



СОДЕРЖАНИЕ

Проектирование летательных аппаратов

Пешков Р.А., Логинова П.В., Третьяков П.А.

Численное моделирование устойчивости к виброакустическим нагрузкам электронных компонентов многоразовых ракет-носителей на этапах старта и посадки

**Строительная механика
и прочность летательных аппаратов**

Ануфриев А.П., Киселев В.И.

Влияние дефектов в виде расслоений на несущую способность отсеков ракет из композиционных материалов

Жданов Э.Р., Харина О.С., Крюков А.В., Степанин Д.С.

Применение радиопрозрачных оболочек для сохранения надежности и безопасности энергетического комплекса

Железнов Л.П.

Влияние жесткости стрингерного набора на устойчивость овальной цилиндрической оболочки при комбинированном нагружении изгибающим моментом и поперечной силой

Киселев М.А., Овчинников В.В., Петров Ю.В.

Влияние конструктивных параметров цельноповоротного стабилизатора на критическую скорость флаттера

*Мирхазов Р.Р., Мирхазов Р.Р., Луканкин С.А.,
Султанов Л.У.*

Цифровой двойник антропоморфного манекена и моделирование механического поведения модернизированного композитного десантного отсека вертолета при аварийной ситуации

**Динамика полета
и управление летательными аппаратами**

Груммондз В.Т., Логинов А.Б., Майкова Н.В.

О позиционировании дирижабля в условиях ветровых возмущений

Ефремов А.В., Проданик В.А.

Выбор пилотажных характеристик путем вычисления субъективной оценки летчика

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

Архипов П.А., Булат П.В., Продан Н.В.

О методике расчета и результатах оптимизации системы мотогондола – винт с учетом ламинарно-турбулентного перехода

Чернышов М.В., Савелова К.Э.

Особенности взаимодействия косоугольного скачка уплотнения со встречной волной Прандтля – Майера

CONTENTS

Flight Vehicle Design

Peshkov R.A., Loginova P.V., and Tret'yakov P.A.

Numerical Simulation of Resistance to Vibro-Acoustic Loads of Electronic Components of Reusable Launch Vehicles at the Launch and Landing Stage

**Structural Mechanics
and Strength of Flight Vehicles**

Anufriev A.P. and Kiselev V.I.

The Influence of Delamination Defects on the Load-Bearing Capacity of Composite Rocket Compartments

Zhdanov E.R., Kharina O.S., Kryukov A.V., and Stepynin D.S.

Application of Radio-Transparent Shells to Maintain the Reliability and Safety of the Energy Complex

Zheleznov L.P.

The Effect of the Rigidity of a Stringer Set on the Stability of an Oval Cylindrical Shell under Combined Bending Moment and Transverse Force Loading

Kiselev M.A., Ovchinnikov V.V., and Petrov Yu.V.

Impact of Design Parameters of a Stabilator on Critical Flutter Speed

*Mirkhazov R.R., Mirkhazov R.R., Lukankin S.A.,
and Sultanov L.U.*

Digital Twin of an Anthropomorphic Dummy and Simulation of the Mechanical Behavior of a Modernized Composite Troop Compartment of a Helicopter in an Emergency Situation

**Flight Dynamics
and Control of Flight Vehicles**

Grumondz V.T., Loginov A.B., and Maikova N.V.

On Positioning an Airship under Wind Disturbances

Efremov A.V. and Prodanik V.A.

Selection of Flying Qualities by Calculating the Pilot's Subjective Rating

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

Arkhipov P.A., Bulat P.V., and Prodan N.V.

On a Calculation Method and Optimization Results for a Nacelle-Propeller System Considering Laminar-Turbulent Transition

Chernyshov M.V. and Savelova K.E.

Features of the Interaction of the Oblique Steady Shock with the Prandtl-Meyer Wave of the Opposite Direction

Теория авиационных и ракетных двигателей

Давлетишин И.А., Михеев Н.И., Шакиров Р.Р.

Теплоотдача в канале с продольными полосами шероховатости на стенке

Душин Н.С., Никуфоров И.В.

Нивелирование дефекта скорости в трубопроводах в условиях ламинарно-турбулентного перехода

Егоров А.Г.

Исследование механизма стабилизации пламени в потоке псевдожидкого топлива на основе контактной модели

Горелов Ю.Г.

Теплообмен и гидродинамика в «окнах» выходной кромки турбинной лопатки при использовании сужающихся каналов на выходе из модели вихревой матрицы

*Ильинков А.В., Стародумов А.В., Такмовцев В.В.,
Щукин А.В., Киселев А.А.*

Анализ оптимизации конвективно-плёночного охлаждения турбинных лопаток в двумерной постановке

Авиационные приборы и измерительно-вычислительные комплексы

Букреев В.Г., Нестеришин М.В., Козлов Р.В., Дубов Д.Д.

Экспериментальная оценка эффективности энергопреобразующей аппаратуры космического аппарата со стабилизированным напряжением питания нагрузки

Гизатуллин Ф.А., Юшкова О.А.

Аналитическое определение законов распределения случайных параметров искровых разрядов в полупроводниковых свечах емкостных систем зажигания авиационных двигателей

*Солдаткин В.М., Солдаткин В.В., Ефремова Е.С.,
Сахабутдинов А.Ж., Аглиуллин Т.А.*

Волоконно-оптическая система измерения воздушных параметров движения самолета с фюзеляжным приемником набегающего воздушного потока

Технология авиационного производства

Абзалов Б.А., Янбаев Р.М., Абзалов А.Р.

Оценка влияния разброса свойств авиационных жаропрочных сплавов на стабильность процесса резания методом Монте-Карло

Демьяненко Е.Г., Николенко К.А., Попов И.П.

Компьютерная модель способа осадки осесимметричной оболочки с направленным изменением толщины

*Константинов Д.Ю., Халиуллин В.И.,
Батраков В.В., Малышев И.В.*

Влияние методов нагрева формообразующей оснастки на длительность изготовления композитных сэндвич-конструкций

*Савушкина С.В., Ляховецкий М.А.,
Катанов М.А., Ашмарин А.А.*

Исследование характеристик поверхностного слоя никелевого сплава после лазерной ударной обработки

*Соловьев Р.И., Балькаев Д.А., Шаранов М.А.,
Ганиев М.М., Амирова Л.М.*

Консолидация углепластиков на основе плёночного полифениленсульфидного связующего и термоформование изделий на их основе

Aircraft and Rocket Engine Theory

Davletshin I.A., Mikheev N.I., and Shakirov R.R.

Heat Transfer in Channels with Streamwise Bands of Roughness on the Wall

Dushin N.S. and Nikiforov I.V.

