неравномерность энергопотребления от источника входного постоянного напряжения без применения габаритных дросселей на выходе. Однако разработанное устройство заряда накопителя практически не стабилизирует предзарядное напряжение при воздействии дестабилизирующих факторов и требует управления уровнем зарядной мощности в зависимости от временных параметров импульсов тока нагрузки.

Целью данной работы является изложение ключевых аспектов процесса заряда емкостных накопителей электроэнергии неизменной мощностью, а также представление нового устройства заряда накопителя, обеспечивающего одновременно равномерное энергопотребление от источника входного постоянного напряжения и стабилизацию предзарядного напряжения в условиях изменения временных параметров импульсов тока нагрузки и воздействия дестабилизирующих факторов.

Как известно, в устройстве заряда накопителя, представляющем собой источник неизменного зарядного напряжения $U_3 = \text{const}$ или тока $I_3 = \text{const}$, из-за импульсного характера нагрузки наблюдается неравномерность энергопотребления, что определяет низкое значение коэффициента использования источника постоянного напряжения $U_{\text{вх}}$ [7–10]. Несмотря на то что использование на выходе устройства заряда накопителя дросселя снижает амплитуду пульсации потребляемого тока $I_{\text{вх}}$ от источника $U_{\text{вх}}$ на частоте следования импульсов тока нагрузки, индуктивность дросселя должна быть такой, чтобы полупериод собственных колебаний контура, образованного дросселем и емкостным накопителем электроэнергии, был больше периода заряда накопителя электроэнергии [10]. Чем значительнее это различие, тем больше ток потребления приближается к постоянному.

Таким образом, существует обратная зависимость между значением индуктивности дросселя и амплитудой пульсации потребляемого тока: снижение индуктивности приводит к возрастанию амплитуды пульсации. Соответственно, для минимизации уровня пульсации требуется применение дросселя с повышенной индуктивностью, что неизбежно увеличивает его массогабаритные показатели.

Использование габаритных дросселей создает значительные трудности при проектировании импульсных РЛС, особенно бортового базирования. В условиях, характеризующихся большой длительностью зондирующих радиоимпульсов (сотни микросекунд и более), низкой частотой повторения (менее 1 кГц) и работой накопителя электроэнергии с большим относительным спадом напряжения (5 % и выше), массогабаритные параметры дросселей ухудшаются. Кроме этого, большая индуктивность дросселя обуславливает возникновение значительных по амплитуде переходных процессов при формировании огибающей зондирующих радиоимпульсов, что, в свою очередь, вызывает колебания тока, потребляемого от источника постоянного напряжения [10, 11].

При функционировании устройства заряда накопителя в режиме заряда неизменной мощностью $P_3 = \text{const}$ напряжение u_c на накопителе электроэнергии емкостью $C_{\text{нэ}}$, ток заряда i_3 и мощность потребления P_0 за время длительности заряда накопителя электроэнергии t_3 (без учета КПД устройства заряда накопителя) определяются следующими соотношениями [8]:

$$u_c(t) = \sqrt{\frac{2P_0 t}{C_{\text{нэ}}}}; \quad (1)$$

$$i_3(t) = \sqrt{\frac{P_0 C_{\text{нэ}}}{2t}}; \quad (2)$$

$$P_0 = \frac{C_{\text{нэ}} U_{\text{вых}}^2}{2t_3}. \quad (3)$$

Как следует из соотношения (2), широкий диапазон изменения зарядного тока i_z обуславливает необходимость завышения расчетной мощности компонентов устройства заряда накопителя, а при малых значениях начального напряжения накопителя электроэнергии зарядный ток, требуемый для обеспечения режима неизменной мощности заряда, становится и вовсе недопустимо большим [10]. В связи с этим на начальном этапе заряда требуется ограничение зарядного тока.

Наиболее распространенным техническим решением для ограничения зарядного тока является применение промежуточных дозирующих конденсаторов и/или дросселей [11], которые способны запасать энергию и затем отдавать ее в накопитель электроэнергии малыми и неизменными дозами. Кроме того, дозированная передача энергии в накопитель электроэнергии позволяет ограничить выходной ток устройства заряда накопителя при возникновении аварийных режимов эксплуатации. Практика проектирования и эксплуатации демонстрирует, что оптимальным решением является комбинированный способ заряда накопителя электроэнергии: при полностью разряженном накопителе электроэнергии производят заряд неизменным током (рис. 2, а), а при достижении минимального рабочего напряжения – неизменной мощностью, пока напряжение на накопителе электроэнергии не достигнет требуемого (рис. 2, б).

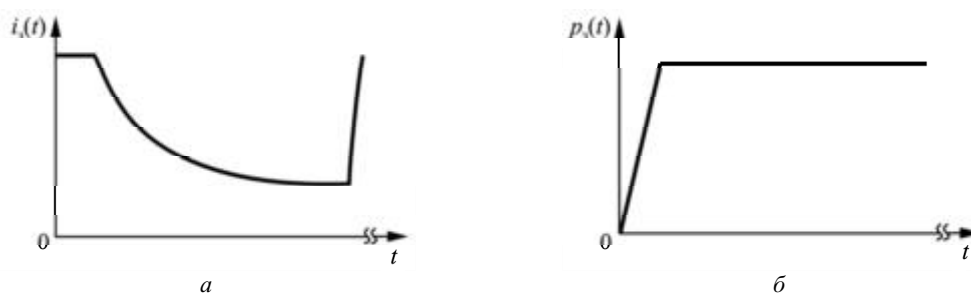


Рис. 2

Заряд накопителя электроэнергии неизменной мощностью обеспечивает существенные преимущества, включая повышение коэффициента использования источника постоянного напряжения $U_{вх}$ и подавление низкочастотных пульсаций напряжения на его выходе, что особенно важно для исключения паразитного влияния импульсной нагрузки на работу других потребителей электроэнергии.

Данный режим заряда необходим, прежде всего, в передатчиках бортовых РЛС, что обусловлено двумя ключевыми факторами. Во-первых, носитель таких РЛС имеет, как правило, первичные источники электроэнергии ограниченной мощности. Во-вторых, вследствие неравномерности энергопотребления устройства заряда накопителя уменьшается надежность функционирования РЛС и другой аппаратуры на борту носителя. Это обусловлено возникновением дополнительной нагрузки на первичный источник электроэнергии.

Ранее была разработана схема устройства заряда накопителя на основе обратноходового преобразователя напряжения (рис. 3) [11].

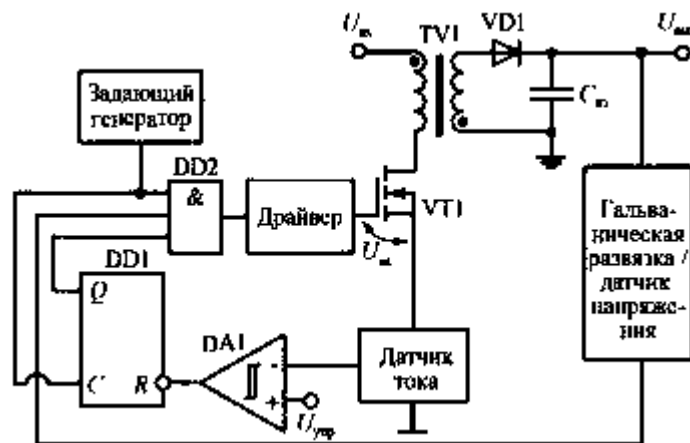


Рис. 3

Режим постоянства потребляемой мощности в данной схеме обеспечивается при выполнении определенных соотношений между параметрами элементов силовой цепи и заданном способе управления транзисторным ключом. Таким образом, устройство реализует функцию преобразователя источника неизменного напряжения $U_{вх}$ в источник неизменной мощности.

Равномерность энергопотребления устройства заряда накопителя обеспечивается при выполнении следующего условия: за период следования импульсов тока нагрузки (т. е. зондирующих радиоимпульсов) должна соблюдаться сбалансированность мощности, отдаваемой устройством заряда накопителя в накопитель электроэнергии, и мощности, потребляемой импульсной нагрузкой от накопителя электроэнергии, с учетом совокупных потерь. Так, в схеме на рис. 3 узел управления формирует открывающее напряжение $U_{зи}$ на затворе транзистора VT1 по сигналу с задающего генератора и запирающее напряжение по сигналу с компаратора DA1, подключенного к датчику тока в цепи истока транзистора VT1. Параметры двухобмоточного дросселя TV1 выбраны так, чтобы обеспечить режим прерывистого тока во всем рабочем диапазоне входных и выходных напряжений (т. е. ток в первичной обмотке дросселя уменьшается до нуля перед следующим включением транзистора).

Прерывистый режим работы двухобмоточного дросселя обуславливает передачу всей энергии, накопленной в первичной обмотке, за один период переключения транзистора, т. е. коэффициент использования энергии выше, чем в режиме непрерывных токов. Это позволяет снизить массу и габаритные размеры двухобмоточного дросселя. С другой стороны, при малых значениях выходного напряжения устройство заряда накопителя переходит в режим непрерывных токов через дроссель. В связи с этим целесообразно выбирать параметры двухобмоточного дросселя с учетом минимального выходного напряжения устройства заряда накопителя, допуская переход устройства заряда накопителя в режим непрерывных токов при первоначальном заряде накопителя электроэнергии [10, 12]. Тем самым обеспечивается комбинированный способ заряда накопителя электроэнергии – сначала близким к неизменному току заряда, далее к неизменной мощности заряда.

Изменением управляющего напряжения $U_{упр}$ на входе компаратора DA1 регулируется уровень мощности, потребляемой устройством заряда накопителя и передаваемой с его выхода в накопитель электроэнергии. При превышении напряжением на накопителе электроэнергии заданного максимального значения срабатывает цепь защиты от превышения напряжения, и узел управления формирует на затворе транзистора запирающее напряжение.

Недостатком данного устройства заряда накопителя является нестабильность предзарядного напряжения, обусловленная отсутствием стабилизации. Хотя функционирование устройства заряда накопителя в режиме ограничения выходного напряжения (при срабатывании узла защиты) позволяет стабилизировать предзарядное напряжение, данный режим характеризуется непостоянством потребляемой мощности, что делает его применение нежелательным.

Значение предзарядного напряжения определяется средней мощностью, потребляемой импульсной нагрузкой за период следования импульсов выходного тока, и может изменяться в процессе работы. Следствием является изменение предзарядного напряжения. В работе [11] показано, что для регулирования предзарядного напряжения в процессе работы устройства заряда накопителя необходимо изменять уровень выходной мощности устройства заряда накопителя P_3 в соответствии со средней мощностью, потребляемой импульсной нагрузкой за период следования импульсов выходного тока:

$$P_3 = \frac{1}{T_n} \int_0^{t_n} \frac{U_{вых}^2(t)}{R_n} dt, \quad (4)$$

где R_n – эквивалентное сопротивление импульсной нагрузки по постоянному току.

Предлагается ввести в схему устройства заряда накопителя (см. рис. 3) отрицательную обратную связь по уровню предзарядного напряжения на накопителе электроэнергии, изменяющую уровень мощности, передаваемой с выхода устройства заряда накопителя в накопитель электроэнергии [13]. Это позволит стабилизировать значение предзарядного напряжения на накопителе электроэнергии и обеспе-

чить высокую равномерность энергопотребления от источника постоянного напряжения без значительного увеличения массы устройства заряда накопителя.

Таким образом, устройство заряда накопителя содержит управляемый источник неизменной мощности на основе обратного преобразователя, в который, по сравнению с устройством (см. рис. 3), дополнительно введены схема запоминания уровня предзарядного напряжения (схема выборки-хранения) и схема пропорционально-интегрального регулятора (ПИ-регулятора) (рис. 4).

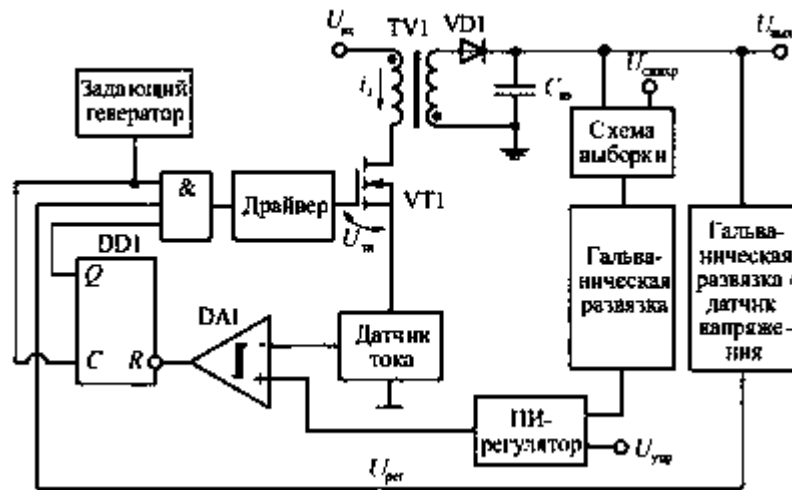


Рис. 4

Схема запоминания по переднему фронту сигнала синхронизации $U_{\text{синхр}}$ (синхронного с импульсом заряда накопителя электроэнергии) осуществляет запоминание и хранение значения предзарядного напряжения до поступления следующего импульса синхронизации. Сигнал с выхода схемы запоминания поступает на вход ПИ-регулятора. На другой вход ПИ-регулятора поступает управляющее напряжение $U_{\text{упр}}$, пропорциональное значению требуемого предзарядного напряжения. Сигнал с выхода ПИ-регулятора $U_{\text{рег}}$ поступает на неинвертирующий вход компаратора DA1.

Цепь отрицательной обратной связи по предзарядному напряжению обеспечивает стабильность предзарядного напряжения в заданных пределах при изменении входного напряжения, тока нагрузки, длительности и скважности импульсов выходного тока. При этом сохраняется равномерное потребление тока устройством заряда накопителя от источника постоянного напряжения $U_{\text{вх}}$.

Работа силовой части устройства заряда накопителя осуществляется в два этапа. На первом этапе осуществляется накопление энергии в магнитном поле двухобмоточного дросселя TV1, на втором – передача накопленной энергии в накопитель электроэнергии $C_{\text{нз}}$.

После открытия транзисторного ключа VT1 на время $t_{\text{вкл}}$ (рис. 5) по сигналу от задающего генератора ток i_1 через транзистор нарастает практически линейно:

$$i_1(t) = \frac{1}{L_1} \int_0^{t_{\text{вкл}}} U_{\text{вх}} dt, \quad (5)$$

где L_1 – индуктивность первичной обмотки дросселя.

Тогда ток через транзистор к концу интервала времени $t_{\text{вкл}}$ составит

$$I_1 = \frac{U_{\text{вх}} t_{\text{вкл}}}{L_1}. \quad (6)$$

Значение тока i_1 контролируется компаратором DA1 по опорному сигналу с датчика тока в цепи истока транзистора. Ток через вторичную обмотку i_2 двухобмоточного дросселя TV1 не протекает.

Как только сигнал датчика тока превысит выходной сигнал ПИ-регулятора $U_{\text{рег}}$, узел управления сформирует сигнал для закрытия транзистора VT1 на время $t_{\text{выкл}}$ ($t_{\text{выкл}} = \text{var}$), пока задающий генератор

не даст команду на открытие транзистора. При этом значение накопленной в дросселе TV1 энергии будет пропорционально квадрату напряжения $U_{упр}$, которое задает требуемый уровень мощности заряда накопителя электроэнергии:

$$E_1 = L_1 \int_0^{I_1} i_1 di_1 = \frac{1}{2} L_1 I_1^2 = \frac{C_{нз} U_{ВЫХ}^2}{2\eta t_3 f_{раб}}, \quad (7)$$

где η – совместный КПД вторичной части устройства заряда накопителя и накопителя электроэнергии; $f_{раб}$ – частота переключения транзисторного ключа VT1.

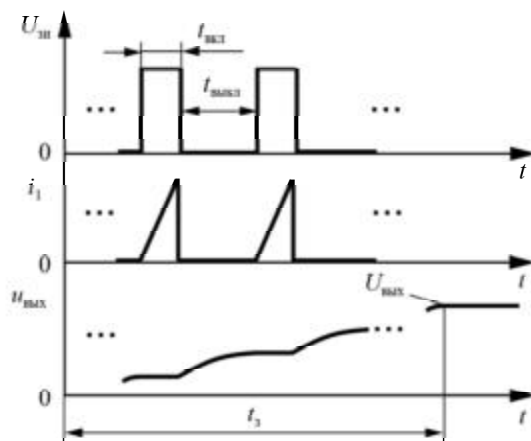


Рис. 5

При запертии транзисторного ключа VT1 энергия, накопленная в дросселе TV1, передается в накопитель электроэнергии $C_{нз}$. Параметры дросселя TV1 и задающего генератора выбираются из условия полной передачи накопленной энергии в накопитель электроэнергии до момента отпираания ключа VT1. Следовательно, в пределах рабочего диапазона напряжений преобразователь функционирует в режиме прерывистого тока дросселя. Режим непрерывного тока реализуется только при условии, что напряжение на накопителе электроэнергии не превышает минимального рабочего уровня, например, в момент запуска устройства заряда накопителя.

Описанный циклический процесс накопления и отдачи энергии в дросселе будет продолжаться до тех пор, пока накопитель электроэнергии не зарядится до требуемого значения напряжения:

$$U_{ВЫХ} = \frac{U_{ВХ}^2 t_{ВКЛ}^2}{2L_2 (t_{ВКЛ} + t_{ВЫКЛ}) I_{ВЫХ}} \left(\frac{n_2}{n_1} \right)^2, \quad (8)$$

где L_2 – индуктивность вторичной обмотки дросселя; n_1, n_2 – число витков в первичной и вторичной обмотках дросселя.

Таким образом, устройство заряда накопителя постоянно передает в накопитель электроэнергии (при его заряде) и в нагрузку (при разряде накопителя электроэнергии) фиксированную мощность, тем самым обеспечивается равномерность энергопотребления устройства заряда накопителя.

В программе Micro-Cap была разработана схемотехническая модель предлагаемого устройства заряда накопителя (рис. 6). Для увеличения скорости моделирования силовая часть устройства заряда накопителя выполнена на функциональных блоках, имитирующих источник неизменной мощности. Характеристики устройства заряда накопителя соответствуют типовым требованиям разработчиков импульсных усилителей мощности РЛС: входное напряжение – 22...32 В; выходное напряжение – 30...70 В; максимальный импульсный ток нагрузки – 3 А; длительность импульса тока нагрузки – 100 мкс...10 мс; скважность импульсов тока нагрузки более двух; максимальная выходная мощность – 120 Вт.

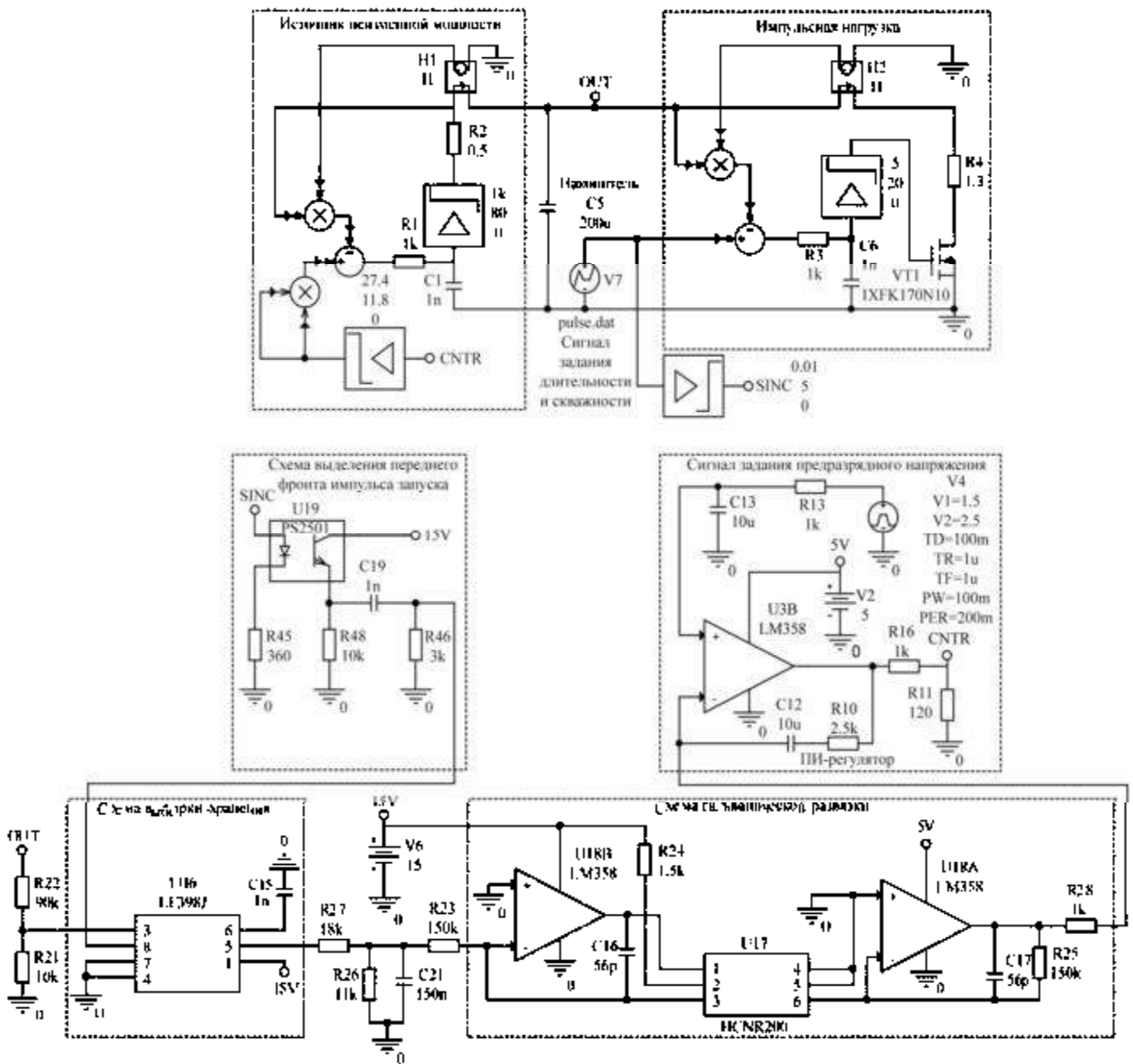


Рис. 6

Для случая изменения предзарядного напряжения ($t_{и} = 200$ мкс, $Q = 10$, $U_{\text{вых}} = 40 \dots 70$ В) в схеме модели устройства заряда накопителя приведены осциллограммы напряжения сигнала управления $U_{\text{рег}}$ (рис. 7, а) и выходного напряжения $U_{\text{вых}}$ (рис. 7, б). Для случая изменения скважности импульсов тока нагрузки ($t_{и} = 200$ мкс, $Q = 10 \dots 20$, $U_{\text{вых}} = 70$ В) в схеме модели устройства заряда накопителя приведены осциллограммы напряжения сигнала управления $U_{\text{рег}}$ (рис. 8, а) и выходного напряжения $U_{\text{вых}}$ (рис. 8, б).

Как следует из полученных осциллограмм (см. рис. 7, 8), энергетические характеристики устройства заряда накопителя совпадают с полученными в работе [11]. Так, при скважности импульсов тока нагрузки $Q = 15$ импульсная выходная мощность устройства заряда накопителя составляет 2450 Вт, а средняя – 120 Вт.

Изготовленный лабораторный макет устройства заряда накопителя рассчитан на заряд накопителя электроэнергии с суммарной емкостью $100 \dots 14$ мФ до напряжения 70 В.

В макете в качестве задающего генератора использовалась микросхема таймера NE555. Электропитание устройства производилось постоянным напряжением 28 В. В качестве транзисторного ключа

использовался транзистор IRFB4127, в качестве драйвера – микросхема UCC37324, компаратора – микросхема TLV3501, датчика тока – включенные параллельно резисторы с суммарным сопротивлением 0,02 Ом. Рабочая частота генератора составляла 60 кГц. Схема выборки-хранения была реализована на основе микросхемы LF398, ПИ-регулятор – на основе операционного усилителя LM358.

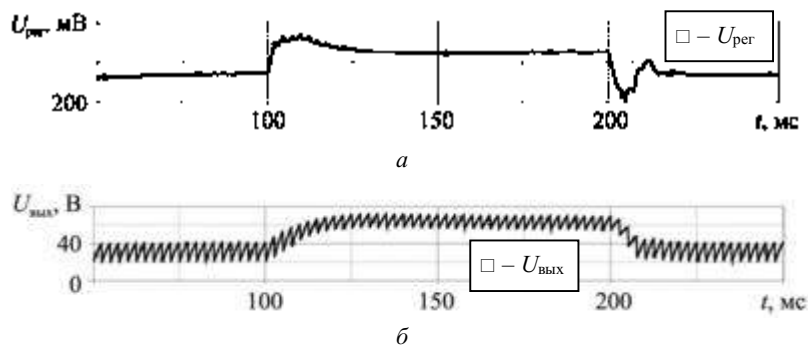


Рис. 7

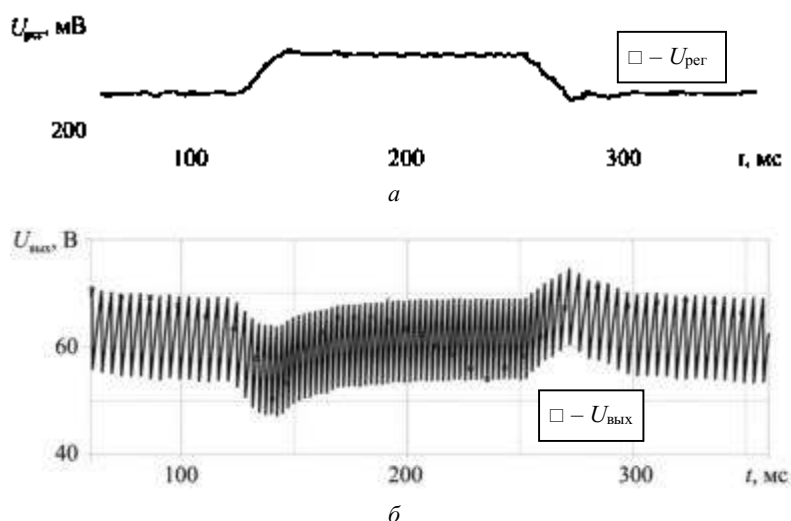


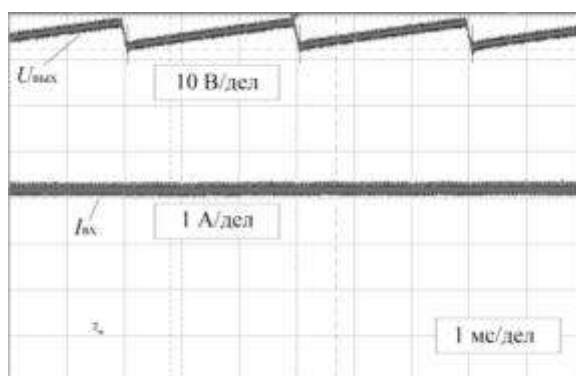
Рис. 8

Осциллограммы напряжения и тока в макете устройства заряда накопителя приведены на рис. 9: $a - t_{\text{и}} = 3 \text{ мс}, Q = 30, U_{\text{вых}} = 70 \text{ В}; b - t_{\text{и}} = 3 \text{ мс}, Q = 30, U_{\text{вых}} = 30 \text{ В}; в - t_{\text{и}} = 3 \text{ мс}, Q = 50, U_{\text{вых}} = 70 \text{ В}; г - t_{\text{и}} = 10 \text{ мс}, Q = 30, U_{\text{вых}} = 50 \text{ В}.$

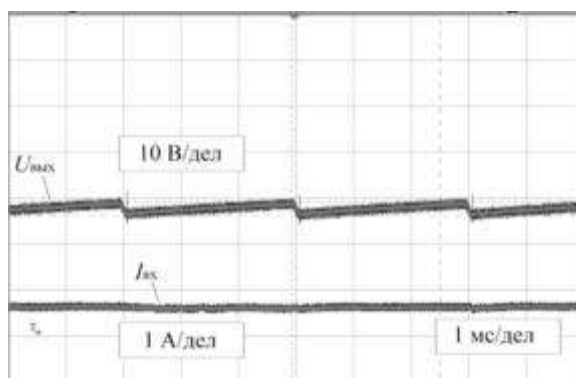
Согласно полученным осциллограммам напряжений и токов (см. рис. 9) неравномерности тока потребления устройства заряда накопителя при различных длительностях импульса тока нагрузки и значении спада напряжения на накопителе электроэнергии практически не наблюдается. Предзарядное напряжение демонстрирует высокую стабильность при различных параметрах импульсной нагрузки и требуемых значениях предзарядного напряжения. Аналогичные результаты были получены и для разных скважностей импульсов тока в нагрузке.