Eliminating the Velocity Distortion in Pipelines under Conditions of the Laminar-Turbulent Transition

Egorov A.G.

Study of the Flame Stabilization Mechanism in a Pseudo-Liquid Fuel Flow Based on a Contact Model

Gorelov Yu.G.

Heat Exchange and Hydrodynamics Flow in the “Windows” of Turbine Vanes with Application of Convergent Channels at the Outlet of Vortex Matrix Model

*Ilinkov A.V., Starodumov A.V., Takmoltsev V.V.,
Shchukin A.V., and Kiselev A.A.*

Analyzing Optimization of Convective Film Cooling of Turbine Vanes in Two-Dimensional Setting

Aircraft Instruments and Instrumentation Computer Complexes

Bukreev V.G., Nesterishin M.V., Kozlov R.V., and Dubov D.D.

Experimental Estimation of the Efficiency of Spacecraft Power Conversion Equipment with a Stabilized Load Supply Voltage

Gizatullin F.A. and Yushkova O.A.

Analytical Determination of Statistical Distribution Laws for Probabilistic Parameters of Spark Discharges in Semiconductor Spark Plugs of Capacitive Ignition Systems for Aircraft Engines

*Soldatkin V.M., Soldatkin V.V., Efremova E.S.,
Sakhabutdinov A.Zh., and Agliullin T.A.*

Fiber-Optic System for Measuring Aircraft Air Parameters with a Fuselage Air Flow Receiver

Aircraft Production Technologies

Abzalov B.A., Yanbaev R.M., and Abzalov A.R.

Monte Carlo Assessment of Property Scatter Effects on Cutting Stability for Aviation Heat-Resistant Alloys

Dem'yanenko E.G., Nikolenko K.A., and Popov I.P.

Computer Model of the Method of Upsetting of an Axisymmetric Shell with a Directional Change in Thickness

*Konstantinov D.Yu., Khaliulin V.I.,
Batrakov V.V., and Malyshev I.V.*

Effect of Mold Heating Methods on the Manufacturing Time of Composite Sandwich Structures

*Savushkina S.V., Lyakhovetskii M.A.,
Katanov M.A., and Ashmarin A.A.*

Study of the Nickel Alloy Surface Layer Properties after Laser Shock Peening

*Solov'ev R.I., Bal'kaev D.A., Sharapov M.A.,
Ganiev M.M., and Amirova L.M.*

Consolidation and Thermoforming of PPS Film-Based Carbon Fiber Composites

- Venkatesh Narla, Teja Doddigallu Naga Chandra, 207**
Lewise K. Anton Savio
 Thermo-Mechanical Performance of Additively Manufactured
 CuCr1Zr Components for Satellite Applications
- Радиотехника и связь**
- Варламов О.В., Ермакова А.В., Лернер И.М., Сенин И.А. 208**
 О взаимосвязи кодов Фрэнка как подкласса функций
 Виленкина – Крестенсона
- Овчинникова Е.В., Гаджиев Э.В., Зуи Зыонг Донг 217**
 Антенная решетка высокоскоростной радиолнии связи малого
 космического аппарата
- Шевгунов Т.Я., Ефимов Е.Н., Гущина О.А., 224**
Вавилова Ж.А.
 Частно-временное описание радиотехнических сигналов
 на основе распределения «время – значение»
- Шевцов В.А., Михайлов Ю.Г., Гончаренко В.И., 232**
Петраков А.М.
 Имитационная модель восходящего канала передачи данных
 LTE в условиях многолучевого распространения
- Venkatesh Narla, Teja Doddigallu Naga Chandra,**
Lewise K. Anton Savio
 Thermo-Mechanical Performance of Additively Manufactured
 CuCr1Zr Components for Satellite Applications
- Radio Engineering and Communication**
- Varlamov O.V., Ermakova A.V., Lerner I.M., and Senin I.A.**
 On the Relationship of Frank Codes as a Subclass of Vilenkin–
 Chrestenson Functions
- Ovchinnikova E.V., Gadzhiev E.V., and Duong Dong Duy**
 Antenna Array for a High-Speed Radio Communication Link
 for a Small Spacecraft
- Shevgunov T.Ya., Efimov E.N., Gushchina O.A., and**
Vavilova Zh.A.
 Fraction-of-Time Description of Radio Engineering Signals
 Based on the Time–Value Distribution
- Shevtsov V.A., Mikhailov Yu.G., Goncharenko V.I., and**
Petrakov A.M.
 Simulation Model of Uplink LTE Data Transmission under
 Multipath Conditions

Численное моделирование устойчивости к виброакустическим нагрузкам электронных компонентов многоразовых ракет-носителей на этапах старта и посадки

Р.А. ПЕШКОВ,
канд. техн. наук,
П.В. ЛОГИНОВА,
П.А. ТРЕТЬЯКОВ
(ЮУрГУ, Челябинск)
tretiakovpa@susu.ru

Рассматриваются подходы к обеспечению усталостной прочности блоков управления многоразовых ступеней ракет-носителей. Особое внимание уделяется критичности циклических акустических нагрузок, генерируемых на этапах старта и посадки, которые обуславливают накопление повреждений и последующий отказ аппаратуры при многократном использовании. Выполнен системный анализ методов пассивной виброзащиты, в том числе виброизоляции, демпфирования и динамического гашения колебаний.

Акустическая нагрузка, многоразовая ракета-носитель, усталостное разрушение, виброизоляция, динамический гаситель колебаний, приборная стойкость

Разработка технологий многоразового использования первых ступеней ракет-носителей является одним из приоритетных направлений современной космонавтики, поскольку позволяет существенно снизить затраты на выведение полезной нагрузки на орбиту. Вместе с тем реализация многократных циклов эксплуатации, включающих возвращение и повторный запуск ступени, предъявляет повышенные требования к ресурсу, надежности и долговечности ее конструкций и бортовых систем. В отличие от одноразовых аналогов, конструктивные элементы многоразовых ступеней подвергаются циклическим нагрузкам многократно, вследствие чего проблемы обеспечения усталостной прочности и прогнозирования долговечности приобретают первостепенное значение [1]. Учет циклических нагрузок на стадии проектирования обеспечивает возможность прогнозирования ресурса проектируемой системы и оптимизации ее конструктивных параметров с целью обеспечения заданного количества циклов нагружения. При этом особое внимание уделяется блокам управления, поскольку обеспечение их надежности и отказоустойчивости имеет решающее значение для успешного выполнения полетного задания.

Наиболее ответственными этапами полета с точки зрения воздействия акустических нагрузок являются старт и посадка. В эти периоды конструкция ракеты, включая размещенные под головным обтекателем блоки управления и полезную нагрузку, подвергается интенсивному широкополосному акустическому воздействию, обусловленному работой маршевых двигателей. Данное воздействие характеризуется высоким уровнем звукового давления, достигающим 160–170 дБ и более, а также наличием выраженной низкочастотной компоненты [2–8].

Возникающие вибрации приводят к циклическим напряжениям в элементах конструкции, монтажных платах, паяных соединениях микросхем и механических креплениях высокоточной аппаратуры. Накопление усталостных повреждений при повторных запусках создает потенциальную опасность отказа критически важных систем управления и повреждения полезной нагрузки, что ставит под угрозу успешность выполнения миссии [9, 10].

Для уменьшения рисков отказа аппаратуры и обеспечения надежности на протяжении всего цикла эксплуатации изделия применяется комплекс методов активной и пассивной виброзащиты. С целью оптимального подбора комплекса снижения акустических нагрузок необходимо правильно прогнозировать поведение системы. Для этого в рамках исследования (рис. 1) рассматривается процесс оценки вибро состояния электронного компонента под воздействием циклических нагрузок.

В качестве объекта исследования использовался микроконтроллер Arduino UNO, представляющий собой типичный электронный компонент, применяемый при проведении исследований устойчивости к виброакустическим нагрузкам [10]. Выбор данного объекта обусловлен тем, что его конструкция и эле-

ментная база отражают основные особенности и потенциальные уязвимости, характерные для бортовой электронной аппаратуры ракет-носителей.



Рис. 1

Выбор данной платы обусловлен ее доступностью, обеспечивающей возможность проведения серии натурных экспериментов, а также наличием типичных для бортовой электронной аппаратуры конструктивных особенностей. К их числу относится многослойный текстолитовый базовый материал, централизованные и распределенные пассивные компоненты, а также массивные разъемы. Это позволяет рассматривать исследуемую плату в качестве образца при отработке методики моделирования.

На рис. 2 представлены акустические нагрузки, воздействующие на головной обтекатель на этапе старта.

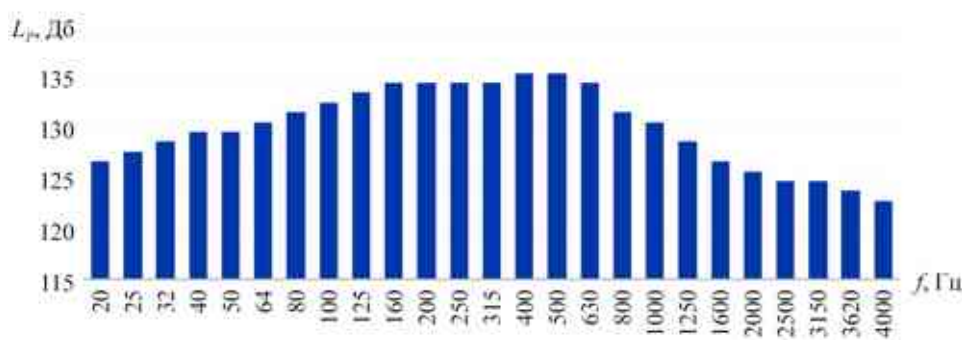


Рис. 2

С целью проведения модального и спектрального анализов применяется метод конечных элементов. Для математического описания динамического поведения конструкции под виброакустическим воздействием используется частный случай уравнений движения в матричной форме, которые для случая установившихся колебаний под гармонической нагрузкой принимают следующий вид:

$$[M]\{\ddot{\bar{x}}(t)\} + [B]\{\dot{\bar{x}}(t)\} + [K]\{\bar{x}(t)\} = \{\bar{P}(\omega)\}e^{i\omega t},$$

где $[M]$ – глобальная матрица масс системы; $[B]$ – глобальная матрица демпфирования системы; $[K]$ – глобальная матрица жесткости системы; $\ddot{\bar{x}}(t)$, $\dot{\bar{x}}(t)$, $\bar{x}(t)$ – глобальные векторы узловых ускорений, скоростей и перемещений; $\{\bar{P}(\omega)\}e^{i\omega t}$ – глобальный вектор узловых сил [11].

Задача решалась в программном комплексе ANSYS Mechanical.

В целях оптимизации времени расчетов геометрическая модель объекта исследования была упрощена. В модели сохранены относительно тяжелые компоненты, которые вносят существенный вклад в

формирование собственных частот и форм колебаний системы. Ключевые компоненты и разъемы моделируются как отдельные трехмерные тела с присвоением соответствующих материалов (PBS-пластик, сталь). Следует отметить, что в настоящем исследовании применялись стандартные характеристики материалов из базы данных ANSYS.

Для пространственной дискретизации геометрической модели применялись тетраэдральные и призматические элементы типа solid. Для повышения точности вычислений матрицы перемещений применены средства локализованного сгущения сетки вдоль толщины печатной платы, а также в областях расположения разъемов. Общее количество элементов модели – 15253. Такой подход обеспечивает баланс между вычислительной эффективностью и точностью определения собственных частот и форм колебаний.

Объект исследования представлен на рис. 3: *а* – 3D-модель с указанием материалов основных элементов после упрощения; *б* – сеточная модель изделия.

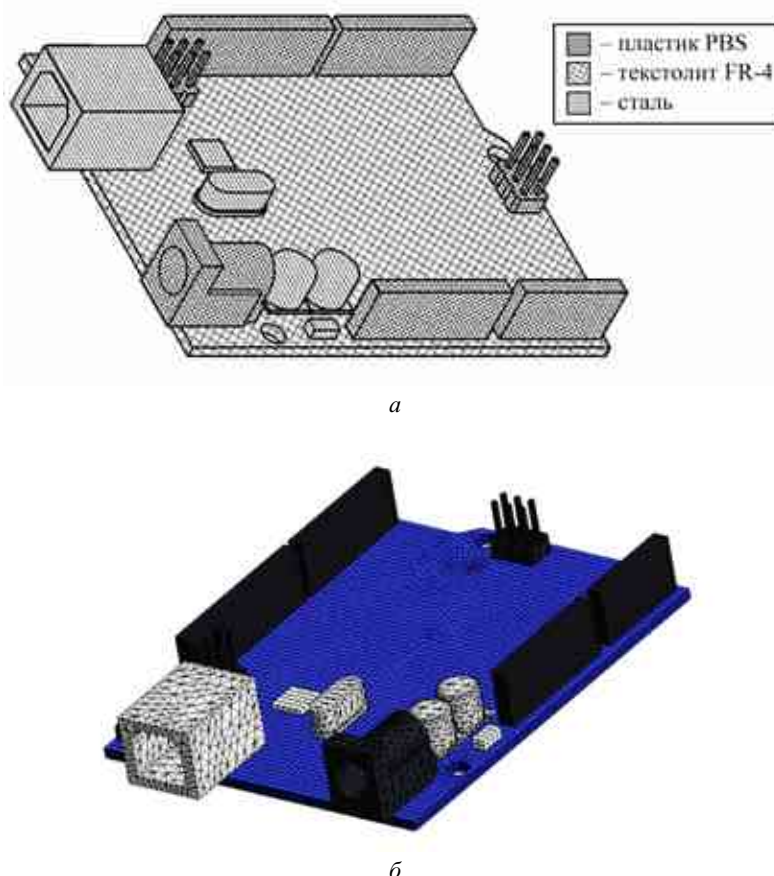


Рис. 3

Для валидации математической модели был проведен экспериментальный модальный анализ физического образца.