Таким образом, предложенная схема устройства заряда накопителя производит заряд емкостного накопителя электроэнергии неизменной мощностью, что позволяет за счет лучшей равномерности энергопотребления устройства заряда накопителя, не превышающей 3 %, уменьшить установленную мощность источника входного постоянного напряжения (что особенно важно для летательных аппаратов и других автономных объектов с ограниченными по мощности источниками электроэнергии), повысить коэффициент использования до 95...98 %, улучшить электромагнитную совместимость и массогабаритные параметры передающего тракта РЛС за счет отказа от габаритного дросселя на выходе. Устройство заряда накопителя характеризуется высоким КПД (более 90 %) и повышенной надежностью (включая устойчи-

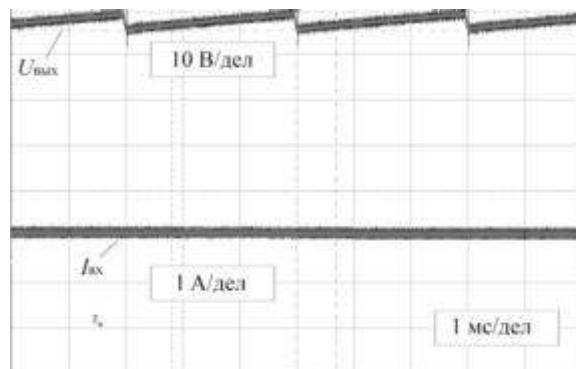
вую работу при нагрузке в виде накопителя электроэнергии большой емкости), стабильностью предразрядного напряжения при изменении временных параметров импульсов тока нагрузки в условиях воздействия дестабилизирующих факторов.



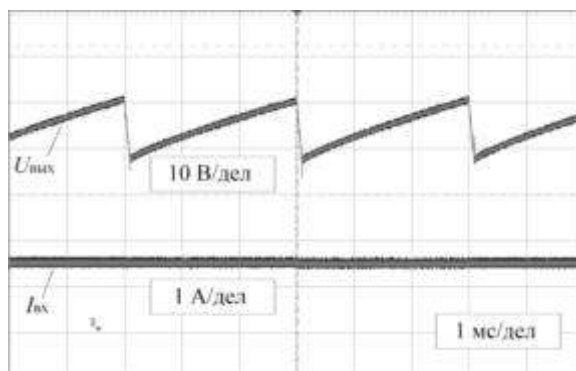
a



б



в



г

Рис. 9

Устройство заряда накопителя перспективно для применения в системах электропитания передающих трактов импульсных РЛС, предъявляющих высокие требования к стабильности предзарядного напряжения, характеризующихся большими длительностями и скажностями зондирующих радиоимпульсов.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Канащенков А.И. и др. Малогабаритные интегрированные радиолокационные системы нового поколения для летательных аппаратов // Изв. вузов. Авиационная техника. 2017. № 4. С. 153–157.
2. Кушнерев Н.А., Родин М.В. Особенности проектирования и тенденции развития систем электропитания АФАР бортовых радиолокаторов // Информационно-измерительные и управляющие системы. 2019. № 6. С. 68–82.
3. Nami A. et al. A Capacitor Charging Power Supply for Repetitive Pulsed Power Systems // Proc. of the 14th European Conference on Power Electronics and Applications, Aug. 30 – Sept. 1, 2011, Birmingham, UK. P. 1–9.
4. Ухов А.А. и др. Система беспроводной передачи энергии для питания бортовой аппаратуры летательного аппарата // Изв. вузов. Авиационная техника. 2021. № 4. С. 32–38.
5. O'Reilly D., Kavanagh D.F. Efficient Flyback Converter Design for Pulsed Plasma Thrusters with Applications in Cubesats // IEEE 2nd Industrial Electronics Society Annual On-Line Conference, Dec. 8–10, 2023, USA. P. 1–6.
6. Demirbas F., Kayisli K., Zhakiyev N. Comparative Analysis of the Control Algorithms for the Capacitor Charging Power Supplies // Proc. of the 13th International Conference on Renewable Energy Research and Applications, Nov. 9–13, 2024, Nagasaki, Japan. P. 952–958.
7. Кныш В.А. Полупроводниковые преобразователи в системах заряда накопительных конденсаторов. Л.: Энергоиздат, 1981. 156 с.
8. Булатов О.Г., Иванов В.С., Панфилов Д.И. Полупроводниковые зарядные устройства емкостных накопителей. М.: Радио и связь, 1986. 159 с.
9. Кириенко В.П. Регулируемые преобразователи систем импульсного электропитания. Нижний Новгород: НГТУ, 2008. 617 с.
10. Кушнерев Н.А., Родин М.В., Прохоренко В.В. К заряду емкостного накопителя неизменной мощностью в радиолокационных передающих трактах // Сб. науч. ст. по материалам 8-й Междунар. науч.-практ. конф. «Радиоинфоком-2024». М.: МИРЭА – Российский технологический университет, 2024. С. 463–468.
11. Кушнерев Н.А., Родин М.В., Попов Д.О. Улучшение технических характеристик АФАР импульсных РЛС за счет снижения неравномерности энергопотребления передающих модулей // Изв. вузов России. Радиоэлектроника. 2025. № 1. С. 88–101.
12. Weijiao Li et al. Improved Fly-Back Charging Circuit for External Defibrillator // Proc. of the 3rd International Conference on Bioinformatics and Biomedical Engineering, June 11–13, 2009, Beijing, China. P. 1–4.
13. Способ заряда емкостного накопителя электроэнергии постоянной мощностью и устройство для его осуществления: пат. заявка 2025125954 / М.В. Родин и др.; заявл. 19.09.2025.

Поступила в редакцию 25.10.25

После доработки 30.10.25

Принята к публикации 30.10.25

A Constant Power Capacitor Charging Power Supply for Radar Transmitter

M.V. RODIN¹ AND N.A. KUSHNEREV²

¹ ООО "Bureau 1440", Moscow

² АО «Concern "Vega"», Moscow

A new capacitor charging power supply based on a flyback voltage converter is proposed, which ensures uniform energy consumption due to constant charging power. Due to introducing the negative feedback, it achieves the high pre-discharge voltage stability. The results of computer simulation and experimental testing are presented.

Storage charger, constant power charge, flyback voltage converter, power amplifier, transmitter, radar

Исследование эффективности работы алгоритма CFAR в задачах обнаружения воздушных целей при работе в сетях ISAC 6G

Исследуется эффективность работы алгоритма постоянства ложных тревог CFAR. Изучается возможность применения в сетях ISAC 6G методов классической радиолокации. Работа алгоритма CFAR рассматривается в локальной зоне (по сравнению с классической радиолокацией) географической протяженности (до 35 км дальности). Рассмотрена конфигурация радиолокатора непрерывного излучения с частотной модуляцией, работающего в миллиметровом диапазоне 30...300 ГГц, зондирование выполняется импульсами с линейной частотной модуляцией. Приводится сравнительный анализ двух моделей алгоритма CFAR (по среднему значению и порядковой статистике), формулируется вывод о качестве и быстродействии их работы. Сформирована проблема оценки вычислительной сложности алгоритма CFAR в системах реального времени. Проведен численный эксперимент с моделированием в среде MATLAB, позволяющий обосновать пути снижения вычислительной сложности при использовании алгоритма CFAR. Показано, что оптимальным вариантом для условий применения ISAC сетей является OS-CFAR. Предложена методика снижения вычислительной сложности алгоритма OS-CFAR с помощью аппроксимации решения факториального уравнения. Показано, что скорость получения аппроксимированного решения выше, чем скорость решения факториального уравнения в символьном виде.

Е.П. САУЛЕНКО,
аспирант,

Г.А. ФОКИН,
д-р техн. наук

(СПбГУТ, Санкт-Петербург)
evgeniisaulenko@gmail.com

ISAC, OS-CFAR, радиолокация, факториальные уравнения

Ужесточение требований к современным и перспективным информационно-телекоммуникационным системам [1] обусловлено совокупностью актуальных тенденций развития радиосвязи – масштабированием транспортных сетей связи, внедрением технологий умного города, развертыванием автономных систем связи и интернета вещей, интеграцией воздушного сегмента на базе беспилотных летательных аппаратов [2–4], а также тенденцией к совмещению задач связи, радиолокации и радионавигации с использованием единого радиointерфейса [5]. Такие перспективные интегрированные сети радиосвязи и зондирования радиотехническими средствами получили название ISAC-сети (Integrated Sensing and Communication) [5]. Одним из самых перспективных применений данной технологии является обнаружение воздушных целей. Актуальность этой задачи обусловлена возрастающими рисками, связанными с использованием малых беспилотных летательных аппаратов и недостаточной эффективностью традиционных методов их обнаружения [6]. Реализация концепции ISAC на базе инфраструктуры 5G/6G открывает путь к созданию универсального, экономичного и высокоэффективного радара со сплошным покрытием для решения актуальных задач по обнаружению и отслеживанию воздушных целей [7, 8]. В Российской Федерации объединение задач связи и радиолокации в одном интерфейсе планируется в рамках проекта «Небосвод» для организации воздушного движения беспилотных летательных аппаратов [9].

По состоянию на 2025 г. разработка стандартов 6G координируется Международным союзом электросвязи (ITU-R) в рамках концепции IMT-2030, определенной в рекомендации ITU-R M.2160-0.

Ввиду незавершенности формирования требований к конфигурации сетей шестого поколения вопрос о применимости существующих методов и алгоритмов обнаружения цели (в их исходной или модифицированной форме) в контексте ISAC-сетей остается недостаточно изученным [10–12]. Проблема выбора сигнальной базы, используемой в ISAC-сетях, в настоящее время не имеет однозначного решения.

В работе [13] предлагается использовать зондирующие сигналы, основанные на технологии OCDM (Orthogonal Chirp Division Multiplexing). Данная технология представляет собой модификацию традиционной OFDM (Orthogonal Frequency Division Multiplexing – мультиплексирование с ортогональным частотным разделением каналов), в которой в качестве сигнальной базы используются импульсы с линейной частотной модуляцией при сохранении ортогональности поднесущих. Такой подход позволяет ис-

пользовать средства классической радиолокации в сетях 6G для ISAC-сетей и сетей связи беспилотных летательных аппаратов.

В традиционных радарх и системах ISAC процесс обнаружения цели начинается с обработки принятого сигнала. Например, используются радиолокаторы непрерывного излучения с частотной модуляцией FMCW (Frequency Modulated Continuous Wave), которые измеряют дальность до цели и ее радиальную скорость [14].

Наиболее часто используемый диапазон волн, применяемый в радиолокационной технике в данный момент, – 30...300 ГГц (миллиметровый диапазон). Возможность построения ISAC-сети с использованием радиолокатора в миллиметровом диапазоне рассмотрена в работе [14].

В настоящей работе исследуется работа алгоритма постоянства ложных тревог Constant False Alarm Rate (CFAR) для обнаружения воздушных целей применительно к сетям 6G ISAC.

В классических радиолокационных системах после выполнения фильтрации, компенсации доплеровского сдвига и обработки сигналов с помощью быстрого преобразования Фурье [15] формируется двумерное представление отраженного сигнала в координатах дальности и частоты, которое далее преобразуется в координаты скорости (рис. 1). Полученная структура известна как RDM (Range – Doppler Matrix). Каждая ячейка данной матрицы характеризуется значением мощности отраженного сигнала P_0 .

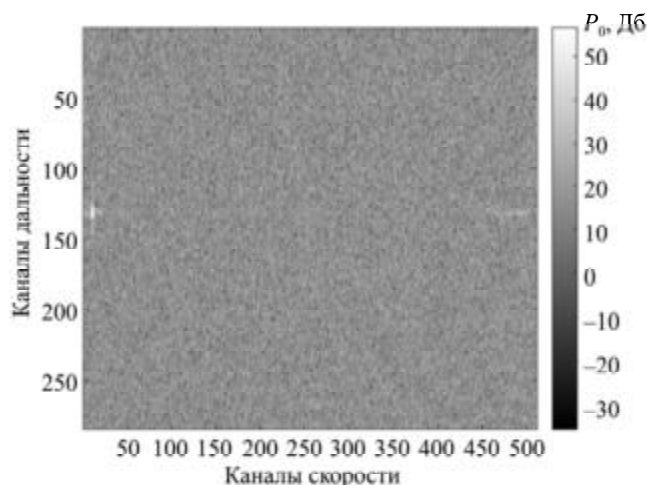


Рис. 1

Существует множество техник обнаружения цели в сигнальной картине, в частности алгоритм постоянной вероятности ложных тревог CFAR. Классическое описание и анализ алгоритма постоянной вероятности ложных тревог были представлены в работе [16]. Суть данной процедуры заключается в следующем (рис. 2).

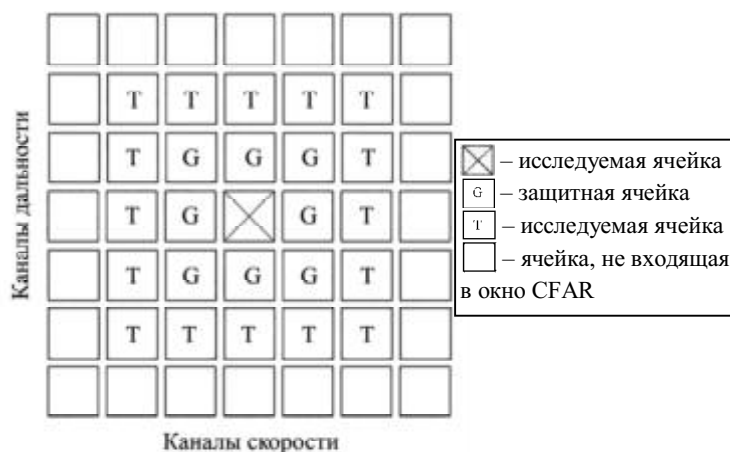


Рис. 2

Вокруг точки, проверяемой на присутствие цели (CUT-ячейка (Cell Under Test)), выстраиваются два диапазона – защитный (Guard Cells) и тренировочный (Training Cells). Значения, относящиеся к защитному диапазону, не учитываются, поскольку могут быть обусловлены эффектами растекания мощности цели по координатам дальности и скорости. На основе значений, принадлежащих тренировочному диапазону, осуществляется оценка порога принятия решения, определяющего наличие или отсутствие цели в проверяемой точке.

Пример практического применения CFAR в контексте совместного использования спектра радаром и системой связи рассматривается в работе [17]. В системе на основе OFDM и OCDM (как в современных сетях 5G) CFAR применяется после этапа обработки сигнала.

На основании изученных работ [1–17] можно определить этапы реализации алгоритма связи и радиолокации с использованием единого радиointерфейса.

1. Отправляется широкополосный OFDM/OCDM-сигнал.
2. Принимается отраженный OFDM/OCDM-сигнал, содержащий как связные, так и радиолокационные данные.
3. С помощью цифровой обработки связные и радиолокационные данные разделяются.
4. Для радиолокационных данных выполняется двумерное быстрое преобразование Фурье (по дальности и скорости).
5. Окно алгоритма CFAR скользит по полученному изображению в координатах дальность – скорость, независимо обрабатывая каждую ячейку для принятия решения о наличии или отсутствии в ней цели.
6. Координаты целей используются для навигации и радиолокации, а остальные данные – для высокоскоростной связи.

Таким образом, можно сделать вывод о том, что базовые технологии классических радиолокационных систем актуальны в современных и перспективных сетях. Также неизменным остается и принцип принятия решения о наличии цели относительно некоторого порога.

Далее рассмотрена применимость некоторых существующих методик вычисления данного порога с помощью различных вариаций алгоритма CFAR.

В качестве наиболее перспективного решения поставленной задачи рассматривается использование импульсов с линейной частотной модуляцией, которые широко применяются в современных радиолокационных системах [18] и могут быть использованы в ISAC-сетях, в том числе с применением OCDM-технологий. OCDM-технология основана на модификации традиционной OFDM-технологии, в которой в качестве сигнальной базы используются импульсы с линейной частотной модуляцией, что позволяет применять единый информационный сигнал для задач радиолокации [19]. Перспективность данного выбора обусловлена тем, что применение указанного типа сигнала обеспечивает требуемые характеристики пик-фактора и функции неопределенности, достижение которых затруднено при использовании широко распространенных OFDM-сигналов. OFDM-сигналы характеризуются высокими значениями пик-фактора, что требует применения линейных усилителей мощности с пониженной энергоэффективностью. В отличие от них, импульсы с линейной частотной модуляцией имеют низкий пик-фактор, что обеспечивает более высокую энергоэффективность. Это, в свою очередь, позволяет применять нелинейные усилители с высоким КПД без значительных искажений, повышая общую энергоэффективность системы, что является критически важным для мобильных устройств и конфигурации гибридных сетей ISAC [20]. Кроме того, применение импульсов с линейной частотной модуляцией в качестве сигналов позволяет получить высокое разрешение по дальности при относительно невысокой пиковой мощности, а автокорреляционные свойства импульса с линейной частотной модуляцией (узкий основной лепесток автокорреляционной функции) делают зондирующий сигнал устойчивым к межсимвольной интерференции и доплеровскому сдвигу, что критично для движущихся целей в условиях построения будущих сетей 6G при сложной сигнально-шумовой обстановке, например в городской среде [21]. Также импульсы с линейной частотной модуляцией характеризуются хорошими спектральными свойствами, обеспечи-

вающими возможность мультиплексирования и реализации многолучевого зондирования [22]. Изменение частоты $f(t)$ внутри импульсов с линейной частотной модуляцией происходит по линейному закону:

$$f(t) = f_0 + \mu t;$$

$$-\frac{\tau_c}{2} \leq t \leq \frac{\tau_c}{2},$$

где f_0 – начальная частота сигнала; $\mu = \frac{f_{\max} - f_0}{\tau_c}$ – девиация частоты, f_{\max} – максимальное значение частоты сигнала; τ_c – длительность сигнала.

Сигнал с линейной частотной модуляцией описывается следующим выражением [23]:

$$s(t) = S_0 \cos \left(\varphi_0 + 2\pi \left(f_0 t + \frac{\mu t^2}{2} \right) \right),$$

в комплексной форме:

$$s(t) = S_0 e^{j \left(\varphi_0 + 2\pi \left(f_0 t + \frac{\mu t^2}{2} \right) \right)}.$$

Принятие решения о наличии цели в ячейке координат дальность – скорость осуществляется сравнением мощности сигнала в каждой ячейке с заданным пороговым уровнем. Если мощность выше, то в ячейке присутствует цель, при мощности ниже порогового значения принимается решение об отсутствии цели в ячейке. В общем виде порог S рассчитывается как некое опорное значение Z , умноженное на масштабирующий коэффициент T :

$$S = TZ.$$

При низких значениях данного порога будет получено множество ложных тревог (шум или помеха ошибочно принимается за цель). При повышенных значениях может возникнуть ситуация ложной отбраковки (отбрасываются истинные слабые цели) [24].

Существуют две вариации алгоритма CFAR, различающиеся по способу расчета границы принятия решения. Наиболее простым с точки зрения вычислений является CA-CFAR (Cell Averaging), где граничным значением является среднее значение мощности сигнала, относящееся к тренировочному диапазону окна CFAR, взятое с коэффициентом, обеспечивающим постоянство вероятности ложной тревоги. Недостатком этой модели является снижение эффективности обнаружения в ситуации с попаданием в окно CFAR нескольких целей одновременно [25].

Качество работы алгоритма CA-CFAR является неудовлетворительным по следующим причинам. Вероятность правильного обнаружения может снижаться до 50 % [25] при наличии группированных целей, так как при близком расположении целей из-за неустойчивости среднего значения к выбросам завышается порог, и происходит ложная отбраковка слабых целей. Также из-за неустойчивости среднего значения к выбросам алгоритм CA-CFAR некачественно определяет цели в ситуации неоднородного фонового шума (в городской среде или в условиях сильных помех от других устройств).

Этого недостатка лишен более устойчивый алгоритм порядковой статистики OS-CFAR (Ordered Statistics), в котором происходит сортировка массива тренировочных ячеек. В качестве граничного значения принимается мощность k -й ячейки упорядоченного массива, умноженная на коэффициент, обеспечивающий постоянный уровень ложной тревоги. Как правило, выбирается перцентиль 50 (медианное значение) или 75 [16].

Несмотря на высокую степень устойчивости, алгоритм OS-CFAR имеет определенные недостатки [26]. В частности, в условиях идеально однородного шума OS-CFAR демонстрирует несколько меньшую вероятность правильного обнаружения по сравнению с CA-CFAR. Это обусловлено отбрасыванием части

информации из тренировочных ячеек, значения которых превышают выбранный k -й элемент. Некорректный выбор этого элемента может привести к ухудшению работы алгоритма. При слишком малом значении k повышается чувствительность к шуму и возрастает вероятность ложной тревоги, тогда как чрезмерно большое значение k может привести к ложной отбраковке истинных целей.

Главным недостатком алгоритма OS-CFAR является вычислительная сложность. С вычислительной точки зрения операция сортировки массива характеризуется существенно большей ресурсоемкостью по сравнению с операцией вычисления среднего значения. Вычисление коэффициента, обеспечивающего заданный уровень постоянства ложной тревоги, также является более сложной процедурой в сравнении с CA-CFAR. При больших размерах окна алгоритма CFAR это может приводить к увеличению вычислительной нагрузки на процессор, а в системах реального времени вызывать задержки при выполнении расчетов.

В случае OS-CFAR коэффициент T выражается из следующей факториальной формулы для вероятности ложной тревоги P_{fa} [16]:

$$P_{fa} = k \binom{N}{k} \int_0^{\infty} e^{-(T+N+1-k)y} (1 - e^{-y})^{k-1} dy.$$

Отсюда

$$P_{fa} = k \binom{N}{k} \frac{(k-1)!(T+N-k)!}{(T+N)!}. \quad (1)$$

Здесь: k – порядковый номер элемента в отсортированном массиве, принимаемого за граничный; N – общее число элементов массива.

Далее решается проблема упрощения вычислений данного коэффициента.

Как уже было отмечено, преимуществом OS-CFAR является его устойчивость к появлению групповых целей, а также к значительной неоднородности фона. Основными недостатками техники OS-CFAR являются существенные вычислительные затраты, связанные с сортировкой массива, а также повышенная сложность расчета коэффициента, обеспечивающего поддержание постоянной вероятности ложной тревоги.

В среде программирования MATLAB максимальное значение, для которого возможно вычисление факториала, ограничено числом 171, что приблизительно соответствует окну 13×13 ячеек и может оказаться недостаточным при высоком разрешении радара.

Данное ограничение может быть устранено использованием метода символьных вычислений, однако такой подход не всегда реализуем на практике. В связи с этим предлагается аппроксимировать решение факториального уравнения относительно T для различных значений N с фиксированным значением $k = 0,75N$ для некоторого набора наиболее характерных значений P_{fa} . В перспективе возможна реализация аппроксимирующей поверхности, при которой независимой переменной будет не только N , но и P_{fa} .

Для проведения исследования выбраны следующие исходные данные: массив для количества тренировочных ячеек N принимает значения от 8 до 500 с шагом 1 (всего 493 значения). Значение порядкового номера граничного элемента k задается неизменным для каждого N и составляет $0,75N$. Массив для вероятности ложной тревоги P_{fa} принимает набор наиболее характерных значений от 10^{-1} до 10^{-12} с шагом в один порядок (всего 12 значений).

Перепишем уравнение (1), раскрыв число сочетаний $\binom{N}{k}$, а также перейдем в членах, содержащих T , от факториала к гамма-функции, чтобы значения коэффициента T могли принимать дробные значения:

$$P_{fa} = k \frac{N!}{(N-k)!k!} \frac{(k-1)!(T+N-k)!}{(T+N)!};$$

$$P_{fa} = \frac{N!}{(N-k)!} \frac{\Gamma(T+N-k+1)}{\Gamma(T+N+1)}. \quad (2)$$

Будем решать уравнение (2) в среде MATLAB в символьном виде с помощью функции `vpasolve` относительно T . Массивом результатов (решений уравнения – коэффициентов для OS-CFAR) является матрица из 12×493 элементов (всего 5916 значений). Расчет производился на персональном компьютере с процессором Intel Core i3-1215U, 1,2 ГГц, с объемом оперативной памяти – 8 Гб. Время, затраченное на расчет, – 185 с.

Далее представлены графики зависимости значения коэффициента OS-CFAR от вероятности ложной тревоги для фиксированного N от количества тренировочных ячеек для фиксированного P_{fa} .

При ограниченном наборе N и P_{fa} можно подобрать аппроксимирующую функцию, чтобы заменить ею вычислительно сложное факториальное уравнение. Для этого можно пользоваться полиномиальными (в том числе линейной) и экспоненциальными функциями [27].

График семейства кривых коэффициента OS-CFAR от вероятности ложной тревоги для фиксированного N приведен на рис. 3.

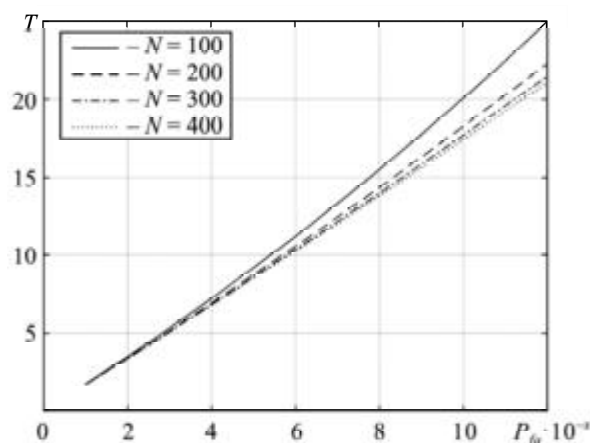


Рис. 3

Из анализа рис. 3 следует, что с увеличением числа тренировочных ячеек зависимость коэффициента OS-CFAR от вероятности ложной тревоги стремится к линейной форме. При фиксированном $N = 300$ в данной работе применяется линейная аппроксимация выражением вида $y(x) = kx + b$. Параметры аппроксимации подбирались для 95 % доверительного диапазона. Коэффициенты приведены в табл. 1.