Экспериментальные исследования осуществлялись в условиях свободных граничных условий, реализованных посредством подвешивания платы на эластичных подвесах.

На нижней части платы установлен акселерометр PCB T333B32. Возбуждение конструкции осуществлялось импульсным механическим воздействием. Эксперимент проводился с использованием типового оборудования для модального анализа, включающего систему сбора данных Simcentr SCADAS.

Частота дискретизации измерительной системы составляла 10 кГц. Проводилось три независимых измерения с целью оценки воспроизводимости результатов.

При выполнении численного моделирования в расчетную схему был включен акселерометр массой 4 г. Пространственная фиксация объекта исследования обеспечивалась посредством задания граничного условия в виде шарнирного закрепления в области монтажных отверстий платы.

Результаты, полученные при сравнении численных и экспериментальных исследований, приведены на рис. 4 и в табл. 1.

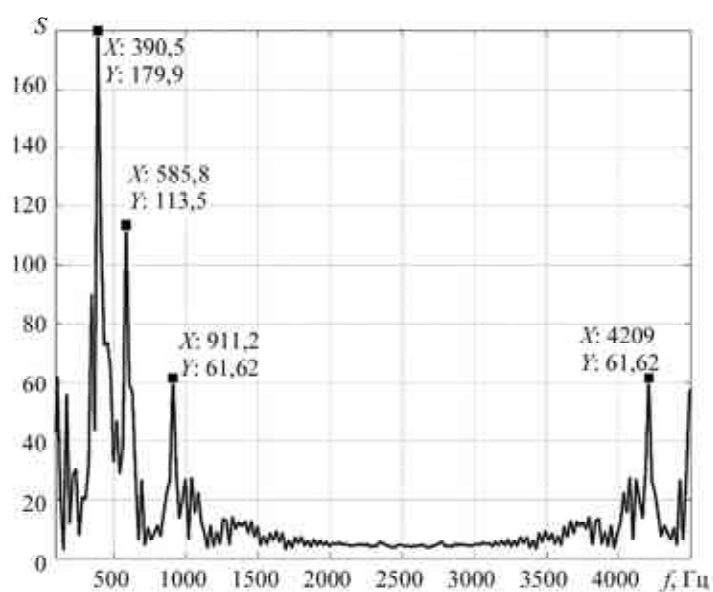


Рис. 4

Таблица 1

Параметр	Формы колебаний		
	Первая	Вторая	N-я
Частота, Гц (первый эксперимент)	605,5	908,4	4212
Частота, Гц (второй эксперимент)	659,2	919	4201
Частота, Гц (третий эксперимент)	585,8	911,2	4209
Среднее значение, Гц	616,8	912,9	4207
Частота, Гц (ANSYS)	548,78	983,36	4069
Отклонение, %	12,3	7,2	3,4

Формы колебаний со шкалой относительного перемещения представлены на рис. 5: *а* – первая форма колебаний; *б* – вторая форма колебаний.

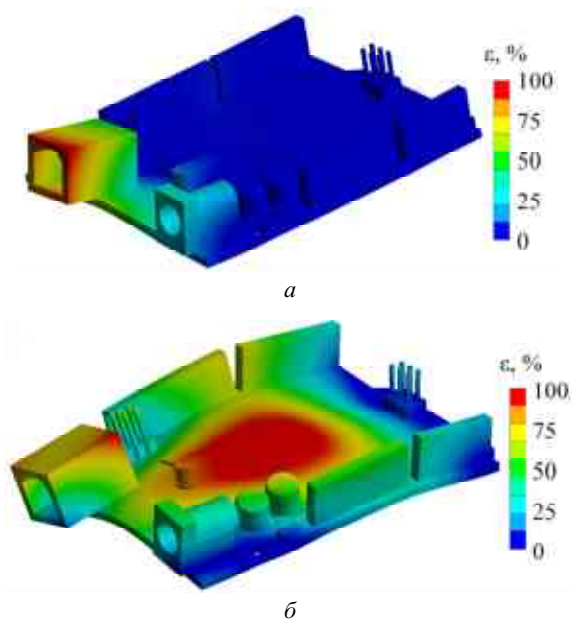


Рис. 5

Для перехода из временной области в частотную с целью идентификации собственных частот колебаний пластины зарегистрированные временные изменения ускорения, полученные при ударном воздействии на образец, были преобразованы в амплитудно-частотные характеристики с использованием быстрого преобразования Фурье [12–14]. Математическая операция позволила перейти от анализа переходных процессов во временной области к анализу распределения энергии по частотам.

Как следует из рис. 4, первый пик на графике быстрого преобразования Фурье соответствует частоте колебаний механической системы, а не собственной частоте исследуемого образца. Эта мода возникает из-за конечной жесткости элементов подвеса, которые обеспечивают свободные граничные условия.

Частотный анализ зарегистрированных переходных процессов показал удовлетворительную воспроизводимость результатов при многократных испытаниях, что подтверждает стабильность динамических характеристик системы (табл. 2).