Таблица 1

Коэффициент	Значение	Нижняя граница доверительного диапазона	Верхняя граница доверительного диапазона
k	1,8009	1,7782	1,8236
b	-0,3157	-0,4827	-0,1487

График аппроксимации зависимости коэффициента OS-CFAR от вероятности ложной тревоги для числа тренировочных ячеек $N = 300$ приведен на рис. 4. Как видим (см. рис. 4), линейная аппроксимация совпадает с точным решением. Посчитаны следующие метрики: сумма квадратов ошибок SSE – 0,1483 (Sum of Squared Errors); число степеней свободы ошибки DFE – 10 (Degrees of Freedom for Error); среднеквадратическая ошибка RMSE – 0,1218 (Root Mean Square Error); коэффициент регрессии R^2 – 0,9997.

По результатам проведенного численного эксперимента можно сделать вывод о том, что зависимость коэффициента масштабирования OS-CFAR от вероятности ложной тревоги является монотонно возрастающей и мало отличается от линейной. С увеличением тренировочных ячеек наблюдаемая зависимость приближается к линейной. Данная зависимость может быть аппроксимирована прямой.

Зависимость коэффициента масштабирования OS-CFAR от числа тренировочных ячеек (2) является убывающей при заданной вероятности ложной тревоги. Вид данной зависимости более сложный, чем

зависимости от различных уровней вероятности ложной тревоги. Для ее аппроксимации необходимо воспользоваться полиномом высшего порядка или рассмотреть экспоненциальную аппроксимацию.

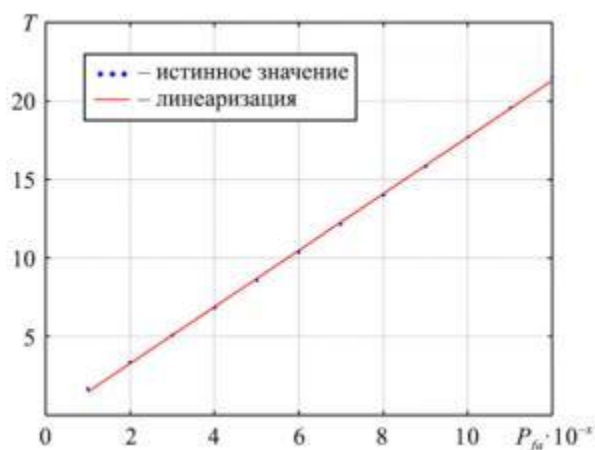


Рис. 4

График семейства кривых зависимости коэффициента OS-CFAR от количества тренировочных ячеек для фиксированного P_{fa} приведен на рис. 5.

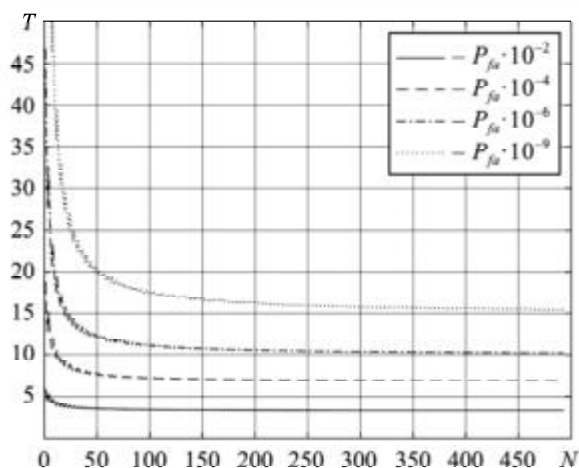


Рис. 5

Проанализировав график (см. рис. 5), можно сделать вывод о том, что коэффициент T возрастает с уменьшением вероятности ложной тревоги. При этом сама зависимость имеет затухающий характер, переходя в неизменное значение при больших N .

Для зависимости коэффициента OS-CFAR от числа тренировочных ячеек при заданной вероятности ложной тревоги $P_{fa} = 10^{-6}$ была выполнена стандартизированная нормализация (z-оценка), позволяющая оценить отклонение каждого значения от среднего в единицах стандартного отклонения. Нормализованная величина распределена по нормальному закону. Нормализация выполняется по формуле [28]

$$z = \frac{x - \bar{X}}{S_x}, \quad (3)$$

где x – нормализуемая величина; \bar{X} – среднее значение; S_x – среднеквадратическое отклонение. Для данного случая выражение (3) приобретает вид

$$z = \frac{x - 254}{142,5}.$$

Аппроксимация производилась полиномом седьмого порядка вида $y(x) = a_1x^7 + a_2x^6 + a_3x^5 + a_4x^4 + a_5x^3 + a_6x^2 + a_7x + a_8$. Параметры аппроксимации подбирались с учетом 95 %-го доверительного диапазона (табл. 2).

Таблица 2

Коэффициент	Значение	Нижняя граница доверительного диапазона	Верхняя граница доверительного диапазона
a_1	-1,4061	-1,6290	-1,1832
a_2	1,4135	1,2202	1,6068
a_3	5,3848	4,2939	6,4757
a_4	-4,3594	-5,1619	-3,5569
a_5	-5,9434	-7,5180	-4,3688
a_6	3,5089	2,6298	4,3880
a_7	1,2472	0,5927	1,9018
a_8	10,0753	9,8573	10,2932

График аппроксимации полиномом седьмой степени приведен на рис. 6.

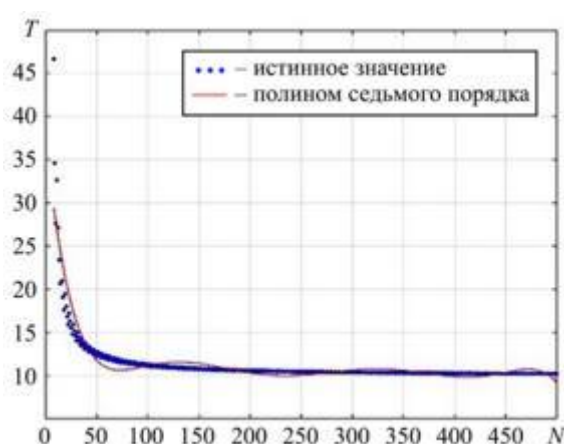


Рис. 6

Как видим (см. рис. 6), полиномиальная аппроксимация наиболее близка к истинному значению для больших N , а для малых (меньше 50–100) расходится с точным значением, отклонение составляет около 2 единиц.

Приведем характеристику качества аппроксимации полиномом седьмой степени: SSE – 614,8423; R^2 – 0,8488; DFE – 485; RMSE – 1,1259.

Для данного случая также хорошо подходит экспоненциальная аппроксимация в виде суммы двух экспонент вида $y(x) = ae^{bx} + ce^{dx}$ (рис. 7).

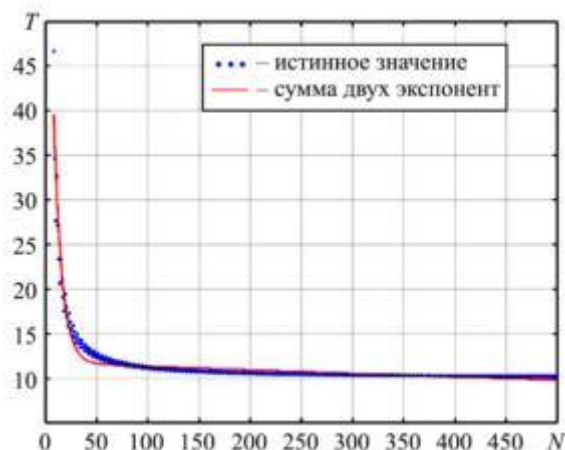


Рис. 7

Согласно графику (см. рис. 7) точность аппроксимации суммой экспонент выше, чем у полинома седьмой степени.

Параметры экспоненциальной аппроксимации подбирались для 95 %-го доверительного диапазона (табл. 3).

Таблица 3

Коэффициент	Значение	Нижняя граница доверительного диапазона	Верхняя граница доверительного диапазона
<i>a</i>	78,3512	72,9368	83,7656
<i>b</i>	-0,1295	-0,1355	-0,1235
<i>c</i>	11,7360	11,5966	11,8754
<i>d</i>	-0,0004	-0,0004	-0,0003

Приведем характеристику качества аппроксимации суммой двух экспонент: SSE – 199,1070; R^2 – 0,9510; DFE – 489; RMSE – 0,6381.

По результатам численного эксперимента установлено, что зависимость коэффициента масштабирования OS-CFAR от числа тренировочных ячеек является убывающей при заданной вероятности ложной тревоги и может быть аппроксимирована полиномом седьмой степени с некоторой потерей точности при количестве тренировочных ячеек 100–150 шт. Повышение точности возможно заменой аппроксимирующего выражения на сумму двух экспонент, однако такой подход увеличивает вычислительную сложность.

Алгоритм OS-CFAR представляет собой компромиссное решение между вычислительной эффективностью и устойчивостью. Его способность обеспечивать надежное обнаружение цели в условиях сложной, неоднородной и многопользовательской среды обуславливает его значимость, а в ряде случаев – необходимость применения в современных и перспективных системах ISAC и UAV. По мере перехода к массовому внедрению сетей 6G и автономных систем роль интеллектуальных алгоритмов обнаружения, к которым относится OS-CFAR, будет возрастать, способствуя повышению безопасности и эффективности взаимодействия между устройствами.

Зависимость коэффициента для OS-CFAR от произвольного уровня ложной тревоги хорошо аппроксимируется линейной функцией для фиксированного числа тренировочных ячеек.

Зависимость коэффициента от числа тренировочных ячеек для фиксированного уровня ложной тревоги хорошо аппроксимируется суммой двух экспонент или с упрощением вычислений, но снижением точности – полиномом седьмой степени.

Время, затраченное на расчет полного массива, составляет не более 5 с вместо 185 с. Это позволяет значительно снизить объем вычислений и время расчета коэффициента OS-CFAR, что является критичным для радиолокационных станций в сетях связи 6G, для ISAC и UAV-сетей с обработкой данных в режиме реального времени, в частности, с применением программируемых логических интегральных схем.

Исследование выполнено при финансовой поддержке Министерства цифрового развития, связи и массовых коммуникаций Российской Федерации, соглашение № 071-03-2025-005 «Прикладные научные исследования в области разработки методов мониторинга и идентификация типов трафика для эффективного использования сетевого ресурса в гибридных сетях связи» (регистрационный номер ПТНИ – 1024062100008-4).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Network 2030. A Blueprint of Technology, Applications and Market Drivers Towards the Year 2030 and Beyond [Electronical Resource]. URL: https://www.researchgate.net/publication/334655833_Network_2030_A_Blueprint_of_Technology_Applications_and_Market_Drivers_Towards_the_Year_2030_and_Beyond (дата обращения: 19.10.2025).
2. Tataria H. et al. 6G Wireless Systems: Vision, Requirements, Challenges, Insights, and Opportunities [Electronical Resource]. URL: <https://arxiv.org/pdf/2008.03213> (дата обращения: 19.10.2025).
3. Abdulwahab Hussain Ali Al-odhari, Fokin G., Kireev A. Positioning of the Radio Source Based on Time Difference of Arrival Method Using Unmanned Aerial Vehicles // Proc. of the Systems of Signals Generating and Processing in the Field of on Board Communications, March 14–15, 2018, Moscow, Russia. P. 1–5.

4. Fokin G., Al-Odhari Abdulwahab Hussain Ali. Algorithm for Positioning in Non-Line-of-Sight Conditions Using Unmanned Aerial Vehicles // Lecture Notes in Computer Science. 2018. Vol. 11118. P. 496–508.
5. Liu Fan et al. Integrated Sensing and Communications: Towards Dual-Functional Wireless Networks for 6G and Beyond // IEEE Journal on Selected Areas in Communications. 2022. Vol. 40. Iss. 6. P. 1728–1767.
6. Grossi E. et al. Opportunistic Radar in IEEE 802.11ad Vehicular Networks // Proc. of the IEEE 85th Vehicular Technology Conference, June 4–7, 2017, Sydney, Australia. P. 1–5.
7. Sneh A. et al. IEEE 802.11ad Based Joint Radar Communication Transceiver: Design, Prototype and Performance Analysis [Electronical Resource]. URL: <https://arxiv.org/abs/2209.04235> (дата обращения: 19.10.2025).
8. Wymeersch H. et al. Joint Communication and Sensing for 6G – A Cross-Layer Perspective // Proc. of the IEEE 4th International Symposium on Joint Communications & Sensing, March 19–21, 2024, Leuven, Belgium. P. 1–6.
9. «Небосвод» – цифровая платформа организации полетов БВС [Электронный ресурс]. URL: <https://pt.2035.university/project/nebosvod-cifrova-a-platforma-organizacii-poletov-bvs-v-vozdušnom-prostranstve-v-tom-cisle-v-gorodskih-aglomeracii> (дата обращения: 19.10.2025).
10. Пафилов Е.А. и др. Пространственно-временные характеристики сигналов радиолокационных станций с синтезированной апертурой с учетом отражения от целей и местных предметов // Изв. вузов. Авиационная техника. 2025. № 1. С. 175–184.
11. Тимошенко А.В. и др. Алгоритм оценки технического состояния радиолокационных станций мониторинга на основе кластеризации многомерных неравномерных временных рядов // Изв. вузов. Авиационная техника. 2022. № 4. С. 194–200.
12. Шевцов В.А. и др. Алгоритм определения критически важных элементов бортовых радиолокационных комплексов по результатам оперативного анализа временных рядов диагностической информации // Изв. вузов. Авиационная техника. 2022. № 2. С. 162–168.
13. Ziwei Wan et al. Orthogonal Chirp Division Multiplexing Waveform Design for 6G mm Wave UAV Integrated Sensing and Communication // Proc. of the International Wireless Communications and Mobile Computing, May 27–31, 2024, Ayia Napa, Cyprus. P. 622–627.
14. Castilla A. et al. Novel Approach to Dual-Channel Estimation in Integrated Sensing and Communications for 6G // Proc. of the IEEE 35th International Symposium on Personal, Indoor and Mobile Radio Communications, Sept. 2–5, 2024, Valencia, Spain. P. 1–6.
15. Savaux V. Flexible Communication System for 6G Based on Orthogonal Chirp Division Multiplexing [Electronical Resource]. URL: <https://hal.science/hal-03886249/document> (дата обращения: 19.10.2025).
16. Rohling H. Radar CFAR Thresholding in Clutter and Multiple Target Situations // IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems. 1983. Vol. AES-19. Iss. 4. P. 608–621.
17. Sturm C., Wiesbeck W. Waveform Design and Signal Processing Aspects for Fusion of Wireless Communications and Radar Sensing // Proc. of the IEEE. Vol. 99. Iss. 7. P. 1236–1259.
18. Cherniak D., Levantino S. Chirp Generators for Millimeter-Wave FMCW Radars // Special Topics in Information Technology / Eds. B. Pernicet et al. Springer, 2020. P. 33–47.
19. Bomfin R., Chafii M., Fettweis G. Low-Complexity Iterative Receiver for Orthogonal Chirp Division Multiplexing [Electronical Resource]. URL: <https://arxiv.org/abs/1903.08070> (дата обращения: 19.10.2025).
20. Wenxing Zhou et al. Integrated Sensing and Communication Waveform Design: A Survey IEEE Open Journal of the Communications Society. 2022. Vol. 3. P. 1930–1949.
21. Yinsheng Liu et al. Waveform Design for 5G Networks: Analysis and Comparison // IEEE Access. 2017. Vol. 5. P. 19282–19292.
22. Martone A.F., Charlish A. Cognitive Radar for Waveform Diversity Utilization // Proc. of the IEEE Radar Conference, May 7–14, 2021, Atlanta, USA. P. 1–6.
23. Бакулев П.А. Радиолокационные системы. М.: Радиотехника, 2007. 376 с.
24. Kronauge M., Rohling H. Fast Two-Dimensional CFAR Procedure // IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems. 2013. Vol. 49. Iss. 3. P. 1817–1823.
25. Hezarkhani A., Kashaninia A. Performance Analysis of a CA-CFAR Detector in the Interfering Target and Homogeneous Background // Proc. of the International Conference on Electronics, Communications and Control, Sept. 9–11, 2011, Ningbo, China. P. 1568–1572.
26. Kanawade V. et al. Comparison of CFAR Algorithms in Real Time Target Detection and Tracking Using Millimeter Wave Radar // Proc. of the IEEE International Conference on Interdisciplinary Approaches in Technology and Management for Social Innovation, March 6–8, 2025, Gwalior, India. Vol. 3. P. 1–5.
27. Mortici C. Some Ideas to Improve Certain Approximation Formulae of the Factorial // Bulletin of the Transilvania University of Brasov. 2010. Vol. 3. № 52. P. 47–52.
28. Мелник М. Основы прикладной статистики. М.: Энергоатомиздат, 1983. 416 с.

Поступила в редакцию 19.11.25

После доработки 2.12.25

Принята к публикации 5.12.25

A Study of the Efficiency of the CFAR Algorithm for Aerial Targets Detection in ISAC 6G Networks

E.P. SAULENKO AND G.A. FOKIN

Bonch-Bruевич Saint Petersburg State University of Telecommunications, Saint Petersburg

The aim of this work is to study the efficiency of the CFAR algorithm. The possibility of using classical radar methods in ISAC 6G networks is being studied. The CFAR algorithm operates within a closely-localized (compared to classical radar) geographical zone (up to 35 kilometers). The configuration of a continuous-wave radar with frequency modulation operating in the millimeter-wave range of 30 – 300 GHz is considered; probing is performed by pulses with linear frequency modulation. A comparative analysis of two models of the CFAR algorithm (based on the average value – Cell Averaging and median value – Ordered Statistics) is provided, a conclusion about the quality and speed of their work is drawn. The problem of estimating the computational complexity of the CFAR algorithm in real-time systems is stated. A numerical experiment with modeling in the MATLAB environment is conducted, allowing us to justify ways to reduce the computational complexity of the CFAR algorithm. It is shown that the OS-CFAR algorithm is the optimal option for ISAC networks. A method for reducing the computational complexity of the OS-CFAR algorithm using an approximated solution of the factorial equation is proposed. It is shown that the speed of obtaining an approximated solution is higher than the speed of solving the factorial equation in symbolic form.

ISAC, OS-CFAR, radar, factorial equations

Численно-аналитический метод расчета переходных процессов в линейных электрических цепях

Проведен анализ численно-аналитических методов расчета переходных процессов в линейных электрических цепях и предложена методология их комбинации с методом схемных определителей. На основе данного подхода разработаны два варианта алгоритма расчета переходных процессов в линейных электрических цепях: первый основан на разделении решения на свободную и принужденную составляющие колебаний, второй – на представлении в виде преходящей и установившейся составляющих колебаний. Приведен пример расчета линейной электрической цепи, показаны преимущества и недостатки предложенных подходов.

Д.В. ШУШПАНОВ,
канд. техн. наук
(СПбГУТ, Санкт-Петербург)
dimasf@inbox.ru

Численно-аналитический метод, метод схемных определителей, преобразования Лапласа, переменные состояния, переходный процесс, линейная электрическая цепь

Несмотря на длительную историю исследования методов анализа переходных процессов в линейных электрических цепях [1], задача разработки новых подходов к их оценке сохраняет свою актуальность. Актуальность данной проблемы определяется двумя основными факторами. Во-первых, возрастают требования к точности решений, получаемых с помощью программных сред численного моделирования, о чем свидетельствует анализ научных публикаций [2–8]. Во-вторых, возникает необходимость в снижении временной сложности таких методов, что особенно значимо для систем передачи информации. Эффективные алгоритмы анализа являются ключевым фактором при создании вычислительных подсистем, ответственных за определение параметров каналов и настроек систем передачи информации [9–11]. Так, передаточная характеристика линейной электрической цепи может быть использована при реализации феноменологической модели канала [12].

Для линейной электрической цепи можно записать систему линейных дифференциальных уравнений в нормальной форме (форме Коши) в матричном виде [13–15]

$$\dot{\vec{X}} = \mathbf{A}\vec{X} + \mathbf{B}\vec{X}_0, \quad (1)$$

где \mathbf{A} – квадратная матрица размера $n \times n$; \mathbf{B} – прямоугольная матрица размера $n \times m$; $\vec{X} = (\vec{i}_L \quad \vec{u}_C)^T$ – вектор переменных состояния (токи через индуктивности и напряжения на емкостях) размером n ; $\dot{\vec{X}}$ – вектор производных переменных состояния; $\vec{X}_0 = (\vec{i}_0 \quad \vec{u}_0)^T$ – вектор независимых источников тока и напряжения размером m .

В подавляющем большинстве программ схемотехнического моделирования формирование математической модели цепи не приводит к получению системы линейных дифференциальных уравнений в нормальной форме (1). Вместо этого модель представляется в виде дифференциально-алгебраической системы уравнений [13, 14, 16]

$$\mathbf{M}\dot{\vec{X}} = \hat{\mathbf{A}}\vec{X} + \hat{\mathbf{B}}\vec{X}_0, \quad (2)$$

где вектор \vec{X} содержит как переменные состояния, так и дополнительные токи и напряжения цепи (зависит от метода получения системы (2)).

Преимущества применения системы (1) по сравнению с системой (2) обусловлены соображениями вычислительной эффективности. Использование дифференциально-алгебраической системы уравнений (2) вместо системы (1) приводит к необходимости оперирования матрицами большей размерности. Это, в свою очередь, усложняет вычислительную процедуру, особенно в контексте применения линейных многошаговых формул [14]. Следствием данных усложнений является увеличение времени расчета и по-

тенциальное снижение получаемого решения. В противоположность этому применение системы дифференциальных уравнений (1) позволяет использовать формулу Ньютона – Лейбница в матричной форме [17]

$$\bar{X}(t_0 + h) = e^{Ah} \bar{X}(t_0) + e^{A(t+h)} \int_{t_0}^{t_0+h} e^{-A\tau} \mathbf{B} \bar{X}_0(t_0) d\tau \quad (3)$$

для нахождения решения, что было реализовано в программе FASTMEAN [18, 19].

Единственным преимуществом использования дифференциально-алгебраической системы уравнений (2) для линейных электрических цепей в сравнении с системой дифференциальных уравнений (1) является относительная простота получения дифференциально-алгебраической системы уравнений (2). В работе [17] был предложен матрично-топологический метод, позволяющий для любой линейной электрической цепи получить систему дифференциальных уравнений (1). Кроме того, использование дифференциально-алгебраической системы уравнений (2) также позволяет относительно просто получить систему уравнений и для нелинейных цепей. Способы решения дифференциально-алгебраической системы уравнений для нелинейных цепей хорошо известны [13, 14, 16, 20, 21].

Наиболее распространенным подходом к решению системы (1) или (2) является использование численных методов расчета. Однако такие методы сопряжены с рядом ограничений [22–24]. Ключевой проблемой является обеспечение сходимости численного решения [14, 22], особенно в случае «жестких» систем [16, 20, 21, 23]. Кроме того, при реализации численного расчета на ЭВМ требуется обязательная оценка достоверности полученных результатов [24]. В отличие от численных методов, аналитические методы исследования линейных электрических цепей лишены таких недостатков.

Один из аналитических методов расчета переходных процессов линейных электрических цепей – это использование операторного метода [15]: при исходных воздействиях и начальных условиях находится изображение реакции и затем определяется его оригинал, т. е.

$$x_k(t) = \mathcal{L}^{-1}(X_k(p)), \quad (4)$$

где $X_k(p)$ – изображение реакции $x_k(t)$ с учетом всех внешних источников тока и напряжения, а также начальных условий на реактивных элементах; $\mathcal{L}^{-1}(x)$ – обратное преобразование Лапласа.

Применение метода преобразования Лапласа для компьютерной реализации сопряжено с принципиальными трудностями. Основное ограничение заключается в его неалгоритмируемости: для решения каждой конкретной задачи требуется подбор соответствующего изображения и переход к оригиналу. В связи с этим данный метод не реализован в программах схемотехнического моделирования и используется в основном для цепей невысокого порядка (обычно не больше второго-третьего).

Применение численно-аналитических методов расчета линейной электрической цепи позволяет совместить преимущества численных и аналитических методов: обеспечивается получение решения в замкнутой форме для цепей произвольного порядка цепи в приемлемое время расчета.

Целью данной статьи является рассмотрение численно-аналитических методов расчета переходных процессов в линейных электрических цепях с возможностью их объединения с аналитическим подходом для получения решения линейной электрической цепи в замкнутой форме.

Численно-аналитические методы

В работах [25, 26] рассматривается решение системы дифференциальных уравнений (1) как в виде суммы свободной и принужденной составляющих

$$\bar{X}(t) = \bar{X}_{\text{св}}(t) + \bar{X}_{\text{пр}}(t), \quad (5)$$

где $\bar{X}_{\text{св}}(t)$ – свободная составляющая колебания, т. е. колебание в цепи при отсутствии внешних воздействий при ненулевых начальных условиях

$$\bar{X}_{\text{св}}(t) = e^{At} \bar{X}(t_0) = \sum_{k=1}^n e^{a_k t} \mathbf{P}_k \bar{X}(t_0), \quad (6)$$

$\bar{X}_{\text{пр}}$ – принужденная составляющая колебания, т. е. колебание в цепи при наличии внешних воздействий при нулевых начальных условиях

$$\bar{X}_{\text{пр}}(t) = e^{At} \bar{F}(A) - \bar{F}(A;t) = \sum_{k=1}^n \left(e^{a_k t} \mathbf{P}_k \bar{F}(a_k;0) - \mathbf{P}_k \bar{F}(a_k;t) \right), \quad (7)$$

так и в виде суммы переходящей и установившейся составляющих

$$\bar{X}(t) = \bar{X}''(t) + \bar{X}'(t), \quad (8)$$

где $\bar{X}''(t)$ – переходящая составляющая колебания, т. е. колебание в цепи при отсутствии внешних воздействий при начальных условиях $\bar{X}(t_0) - \bar{X}'(t_0)$, которая равна

$$\bar{X}''(t) = e^{At} \left(\bar{X}(t_0) + \bar{F}(A) \right) = \sum_{k=1}^n e^{a_k t} \mathbf{P}_k \left(\bar{X}(t_0) + \bar{F}(a_k;0) \right), \quad (9)$$

$\bar{X}'(t)$ – установившаяся составляющая колебания, характеризующая установившуюся переменную состояния в новом установившемся режиме

$$\bar{X}'(t) = -\bar{F}(A;t) = -\sum_{k=1}^n \mathbf{P}_k \bar{F}(a_k;t), \quad (10)$$

\mathbf{P}_k – проекторы матрицы A ; a_k – собственные значения системы (1); $F_k(p;t)$ – преобразование Лапласа сдвинутой влево k -й компоненты вектор-функции $\mathbf{B}\bar{X}_0$ [25].