Таблица 2

Параметр	Форма колебаний		
	Первая	Вторая	<i>N</i> -я
Отклонение, % (первый эксперимент)	1,84	0,49	0,11
Отклонение, % (второй эксперимент)	6,87	0,67	0,15
Отклонение, % (третий эксперимент)	5,03	0,18	0,04
Среднее значение, Гц	616,8	912,9	4207,3

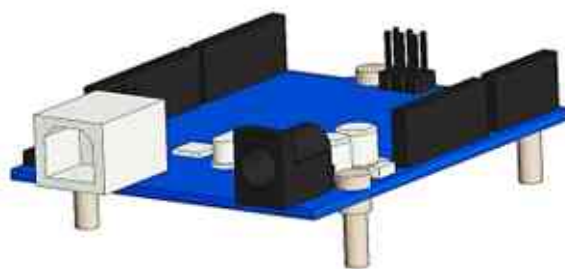
Сравнение экспериментально полученных собственных частот колебаний с результатами численного моделирования демонстрирует хорошую корреляцию данных. Максимальные отклонения по частоте составили 12,3 %. С повышением частоты колебаний наблюдается существенное уменьшение относительной погрешности между численными и экспериментальными результатами. Указанная закономерность обусловлена следующими факторами: снижением влияния граничных условий закрепления объекта исследования в эксперименте по мере роста частоты колебаний, трансформацией изгибной формы платы в локальные деформации отдельных ее областей, а также принятыми в модели допущениями и отсутствием учета внутреннего коэффициента демпфирования, идентификация которого требует проведения самостоятельных исследований.

Таким образом, численная модель адекватно воспроизводит динамические свойства конструкции, особенно для форм выше первой. Полученные расхождения носят систематический и физически объяснимый характер.

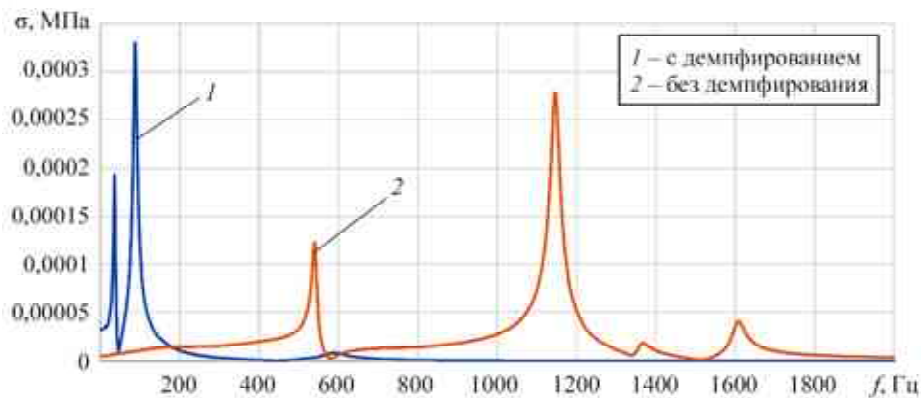
С целью качественного сравнения напряженно-деформируемого состояния объекта исследования при различных условиях закрепления рассматривается два расчетных случая. Первый расчетный случай характеризуется условиями закрепления, аналогичными примененным в ходе модального анализа, второй расчетный случай предполагает фиксацию объекта посредством антивибрационных опор произвольной формы (рис. 6, *а*). В качестве возмущающего воздействия задается внешняя нагрузка (см. рис. 2), одинаковая для обоих расчетных случаев.

В ходе гармонического анализа математическая модель изменена для лучшей устойчивости решения. Так, для модели с жестким закреплением платы коэффициент демпфирования системы принят равным $\xi = 0,02$ (также применялся в модальном анализе). Данный коэффициент обусловлен только внутренними потерями в материалах самой конструкции, тогда как для модели с применением демпфирующих опор устанавливался коэффициент демпфирования со значением $\xi = 0,05$. В инженерной практике коэффициент потерь для резин, используемых в виброизоляции, варьируется в диапазоне 5...15%.

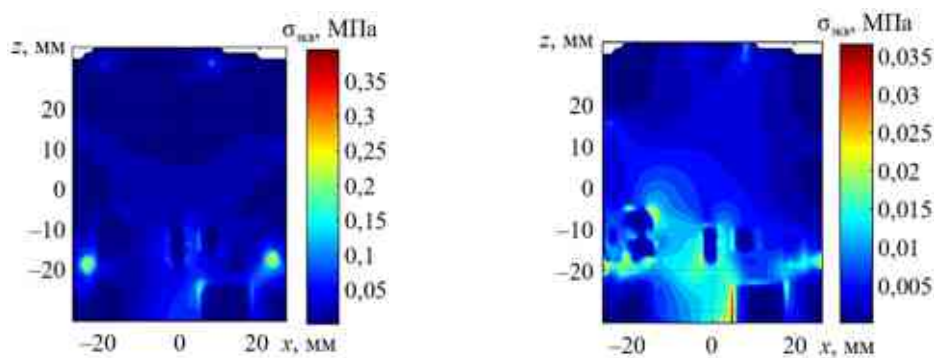
На рис. 6 представлены результаты гармонического анализа для обоих расчетных случаев: *а* – антивибрационные опоры произвольной формы, принятые для анализа; *б* – зависимость амплитуды нормальных напряжений от частоты для обоих расчетных случаев; *в* – карта эквивалентных напряжений платы на резонансном пике 523,08 Гц для расчетного случая без демпфирования; *г* – карта эквивалентных напряжений платы на резонансном пике 87,6 Гц для расчетного случая с демпфированием.



а



б



в

г

Рис. 6

Установка платы на упругие элементы привела к следующим изменениям в поведении системы: произошел сдвиг всей спектральной картины в сторону низких частот, что является следствием снижения общей жесткости системы; эквивалентные напряжения платы уменьшились в значительной степени; амплитуды вынужденных колебаний платы значительно снизились на большинстве исследуемых частот. Общий вибрационный фон конструкции был существенно ослаблен, что напрямую указывает на рост ее эксплуатационной надежности и долговечности.

В расчетном случае без демпфирования на резонансной частоте 523,08 Гц формируется выраженная локализация напряжений с максимальными значениями порядка 0,35 МПа, сосредоточенными в зонах крепления и концентрации жесткости. При учете демпфирования резонансный отклик смещается в низкочастотную область (87,6 Гц), при этом максимальный уровень эквивалентных напряжений снижается на порядок – до 0,03–0,04 МПа, а поле напряжений становится более равномерным и диффузным.

Как отмечалось ранее, при многократном использовании ракеты-носителя электронные компоненты подвергаются циклическому акустическому нагружению. Формирующиеся в элементах бортовой электроники эквивалентные напряжения инициируют процесс накопления повреждений в материале, что

в конечном счете приводит к отказу компонента. В связи с этим актуальной научно-технической задачей является прогнозирование на этапе проектирования допустимого числа запусков ракеты-носителя.

Для количественной оценки этого ресурса применяется метод Strain-Life, основное уравнение которого связывает деформацию материала с числом циклов до разрушения [15]:

$$\frac{\Delta \varepsilon}{2} = \frac{\sigma'_f}{E} (2N_f)^b + \varepsilon'_f (2N_f)^c,$$

где $\frac{\Delta \varepsilon}{2}$ – амплитуда полной деформации; σ'_f – коэффициент усталостной прочности; N_f – число циклов до разрушения; ε'_f – коэффициент усталостной пластичности; b – показатель усталостной прочности (показатель Баскина); c – показатель усталостной пластичности.