Выражения (6) – (9) приведены для случая некратных корней. При наличии кратных корней данные уравнения усложняются [25, 26]. Рассматриваемый подход впоследствии был адаптирован и для решения дифференциально-алгебраической системы уравнений [27]. Ключевыми преимуществами данного подхода применительно к системам (1) или (2) являются возможность получения решения в замкнутой форме, отсутствие необходимости вычисления матричной экспоненты; универсальность подхода, позволяющая получить как аналитическое решение (для цепей невысокого порядка, как правило, не превышающего третий-четвертый), так и численно-аналитическое. Вместе с тем ограничением метода является возрастающая трудоемкость определения спектра матрицы A и полюсов компонент вектора $\bar{F}(p;t)$ при увеличении размерности решаемого уравнения [25].

В работе [16] был представлен точный аналитический вид решения дифференциально-алгебраической системы уравнений (2):

$$\bar{X}(t) = \sum_{k=1}^n e^{p_k t} \mathbf{Z}_k \mathbf{M} \bar{X}(t_0) + \sum_{k=1}^n \mathbf{Z}_k \int_{t_0}^t e^{p_k(t-\tau)} \hat{\mathbf{B}} \bar{X}_0(\tau) d\tau + \mathbf{Q}_0 \hat{\mathbf{B}} \bar{X}_0(t), \quad (11)$$

а также численно-аналитический метод решения дифференциально-алгебраической системы уравнений (2):

$$\bar{X}(t) = \sum_{k=1}^n e^{p_k t} \mathbf{Z}_k \mathbf{M} \bar{X}(t_0) + \sum_{k=1}^n \mathbf{Z}_k \mathcal{L}^{-1} \left\{ \frac{1}{p - p_k} \mathcal{L}(\hat{\mathbf{B}} \bar{X}_0(t)) \right\} + \mathbf{Q}_0 \hat{\mathbf{B}} \bar{X}_0(t), \quad (12)$$

где \mathbf{Z}_k – квадратная матрица вычетов размера $n \times n$; p_k – корни уравнения $p\mathbf{M} - \hat{A} = 0$; \mathbf{Q}_0 – корни алгебраической части решения дифференциально-алгебраической системы уравнений (2); n – количество переменных состояния; $\mathcal{L}(x)$, $\mathcal{L}^{-1}(x)$ – прямое и обратное преобразование Лапласа.

В случае использования системы дифференциальных уравнений (1) вместо дифференциально-алгебраической системы уравнений (2) выражение (12) упрощается:

$$\bar{X}(t) = \sum_{k=1}^n e^{p_k t} \mathbf{Z}_k \bar{X}(t_0) + \sum_{k=1}^n \mathbf{Z}_k \mathcal{L}^{-1} \left\{ \frac{1}{p - p_k} \mathcal{L}(\mathbf{B} \bar{X}_0(t)) \right\}, \quad (13)$$

где Z_k – квадратная матрица вычетов размера $n \times n$; p_k – корни характеристического уравнения $pI - A = 0$, I – единичная матрица; n – количество переменных состояния.

Получаем, что выражение (13) – это запись уравнения Ньютона – Лейбница в матричной форме (3) через обратное преобразование Лапласа, но не в численном виде, а в численно-аналитическом. Выражение (13) является аналогом выражений (6), (7). Здесь также, в отличие от выражения (3), отсутствует матричная экспонента, что является большим преимуществом выражения (13). В дополнение в выражении (13) используется прямое и обратное преобразование Лапласа в отличие от выражения (7), где используется преобразование Лапласа, сдвинутое влево, что также может являться преимуществом.

Другими словами, выражение (13) – это операторный метод решения (его численно-аналитическая версия) линейной электрической цепи [15], т. е. аналог выражения (4), но в нем разделены воздействия, параметры схемы и начальные условия. Использование выражения (13), так же, как выражений (6), (7), имеет общий недостаток: достаточно сложно получить различные операторные передаточные функции цепи в виде рациональной дроби большого порядка (даже в численном виде) и найти все корни характеристического уравнения цепи. Для численного нахождения корней характеристического уравнения чаще всего использовался QR-алгоритм [28, 29]. В дополнение к этому нахождение операторных передаточных функций цепи высокого порядка (уже начиная с четвертого порядка) было до недавнего времени относительно непростой задачей. В связи с этим указанные подходы, представленные выражениями (6), (7), (13), не нашли широкого практического применения для расчета линейной электрической цепи. Данные методы применялись главным образом в учебных целях при анализе цепей второго и третьего порядка.

Метод схемных определителей

Для получения операторной передаточной функции цепи в символьном виде можно воспользоваться методом схемных определителей [30–32]. Метод схемных определителей позволяет найти в символьном виде операторную передаточную функцию линейной электрической цепи любой сложности сразу в виде двух полиномов (числителя и знаменателя) без дополнительных (лишних, избыточных) математических преобразований. Данный метод реализован в программе CirSym [33, 34]. Символьный блок CirSym включен в состав программы FASTMEAN [19, 35].

Метод схемных определителей позволяет использовать операторный метод для расчета линейной электрической цепи произвольного порядка. С помощью метода схемных определителей определяются требуемые передаточные функции цепи, корни характеристического уравнения можно найти либо аналитически (для цепей не старше четвертого порядка), либо численно с помощью математических программ (MATLAB, Mathematica, Maple, Polynomial Root Finder и др.)

В работе [36] с помощью метода схемных определителей были найдены изображения необходимых реакций линейной электрической цепи и с помощью программы Maple определены их оригиналы. В итоге в работе [36] был использован классический операторный метод, основанный на использовании выражения (4). Применение данного подхода целесообразно преимущественно для ручного анализа и малоэффективно при машинном автоматическом моделировании, поскольку, кроме модуля метода схемных определителей, требуется дополнительная разработка математического модуля расчета оригинала функции по ее изображению. С ростом порядка линейной электрической цепи такая процедура может привести к существенному увеличению вычислительных затрат, вследствие чего метод уступает по быстрдействию численному методу.

В работе [37] описана методика получения в аналитическом виде системы дифференциальных уравнений (1) методом схемных определителей для любой линейной электрической цепи. В работе [38] с использованием данной методики методом схемных определителей составляется система дифференциальных уравнений (1) и находится ее решение в виде уравнения (8).

Для этого сначала составляется система дифференциальных уравнений (1), из которой получаем систему k -й степени

$$p^k \vec{X} = A p^{k-1} \vec{X} + B p^{k-1} \vec{X}_0, \quad (14)$$

где k варьируется от 1 до $n-1$, а n согласно работе [37] равно

$$n = n_C + n_L - n_{SL} - n_{KC} - n_{SC} - n_{KL}, \quad (15)$$

где n_C, n_L – число конденсаторов и катушек индуктивностей; n_{KC}, n_{SL} – число обобщенных емкостных контуров и индуктивных сечений; n_{SC}, n_{KL} – число обобщенных емкостных сечений и индуктивных контуров.

Преходящая составляющая $\vec{X}''(t)$ [25], или собственная составляющая $\vec{X}_c(t)$ [15] колебания, или общее решение системы дифференциальных уравнений (1) [15], находится в виде

$$\vec{X}''(t) = \vec{X}_c(t) = \left(\sum_{k=1}^n A_{1k} t^{s-1} e^{p_k t} \quad \dots \quad \sum_{k=1}^n A_{nk} t^{s-1} e^{p_k t} \right)^T, \quad (16)$$

где A_{ij} – постоянные интегрирования; n – количество переменных состояния согласно формуле (15); p_k – корни определителя схемы; s – кратность k -го корня.

Установившаяся составляющая колебания $\vec{X}'(t)$ [25], или частное решение системы дифференциальных уравнений (1) [15], находится в виде

$$\vec{X}'(t) = \left(\sum_{k=1}^m B_{1k} e^{p_k t} \quad \dots \quad \sum_{k=1}^m B_{mk} e^{p_k t} \right)^T, \quad (17)$$

где B_{ij} – постоянные интегрирования; m – количество полюсов всех независимых источников возмущения; p_k – полюса независимых источников возмущения.

Выражения (16), (17) являются численными версиями решений (9), (10). Для нахождения решения (16), (17) необходимо численно найти постоянные интегрирования A_{ij}, B_{ij} . Для этого сначала необходимо по известным начальным условиям $\vec{X}(t_0)$ и $\vec{X}'(t_0)$ по формуле (14) определить $p^k \vec{X}(t_0)$ и $\mathbf{B} p^k \vec{X}'(t_0)$ для каждого k от 1 до $n-1$. Далее по формулам (16), (17) необходимо найти $p^k \vec{X}''(t_0)$ и $p^k \vec{X}'(t_0)$. В итоге получаем две системы линейных алгебраических уравнений:

$$p^k \vec{X}(t_0) = p^k \vec{X}''(t_0); \quad \mathbf{B} p^k \vec{X}'(t_0) = p^k \vec{X}'(t_0), \quad k = 0, \dots, n-1, \quad (18)$$

решение которых и определяет постоянные интегрирования A_{ij} и B_{ij} .

Данный подход определения решения системы дифференциальных уравнений (1) подходит для любой линейной электрической цепи и не требует дополнительного математического аппарата, как в работе [36], но дополнительно необходимо решать две системы линейных алгебраических уравнений.

Свободная и принужденные составляющие колебания

Объединим подходы численно-аналитических методов и метод схемных определителей. Рассмотрим сначала свободную составляющую колебаний, т. е. выражение (6) или первое слагаемое в решении (13):

$$\vec{X}_{св}(t) = \sum_{k=1}^n e^{p_k t} \mathbf{Z}_k \vec{X}(t_0), \quad (19)$$

или

$$\vec{X}_{св}(t) = \left(\sum_{k=1}^n e^{p_k t} z_{1k} x_{свk}(t_0) \quad \dots \quad \sum_{k=1}^n e^{p_k t} z_{nk} x_{свk}(t_0) \right)^T. \quad (20)$$

Вычет z_{ij} в случае некрatных корней p_j равен [15, 39]

$$z_{ij} = \frac{M_{ij}(p_j)}{dN(p_j)/dp}, \quad (21)$$

где $N(p)$ – определитель всей схемы; $M_{ij}(p)$ – числитель операторной передаточной функции цепи, в которой в качестве воздействия выступает начальное условие $x_j(t_0)$, а в качестве реакции – $x_i(t)$.

При наличии кратных корней вместо элемента $x_{свi}(t)$ в векторе $\vec{X}_{св}(t)$ получаем решение в общем случае [39]:

$$x_{свi}(t) = \sum_{k=1}^s \frac{1}{(n_k - 1)!} \lim_{p \rightarrow p_j} \left[\frac{d^{n_k-1}}{dp^{n_k-1}} \left(\frac{(p - p_j)^{n_k}}{N(p)} e^{pt} \sum_{j=1}^n (x_j(t_0) M_{ij}(p)) \right) \right], \quad (22)$$

где p_k – корни полинома $N(p)$, а n_k – их кратности, и сумма берется по всем корням $N(p)$.

Используя метод схемных определителей, можно достаточно просто определить знаменатель $N(p)$ и числитель $M_{ij}(p)$. Для этого достаточно в линейной электрической цепи (рис. 1, а) отключить независимые источники возмущения, а для каждой переменной состояния (ток в дросселе и напряжение на конденсаторе) подключить начальное условие в виде независимого источника напряжения или тока и использовать, например, CirSym или FASTMEAN. Для определения тока в дросселе предпочтительно использование последовательной схемы, а для определения напряжения на конденсаторе более удобной является параллельная схема (рис. 1, б).

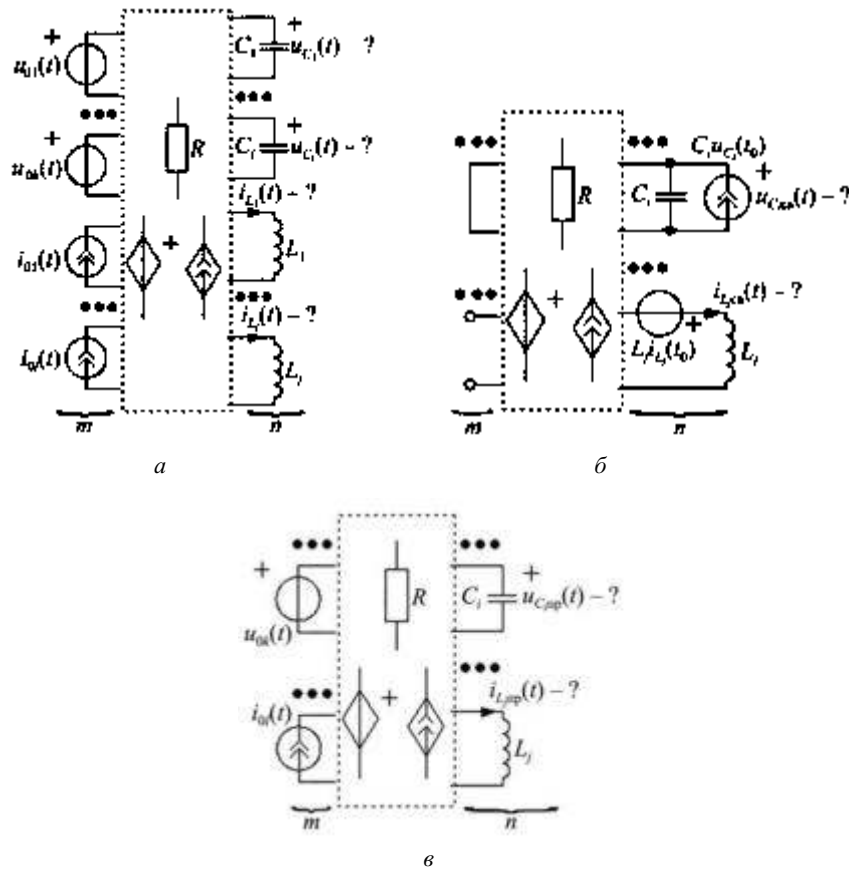


Рис. 1

В этом случае с помощью метода схемных определителей можно достаточно легко аналитически или численно (подставив параметры элементов) определить полином $N(p)$, найти его корни p_k (например, с помощью программы Polynomial Root Finder) и с помощью выражений (21), (22) заполнить матрицу Z_k . Тогда для вычисления вектора $\vec{X}_{св}(t)$ порядка n необходимо определить и хранить $n^2 + 3n + 1$ значений. Такой подход обеспечивает возможность прямого вычисления любого элемента вектора $\vec{X}_{св}(t)$ в требуемый момент t , что является преимуществом по сравнению с любым численным методом.

Принужденная составляющая колебаний, т. е. второе слагаемое в решении (13), с одной стороны, равна

$$\bar{X}_{\text{пр}}(t) = \sum_{k=1}^n \mathbf{Z}_k \mathfrak{L}^{-1} \left\{ \frac{1}{p - p_k} \mathfrak{L}(\mathbf{B}\bar{X}_0(t)) \right\}, \quad (23)$$

с другой стороны, принужденная составляющая колебаний имеет вид [25]

$$\bar{X}_{\text{пр}}(t) = \int_0^t e^{\mathbf{A}(t-\tau)} \mathbf{B}\bar{X}_0(\tau) d\tau = e^{\mathbf{A}t} * \mathbf{B}\bar{X}_0(t), \quad (24)$$

что согласно свойствам преобразованию Лапласа можно переписать в следующем виде:

$$\bar{X}_{\text{пр}}(t) = \mathfrak{L}^{-1}(\mathbf{H}(p) \cdot \bar{X}_0(p)), \quad (25)$$

где $\mathbf{H}(p)$ – матрица передаточных функций переменных состояния от независимых внешних воздействий при нулевых начальных условиях; $\bar{X}_0(p)$ – вектор изображений независимых внешних воздействий.

Выражения (24), (25) соответствуют определению принужденной составляющей [25], т. е. колебаниям в линейной электрической цепи при наличии внешних независимых воздействий и нулевых начальных условиях. Выражение (24) записано во временной области (области вещественной переменной t), а выражение (25) – в операторной (области комплексной переменной p).

Таким образом, используя выражение (25) и метод схемных определителей (для определения передаточных функций), можно достаточно просто определить принужденную составляющую колебания. Для этого в линейной электрической цепи (см. рис. 1, а) независимые источники возмущения заменяются на свои изображения в операторной форме. Далее для каждой переменной состояния (ток в дросселе и напряжение на конденсаторе) находится передаточная функция от внешних воздействий (рис. 1, в), и изображения источников и передаточные функции подставляют в выражение (25). Предложенный подход аналогичен методике [17, 40], но в данном случае происходит разделение на свободную и принужденную составляющую, что позволяет независимо оперировать каждой из компонент, что невозможно при использовании численного метода.

Представив каждый множитель в виде рациональной дроби, выражение (25) можно переписать в следующем виде

$$\begin{aligned} \bar{X}_{\text{пр}}(t) &= \mathfrak{L}^{-1} \left(\begin{pmatrix} \frac{M_{11}(p)}{N(p)} & \cdots & \frac{M_{1m}(p)}{N(p)} \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ \frac{M_{n1}(p)}{N(p)} & \cdots & \frac{M_{nm}(p)}{N(p)} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \frac{M_{01}(p)}{N_{01}(p)} \\ \vdots \\ \frac{M_{0m}(p)}{N_{0m}(p)} \end{pmatrix} \right) = \\ &= \left(\mathfrak{L}^{-1} \left(\sum_{j=1}^m \frac{M_{1j}(p)}{N(p)} \frac{M_{0j}(p)}{N_{0j}(p)} \right) \cdots \mathfrak{L}^{-1} \left(\sum_{j=1}^m \frac{M_{nj}(p)}{N(p)} \frac{M_{0j}(p)}{N_{0j}(p)} \right) \right)^T, \end{aligned} \quad (26)$$

где n – количество переменных состояния; m – количество независимых источников возмущения.

Используя теорему разложения для некрратных полюсов, в которые входят полюса самой линейной электрической цепи и полюса изображений всех воздействий, элемент вектора (26) можно переписать в следующем виде

$$\begin{aligned} \mathfrak{L}^{-1} \left(\sum_{j=1}^m \frac{M_{1j}(p)}{N(p)} \frac{M_{0j}(p)}{N_{0j}(p)} \right) &= \sum_{j=1}^m \left(\sum_{k=1}^n \frac{M_{1j}(p_k)}{dN(p_k)/dp} \frac{M_{0j}(p_k)}{N_{0j}(p_k)} e^{p_k t} + \sum_{i=1}^q \frac{M_{1j}(p_i)}{N(p_i)} \frac{M_{0j}(p_i)}{dN_{0j}(p_i)/dp} e^{p_i t} \right) = \\ &= \sum_{j=1}^m \left(\sum_{k=1}^n z_{1k} \frac{M_{0j}(p_k)}{N_{0j}(p_k)} e^{p_k t} + \sum_{i=1}^q \frac{M_{1j}(p_i)}{N(p_i)} \frac{M_{0j}(p_i)}{dN_{0j}(p_i)/dp} e^{p_i t} \right), \end{aligned} \quad (27)$$

где n – количество переменных состояния; m – количество независимых источников возмущения; q – количество полюсов изображения возмущения.

Таким образом, согласно выражению (27) добавление источника возмущения в линейную электрическую цепь корректирует вычет z_{ij} , вычисленный для свободной составляющей, и добавляет множители, как если бы в цепь добавили дополнительные переменные состояния. Другими словами, выражение (27) показывает замену независимого источника на зависимый с новыми переменными состояниями, как это было сделано в работах [17, 40]. В этом случае l -е решение принужденной составляющей можно переписать в следующем виде:

$$x_{\text{пр}l}(t) = \sum_{k=1}^n z_{lk} \sum_{j=1}^m \frac{M_{0j}(p_k)}{N_{0j}(p_k)} e^{p_k t} + \sum_{j=1}^m \sum_{i=1}^q \frac{M_{ij}(p_i)}{N(p_i)} \frac{M_{0j}(p_i)}{dN_{0j}(p_i)/dp} e^{p_i t}. \quad (28)$$

Таким образом, можно сформировать следующий алгоритм нахождения решения системы дифференциальных уравнений (1) в виде свободной и принужденной составляющих.

1. Найти определитель схемы и найти его корни p_k .
2. Сформировать матрицу вычетов Z_k .
3. Найти $\bar{X}_{\text{св}}(t)$ с помощью выражения (19).
4. Определить изображение для каждой переменной состояния при нулевых начальных условиях и всех воздействиях.
5. Определить элементы вектора $\bar{X}_{\text{пр}}(t)$ с помощью выражения (28).
6. Найти решение $\bar{X}(t)$ в виде суммы $\bar{X}_{\text{св}}(t)$ и $\bar{X}_{\text{пр}}(t)$.

В качестве примера рассмотрим цепь второго порядка с двумя различными источниками напряжения – постоянным и гармоническим (рис. 2). В этом случае имеем две переменные состояния – напряжение на конденсаторе $u_C(t)$ и ток в катушке индуктивности $i_L(t)$.

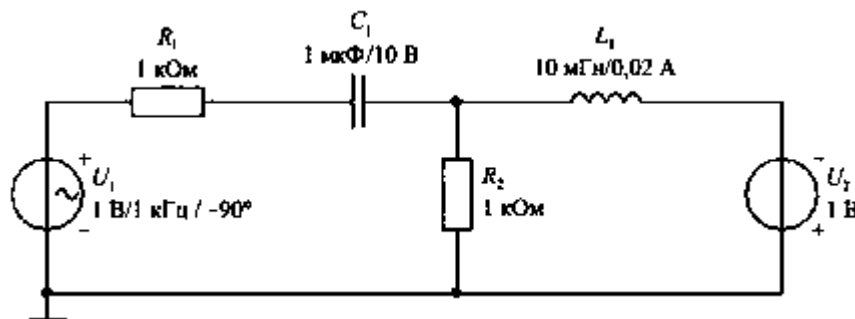


Рис. 2

С помощью метода схемных определителей находим определитель схемы:

$$N(p) = p^2 L_1 C_1 (R_1 + R_2) + p(C_1 R_1 R_2 + L_1) + R_2. \quad (29)$$

Подставляя параметры схемы ($R_1 = R_2 = 1 \text{ кОм}$; $C_1 = 1 \text{ мкФ}$; $L_1 = 10 \text{ мГн}$), получаем следующий определитель схемы

$$N(p) = 2 \cdot 10^{-5} p^2 + 1,01 p + 10^3, \quad (30)$$

из которого находим два корня

$$p_1 = -1010,31; \quad p_2 = -49489,69. \quad (31)$$

Так как корни некрратные, для определения вычетов воспользуемся формулой (21). Для определения элементов матрицы Z_k с помощью метода схемных определителей найдем передаточные функции

для напряжения на конденсаторе и тока в катушке индуктивности с выключенными внешними воздействиями и добавленными начальными условиями (см. рис. 1, б):

$$U_{C_{св}}(p) = \frac{C_1 u_{C_1}(t_0)(pL_1(R_1 + R_2) + R_1 R_2) - L_1 i_{L_1}(t_0) R_2}{N(p)}; \quad (32)$$

$$I_{L_{св}}(p) = \frac{C_1 u_{C_1}(t_0) R_2 + L_1 i_{L_1}(t_0)(pC_1(R_1 + R_2) + 1)}{N(p)}. \quad (33)$$

При исходных параметрах схемы ($R_1 = R_2 = 1$ кОм; $C_1 = 1$ мкФ; $L_1 = 10$ мГн) и начальных условиях ($u_{C_1}(t_0) = 10$ В; $i_{L_1}(t_0) = 0,02$ А) получаем следующую матрицу Z_k :

$$Z_k = \begin{pmatrix} 9,8989903 & 0,1010097 \\ 0,01010314 & 0,00989686 \end{pmatrix}. \quad (34)$$

С помощью выражений (19), (31), (34) определим свободную составляющую колебаний для RLC -цепи (см. рис. 2):

$$u_{C_1_{св}}(t) = 9,8989903e^{-1010,31t} + 0,1010097e^{-4989,69t}; \quad (35)$$

$$i_{L_1_{св}}(t) = 0,01010314e^{-1010,31t} + 0,00989686e^{-4989,69t}. \quad (36)$$

С помощью метода схемных определителей определим изображения переменных состояния в схеме (см. рис. 2) при нулевых начальных условиях и ненулевых источниках:

$$U_C(p) = -\frac{U_1(p)(pL_1 + R_2) + U_2(p)R_2}{N(p)}; \quad (37)$$

$$I_L(p) = \frac{U_1(p)pC_1R_2 + U_2(p)(pC_1(R_1 + R_2) + 1)}{N(p)}. \quad (38)$$

Определим изображения каждого источника возмущения. Для первого источника (источник синусоидального напряжения) изображение будет равно [15]

$$u_1(t) = U_1 \sin(\omega t) \rightarrow U_1(p) = \frac{U_1 \omega}{p^2 + \omega^2}. \quad (39)$$

Для второго источника (источник постоянного напряжения) изображение будет равно [15]

$$u_2(t) = U_2 \rightarrow U_2(p) = \frac{U_2}{p}. \quad (40)$$

Подставляем изображения источников (39), (40) в формулы (37), (38) и при исходных параметрах схемы ($R_1 = R_2 = 1$ кОм; $C_1 = 1$ мкФ; $L_1 = 10$ мГн) и источников ($U_1 = U_2 = 1$ В; $\omega = 2\pi \cdot 10^3$ 1/с) получаем:

$$U_{C_{св}}(p) = -\frac{2\pi 10^3 (3 \cdot 10^{-2} p + 3 \cdot 10^3)}{(p^2 + 4\pi^2 10^6)(2 \cdot 10^{-5} p^2 + 1,01 p + 10^3)} - \frac{10^3}{p(2 \cdot 10^{-5} p^2 + 1,01 p + 10^3)}; \quad (41)$$

$$I_{L_{св}}(p) = \frac{2\pi 10^3 \cdot 3 \cdot 10^{-3} p}{(p^2 + 4\pi^2 10^6)(2 \cdot 10^{-5} p^2 + 1,01 p + 10^3)} + \frac{2 \cdot 10^{-3} p + 1}{p(2 \cdot 10^{-5} p^2 + 1,01 p + 10^3)}. \quad (42)$$

Из выражений (41), (42) определяем полюса и вычеты (таблица).

№ п/п	Полюс	Вычет		
		$x_0(t)$	$u_C(t)$	$u_L(t)$
1	-1010,31	$u_{01}(t)$	-0,1583933	$-1,616599 \cdot 10^{-4}$
		$u_{02}(t)$	1,02084	$1,041893 \cdot 10^{-3}$
2	-49489,69	$u_{01}(t)$	$1,315222 \cdot 10^{-3}$	$1,288646 \cdot 10^{-4}$
		$u_{02}(t)$	-0,02084003	$-2,041893 \cdot 10^{-3}$
3	$\pm j6283,190$	$u_{01}(t)$	$0,07853906 \pm j7,554822 \cdot 10^{-3}$	$1,639763 \cdot 10^{-5} \mp j4,945058 \cdot 10^{-4}$
4				
5	0	$u_{02}(t)$	-1	10^{-3}

Согласно формуле (28) и таблице получаем решение для принужденной составляющей напряжения на конденсаторе $u_C(t)$:

$$u_{C_{\text{пр}}}(t) = -0,1583933e^{-1010,31t} + 1,02084e^{-1010,31t} + 1,315222 \cdot 10^{-3}e^{-49489,69t} - 0,02084003e^{-49489,69t} + (0,07853906 + j7,554822 \cdot 10^{-3})e^{j6283,190t} + (0,07853906 - j7,554822 \cdot 10^{-3})e^{-j6283,190t} - 1 \quad (43)$$

и решение для вынужденной составляющей тока в дросселе $i_{L_1}(t)$:

$$i_{L_{1\text{пр}}}(t) = -1,616599 \cdot 10^{-4}e^{-1010,31t} + 1,041893 \cdot 10^{-3}e^{-1010,31t} + 1,288646 \cdot 10^{-4}e^{-49489,69t} - 2,041893 \cdot 10^{-3}e^{-49489,69t} + (1,639763 \cdot 10^{-5} - j4,945058 \cdot 10^{-4})e^{j6283,190t} + (1,639763 \cdot 10^{-5} + j4,945058 \cdot 10^{-4})e^{-j6283,190t} + 10^{-3} \quad (44)$$

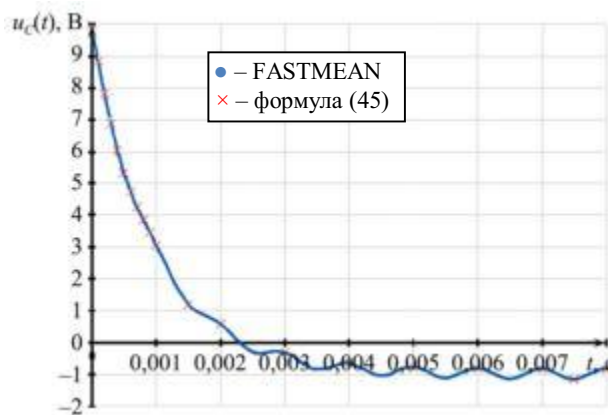
Суммируя выражения (35) и (43), получаем напряжение на конденсаторе $u_C(t)$:

$$u_C(t) = 9,8989903e^{-1010,31t} + 0,1010097e^{-4989,69t} + 0,8624467e^{-1010,31t} - 0,0195248e^{-49489,69t} + 0,1578032 \cos(6283,19t + 5,494485^\circ) - 1 \quad (45)$$

Суммируя выражения (36) и (44), получаем ток в дросселе $i_L(t)$:

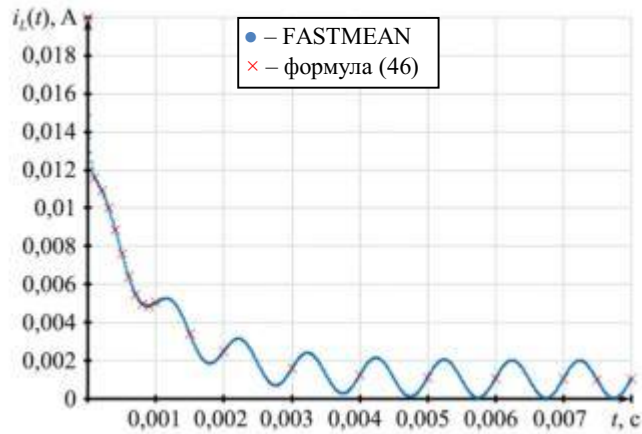
$$i_L(t) = 0,01010314e^{-1010,31t} + 0,00989686e^{-49489,69t} + 8,802329 \cdot 10^{-4}e^{-1010,31t} - 1,9130281 \cdot 10^{-3}e^{-49489,69t} + 9,895551 \cdot 10^{-4} \cos(6283,19t - 88,10079^\circ) + 10^{-3} \quad (46)$$

Приведем временные диаграммы напряжения на конденсаторе $u_C(t)$ (рис. 3, а) и тока в дросселе $i_L(t)$ (рис. 3, б), полученные численно в программе FASTMEAN и по формулам (45), (46). Графики абсолютного отклонения для напряжения на конденсаторе Δ_U показаны на рис. 3, в, тока в дросселе Δ_I – на рис. 3, г.

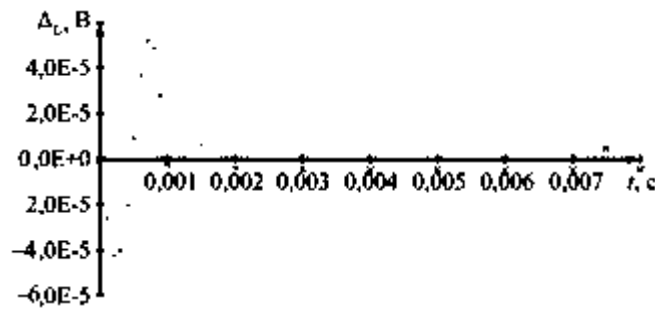


а

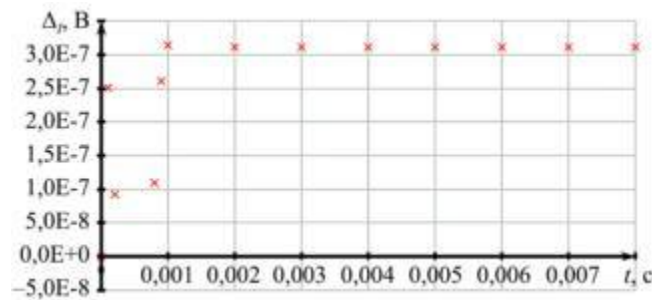
Рис. 3 (Начало)



б



в



г

Рис. 3 (Окончание)

Как видно из рис. 3, в, г, ошибка находится в пределах вычислительной погрешности, обусловленной точностью вычислений (менее 10^{-5} абсолютной величины или менее 0,001 % относительной величины).

Преходящая (собственная) и установившаяся составляющие колебаний

Как видно из выражений (23), (28), элементы матрицы Z_k каждый раз корректируются с добавлением независимого источника тока или напряжения. Это демонстрирует приведенный пример, где при нахождении принужденной составляющей (выражения (43), (44)) появляются слагаемые при одинаковых множителях $e^{p_k t}$, которые необходимо сложить. Для устранения такой избыточности вместо формулы (5), т. е. представления решения в виде свободной и принужденной составляющих, следует использовать формулу (8) или представление решения в виде преходящей и установившейся составляющих. В этом случае согласно выражениям (19), (27) можно записать преходящую, или собственную, составляющую колебаний в следующем виде:

$$\vec{X}_c(t) = \vec{X}''(t) = \sum_{k=1}^n e^{p_k t} \left(\mathbf{Z}_k \vec{X}(t_0) + \mathbf{Z}_k^* \vec{X}^* \right), \quad (47)$$

где Z_k^* – прямоугольная матрица размера $n \times m$, определяющая вычеты для переменной состояния при определенном независимом источнике возмущения (см. рис. 1, в); \bar{X}^* – вектор размера m , который показывает влияние источников возмущения на свободную составляющую колебаний:

$$\bar{X}^* = \left(\sum_{j=1}^m \frac{M_{0j}(p_n)}{N_{0j}(p_1)} \quad \dots \quad \sum_{j=1}^m \frac{M_{0j}(p_n)}{N_{0j}(p_n)} \right)^T, \quad (48)$$

и установившуюся составляющую колебаний

$$\bar{X}'(t) = \left(\sum_{j=1}^m \sum_{i=1}^q \frac{M_{1j}(p_i)}{N(p_i)} \frac{M_{0j}(p_i)}{dN_{0j}(p_i)/dp} e^{p_i t} \quad \dots \quad \sum_{j=1}^m \sum_{i=1}^q \frac{M_{nj}(p_i)}{N(p_i)} \frac{M_{0j}(p_i)}{dN_{0j}(p_i)/dp} e^{p_i t} \right)^T. \quad (49)$$

Здесь: n – количество переменных состояния; m – количество независимых источников возмущения; q – количество полюсов изображения возмущения.

В выражении (47) элементы матрицы Z_k определяются с помощью метода схемных определителей по рис. 1, б, а элементы матрицы Z_k^* – по рис. 1, в. Например, в приведенной электрической цепи (см. рис. 2) элементы матрицы Z_k определяются из уравнений (32), (33), а элементы матрицы Z_k^* – из уравнений (37), (38).

Формула (49) для установившейся составляющей колебаний записана для случая неравенства полюсов изображения возмущений p_i и корней характеристического уравнения p_k . Это возможно только в случае устойчивых цепей, т. е. когда корни определителя цепи имеют отрицательную вещественную составляющую. Случай расчета неустойчивых цепей, когда полюса изображения возмущений p_i кратны корням характеристического уравнения p_k , следует рассмотреть отдельно.

В итоге получаем, что преходящая, или собственная, составляющая колебаний содержит информацию о начальных условиях (первое слагаемое в (47)), а также информацию о вынужденной составляющей (второе слагаемое в (47) – выражение (48)). Установившаяся составляющая колебаний согласно выражению (49) содержит информацию только о возмущении и демонстрирует, какая часть возмущения приходит к переменной состояния.

Таким образом, можно сформировать альтернативный алгоритм нахождения решения системы дифференциальных уравнений (1) через собственную (преходящую) и установившуюся составляющие колебаний в несколько этапов.

1. Найти определитель схемы и найти его корни p_k .
2. Сформировать матрицу вычетов Z_k .
3. Определить элементы матрицы $Z_k^* \bar{X}^*$ с помощью выражения (48).
4. Определить элементы вектора $\bar{X}_c(t)$ с помощью выражения (47).
5. Определить элементы вектора $\bar{X}'(t)$ с помощью выражения (49).
6. Найти решение $\bar{X}(t)$ в виде суммы $\bar{X}_c(t)$ и $\bar{X}'(t)$.

Упрощение расчета системы линейных дифференциальных уравнений

В силу того что типы основных воздействий всегда ограничены и хорошо известны, для каждого воздействия можно сразу записать выражения (48), (49). Так, для источника постоянного напряжения $u_0(t) = U_0$ получаем добавку к принужденной составляющей от данного источника, равную

$$\frac{M_{0ki}(p_k)}{N_{0i}(p_k)} = \frac{U_0}{p_k}, \quad (50)$$

и установившуюся составляющую, создаваемую данным источником:

$$\sum_{i=1}^q \frac{M_{ij}(p_i)}{N(p_i)} \frac{M_{0j}(p_i)}{dN_{0j}(p_i)/dp} e^{p_i t} = \frac{M_{ij}(0)}{N(0)} = H_{ij}(0). \quad (51)$$

В этом случае для исходной цепи (см. рис. 2) согласно выражениям (37), (38) источник постоянно-го напряжения $u_2(t)$ корректирует амплитуду свободной составляющей на величину, равную

$$\begin{aligned} \mathbf{Z}_k^* \bar{X}^* &= U_0 \begin{pmatrix} -\frac{R_2}{p_1 N'(p_1)} & -\frac{R_2}{p_2 N'(p_2)} \\ \frac{p_1 C_1 (R_1 + R_2) + 1}{p_1 N'(p_2)} & \frac{p_2 C_1 (R_1 + R_2) + 1}{p_2 N'(p_2)} \end{pmatrix} = \\ &= \begin{pmatrix} 1,02084 & -0,02084003 \\ 1,041893 \cdot 10^{-3} & -2,041893 \cdot 10^{-3} \end{pmatrix}, \end{aligned} \quad (52)$$

и для переменных состояния вводит установившуюся составляющую, равную

$$\bar{X}'(t) = \begin{pmatrix} -\frac{R_2}{N(0)} \\ \frac{0C_1 (R_1 + R_2) + 1}{N(0)} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -1 \\ 10^{-3} \end{pmatrix}, \quad (53)$$

что соответствует данным таблицы.

Для источника синусоидального напряжения $u_0(t) = U_0 \sin(\omega t)$ получаем добавку к принужденной составляющей от данного источника, равную

$$\frac{M_{0ki}(p_k)}{N_{0i}(p_k)} = \frac{U_0 \omega}{p_k^2 + \omega^2}, \quad (54)$$

и установившуюся составляющую, создаваемую данным источником:

$$\sum_{i=1}^q \frac{M_{ij}(p_i)}{N(p_i)} \frac{M_{0j}(p_i)}{dN_{0j}(p_i)/dp} e^{p_i t} = |H_{ij}(j\omega)| U_0 \sin(\omega t + \theta(\omega)), \quad (55)$$

где

$$|H_{ij}(j\omega)| e^{j\theta(\omega)} = \frac{M_{ij}(j\omega)}{N(j\omega)}. \quad (56)$$

В этом случае для исходной цепи (см. рис. 2) согласно выражениям (37), (38) источник постоянно-го напряжения $u_1(t)$ корректирует амплитуду свободной составляющей на величину, равную

$$\begin{aligned} \mathbf{Z}_k^* \bar{X}^* &= U_0 \omega \begin{pmatrix} -\frac{p_1 L_1 + R_2}{(p_1^2 + \omega^2) N'(p_1)} & -\frac{p_2 L_1 + R_2}{(p_2^2 + \omega^2) N'(p_2)} \\ \frac{p_1 C_1 R_2}{(p_1^2 + \omega^2) N'(p_2)} & \frac{p_2 C_1 R_2}{(p_2^2 + \omega^2) N'(p_2)} \end{pmatrix} = \\ &= \begin{pmatrix} -0,1583933 & 1,315222 \cdot 10^{-3} \\ -1,616599 \cdot 10^{-4} & 1,288646 \cdot 10^{-4} \end{pmatrix}, \end{aligned} \quad (57)$$

и для переменных состояния вводит установившуюся составляющую

$$\begin{aligned} \vec{X}'(t) &= U_0 \omega \begin{pmatrix} -\frac{p_{i1}L_1 + R_2}{N(p_{i1})} & -\frac{p_{i2}L_1 + R_2}{N(p_{i2})} \\ \frac{p_{i1}C_1R_2}{N(p_{i1})} & \frac{p_{i2}C_1R_2}{N(p_{i2})} \end{pmatrix} = \\ &= \begin{pmatrix} 0,07853906 + j7,554822 \cdot 10^{-3} & 0,07853906 - j7,554822 \cdot 10^{-3} \\ 1,639763 \cdot 10^{-5} - j4,945058 \cdot 10^{-4} & 1,639763 \cdot 10^{-5} + j4,945058 \cdot 10^{-4} \end{pmatrix}, \end{aligned} \quad (58)$$

что соответствует данным таблицы.

Вместо матрицы (58) установившееся решение можно представить в виде матричного выражения (55), т. е.

$$|H_{ij}(j\omega)| = \begin{pmatrix} 0,1578032 \\ 9,895551 \cdot 10^{-4} \end{pmatrix}; \theta(\omega) = \begin{pmatrix} 5,494485^\circ \\ -88,10079^\circ \end{pmatrix}. \quad (59)$$

В случае использования всех возможных видов возмущений необходимо сделать таблицу соответствий между конкретным возмущением и выражениями (48), (49), что может значительно упростить расчет системы дифференциальных уравнений (1).

Если использовать такой подход, т. е. использовать выражения (47) и (49) вместо (19) и (25), можно не формировать уравнение (45), имеющее избыточные слагаемые, а, используя выражения (52), (53), (57), (59), сразу сформировать

$$\begin{aligned} u_C(t) &= 10,76144e^{-1010,31t} - 0,08148485e^{-4989,69t} + \\ &+ 0,1578032 \cos(6283,19t + 5,494485^\circ) - 1. \end{aligned} \quad (60)$$

Данный подход обеспечивает сокращение вычислительных затрат, что способствует уменьшению времени выполнения расчетов и повышению их точности, а также оптимизации использования оперативной памяти. Кроме того, использование выражения (47) вместо выражений (25), (35), (37) обеспечивает определение длительности переходного процесса и анализ устойчивости электрической цепи [41] по вычисленной собственной (преходящей) составляющей – задачи, практически нереализуемые в рамках численных методов. Сформированное решение системы дифференциальных уравнений (1) в замкнутой форме для линейной электрической цепи позволяет также использовать его и для нелинейных электрических цепей, в которых нелинейные резистивные элементы заменены различными схемами замещения с идеальными диодами [42, 43].

Возможно, имеет практический смысл разделение решения $X(t)$ не на два слагаемых, а на три:

$$\vec{X}(t) = \vec{X}_{св}(t) + \vec{X}_{св0}(t) + \vec{X}'(t), \quad (61)$$

где $\vec{X}_{св}(t)$ – свободная составляющая колебаний, определяемая начальными условиями; $\vec{X}_{св0}(t)$ – свободная составляющая колебаний, определяемая параметрами источников возмущения; $\vec{X}'(t)$ – установившаяся составляющая колебаний.

В этом случае сумма второго и третьего слагаемых в выражении (61) дают принужденную составляющую, а сумма первого и второго слагаемых в выражении (61) – преходящую составляющую. Такое разделение в численно-аналитическом методе позволяет сразу по отдельности рассматривать составляющие, т. е. влияние начальных условий и источников возмущения на переходный процесс в линейных электрических цепях, что в численных методах невозможно. Например, такое разделение решения $\vec{X}(t)$ может упростить расчет пульсаций выходного напряжения и тока в дросселе в импульсном преобразователе напряжения [44].

В статье показана возможность совмещения численно-аналитических методов с методом схемных определителей. Предложено два алгоритма расчета переходных процессов в линейных электрических цепях – через свободную и принужденную составляющие колебаний и через преходящую и установившуюся составляющие колебаний.

Приведен пример расчета линейной электрической цепи через свободную и принужденную составляющие колебаний. Выявлены ограничения данного подхода. Продемонстрированы преимущества метода расчета переходных процессов в линейных электрических цепях через преходящую и установившуюся составляющие колебаний.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Lerner I.M.* On the Question of Choosing a Method for Analyzing Transient Processes for Developing the Theory of Resolution Time. *Retrospective Analytical Review // T-Comm.* 2021. № 8. P. 62–70.
2. *Lerner I.M.* To the Matter of Optimization of the Amplitude-Frequency Responses of Communication Channels with PSK-n-Signals Based on the Theory of Resolution Time // *T-Comm.* 2019. № 9. С. 36–49.
3. *Lerner I.M.* Influence of the Shape of the Amplitude-Frequency Response on the Capacity of Communication Channel with Memory Using APSK-n Signals, which Implements the Theory of Resolution Time // *T-Comm.* 2019. № 10. С. 45–59.
4. *Лернер И.М., Ильин Г.И.* Об одной возможности увеличения скорости передачи при наличии дестабилизирующих факторов в системах связи, использующих взаимную интерференцию символов // *Физика волновых процессов и радиотехнические системы.* 2017. № 4. С. 24–34.
5. *Лернер И.М., Ильин Г.И.* Ограничение пропускной способности избирательными системами при воздействии ФМн-н-сигнала // *Нелинейный мир.* 2017. № 1. С. 8–12.
6. *Lerner I.M., Il'in G.I.* Capacity of P-Cascade Tuned Filter with an Impact PSK-n-Signal // *Proc. of the 13th International Scientific-Technical Conference on Actual Problems of Electronic Instrument Engineering,* г. Новосибирск, 3–6 окт. 2016. Новосибирск: НГТУ, 2016. Vol. 1. Ч. 1. P. 443–447.
7. *Lerner I.M., Chernyavskii S.M., Kadushkin V.V.* The Development of Radioengineering Data Transmission System for FSK-n Signals with Continuous Phase Based on the Theory of Resolution Time // *H&ES Research.* 2020. Vol. 12. № 5. P. 22–35.
8. *Lerner I.M., Файзуллин Р.Р., Чернявский С.М.* К вопросу повышения спектральной эффективности фазовых радиотехнических систем передачи информации, функционирующих при сильных межсимвольных искажениях // *Изв. вузов. Авиационная техника.* 2018. № 1. С. 113–118.
9. *Lerner I.M., Khairullin A.N.* Resolution Time Theory in the Topic of Broadband Communications. Algorithm for Data Dependent Jitter and Capacity Estimations with Polynomial Time Execution // *T-Comm.* 2023. № 5. С. 48–57.
10. *Chirov D.S., Lobova E.O.* Wideband HF Signals Dispersion Distortion Compensator Based on Digital Filter Banks. *Theory and Approbation // T-Comm.* 2020. № 4. С. 57–65.
11. *Аджемов С.С. и др.* Алгоритмы оценки и компенсации дисперсионных искажений широкополосных сигналов ионосферных радиолиний связи // *Научно-технические исследования в космических исследованиях Земли.* 2021. № 5. С. 57–74.
12. *Lerner I.M., Khairullin A.N., Grigoriev S.G.* Application of Resolution Time Theory to the Develop and Performance Estimation of Broadband Data Transmission Systems Based on Bipolar PAM-n Signals Under Impaction of Crosstalk // *T-Comm.* 2025. Vol. 19. № 8. P. 72–84.
13. *Чуа Л.О., Пен-Мин Лин.* Машинный анализ электронных схем. М.: Энергия, 1980. 640 с.
14. *Влах И., Сингхал К.* Машинные методы анализа и проектирования электронных схем. М.: Радио и связь, 1988. 560 с.
15. *Белецкий А.Ф.* Теория линейных электрических цепей. СПб.: Лань, 2009. 544 с.
16. *Гридин В.Н., Михайлов В.Б., Шустерман Л.Б.* Численно-аналитическое моделирование радиоэлектронных схем. М.: Наука, 2008. 339 с.
17. *Артым А.Д., Филин В.А., Есполов К.Ж.* Новый метод расчета процессов в электрических цепях. СПб.: Элмор, 2001. 192 с.
18. *Филин В.А., Смирнов В.С.* Отечественная разработка универсальной программы ускоренного компьютерного анализа процессов в радиотехнических цепях // *Связисты СПбГУТ и телекоммуникации XXI века: Сб. тр. юбилейн. науч. конф., г. Санкт-Петербург, 12–13 окт. 2000.* СПб.: СПбГУТ, 2000. С. 126–127.
19. *Смирнов В.С., Филин В.А.* Программа FASTMEAN для моделирования электронных цепей // *Схемно-алгебраические модели активных электрических цепей: синтез, анализ, диагностика: Тр. междунар. конф. «Континуальные алгебраические логики, исчисления и нейроинформатика в науке и технике», г. Ульяновск, 17–19 мая 2005.* Ульяновск: УлГТУ, 2005. Т. 3. С. 174–176.
20. *Ракитский Ю.В., Устинов С.М., Черноруцкий И.Г.* Численные методы решения жестких систем. М.: Наука, 1979. 208 с.

21. Хайрер Э., Ваннер Г. Решение обыкновенных дифференциальных уравнений. Жесткие и дифференциально-алгебраические задачи. М.: Мир, 1999. 685 с.
22. Демирчян К.С. и др. Проблемы численного моделирования процессов в электрических цепях // Известия Академии наук СССР. Энергетика и транспорт. 1982. № 2. С. 94–114.
23. Пилипенко А.М. Гибридные методы высокого порядка точности для численного анализа во временной области жестких и колебательных цепей // Моделирование, оптимизация и информационные технологии [Электронный журнал]. 2017. № 3 (18). URL: <https://moitvvt.ru/ru/journal/pdf?id=367> (дата обращения: 7.10.2025).
24. Овчинников И.Г., Овчинников И.И., Кононович В.Н. Оценка достоверности численных расчетов при проектировании: доверять или не доверять компьютерам? // Модернизация и научные исследования в транспортном комплексе. 2012. Т. 3. С. 377–388.
25. Демирчян К.С., Бутырин П.А. Моделирование и машинный расчет электрических цепей. М.: Высшая школа, 1988. 335 с.
26. Бутырин П.А. Разработка аналитических и численно-аналитических методов решения уравнений состояния электрических цепей: Автореф. дис. ... д-ра техн. наук. М., 1993. 33 с.
27. Жохова М.П. Аналитическое определение установившихся составляющих решения уравнений состояния электрических цепей с сосредоточенными и распределенными параметрами: Автореф. дис. ... канд. техн. наук. М., 2001. 22 с.
28. Хорн Р., Джонсон Ч. Матричный анализ. М.: Мир, 1989. 656 с.
29. Уилкинсон Дж. Х. Алгебраическая проблема собственных значений. М.: Наука, 1970. 564 с.
30. Курганов С.А., Филаретов В.В. Схемно-алгебраическое моделирование и расчет линейных электрических цепей. Ульяновск: УлГТУ, 2005. 319 с.
31. Курганов С.А., Филаретов В.В. Символьный анализ линейных аналоговых и дискретно-аналоговых электрических цепей. Ульяновск: УлГТУ, 2008. 284 с.
32. Курганов С.А., Филаретов В.В. Топологические правила и формулы для анализа электрических цепей без избыточности. Ульяновск: УлГТУ, 2010. 109 с.
33. Вольнов В.Е., Курганов С.А., Филаретов В.В. Символьный анализ сложных электрических цепей и сетей с помощью программы CIRS YMD // Схемно-топологические модели активных электрических цепей: Синтез, анализ, диагностика: Тр. междунар. конф. Ульяновск: УлГТУ, 2004. Т. 4. С. 27–30.
34. Филаретов В.В. Программа символьного анализа CIRS YM: история создания, структура и функции // Синтез, анализ и диагностика электронных цепей: Международ. сб. науч. тр. Ульяновск: УлГТУ, 2012. Вып. 10. С. 158–171.
35. Смирнов В.С. Символьный анализ линейных моделей мощных ключевых устройств в программе FASTMEAN // Схемно-алгебраические модели активных электрических цепей: синтез, анализ, диагностика: Тр. междунар. конф. «Континуальные алгебраические логики, исчисления и нейроинформатика в науке и технике», г. Ульяновск, 16–18 мая 2006. Ульяновск: УлГТУ, 2006. С. 181–187.
36. Курганов С.А., Соловьев В.А. Об аналитическом расчете переходных процессов при несимметричных замыканиях в трехфазных электрических цепях с взаимоиנדуктивностями // Синтез, анализ и диагностика электронных цепей. Междунар. сб. науч. тр. Ульяновск: УлГТУ, 2017. № 14. С. 35–44.
37. Курганов С.А., Филаретов В.В. Формирование уравнений состояния линейных электрических цепей с обобщенными индуктивными сечениями и емкостными контурами // Электричество. 2013. № 9. С. 49–55.
38. Курганов С.А., Прокофьев И.А. Нахождение начальных условий в классическом методе анализа электрических цепей с помощью программы CIRS YM // Синтез, анализ и диагностика электронных цепей: Междунар. сб. науч. тр. Ульяновск: УлГТУ, 2017. № 14. С. 58–67.
39. Диткин В.А., Прудников А.П. Интегральные преобразования и операционное исчисление. М.: Физматгиз, 1961. 524 с.
40. Артым А.Д., Филин В.А. Матрично-топологические методы анализа переходных процессов в электрических цепях. СПб.: СПбГУТ, 1993. 52 с.
41. Шушпанов Д.В. Использование символьно-топологического метода для анализа устойчивости линейных электрических цепей // Успехи современной радиоэлектроники. 2025. № 7. С. 14–47.
42. Шушпанов Д.В. Псевдоаналитический расчет реактивной цепи первого порядка с идеальными диодами // Вестник КГТУ им. А.Н. Туполева. 2018. № 4. С. 158–163.
43. Шушпанов Д.В. Использование метода схемных определителей для определения моментов переключения идеальных диодов в резистивной цепи // Синтез, анализ и диагностика электронных цепей: Междунар. сб. науч. тр. Ульяновск: УлГТУ, 2024. С. 49–73.
44. Дмитриков В.Ф. и др. Исследование пульсаций выходного напряжения транзисторного преобразователя понижающего типа // Физика волновых процессов и радиотехнические системы. 2007. № 2. С. 86–93.