Первое слагаемое описывает упругие деформации, доминирующие при высокоцикловой усталости, второе слагаемое – пластические деформации, доминирующие при низкоцикловой усталости. Чтобы определить вклад каждой из этих компонент для конкретного уровня нагружения, необходимо вычислить полную деформацию $\Delta \varepsilon$, возникающую под действием известного из моделирования размаха напряжений $\Delta \sigma$. Эта связь задается уравнением циклического деформирования

$$\Delta \varepsilon = \frac{\Delta \sigma}{E} + 2 \left(\frac{\Delta \sigma}{K'} \right)^{\frac{1}{n'}},$$

где $\Delta \sigma$ – удвоенная амплитуда напряжений; K' – циклический коэффициент упрочнения; n' – циклический показатель упрочнения.

Разделение деформаций на упругие и пластические дает более точную оценку ресурса. Данный метод подходит для оценки долговечности материалов паяных соединений платы, так как припой проявляет пластичность при циклическом нагружении. Однако для оценки усталостной прочности хрупкого материала (текстолита), у которого практически нет пластической составляющей, подходит метод Stress-Life [15]:

$$N_f = C(\Delta \sigma)^{-b},$$

где N_f – число циклов до разрушения; C – коэффициент усталостной прочности; $\Delta \sigma$ – амплитуда напряжений.

На рис. 7 представлена карта усталостной долговечности платы в варианте жесткого закрепления при частоте 1120 Гц.

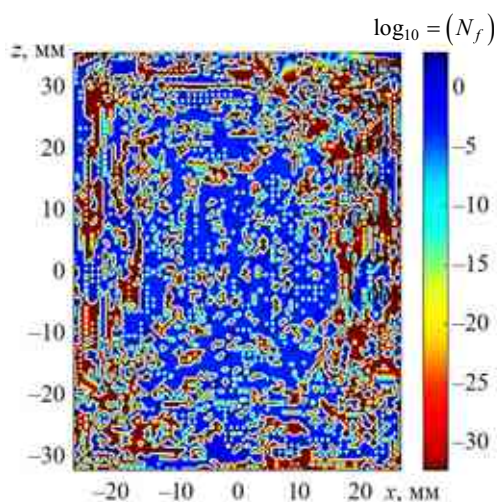


Рис. 7

В дальнейшем при наличии достоверного акустического спектра, возникающего на старте и на посадке конкретной ракеты-носителя, предлагается следующая оценочная зависимость:

$$N_{\text{м}} = \frac{N_{\text{мин}}}{[n] f t_{\text{возд}}},$$

где $N_{\text{мин}}$ – минимальное число циклов до разрушения; $[n]$ – коэффициент безопасности; f – резонансная частота, Гц; $t_{\text{возд}}$ – суммарное время воздействия нагрузки за одну миссию, с.

Общая методика оценки ресурса электронного компонента представлена на рис. 8.

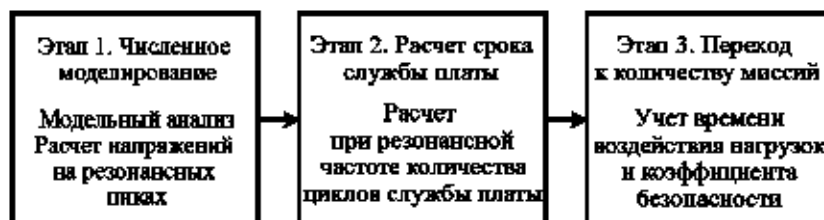


Рис. 8

Представленная карта ресурса (см. рис. 7) была построена без учета усталостных характеристик материалов печатной платы, что обуславливает некорректность полученных результатов и их существенное расхождение с реальным поведением конструкции.

Очевидно, что данный подход требует дальнейшей доработки как в части математического аппарата, обеспечивающего получение наиболее достоверных данных о напряженно-деформированном состоянии изделия (включая корректный учет кривой усталости, деградиационных изменений свойств материалов, пространственного расположения электронных компонентов на борту ракеты-носителя и, следовательно, особенностей воспринимаемого акустического спектра), так и в отношении корректной интерпретации предлагаемой на текущем этапе формулы проектной оценки ресурса. Кроме того, целесообразно предусмотреть возможность учета влияния не только акустических нагрузок на этапах старта и посадки, но и всей совокупности динамических нагрузок, возникающих в процессе полета.

Перспективным направлением последующего развития метода представляется моделирование комбинированных виброизолирующих опор с нелинейными характеристиками, обеспечивающих эффективное функционирование в широком диапазоне внешних нагрузок, а также разработка конструкций слоистых звукопоглощающих подложек, настроенных на подавление конкретных резонансных мод. Сочетание указанных подходов позволит сформировать эффективную систему пассивной виброзащиты, направленную на повышение ресурса электронного компонента.

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации (государственное задание № FENU-2024-0001).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Козлов В.В., Лагун А.В., Сыров А.Д. Решение задачи снижения деструктивного воздействия на элементы пускового устройства и стартового сооружения при старте ракеты-носителя // Труды Военно-космической академии им. А.Ф. Можайского. 2021. № 679. С. 221–231.
2. Дементьев В.К. и др. О максимальных акустических нагрузках на ракету при старте // Космонавтика и ракетостроение. 2000. № 19. С. 44–55.
3. Артамонов К.И. Термогидроакустическая устойчивость. М.: Машиностроение, 1982. 261 с.
4. Федотов А.В. Определение амплитудно-частотных характеристик ударного воздействия на управляемую ракету при старте из орудия // Известия ТулГУ. Технические науки. 2021. № 4. С. 391–394.
5. Липницкий Ю.М., Сафронов А.В. Наземная отработка акустики старта ракет-носителей // Ученые записки ЦАГИ. 2014. № 2. С. 37–49.
6. Пешиков Р.А. и др. Экспериментальное исследование акустических процессов демонстратора двигательной установки с центральным телом методом акустических визуализаций // Изв. вузов. Авиационная техника. 2025. № 3. С. 135–141.