Поступила в редакцию 7.11.25
 После доработки 10.11.25
 Принята к публикации 10.11.25

Numerical-Analytical Method for Transient Analysis in Linear Electric Circuits

D.V. SHUSHPANOV

Bonch-Bruевич Saint Petersburg State University of Telecommunications, Saint Petersburg

An analysis of numerical-analytical methods for transient analysis in linear electrical circuits was carried out and a methodology for their combination with the circuit determinants method was proposed. Based on this approach, two variants of the algorithm for transient analysis in linear electrical circuits were developed, namely, the first is based on dividing the solution into free and forced components of oscillations, the second is based on representation in the form of transient and steady-state components of oscillations. An example of calculating a linear electrical circuit is given, and the advantages and disadvantages of the proposed approaches are shown.

Numerical-analytical method, circuit determinants method, Laplace transforms, state variables, transient analysis, linear electrical circuit

Исследование автокорреляционных функций сигналов, отраженных от вращающихся структур

Рассмотрены вопросы исследования автокорреляционных функций радиосигналов, отраженных от вращающихся лопастей вентилятора. Приводится краткий обзор методов, традиционно применяемых для выделения сигналов, обусловленных пропеллерной модуляцией. Получена общая аналитическая формула для автокорреляционной функции сигнала с квазипериодической спектральной плотностью. Приведены результаты моделирования сигналов, отраженных от вращающегося вентилятора.

Д.А. ЯСЕНЦЕВ,
д-р техн. наук,
БУЙ ЧОНГ НГИА,
аспирант
(МАИ, Москва)
yasentsev@yandex.ru

Пропеллерная модуляция, вращающиеся части, оценка параметров сигналов, автокорреляционная функция

Вращающиеся механизмы и детали машин широко используются в различных областях техники. При этом достаточно часто возникает необходимость технического контроля параметров вращения составных частей механизмов, что не всегда возможно реализовать за счет контактных способов измерений. Во многих случаях оценку параметров вращения и параметров самих вращающихся составных частей механизмов требуется оценивать дистанционно [1–4].

Подобные задачи дистанционного контроля решаются посредством применения активных локационных систем различной физической природы – акустических (ультразвуковых), оптических, лазерных, радиолокационных. Принцип действия таких систем основан на эффекте вторичной модуляции: при отражении волн от движущегося объекта его движение вызывает модуляцию отраженной (рассеянной) волны. Наличие возможности оценки различия между параметрами излученной и принятой волн позволяет определить параметры модуляции отраженной волны, а следовательно, и параметры движения облучаемого объекта. Простейшим примером такой вторичной модуляции является эффект Доплера, приводящий к линейному сдвигу частоты отраженной волны при ее рассеянии на объекте, который удаляется или приближается к приемопередатчику зондирующего сигнала.

Специфическим физическим модуляционным эффектом, возникающим при рассеянии падающих волн вращающимися объектами, является эффект пропеллерной модуляции [5, 6]. Суть данного эффекта заключается в возникновении в зондирующем сигнале, отраженном от вращающегося объекта, нелинейной модуляции, приводящей к появлению дополнительных спектральных составляющих, частоты которых кратны частоте вращения облучаемого объекта.

Эффект пропеллерной модуляции экспериментально был открыт в 1930-х гг. XX века при облучении винтовых самолетов [5]. Лопастей винтов создавали эффект вторичной пропеллерной модуляции, который использовался для распознавания типов летательных аппаратов по характерным признакам гармонических составляющих, возникающих вследствие пропеллерной модуляции. Аналогичные явления возникают и при облучении лопастей вертолетов, лопаток турбин двигателей летательных аппаратов и т. д. [5].

Развитие современных радиолокационных технологий связано с необходимостью повышения точности и надежности оценки параметров объектов со сложной кинематикой – вращающихся структур. Эффект пропеллерной модуляции, возникающий при отражении радиосигналов от таких структур, предоставляет уникальные возможности для их изучения, поскольку позволяет извлекать информацию о параметрах вращения, числе и геометрии лопастей, а также ракурсе наблюдения.

Развитие систем объективного технического контроля различных устройств обеспечивает не только оценку их текущего состояния, но и возможность прогнозирования динамики его изменения. Это, в свою очередь, создает условия для своевременной диагностики отклонения параметров работы системы от заданных нормативов и принятия корректирующих мер до возникновения аварийных или нештатных ситуаций.

Актуальность исследования обусловлена растущей потребностью в новых методах оценки параметров, обеспечивающих высокую точность анализа радиосигналов в условиях ограниченной априорной информации.

Для выделения в отраженном от облучаемого объекта сигнале гармонических составляющих, возникающих вследствие эффекта пропеллерной модуляции и несущих информацию о характеристиках вращающихся частей объекта, можно использовать различные подходы.

Быстрое преобразование Фурье преобразует сигналы во временной области в частотную область, позволяя идентифицировать частотные составляющие, связанные с движением вращающихся объектов. Математическое представление дискретного преобразования Фурье, которое вычисляет быстрое преобразование Фурье, можно представить как

$$\dot{X}[k] = \sum_{n=0}^{N-1} x[n] e^{-j \frac{2\pi}{N} kn}, \quad k = 0, 1, \dots, N-1, \quad (1)$$

где N – количество отчетов; $x[n]$ – дискретные отсчеты входного сигнала; $\dot{X}[k]$ – спектральные составляющие входного сигнала. Величины $\dot{X}[k]$, описывающие спектральную плотность сигнала $x[n]$, в общем случае являются комплексными величинами. Для оценки амплитудного спектра необходимо рассчитать модули всех комплексных отсчетов $\dot{X}[k]$.

Данный метод наиболее часто применяется для анализа сигналов с целью выявления гармонических составляющих, обусловленных пропеллерной модуляцией отраженного сигнала [5, 6].

Основная особенность кратковременного преобразования Фурье заключается в разделении сигнала на сегменты с использованием оконной функции, после чего к каждому сегменту применяется быстрое преобразование Фурье. Математически кратковременное преобразование Фурье сигнала $x(t)$ может быть записано как

$$X(\tau, f) = \int_{-\infty}^{\infty} x(\tau) \omega(t - \tau) e^{-j2\pi f t} d\tau, \quad (2)$$

где $x(t)$ – временной сигнал; $\omega(t - \tau)$ – оконная функция для выделения сегментов; $X(\tau, f)$ – результат преобразования, представляющий собой функцию времени и частоты.

Кратковременное преобразование Фурье является эффективным инструментом для анализа радиосигналов, отраженных от вращающихся структур. Его способность к одновременному анализу во временной и частотной областях делает данный метод особенно полезным для определения динамического поведения вращающихся частей цели – лопастей несущего винта беспилотного летательного аппарата или турбины реактивного двигателя [7, 8]. Метод часто используется для оценки нестационарных сигналов.

Вейвлет-преобразование используется для анализа нестационарных сигналов и обеспечивает многомасштабное представление данных. Метод позволяет одновременно изучать временные и частотные характеристики. В отличие от спектрального анализа, вейвлеты обладают способностью адаптироваться к локальным особенностям сигнала. Такая адаптивность целесообразна для анализа эффекта пропеллерной модуляции, где частотный состав может быстро меняться с течением времени [9–12].

Непрерывное вейвлет-преобразование сигнала $x(t)$ определяется по соотношению

$$C(a, b) = \int_{-\infty}^{\infty} x(t) \psi^* \left(\frac{t-b}{a} \right) \frac{dt}{\sqrt{|a|}}, \quad (3)$$

где $C(a, b)$ – коэффициент непрерывного вейвлет-преобразования при масштабе a и смещении b ; $x(t)$ – входной сигнал; $\psi^*(t)$ – комплексно-сопряженная материнская вейвлет-функция; a – масштабный параметр (управляет частотным содержанием, $|a| < 1$ соответствует высоким частотам, $|a| > 1$ – низким); b – параметр смещения (определяет временное положение окна вейвлета).

Преобразование (распределение) Вигнера – Вилли – это метод квадратичного частотно-временного анализа, отличающийся от кратковременного преобразования Фурье отсутствием необходимости выбора оконной функции. Метод имеет ряд ценных свойств, включая корректное выполнение граничных условий, определение средней мгновенной частоты и групповой задержки. Математическая формула преобразования Вигнера – Вилли непрерывного сигнала $x(t)$:

$$W_x(t, f) = \int_{-\infty}^{\infty} x\left(t + \frac{\tau}{2}\right) x^*\left(t - \frac{\tau}{2}\right) e^{-j2\pi f\tau} d\tau, \quad (4)$$

где τ – параметр временной задержки.

Преобразование Вигнера – Вилли дает возможность обнаруживать сложные частотные деформации спектральной структуры сигнала, возникающие из-за эффекта пропеллерной модуляции [13–15].

На основе приведенного краткого анализа методов выделения гармонических составляющих, обусловленных эффектом пропеллерной модуляции, можно сделать основные выводы. Непараметрические методы, основанные на преобразовании Фурье, позволяют решать данную задачу с небольшими вычислительными затратами, однако в некоторых случаях требуется их адаптация к условиям наблюдения. Параметрические методы оценивания более требовательны к затрачиваемым вычислительным ресурсам, но позволяют более точно осуществлять оценку параметров отраженных сигналов. Более подробный анализ указанных методов оценки параметров сигналов, отраженных от вращающихся структур, приведен в работе [16].

Сигнал, отраженный от регулярно вращающегося ротора, может быть представлен в виде [5]

$$y(t) = \sum_n A_n \cos(n\Omega_R t + \varphi_n), \quad t \in [0, T_H], \quad (5)$$

где A_n – случайная амплитуда n -й гармонической составляющей отраженного сигнала, которая определяется формой лопасти, ракурсом наблюдения и другими факторами; Ω_R – циклическая (круговая) частота вращения ротора; φ_n – случайная начальная фаза n -й гармонической составляющей отраженного сигнала; T_H – длительность наблюдаемой реализации сигнала.

Необходимо рассмотреть влияние параметров вращающегося объекта (частоты вращения, его геометрических размеров и формы) на вид автокорреляционной функции отраженного сигнала, представленного моделью [5].

Цель работы – исследование влияния параметров вращающейся структуры на автокорреляционную функцию радиосигнала, отраженного от нее.

Эффективным методом исследования особенностей огибающей сигнала во временной области является корреляционный анализ. Из статистической теории радиотехники известно [17], что автокорреляционная функция реализации процесса $y(t)$ связана с его энергетической спектральной плотностью $E_y(f)$ через прямое преобразование Фурье:

$$R_a(\tau) = \int_{-\infty}^{\infty} y(t) y^*(t - \tau) dt = \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{\infty} E_y(f) e^{j2\pi f\tau} df. \quad (6)$$

Данное равенство в статистической теории радиотехники получило название «теорема Винера – Хинчина» [17].

Рассмотрим далее возможности автокорреляционного анализа радиосигналов, отраженных от вращающихся лопастей вентилятора при облучении вдоль оси вращения.

В общем случае число гармонических составляющих отраженного сигнала бесконечно велико. Однако по мере увеличения номера гармонической составляющей ее амплитуда уменьшается. Обозначим через N количество гармонических составляющих спектра отраженного сигнала, содержащих основную энергию сигнала. Тогда выражение (5) можно переписать:

$$y(t) = \sum_{n=1}^N A_n \cos(n\Omega_R t + \varphi_n), \quad t \in [0, T_H]. \quad (7)$$

С учетом выражения (7) автокорреляционную функцию сигнала (5), отраженного от вращающегося ротора, можно определить как

$$R_a(\tau) = \int_0^{T_H} \left(\sum_{n=1}^N A_n \cos(n\Omega_R t + \varphi_n) \sum_{m=1}^N A_m \cos(m\Omega_R t + \varphi_m) \right) dt. \quad (8)$$

Выражение (8) можно упростить, пользуясь следующими физическими и математическими соображениями. Гармонические функции кратных аргументов, входящие в состав выражения (8), являются взаимно ортогональными функциями. Данное утверждение можно подтвердить, исходя из теории интегрального преобразования Фурье, поскольку известно [18–20], что

$$\int_{-\frac{T}{2}}^{\frac{T}{2}} \cos(m\Omega t) \cos(n\Omega t) dt = 0, \quad (9)$$

где $T = 2\pi\Omega^{-1}$, при условии $m \neq n$.

Это соображение позволяет ограничиться при вычислении выражения (8) влиянием на корреляционные свойства отраженного от ротора сигнала только для гармонических составляющих, имеющих одинаковые номера.

С учетом этого выражение (8) можно переписать в виде

$$R_a(\tau) = \int_{-\infty}^{\infty} \left(\sum_{n=1}^N A_n^2 \cos(n\Omega_R t + \varphi_n) \cos(n\Omega_R (t - \tau) + \varphi_n) \right) dt. \quad (10)$$

Линейность интеграла как математической функции позволяет поменять местами знаки интегрирования и суммирования, в связи с чем упрощается выражение (10):

$$R_a(\tau) = \sum_{n=1}^N A_n^2 \int_{-\infty}^{\infty} \cos(n\Omega_R t + \varphi_n) \cos(n\Omega_R (t - \tau) + \varphi_n) dt. \quad (11)$$

Далее, используя известные из теории радиотехнических систем преобразования, приведенные в работе [19, с. 75–76] и исследовании [20], можно привести выражение для автокорреляционной функции сигнала, отраженного от вращающегося ротора, к следующему виду:

$$R_a(\tau) = \frac{1}{2} \sum_{n=1}^N A_n^2 (T_H - |\tau|) \cos(n\Omega_R \tau), \quad |\tau| \leq T_H. \quad (12)$$

Из выражения (12) видно, что автокорреляционная функция сигнала, отраженного от вращающегося ротора, имеет периодическую структуру. Ее периодичность, как и периодичность спектральной плотности сигнала, отраженного от вращающегося ротора, определяется частотой вращения. Конкретный вид автокорреляционной функции будет определяться в основном соотношением амплитуд спектральных компонент, возникающих в отраженном сигнале.

Получение результатов по влиянию параметров вращающейся структуры на вид автокорреляционной функции отраженного сигнала аналитическими методами затруднено, поэтому воспользуемся средствами математического моделирования.

Для получения количественных соотношений между параметрами вращающейся структуры и автокорреляционной функцией отраженного от нее сигнала воспользуемся математическим моделированием. Используемая модель была написана на языке Python.

При моделировании предполагалось, что лопасти ротора идентичны и вращение происходит с постоянной скоростью. Модель облучаемого сигнала – немодулированное гармоническое колебание с постоянной несущей частотой 10,6 ГГц.

Для первого эксперимента выбран ротор с шестью регулярно расположенными лопастями, вращающийся с частотой 20 Гц. Направление облучения совпадает с осью вращения ротора. Длительность анализируемой выборки модели отраженного сигнала составляет 1 с.

Рис. 1 иллюстрирует модель сигнала, отраженного от вращающегося ротора при выбранных условиях. Периодичность отраженного сигнала можно подтвердить также и его спектральной плотностью (рис. 2) в логарифмическом масштабе по оси ординат. Периодичность гармонических составляющих – 120 Гц, что согласуется с ожидаемым результатом.

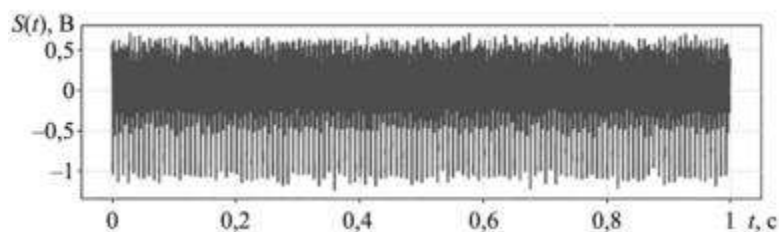


Рис. 1

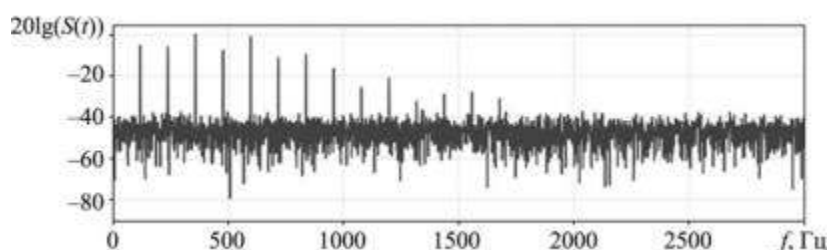


Рис. 2

Автокорреляционная функция реализации сигнала (см. рис. 1) приведена на рис. 3.

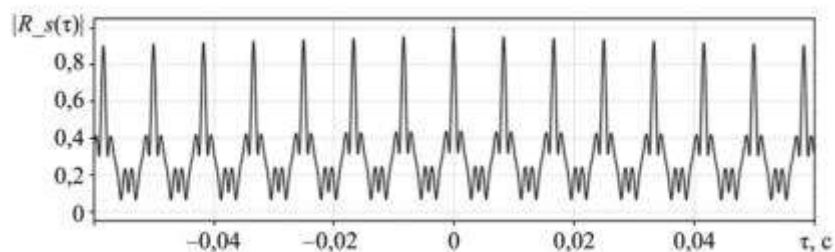


Рис. 3

Как видно (см. рис. 3), в автокорреляционной функции также наблюдается периодичность, определяемая частотой вращения ротора и числом лопастей. Период автокорреляционной функции в выбранных условиях примерно 8,3 мс. Уменьшение к периферии уровня автокорреляционной функции определяется конечной длительностью анализируемой выборки сигнала.

Как было спрогнозировано в аналитических исследованиях, автокорреляционная функция модельной реализации сигнала, отраженного от вращающегося ротора, имеет периодическую структуру. Периодичность пиков соответствует периодичности вращения ротора и количеству лопастей.

Рассмотрим далее влияние параметров вращающегося ротора на автокорреляционную функцию отраженного от него сигнала. Сначала проанализируем влияние частоты вращения ротора. Как следует из выражения (12), ожидается изменение периодичности автокорреляционной функции анализируемой выборки сигнала. При увеличении частоты ротора в полтора раза (до 30 Гц) в математической модели была получена следующая автокорреляционная функция отраженного сигнала (рис. 4).

Анализ приведенной автокорреляционной функции показал, что ее период уменьшился пропорционально увеличению частоты вращения, что свидетельствует об адекватности полученного результата.

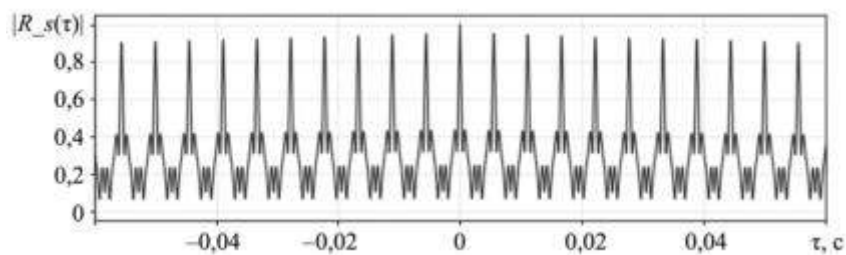


Рис. 4

Далее рассмотрим влияние радиуса лопасти вращающегося ротора на вид автокорреляционной функции отраженного от него сигнала.

Приведем графики спектральной плотности (рис. 5) и автокорреляционной функции отраженного сигнала (рис. 6) при уменьшении радиуса лопасти с 20 до 10 см. Остальные параметры ротора соответствуют начальным данным.

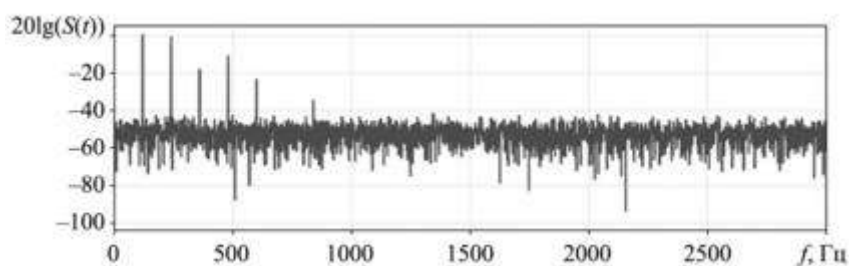


Рис. 5

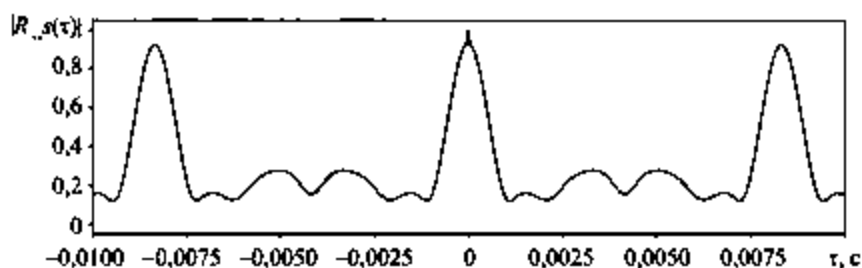


Рис. 6

Как можно заметить, уменьшение радиуса лопасти расширяет пики автокорреляционной функции и уменьшает ширину спектра отраженного сигнала. Данный результат не может быть подтвержден аналитически, исходя из анализа выражения (7).

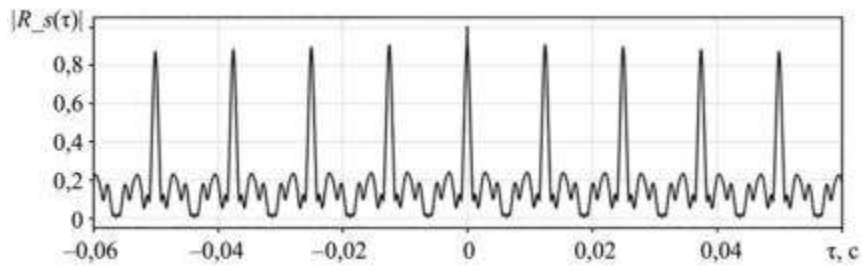
Продемонстрируем влияние числа лопастей на вид автокорреляционной функции отраженного сигнала.

На рис. 7, а показана автокорреляционная функция отраженного сигнала при четырех лопастях у облучаемого ротора, на рис. 7, б – при восьми лопастях.

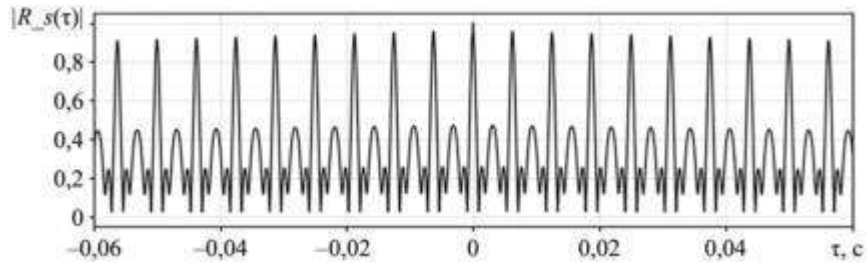
При сравнении рис. 7, а и рис. 7, б выявлено, что увеличение вдвое числа лопастей у ротора пропорционально уменьшает периодичность автокорреляционной функции отраженного от него сигнала.

Таким образом, в результате проведенного исследования можно сделать следующие выводы.

При решении задачи обнаружения и оценки параметров сигналов, отраженных от вращающихся элементов облучаемых целей, используются различные параметрические и непараметрические методы. Для решения данной задачи возможно использовать также и автокорреляционный анализ сигналов, отраженных от вращающихся структур. Получаемая автокорреляционная функция отраженного сигнала дает возможность оценки некоторых параметров вращающихся элементов – частоты вращения и количества лопастей вращающегося объекта.



а



б

Рис. 7

Проведенные вычислительные эксперименты показали наличие зависимостей вида автокорреляционной функции отраженного сигнала от геометрических параметров облучаемого вращающегося объекта.

Работа выполнена в рамках государственного задания Министерства науки и высшего образования Российской Федерации, номер темы FSFF-2023-0005.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Дмитриенко Г.В. и др. Радиоволновый метод диагностики внутренних дефектов полимерных композиционных материалов на основе полуконфокального резонатора // Изв. вузов. Авиационная техника. 2021. № 2. С. 149–154.
2. Дмитриенко Г.В. и др. Радиоволновые методы диагностики дефектов полимерных композиционных материалов в условиях нестационарных температур // Изв. вузов. Авиационная техника. 2020. № 2. С. 176–180.
3. Ледянкин М.А. и др. Измерение деформаций лопасти модельного несущего винта вертолета на основе радиофотонного метода // Изв. вузов. Авиационная техника. 2020. № 4. С. 188–191.
4. Дмитриенко Г.В. и др. Метод вторичных волн для диагностики дефектов полимерных композиционных материалов радиоволновым методом // Изв. вузов. Авиационная техника. 2020. № 4. С. 180–187.
5. Chen V.C. The Micro-Doppler Effect in Radar. Artech House, 2019. 450 p.
6. Yingying He et al. A Framework of Structural Damage Detection for Civil Structures Using Fast Fourier Transform and Deep Convolutional Neural Networks // Applied Sciences. 2021. Vol. 11. № 19. Article № 9345.
7. Klaer P. et al. An Investigation of Rotary Drone HERM Line Spectrum under Manoeuvring Conditions // Sensors. 2020. Vol. 20. № 20. Article № 5940.
8. Rajesh B., Udayarani V., Jayaramaiah G. Hanning Weighted Window Analysis Assisted Time-Series Analysis Model for Slow Moving Target Detection in Sea Clutter // International Journal of Engineering Research and Technology. 2020. Vol. 13. № 1. P. 36–47.
9. Kumar R., Saini B. Improved Image Denoising Technique Using Neighboring Wavelet Coefficients of Optimal Wavelet with Adaptive Thresholding // International Journal of Computer Theory and Engineering. 2012. Vol. 4. № 3. P. 395–400.
10. Om H., Biswas M. An Improved Image Denoising Method Based on Wavelet Thresholding // Journal of Signal and Information Processing. 2012. Vol. 3. Iss. 1. P. 109–116.
11. Razak M.K.A., Abdullah K., Halim S.A. Robustness of Modified Non-Separable Haarwavelet Transform and Singular Value Decomposition for Non-Blind Digital Image Watermarking // Malaysian Journal of Mathematical Sciences. 2022. Vol. 16. Iss. 2. P. 289–316.
12. Mahieddine Latfaoui, Fethi Bereksi Reguig. Time Frequency Analysis of Ultrasound Doppler Signal by S-Transform and Wigner-Ville Distribution // Indonesian Journal of Electrical Engineering and Computer Science. 2019. Vol. 14. № 3. P. 1220–1227.

13. *Pikula S., Beneš P.* A New Method for Interference Reduction in the Smoothed Pseudo Wigner-Ville Distribution // International Journal on Smart Sensing and Intelligent Systems. 2014. Vol. 7. Iss. 5. P. 1–5.
14. *Praveen N., Valarmathi J.* Modelling and Extraction Technique for Micro-Doppler Signature of Aircraft Rotor Blade // IOP Conference Series Materials Science and Engineering. 2017. Vol. 263. Article № 052032.
15. *Liu Wei et al.* A New Joint Algorithm Based on EMD-ICA to Reduce the Cross-Term in Wigner-Vill Distribution [Electronical Resource]. URL: https://www.researchgate.net/publication/266647131_A_New_Joint_Algorithm_Based_on_EMD-ICA_to_Reduce_the_Cross-Term_in_Wigner-Vill_Distribution (дата обращения: 3.11.2025).
16. *Ясенцев Д.А., Буй Чонг Нгуа.* Методы оценки параметров сигналов, отраженных от вращающихся структур // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. 2025. № 4. С. 41–48.
17. *Перов А.И.* Статистическая теория радиотехнических систем. М.: Радиотехника, 2003. 400 с.
18. *Корн Г., Корн Т.* Справочник по математике для научных работников и инженеров. Определения, теоремы, формулы. СПб.: Лань, 2003. 831 с.
19. *Баскаков С.И.* Радиотехнические цепи и сигналы. М.: Высшая школа, 1988. 448 с.
20. *Гоноровский И.С., Демин М.П.* Радиотехнические цепи и сигналы. М.: Радио и связь, 1994. 480 с.

Поступила в редакцию 3.12.25

После доработки 16.12.25

Принята к публикации 18.12.25

Investigation of Autocorrelation Functions of Signals Reflected from Rotating Structures

D.A. YASENTSEV AND BUI TRONG NGHIA

Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow

The paper discusses the issues of studying the autocorrelation functions of radio signals reflected from rotating fan blades. A brief overview is given of the techniques conventionally used to isolate signals caused by propeller modulation, and a general analytical formula is obtained for the autocorrelation function of a signal with a quasi-periodic spectral density. The results of modeling of signals reflected from a rotating fan are presented.

Propeller modulation, rotating parts, estimation of signal parameters, autocorrelation function

Исследование проектных характеристик сверхзвуковых пассажирских самолетов

Исследуются проектные характеристики сверхзвуковых пассажирских самолетов в диапазоне чисел Маха крейсерского полета 1,5...3,5 с использованием программного комплекса, основанного на алгоритмизации расчетов, проводимых на этапе предварительного проектирования. В частности, проводятся расчеты характеристик самолета вместимостью 48 пассажиров при варьировании параметрами крейсерского режима полета. Анализируются размерно-весовые характеристики самолета при вариации дальностью полета, а также влияние характеристик крейсерского режима полета (числа Маха полета и дальности) на критерий топливной эффективности самолета.

**Д.А. ДУХНОВСКИЙ,
И.И. ЛОБКОВСКИЙ,
Д.Ю. СТРЕЛЕЦ**
(МАИ, Москва)
dukhnovskijda@mai.ru

Сверхзвуковой пассажирский самолет, основные проектные параметры, вес агрегатов планера, критерий топливной эффективности

Проектные исследования сверхзвуковых пассажирских самолетов в настоящее время проводятся во многих странах. В открытом доступе представлены модели самолетов и рассматриваются проектные характеристики. Самолеты отличаются аэродинамической компоновкой, размерностью, летно-техническими характеристиками. Однако в источниках отсутствует анализ по выбору и обоснованию их оптимальных проектных характеристик.

В данной статье проводится исследование проектных характеристик сверхзвуковых пассажирских самолетов в диапазоне чисел Маха крейсерского полета 1,5–3,5. В работе продолжены исследования [1] и проводится выбор рациональных значений проектных характеристик самолетов с $M_{\text{крейс}} = 2,5 \div 3,5$.

Расчеты проведены с применением программного комплекса [1], основанного на алгоритмизации расчетов, проводимых на этапе предварительного проектирования [2–20]. Программный комплекс предназначен для расчета характеристик самолетов с трапециевидным крылом малого и умеренного удлинения, фюзеляжем круглого поперечного сечения или несущим фюзеляжем, в качестве силовой установки используются турбореактивные двигатели. С помощью программного комплекса определен рациональный размерно-весовой облик сверхзвукового пассажирского самолета с крейсерской скоростью полета в диапазоне $M_{\text{крейс}} = 2,5 \div 3,5$.

Расчеты осуществлены для различных вариантов самолетов при сохранении основных схемных решений. Масса летательного аппарата, проектные параметры, геометрические характеристики меняются, однако эти изменения не требуют дополнительных ресурсоемких расчетов, что позволяет в краткие сроки исследовать множество вариантов планера и принять решение о выборе конкретной компоновки. В дальнейшем полученные результаты можно уточнять более ресурсоемкими расчетными методами [21].

Проведен анализ проектных характеристик самолета вместимостью 48 пассажиров. Расчетная модель данного пассажирского самолета представлена на рис. 1: *a* – вид слева; *b* – вид спереди; *в* – вид плановой проекции самолета.

Приведем геометрические параметры крыла и фюзеляжа: угол стреловидности крыла по передней кромке – 57°; угол стреловидности крыла по наплыву – 72°; относительная толщина профиля крыла – 2,8 %; сужение крыла – 6,75; относительная площадь наплыва – 32 %; ширина миделя фюзеляжа – 2,98 м; длина фюзеляжа – 50 м; удлинение фюзеляжа – 16,8.

Типовые режимы полета в координатах высота – скорость показаны на рис. 2. Рассмотренные режимы обеспечивают благоприятные, с точки зрения звукового удара на местности, условия. Базовая дальность полета – 12000 км.

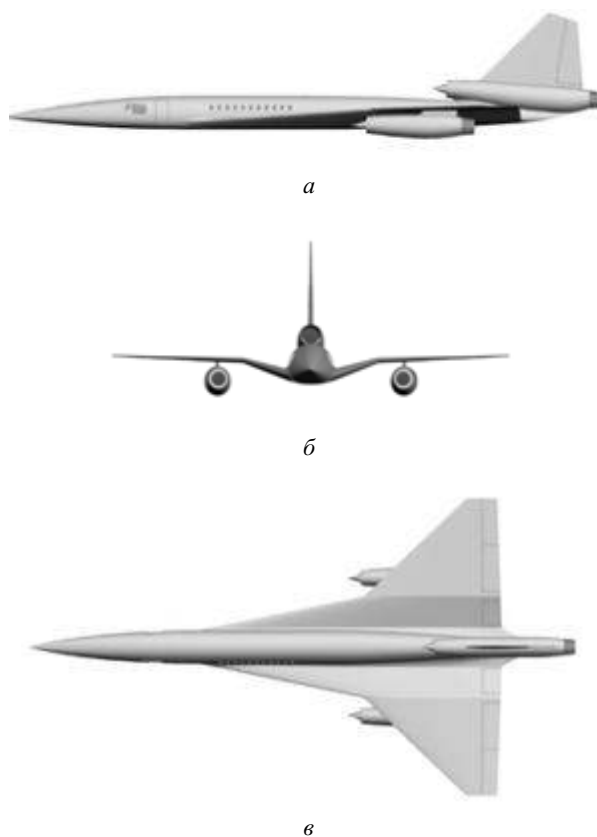


Рис. 1

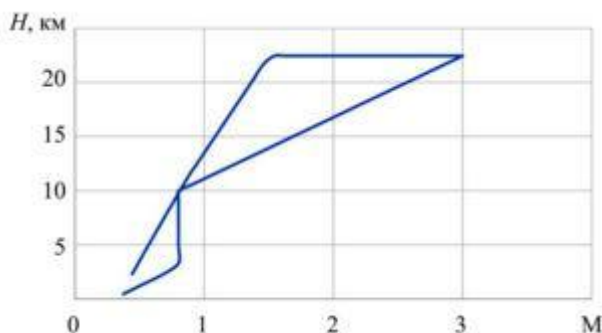


Рис. 2

Получены результаты расчетов проектных характеристик самолетов с $M_{\text{крейс}} = 2,5 \div 3,5$. Исследование [1] продолжено анализом более высоких скоростей полета. Для скоростей до $M_{\text{крейс}} = 2$ в конструкции планера допустимо использовать алюминиевые сплавы и легкие [22] полимерные композиционные материалы (Al/композит), для скоростей $M_{\text{крейс}} > 2,5$ рассмотрены более жаростойкие материалы планера – стальные и титановые сплавы (сталь/Ti).

Приведем результаты расчетов взлетного веса самолета (рис. 3, а) и относительного запаса топлива (рис. 3, б) при вариации параметрами крейсерского режима полета.

Рассмотрим сравнительные характеристики самолетов с диапазоном скоростей $M_{\text{крейс}} = 1,75 \div 2,25$ [1] и $M_{\text{крейс}} = 2,5 \div 3,5$. Для самолетов с $M_{\text{крейс}} = 2,5 \div 3,5$ данные приводятся для высоты крейсерского полета 22,5 км.

Изменение взлетного веса самолета при вариации числа Маха крейсерского режима полета показано на рис. 4, а, относительного запаса топлива – на рис. 4, б.

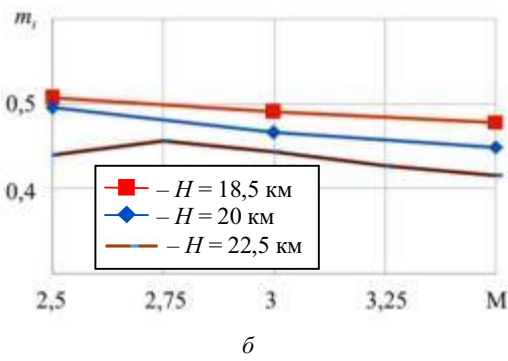
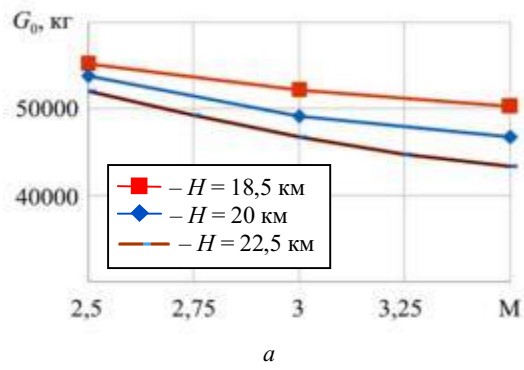


Рис. 3

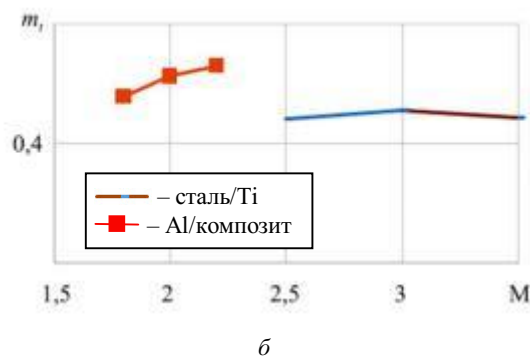
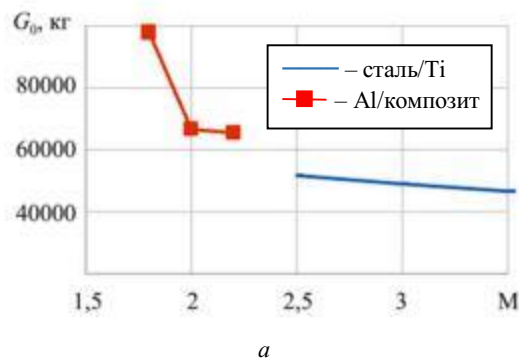


Рис. 4

Рис. 5 иллюстрирует изменение топливной эффективности (грамм топлива на пассажира на километр крейсерского полета) при вариации числа Маха крейсерского режима полета.

Лучшие характеристики имеет самолет с $H_{\text{крейс}} = 22,5$ км и $M_{\text{крейс}} = 3,5$. Достижение высоких скоростей полета ограничивается температурными явлениями, поэтому дальнейшие исследования проведены для $M_{\text{крейс}} = 3$. Данное значение скорости характеризуется приемлемым уровнем топливной эффективно-

сти. Базовый вариант самолета, используемый в дальнейших исследованиях, имеет траекторию с фиксированными характеристиками $H_{\text{крейс}} = 22,5$ км и $M_{\text{крейс}} = 3$ и следующими проектными характеристиками: $P_{\text{кр}} = 721,9$ кг/м²; $R_0 = 0,77$; $m_t = 0,44$; $G_0 = 46667$ кг.

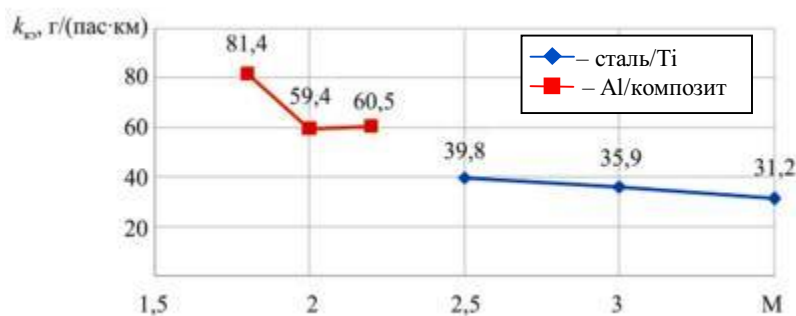
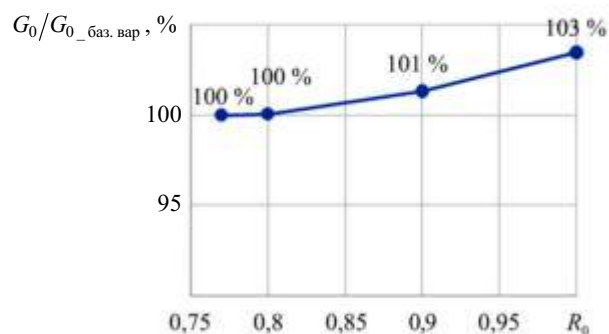


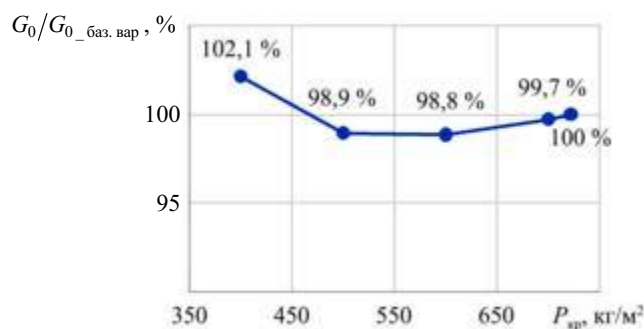
Рис. 5

Рассмотрим влияние взлетной тяговооруженности на взлетный вес. Определение значения нагрузки на крыло при вариации значениями взлетной тяговооруженности осуществлялось в соответствии с алгоритмом, представленным в работе [1].

Покажем изменение взлетного веса по отношению к базовому варианту при вариации значениями взлетной тяговооруженности (рис. 6, а) и удельной нагрузки на крыло (рис. 6, б).



а



б

Рис. 6

На рис. 7 представлена зависимость требуемого аэродинамического качества самолета K_{max} в зависимости от дальности полета при разных числах крейсерского числа Маха.

Как видно из исследований (см. рис. 6, 7), расчет проектных параметров самолета по критическим точкам траектории обоснован, а их значения лежат вблизи оптимальных значений.

Исследуем влияние дальности полета на проектные характеристики.

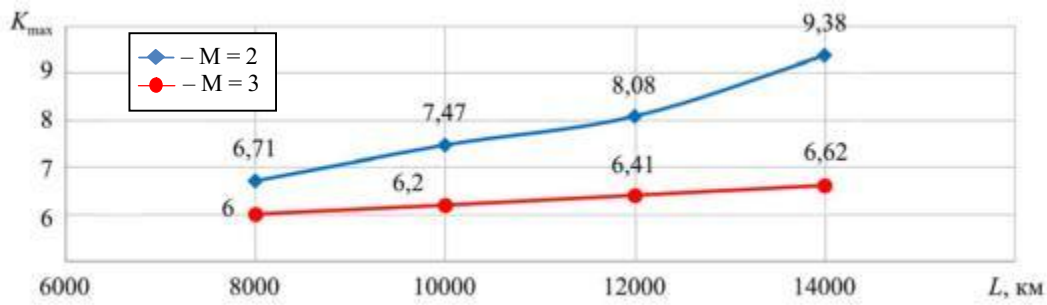
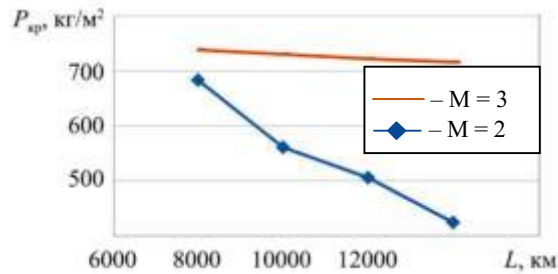


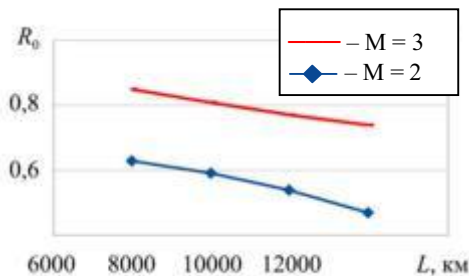
Рис. 7

Данные, характеризующие самолет ($M = 2$), заимствованы из работы [1].

Продemonстрируем влияние дальности полета на $P_{кр}$ (рис. 8, а) и R_0 (рис. 8, б). Для самолета с $M_{крейс} = 2$ эти проектные параметры выбираются из условия крейсерского режима полета [1]. Для самолета с $M_{крейс} = 3$ критическим режимом для нагрузки на крыло являются условия взлета, а тяговооруженность рассчитывается из условия прохода сверхзвуковой скорости на $M = 1,3$ с ускорением $0,15g$.



а



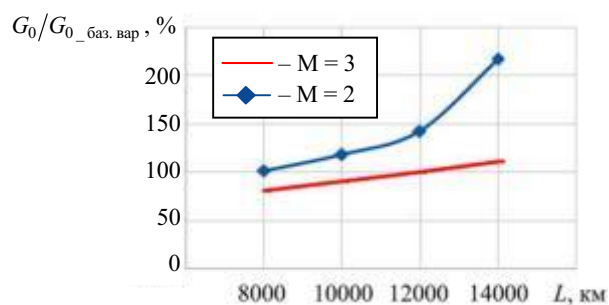
б

Рис. 8

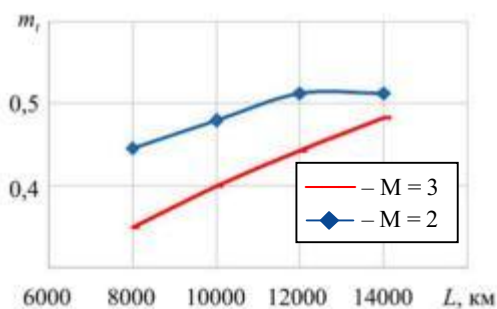
Приведем изменение взлетного веса (рис. 9, а) и относительной массы топлива (рис. 9, б) в сравнении с базовым вариантом.

На рис. 10 показано изменение топливной эффективности в зависимости от дальности полета. Также приведены данные по известным проектам самолетов [12, 19].

Как видно из рис. 10, современные проекты сверхзвуковых самолетов по показателю топливной эффективности превосходят самолеты первого поколения в три и более раз. Полученные расчетные значения сопоставимы с данными проектов NASA Baseline и LAPCAT A2. Однако проекты NASA Baseline и LAPCAT A2 характеризуются большей скоростью крейсерского полета ($M_{крейс} = 6$ и $M_{крейс} = 5$). С дальнейшим увеличением скорости полета характеристики проектов самолетов могут быть улучшены.



а



б

Рис. 9

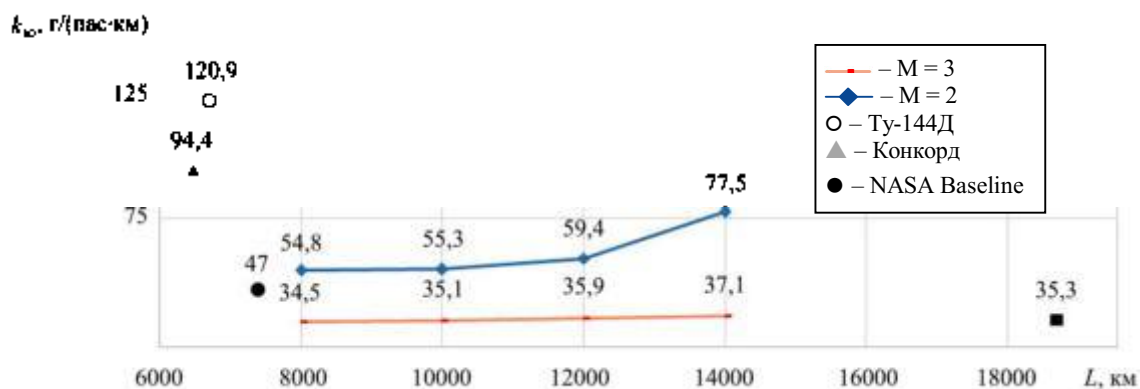


Рис. 10

В соответствии с методикой, реализованной в программном комплексе и используемой в данной работе, каждая рассчитанная проектная точка представляет реализацию конкретного самолета с его внешней и внутренней геометрией, проектными характеристиками и траекторией.

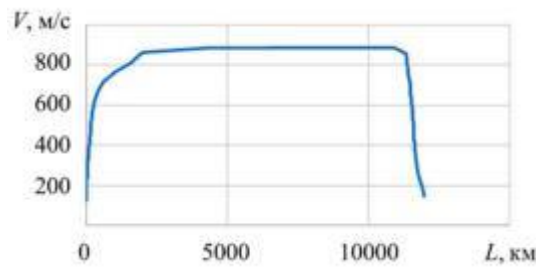
Продемонстрируем траекторию полета самолета, рассчитанную с помощью характеристик крейсерского режима полета $M_{\text{крейс}} = 3$ и $H_{\text{крейс}} = 22,5$ км.

Изменение скорости полета по траектории иллюстрирует рис. 11, а, высоты – рис. 11, б.

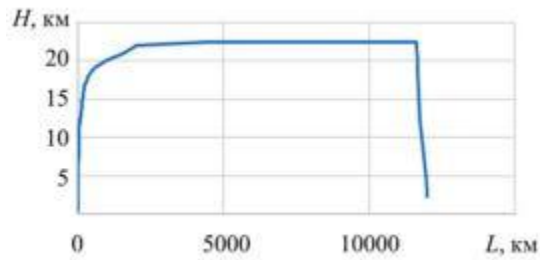
Изменение относительного расхода топлива по траектории представлено на рис. 12, а, аэродинамического качества – на рис. 12, б.

На основании проведенных исследований можно сделать следующие выводы.

Сверхзвуковой самолет, базирующийся на современном уровне развития самолето- и двигателестроения, рассчитанный на перевозку 48 пассажиров на дальность 12000 км, может быть реализован при взлетной массе в диапазоне 45...50 т. Крейсерский полет самолета с оптимизированными характеристиками предполагается на высоте 22,5 км при $M_{\text{крейс}} = 3$. Минимизация массы самолета при $M_{\text{крейс}} = 3$ достигается за счет использования оптимального сочетания современных сталей и титановых сплавов в конструкции планера.

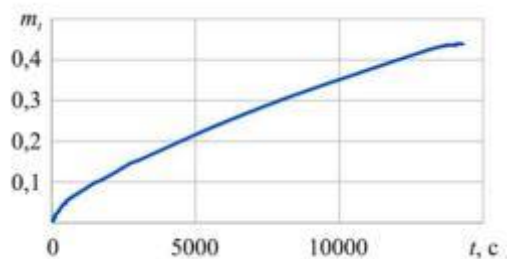


a

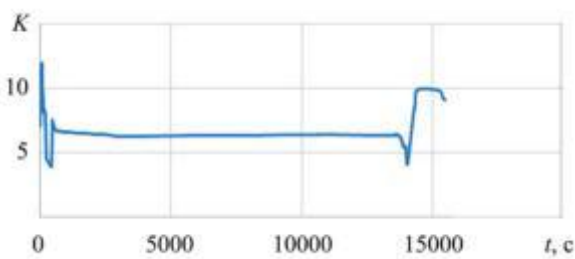


б

Рис. 11



a



б

Рис. 12

Сверхзвуковой пассажирский самолет, рассчитанный на перевозку 48 пассажиров на дальность 8000–14000 км с скоростью $M_{\text{крейс}} = 3$, характеризуется минимальными значениями удельного расхода топлива в диапазоне 35...40 г/(пас·км), что в три и более раза ниже по сравнению со сверхзвуковыми пассажирскими самолетами первого поколения. Прогнозируется возможность улучшения характеристик проектируемых самолетов при дальнейшем росте скорости полета.

Статья подготовлена в рамках реализации Программы создания и развития научного центра мирового уровня «Сверхзвук» на 2020–2025 гг. при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации (соглашение от 20 апреля 2022 г. № 075-15-2022-309).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Dukhnovskiy D.A., Lobkovskiy I.I., Strelets Yu.D.* Parametric Analysis of Design Characteristics of Supersonic Passenger Aircraft // Recent Developments in High-Speed Transport. Selected Contributions from International Conference on High-Speed Transport Development / Eds. Yu.D. Strelets, O.N. Korsun. Springer, 2022. P. 171–183.
2. Аэродинамика, устойчивость и управляемость сверхзвуковых самолетов / Под ред. Г.С. Бюшгенса. М.: Наука. Физматлит, 1998. 816 с.
3. *Chan-gi Pak.* Jig-Shape Optimization of Low-Boom Supersonic Aircraft // Journal of Aircraft. 2018. Vol. 55. Iss. 5. P. 2154–2160.
4. *Reuther J. et al.* Aerodynamic Shape Optimization of Supersonic Aircraft Configurations via an Adjoint Formulation on Distributed Memory Parallel Computers // Computers & Fluids. 1999. Vol. 28. Iss. 4-5. P. 756–700.
5. *Alonso J.J., LeGresley P., Pereyra V.* Aircraft Design Optimization // Mathematics and Computers in Simulation. 2009. Vol. 79. Iss. 6. P. 1948–1958.
6. *Korovkin V. et al.* Concept of Prototype of Near-Term Supersonic Commercial Aircraft with Derivative Engines Based on Existing Cores // Proc. of the 24th International Society of Air Breathing Engines, Canberra, Sept. 22–27, 2019. Article № 24002.
7. *Лобковский И.И.* Определение основных геометрических характеристик отсека самолета с использованием метода «дискриминант» // Вопросы проектирования самолетов / Под. ред. С.М. Егера. М.: МАИ, 1980. С. 43–49.
8. *Rallabhandi S.K., Mavris D.N.* Simultaneous Airframe and Propulsion Cycle Optimization for Supersonic Aircraft Design // Journal of Aircraft. 2008. Vol. 45. № 1. P. 38–55.
9. *Bons N. et al.* High-Fidelity Aerostructural Optimization Studies of the Aerion AS2 Supersonic Business Jet // Proc. of the AIAA Aviation Forum, June 15–19, 2020, Virtual Event. AIAA Paper № 2020-3182.
10. *Лобковский И.И.* К вопросу об определении летно-технических характеристик самолета // Вопросы проектирования самолетов / Под. ред. С.М. Егера. М.: МАИ, 1979. С. 39–43.
11. *Li Wu, Geiselhart K.* Multidisciplinary Design Optimization of Low-Boom Supersonic Aircraft with Mission Constraints // AIAA Journal. 2021. Vol. 59. № 1 С. 165–179.
12. Analysis of Cost Drivers Impact on Direct Operating Costs Estimation of a Hypersonic Point-to-Point Vehicle [Electronical Resource]. URL: <https://webthesis.biblio.polito.it/6856/1/tesi.pdf> (дата обращения 8.03.2025).
13. *Alendar A.D., Siluyanova M.V.* Simulation Model of a Propulsion System of a Supersonic Aircraft // Russian Engineering Research. 2021. Vol. 41. Iss. 7. P. 676–679.
14. Проектирование самолетов / Под. ред. М.А. Погосьяна. М.: Инновационное машиностроение, 2018. 864 с.
15. *Kozelkov A.S., Struchkov A.V., Strelets D.Y.* Two Methods to Improve the Efficiency of Supersonic Flow Simulation on Unstructured Grids // Fluids. 2022. Vol. 7 (4). Article № 136.
16. *Curry R.E., Owens L.R.* Ground-Effect Characteristics of the Tu-144 Supersonic Transport Airplane: Technical Memorandum № 2003-212035 / NASA. Edwards, USA, 2003. 42 p.
17. *Yicheng Sun, Smith H.* Low-Boom Low-Drag Optimization in a Multidisciplinary Design Analysis Optimization Environment // Aerospace Science and Technology. 2019. Vol. 94. Article № 105387.
18. *Smith H.* A Review of Supersonic Business Jet Design Issues // Aeronautical Journal. 2007. Vol. 111. Iss. 1126. P. 761–776.
19. *Yicheng Sun, Smith H.* Review and Prospect of Supersonic Business Jet Design // Progress in Aerospace Sciences. 2017. Vol. 90. P. 12–38.
20. *Steelant J.* Sustained Hypersonic Flight in Europe: Technology Drivers for LAPCAT II // Proc. of the 16th AIAA/DLR/DGLR International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, Oct. 19–22, 2009, Bremen, Germany. AIAA Paper № 2009-7240.
21. *Широков М.В., Стрелец Д.Ю., Баширов И.Г.* Оптимизация аэродинамической формы изолированного крыла сверхзвукового пассажирского самолета второго поколения // Изв. вузов. Авиационная техника. 2024. № 1. С. 64–72.
22. *Кретов А.С., Шатаев П.А.* К оценке массы фюзеляжа самолета при переходе на композиционные материалы // Изв. вузов. Авиационная техника. 2020. № 3. С. 17–26.