7. *Пешков Р.А., Третьяков П.А.* Методика оценки ударно-волнового и акустического нагружения проектируемого ракетного блока, оснащенного двигательной установкой с центральным телом, на этапе посадки // Изв. вузов. Авиационная техника. 2024. № 3. С. 69–76.
8. *Писарев П.В., Ахунзянова К.А.* Экспериментальное исследование акустической эффективности звукопоглощающих конструкций на основе конического заполнителя // Изв. вузов. Авиационная техника. 2025. № 3. С. 224–228.
9. *Талицкий Е.Н.* Защита электронных средств от механических воздействий. Теоретические основы. Владимир: ВлГУ, 2001. 256 с.
10. *Кондратьев А.В.* Анализ напряженно-деформированного состояния панели солнечной батареи при ее акустическом нагружении // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов. Харьков: ХАИ, 2012. С. 30–38.
11. *Анищенко Г.А., Молин К.Е.* Решение задач динамики вертолета методом конечных элементов с использованием программного комплекса MSC.Nastran // Труды МАИ [Электронный журнал]. 2021. № 45. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=25343> (дата обращения: 30.03.2026).
12. *Карпушин В.Б.* Вибрации и удары в радиоаппаратуре. М.: Советское радио, 1971. 344 с.
13. *Кольский Г.* Волны напряжения в твердых телах. М.: Изд-во иностр. лит., 1955. 192 с.
14. *Марин Н.И.* Статическая выносливость элементов авиационных конструкций. М.: Машиностроение, 1968. 162 с.
15. *Norman E.D.* Mechanical Behavior of Materials: Engineering Methods for Deformation, Fracture, and Fatigue. London: Pearson Prentice Hall, 2007. 912 p.

Поступила в редакцию 30.04.26

После доработки 14.05.26

Принята к публикации 14.05.26

Numerical Simulation of Resistance to Vibro-Acoustic Loads of Electronic Components of Reusable Launch Vehicles at the Launch and Landing Stage

R.A. PESHKOV, P.V. LOGINOVA, AND P.A. TRET'YAKOV

SUSU, Chelyabinsk

The paper analyzes ways to solve the problem of fatigue strength of control units of reusable stages of launch vehicles. Attention is focused on the danger of cyclic acoustic loads that occur during the launch and landing stages, leading to the accumulation of damage and equipment failure during repeated launches. A systematic analysis of passive vibration protection methods, including vibration isolation, damping, and dynamic vibration suppression, is conducted.

Acoustic load, reusable launch vehicle, fatigue failure, vibration isolation, dynamic vibration damper instrument durability

Влияние дефектов в виде расслоений на несущую способность отсеков ракет из композиционных материалов

А.П. АНУФРИЕВ,
канд. техн. наук,
В.И. КИСЕЛЕВ,
канд. техн. наук
(ЮУрГУ, Миасс)
vliv52@mail.ru

Рассмотрено влияние технологических расслоений на несущую способность отсеков ракет, выполненных из слоистых полимерных композиционных материалов. На примере экспериментальной отработки аэродинамического обтекателя показано существенное влияние расслоения на его несущую способность при действии внешнего давления. На основе численного эксперимента с использованием метода конечных элементов определены критические площади расслоений цилиндрических отсеков ракет, выполненных из углепластика.

Технологические расслоения, полимерные композиционные материалы, критические нагрузки, потери устойчивости, метод конечных элементов

Межслоевые расслоения относятся к числу наиболее критичных дефектов тонкостенных оболочечных конструкций из композиционных материалов [1]. Их влияние на несущую способность конструкций из волокнистых полимерных композитов определяется рядом факторов, включая тип напряженного состояния в зоне дефекта, глубину его залегания, а также геометрические параметры – размеры и форму. При расположении расслоения в плоскости действия растягивающих напряжений его влияние на снижение несущей способности, как правило, не является существенным. В условиях же сжатия подобные дефекты могут выступать инициаторами потери устойчивости тонкостенных элементов. Для конструкций с малой толщиной стенки особую опасность представляют расслоения, локализованные в приповерхностных слоях. Под действием сжимающих нагрузок в таких случаях наиболее вероятна локальная потеря (отщелкивание поверхностных слоев), что приводит к искажению геометрии внешней поверхности и ухудшению аэродинамических характеристик. Кроме того, наличие расслоений и их последующее развитие при сжатии сопровождаются существенным снижением жесткости конструкции, что может привести к глобальной потере устойчивости и ее полному разрушению.

Экспериментальная отработка технологических режимов и конструктивно-силовой схемы аэродинамического обтекателя, проведенная на десяти экспериментальных узлах, подтвердила обоснованность выводов о существенном влиянии технологических расслоений на несущую способность тонкостенных конструкций.

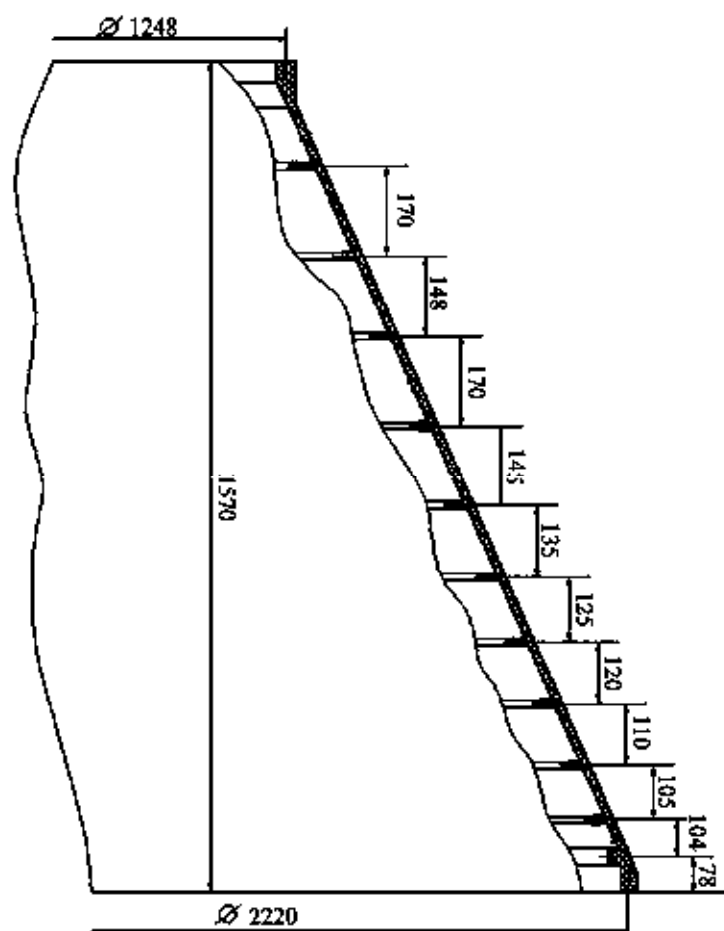
Экспериментальный узел представляет собой коническую часть аэродинамического обтекателя с подкреплением кольцевыми ребрами.