Поступила в редакцию 8.04.25

После доработки 4.12.25

Принята к публикации 4.12.25

Research on the Design Characteristics of Supersonic Passenger Aircraft

D.A. DUKHNOVSKII, I.I. LOBKOVSKII, AND D.YU. STRELETS

Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow

The paper presents a study of the design characteristics of supersonic passenger aircraft within the range of cruise Mach numbers from 1.5 to 3.5 with the use of a software complex based on algorithmization of calculations conducted during the preliminary design stage. The analysis of the calculated design characteristics of an aircraft with a capacity of 48 passengers is provided. Dimensional and weight characteristics of the aircraft are analysed for varying flight ranges as well as the influence of cruise flight characteristics (Mach number and range) on the aircraft fuel efficiency criterion.

Supersonic passenger aircraft, key design parameters, airframe components weight, fuel efficiency criterion

Метод генерации разнесенных по частоте двухкомпонентных оптических гребенок для применения в системах связи 5G беспилотных летательных аппаратов

А.М. АЛЬ-МУФТИ,
аспирант,

Г.С. ПОТАПОВ,
аспирант,

А.А. КУЗНЕЦОВ,
д-р техн. наук
(КНИТУ-КАИ, Казань),

А.В. БУРДИН,
д-р техн. наук
(НПО ГОИ им. С.И. Вавилова,
Санкт-Петербург;
ПГУТИ, Самара),

М. ТИВАРИ
(Национальный
технологический институт
Малави, Джайпур,
Республика Индия)
OGMorozov@kai.ru

Предложен новый метод генерации разнесенных по частоте двухкомпонентных оптических гребенок, основанный на преобразовании двухчастотного радиоизлучения в амплитудном модуляторе Маха – Цендера с умножением его разностной частоты. Рассматривается применение данного метода в системе связи 5G, построенной на средневысотной платформе беспилотных летательных аппаратов, с целью гибкого формирования диаграмм направленности частотно-разнесенных антенных решеток в радиодиапазоне для связи с низковысотным роем беспилотных летательных аппаратов и инициализации каналов связи между беспилотными летательными аппаратами платформы для организации оптического транспортного домена.

Беспилотный летательный аппарат, средневысотная платформа, низковысотный рой, 5G, частотно-разнесенная антенная решетка, оптический транспортный домен, амплитудный модулятор Маха – Цендера, двухкомпонентная оптическая гребенка, двухчастотный модулирующий радиосигнал, умножение разностной частоты, микроволновая фотоника

В последнее время беспилотные летательные аппараты (БЛА) рассматриваются в качестве перспективной платформы для оперативного развертывания систем связи (включая 5G) с целью обеспечения восстановительных и спасательных работ в зонах чрезвычайных происшествий, безопасности гражданских и военных объектов [1]. При этом особый научный и практический интерес возникает к построению каналов связи между БЛА на платформах с низкой, средней и большой высотой полета. При этом в рамках систем 5G такая связь может быть организована как в радиотехническом [2], так и в оптическом [3, 4] транспортных доменах.

Для организации 5G радиотехнического транспортного домена между БЛА средневысотной платформы и низковысотным роем БЛА активно применяются антенные решетки, в частности, частотно-разнесенные решетки [5], в которых создают диаграмму направленности, зависящую от угла и дальности. Ее амплитудное и пространственное распределение может регулироваться величиной разностной частоты между элементами и их количеством. Благодаря этому возникает возможность полного контроля распределения передаваемой энергии, подавления помех или обнаружения объектов связи, находящихся на разных дальностях даже при одинаковом угловом расположении. Такой функционал недоступен для широко известных фазированных антенных решеток [6].

Основная задача развития частотно-разнесенных антенных решеток состоит в необходимости генерации симметричных спектрально чистых двухчастотных несущих, разнесенных по частоте, для двухчастотного диаграммообразования [7, 8], что позволит существенно увеличить их пространственное разрешение по сравнению с одночастотным. Решение данной задачи радиотехническими методами затруднено в силу узкополосности и нелинейности применяемой элементной базы. Существующие радиофотонные методы генерации характеризуются сложностью и высокой стоимостью применяемой элементной базы и наличием паразитных спектральных составляющих высокого уровня.

Оптическая связь в оптическом транспортном домене между БЛА средневысотной платформы в свободном пространстве играет ключевую роль благодаря возможности обеспечения высокой скорости передачи данных, более широкой полосы пропускания и секретности передачи. На уровне средневысотной платформы формируется оптический транспортный домен системы 5G, функционирующий в качестве реплики наземного оптического транспортного домена, например, выведенного из строя в результате чрезвычайных ситуаций.

При построении оптического транспортного домена, обеспечивающего обслуживание определенной зоны низковысотного роя или отдельных БЛА, ключевыми задачами являются юстировка осей и полей зрения объективов платформы БЛА, методы решения которой уже разработаны, а также спектральная инициализация каналов связи внутри общего оптического канала, формируемого, например, с использованием упорядоченных волноводных решеток. В силу маневренности БЛА, высокой скорости, возможной замены числа БЛА в рою на решение второй задачи отводится время в несколько миллисекунд, аналогично наземному оптическому транспортному домену, в котором это время обусловлено обеспечением необходимого качества связи. Существующие в настоящее время одночастотные методы инициализации не удовлетворяют этим условиям и требуют создания специального канала управления [9].

В данной статье предложен новый метод генерации разнесенных по частоте двухкомпонентных оптических гребенок, основанный на преобразовании двухчастотного радиоизлучения в амплитудном модуляторе Маха – Цендера с умножением его разностной частоты. Рассматривается применение данного метода в радиотехническом и оптическом транспортных доменах системы связи 5G, размещенной на средневысотной платформе БЛА, для решения задач гибкого формирования диаграмм направленности частотно-разнесенных антенных решеток с высоким разрешением в радиодиапазоне для связи с низковысотным роём БЛА и высокоскоростной инициализации каналов связи между БЛА платформы для организации оптического транспортного домена.

Рассмотрим решение первой задачи.

Схема реализации предлагаемого метода фотонной генерации двухчастотных радионесущих для частотно-разнесенных антенных решеток радиотехнического транспортного домена, основанного на двух двухкомпонентных оптических гребенках, включает лазерный диод, излучение которого на частоте ω_0 с помощью оптического разветвителя разделяется на верхний и нижний каналы. Каждый канал включает генераторы двухкомпонентных оптических гребенок, выходные сигналы которых объединяются с помощью оптического сумматора, соединенного с демультиплексором. Каждый выход демультиплексора, в свою очередь, через фотоприемник подключается к усилителю мощности и далее к антенне частотно-разнесенной антенной решетки, содержащей в линейном симметричном исполнении $2N+1$ антенн с номерами $-N, \dots, -1, 0, +1, \dots, +N$.

Двухкомпонентная оптическая гребенка верхнего канала схемы, построенная по аналогии со схемой [7], состоит из последовательно установленных амплитудного модулятора Маха – Цендера в режиме умножения межканальной частоты ω , равной частоте модулирующего радиосигнала, для получения равномерной однокомпонентной оптической гребенки с составляющими на частотах $\omega_0 \pm n\omega$ и tandemного амплитудно-фазового модулятора [10, 11] для получения равномерной двухкомпонентной оптической гребенки с составляющими на частотах $\omega_0 \pm n\omega \pm \Omega/2$, где Ω – их разностная частота, n – номер спектральной составляющей $|n|=|N|$, а составляющие на частотах $\omega_0 \pm n\omega$ подавлены.

Двухкомпонентная оптическая гребенка нижнего канала схемы, структура которой предложена в настоящей статье, состоит из амплитудного модулятора Маха – Цендера, работающего в режиме умножения разностной частоты $\Delta\omega$ между двумя составляющими модулирующего двухчастотного радиосигнала $\omega_{1,2} = \omega \pm \Delta\omega$, для получения неравномерной по разностной частоте двухкомпонентной оптической гребенки с составляющими на частотах $n(\omega \pm \Delta\omega)$.

Предполагая, что поле, излучаемое лазерным диодом и поступающее через оптический разветвитель в амплитудном модуляторе Маха – Цендера, равно $E_{in} = E_0 e^{j\omega_0 t}$ (E_0 – амплитуда; ω_0 – угловая частота несущей), выходное излучение амплитудного модулятора Маха – Цендера можно выразить следующим образом:

$$E_{out} = \frac{E_{in}}{2} \sum_{n=-\infty}^{+\infty} J_n(m) [\exp(j\varphi) + \exp(-j\varphi)] \cos[\omega_0 \pm n(\omega \pm \Delta\omega)] t, \quad (1)$$

где J_n – функция Бесселя первого рода n -го порядка; $m = \pi V_{\omega_{1,2}} / V_{\pi}$ – индекс модуляции несущей радиочастотными сигналами равной амплитуды на частотах $\omega_{1,2}$; $\varphi = \pi V_{DC} / V_{\pi}$ – фазовый сдвиг, вызванный постоянным напряжением V_{DC} , приложенным к электроду смещения амплитудного модулятора Маха – Цендера; V_{π} – полуволновое напряжение амплитудного модулятора Маха – Цендера или его полуволновое напряжение.

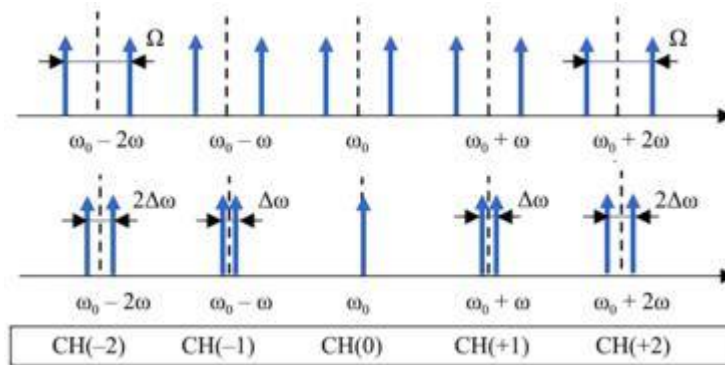
Поставим задачу получения пятиэлементной двухкомпонентной оптической гребенки с равными амплитудами $E_0 = E_{\pm 1} = E_{\pm 2}$. Для равенства амплитуд необходимо выполнить условия для четных и нечетных компонент:

$$J_0(m) = J_2(m);$$

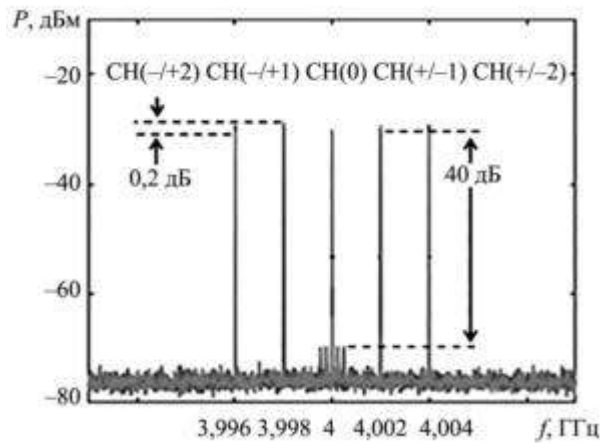
$$J_0(m) [\exp(j\varphi) + \exp(-j\varphi)] = J_1(m) [\exp(j\varphi) - \exp(-j\varphi)]. \quad (2)$$

Равенства в формулах (2) выполняются при $m = 1,84$ и $j = 0,5$.

Приведем спектры двухкомпонентной оптической гребенки (рис. 1, а) и двухчастотных несущих в каналах частотно-разнесенной пятиэлементной антенной решетки (рис. 1, б).



а



б

Рис. 1

Оптические сигналы обеих двухкомпонентных оптических гребенок через оптический объединитель поступают в демультиплексор, в котором делятся на N каналов (в нашем примере пять), соответствующих числу антенн частотно-разнесенной антенной решетки: CH-2, CH-1, CH+1, CH+2. Далее они отправляются на каналные фотоприемники, в которых генерируются двухчастотные радионесущие:

$$I_{CH\pm N} = \xi_1 \xi_2 \Re \cos \{ 2\pi [f \pm n(\Delta f)] \} t, \quad (3)$$

где $\xi_{1,2}$ – амплитудные величины, определяемые биениями амплитуд составляющих обеих двухкомпонентных оптических гребенок; \mathfrak{R} – чувствительность фотоприемника, $f = 2\pi/\Omega$, $\Delta f = 2\pi/\Delta\omega$, $|n| = |N|$.

Как показано в формуле (3) и на рис. 1, б, схема генерирует сигнал формирования диаграммы направленности частотно-разнесенной антенной решетки с центральной частотой f и с двумя радионесущими со смещением частоты $\pm\Delta f$ и $\pm 2\Delta f$ при более высокой чистоте спектра 40 дБм, что в основном объясняется преимуществами использования в схеме тандемного амплитудно-фазового модулятора [10, 11].

Сравнительный анализ характеристик формирователей двухчастотных радионесущих для частотно-разнесенной антенной решетки радиотехнического транспортного домена продемонстрировал преимущества реализации предложенного метода по сравнению с существующими подходами (таблица).

Основные элементы формирователя двухкомпонентной оптической гребенки	Спектральная чистота, дБм	Разрешение по дальности, м	Разрешение по углу, град
Пять PDM-DPMZM [8]	35	40	20
Три амплитудных модулятора Маха – Цендера [7]	23,3	45	22
Амплитудный модулятор Маха – Цендера, тандемный амплитудно-фазовый модулятор, амплитудный модулятор Маха – Цендера [данная статья]	40	30	15

Таким образом, поставленная в работе задача решена.

Смещение частоты и центральную частоту можно гибко настраивать регулировкой частот одночастотного и двухчастотного сигнала. Оптоэлектронная широкополосная характеристика обеспечивает широкополосную генерацию диаграммообразующих сигналов частотно-разнесенной антенной решетки, повышая пространственное разрешение системы связи 5G.

Большее число каналов и более точное сканирование могут быть получены с помощью двухкомпонентных оптических гребенок с большим количеством компонент или применением нескольких схем генерации двухчастотных радионесущих с различными смещениями частоты.

Рассмотрим решение второй задачи.

Задача высокоскоростной инициализации каналов связи между узловыми и центральным БЛА средневысотной платформы с целью формирования оптического транспортного домена подразумевает настройку лазерного диода передатчика узлового БЛА на максимум контура пропускания канала упорядоченной волноводной решетки (мультиплексора), выделенного для связи с ним по восходящему каналу на центральном БЛА.

Рассматривается контур пропускания упорядоченной волноводной решетки гауссова типа с максимумом, расположенным на частоте ω_0 . Настройка осуществляется с использованием двухкомпонентной оптической гребенки с центральной перестраиваемой частотой лазерного диода передатчика ω_T из N равноотстоящих частотных групп с шагом ω и разномом $n\Delta\omega$. Цель инициализации – достичь равенства $\omega_0 = \omega_T$ с заданной погрешностью $\Delta\omega$.

На рис. 2 показан вариант конечной настройки на центр канала упорядоченной волноводной решетки, при котором $\omega_0 = \omega_T$; $A_{CH-1} = A_{CH+1}$; $A_{CH-2} = A_{CH+2}$; $A_{CH0} = \max$.

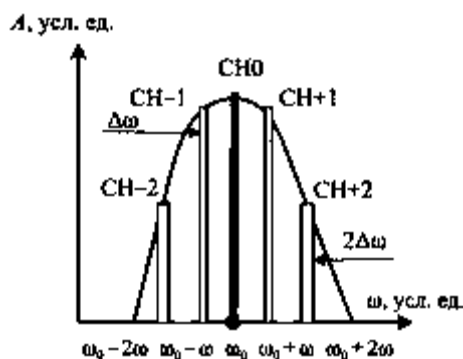


Рис. 2

Для формирования двухкомпонентной оптической гребенки с центральной перестраиваемой частотой лазерного диода передатчика ω_T используем решение для нижнего канала схемы, примененной в решении первой задачи.

Излучение гребенки, прошедшее через упорядоченную волноводную решетку узлового БЛА или отраженное от него, детектируется фотоприемником центрального или узлового БЛА, при этом оно подвергается радиофотонной обработке, основу которой составляет метод анализа биений всех его частотных компонент.

Известна калибровочная выборка для упорядоченной волноводной решетки из K значений вида

$$\mathbf{Z}_k = [P_k^1, P_k^2, P_k^3, \dots, P_k^n, \dots, P_k^{N-1}, P_k^N], \quad k = \overline{1, K}, \quad (4)$$

где верхний индекс определяет разностную частоту, на которой измерена амплитуда прохождения/отражения A_i :

$$P_k^n = \sum_{i=1}^{N+1-n} A_i A_{i+n}, \quad (5)$$

а k с точностью до разбиения $\Delta\omega$ задает частотное расстояние $k\Delta\omega$ от центральной частоты гребенки до центра контура и определяет количество компонент k , попавших в контур на первом шаге инициализации.

Определим целевое значение расстояния x_k как линейную модель

$$x_k = \sum_i^N a_i \cdot P_k^i + b, \quad (6)$$

где a_i, b – неизвестные коэффициенты линейной аппроксимации.

Для поиска коэффициентов воспользуемся методом многомерной линейной регрессии по методу наименьших квадратов, для чего перепишем (6) в матричной форме:

$$\mathbf{x} = \tilde{\mathbf{Z}} \times \boldsymbol{\theta}; \quad \tilde{\mathbf{Z}} = [\mathbf{Z} \quad \mathbf{1}] \in \mathbb{R}^{K \times N}; \quad \boldsymbol{\theta} = [a_1 \quad a_2 \quad \dots \quad a_N \quad b]. \quad (7)$$

Критерием оптимальной выборки коэффициентов $\boldsymbol{\theta}$ определим минимум суммы квадратов отклонений:

$$\boldsymbol{\theta}^* = \arg \min_{\boldsymbol{\theta}} \|\mathbf{x} - \tilde{\mathbf{Z}}\boldsymbol{\theta}\|^2. \quad (8)$$

Решением уравнения (8) по методу многомерной линейной регрессии является матрица

$$\boldsymbol{\theta}^* = (\tilde{\mathbf{Z}}^T \tilde{\mathbf{Z}})^{-1} \tilde{\mathbf{Z}}^T \mathbf{x}. \quad (9)$$

Далее для нового измеренного значения вектора \mathbf{y}

$$\mathbf{y} = (P^1, P^2, \dots, P^N) \quad (10)$$

можно определить расстояние от точки зондирования до середины (максимума) контура в виде

$$\hat{x} = \mathbf{a}^T \mathbf{y} + b. \quad (11)$$

На основе выражения (11) может быть вычислен мгновенный линейный предсказатель расстояния центра гребенки до середины контура.

Использование неравномерной двухкомпонентной оптической гребенки, реализованной по методу, предложенному в статье, может обеспечить инициализацию канала связи между БЛА оптического транс-

портного домена за один-два шага. Типовая методика настройки требует четырех-шести шагов и занимает до 20 мс [9]. Таким образом, вторая задача, поставленная в работе, также решена.

В результате проведенного исследования можно сделать следующие выводы. Для реализации высокоскоростных радиотехнических транспортных и оптического транспортных доменов систем связи 5G, развертываемых на базе БЛА средневысотных платформ, а также роя низкоорбитальных БЛА предложен новый метод генерации разнесенных по частоте двухкомпонентных оптических гребенок. Данный метод основан на преобразовании двухчастотного радиоизлучения в амплитудном модуляторе Маха – Цендера с последующим умножением разностной частоты. Широкополосная высокоскоростная передача информации в оптическом транспортном домене на средней высоте устойчива к эффектам турбулентности в открытых линиях связи, поэтому данный подход позволит увеличить максимальный охват территории развертывания с минимальным временем инициализации каналов связи БЛА и при введении в структуру новых аппаратов. При масштабировании системы на нижнем уровне БЛА применение частотно-разнесенных антенных решеток, построенных на основе двухчастотных радионесущих для формирования диаграмм направленности, полученных с применением предложенного метода, позволит существенно увеличить количество обслуживаемых аппаратов в силу увеличенного пространственного разрешения. Формирователи двухкомпонентных оптических гребенок могут быть реализованы на фотонных интегральных схемах [12] и нейросетевых чипах [13], что существенно снизит массу БЛА.

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта № 23-79-10059 (ААК) и РФФИ, DST, NSFC и NRF в рамках научного проекта № 19-57-80016 БРИКС_т (АВБ, МТ).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Reis S. et al.* General Overview of Antennas for Unmanned Aerial Vehicles: A Review // *Electronics*. 2025. Vol. 14. № 16. Article № 3205.
2. *Cumino P. et al.* On the Usefulness of Flying Base Stations in 5G and beyond Scenarios // *Wireless Networks*. 2024. Vol. 30. P. 387–403.
3. *Zhiqun Gu et al.* Network Topology Reconfiguration for FSO-Based Fronthaul/Backhaul in 5G+ Wireless Networks // *IEEE Access*. 2018. Vol. 6. P. 69426–69437.
4. *Nallagonda V.R., Krishnan P.* Performance Analysis of FSO-BASED INTER-UAV Communication Systems // *Optical and Quantum Electronics*. 2021. Vol. 53. Iss. 4. Article № 192.
5. *Nusenu S., Basit A.* Frequency Diverse Array Antennas: from Their Origin to Their Application in Modern Wireless Systems // *Journal of Computer Networks and Communications*. 2018. Vol. 2018. Iss. 1. Article № 5815678.
6. *Giannakopoulos G., Shaikh K.M.* Phased Array Antennas for 5G and beyond: Innovations and Implementation Challenges // *Journal of Cognitive Computing and Cybernetic Innovations*. 2025. Vol. 1. № 1. P. 42–50.
7. *Huiyun Tang et al.* Photonic Generation of Dual-Carrier Signals Using Optical Frequency Comb Pair for Frequency Diverse Array // *Journal of Lightwave Technology*. 2025. Vol. 43. Iss. 17. P. 8093–8099.
8. *Jiajun Tan et al.* Wideband and Flexible Beamforming of Frequency Diverse Array Based on Microwave Photonic Dual-Carrier Signal Generation // *IEEE Transactions on Microwave Theory and Techniques*. 2025. Vol. 73. Iss. 9. P. 6774–6786.
9. *Honda K. et al.* Wavelength Control Method of Upstream Signals Using AMCC in WDM-PON for 5G Mobile Fronthaul // *Optics Express*. 2019. Vol. 27. Iss. 19. P. 26749–26756.
10. *Morozov O.G. et al.* Two-Frequency Analysis of Fiber-Optic Structures // *Proc. SPIE*. 2006. Vol. 6277. Article № 62770E.
11. *Khabibullin R.A. et al.* Methods of Spectrally Pure Two-Frequency Radiation Forming for Terahertz Carriers Generation in Optical Range // *Proc. of the Systems of Signal Synchronization, Generating and Processing in Telecommunications*, July 3–4, 2017, Kazan, Russia. P. 1–5.
12. *Габдулхаков И.М. и др.* Система квантового распределения ключей с двойным ортогональным спектрально-поляризационными частотным кодированием // *Изв. вузов. Авиационная техника*. 2021. № 3. С. 200–204.
13. *Makarov R. et al.* Enhancing Microwave Photonic Interrogation Accuracy for Fiber-Optic Temperature Sensors via Artificial Neural Network Integration // *Optics*. 2024. Vol. 5. № 2. P. 223–237.

Поступила в редакцию 2.12.25

После доработки 3.12.25

Принята к публикации 3.12.25

A Method for Generating Frequency Diverse Two-Component Optical Combs and Its Applications in Unmanned Aerial Vehicle 5G Communication Systems

A.M. AL-MUFTI¹, G.S. POTAPOV¹, A.A. KUZNETSOV¹,
A.V. BURDIN^{2,3}, AND M. TIWARI⁴

¹ Tupolev Kazan National Research Technical University, Kazan

² NPO S.I. Vavilov GOI, Saint-Petersburg

³ PSUTI, Samara

⁴ National Institute of Technology Manipur, Jaipur, Republic of India

A new method for generating frequency diverse two-component optical combs is proposed. The method is based on converting a laser carrier in a single amplitude Mach–Zehnder modulator by means of dual-frequency radio signal. Each element of the resulting symmetrical comb, except the central element at the laser carrier frequency, contains two components separated by the difference frequency of the dual-frequency radio signal multiplied by a value equal to the element order. Its application in a 5G communication system built on a medium-altitude unmanned aerial vehicle platform is considered. The method allows for flexible radiation pattern formation of frequency diverse antenna arrays in the radio range for communication with a low-altitude unmanned aerial vehicle swarm and for initializing communication channels between unmanned aerial vehicles of the platform to organize an optical transport domain.

Unmanned aerial vehicle, medium-altitude platform, low-altitude swarm, 5G, frequency diverse antenna array, optical transport domain, Mach–Zehnder amplitude modulator, two-component optical comb, dual-frequency radio signal, difference frequency multiplication, microwave photonics