Общий вид и геометрические размеры экспериментального узла приведены на рис. 1, а. На рис. 1, б показаны размеры поперечного сечения кольцевых ребер.

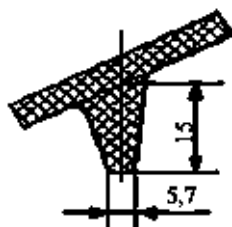
Изготовление обшивки конической оболочки осуществлялось методом выкладки из углепластичной ленты марки ЛУ-П-01 (толщиной 0,2 мм). Подкрепляющие ребра формировались намоткой из углеволоконного жгута ВМН-4. Торцевые шпангоуты выполнялись цельномотаными с использованием материала обшивки и стеклоткани марки Т-45-П. По завершении технологического цикла каждый экспериментальный узел подвергался дефектоскопии методом ультразвукового контроля с целью выявления межслоевых расслоений.

Карта расслоений узла № 6 показана на рис. 2, где приведены плоскости стабилизации.

В таблице представлены суммарные площади расслоений и результаты статических испытаний узлов на внешнее давление. Согласно данным, приведенным в таблице, все оболочечные образцы с технологическими расслоениями разрушались при более низких значениях давления по сравнению с бездефектной оболочкой. При этом несущая способность образца с максимальной площадью расслоения составила 41 % от соответствующего показателя бездефектной оболочки.



a



б

Рис. 1



Рис. 2

Номер узла	Суммарная площадь расслоения $S_{\text{деф}}$, см ²	Относительная площадь расслоения S^* , %	Критическое внешнее давление $p_{\text{кр}}^{\text{деф}}$, МПа	Относительное критическое давление p^*
1	3258	5,7	0,125	0,78
2	842	1,5	0,127	0,79
3	160	0,28	0,133	0,83
4	0	0,0	0,161	1,0
5	2546	4,4	0,121	0,75
6	13248	23	0,066	0,41
7	10498	18,4	0,076	0,557
8	5904	10,4	0,103	0,64
9	3895	6,8	0,11	0,69
10	5762	10,0	0,098	0,61

Аппроксимацией полиномом третьей степени построена кривая (рис. 3), характеризующая зависимость относительного критического внешнего давления экспериментального узла $p^* = p_{\text{кр}}^{\text{деф}} / p_{\text{кр}}^0$ от относительной площади расслоений $S^* = S_{\text{деф}} / S$:

$$p^* = 0,903 - 0,037S^* + 1,13 \cdot 10^{-3} (S^*)^2 - 2,064 \cdot 10^{-5} (S^*)^3,$$

где $S_{\text{деф}}$ – суммарная площадь расслоений; S – площадь боковой поверхности отсека; $p_{\text{кр}}^{\text{деф}}$ – критическое внешнее давление потери устойчивости отсека с дефектами; $p_{\text{кр}}^0$ – критическое внешнее давление потери устойчивости отсека без расслоений.



Рис. 3

В слоистых полимерных композиционных материалах дефекты типа межслоевых расслоений являются практически неизбежными вследствие особенностей технологических процессов и механического поведения материала и приводят к существенному снижению несущей способности тонкостенных конструкций. В связи с этим представляется необходимым обеспечение возможности оценки влияния подобных дефектов на эксплуатационные характеристики изделий, что требуется для обоснования требований к технологическим процессам, установления допустимых норм дефектности и разработки технических условий для методов неразрушающего контроля.

Для определения напряженно-деформированного состояния и устойчивости тонкостенных конструкций использована математическая модель, предложенная в работах [2–7], в которой реализован конечный элемент с непрерывно-структурной аппроксимацией с использованием классической теории многослойных анизотропных оболочек на основе гипотез Кирхгофа – Лява.

Рассматривается многослойная оболочка, в структуре которой допускается наличие области межслоевых расслоений произвольной геометрии [1, 2]. Материал стенки такой оболочки сформирован в виде многослойного пакета из N элементарных ортотропных слоев, ориентированных под различными углами относительно направляющей оболочки (рис. 4).

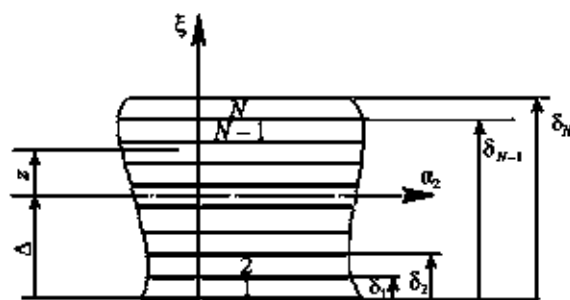


Рис. 4

Предполагается, что в процессе нагружения размеры расслоений остаются неизменными. При этом сама оболочка с расслоениями моделируется как многосвязная система, образованная совокупностью отдельных обшивок, для каждой из которых справедливы уравнения теории оболочек. В случае наличия одного расслоения (рис. 5, а) по толщине конструкция рассматривается как система трех оболочек – двух отслоившихся участков толщиной h_1 , h_2 и бездефектного участка толщиной h (рис. 5, б).

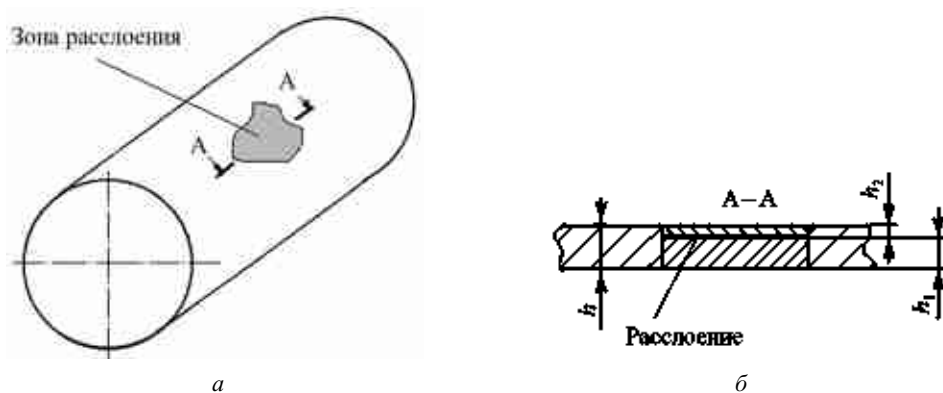


Рис. 5

Одной из основных операций метода конечных элементов является идеализация конструкции. В качестве базового элемента для дискретизации координатной поверхности оболочки предложен треугольный конечный элемент [2, 8] (рис. 6) с нумерацией узлов 1–3 против часовой стрелки, что позволяет аппроксимировать криволинейные границы – граничный контур оболочки и контур дефекта типа расслоения.

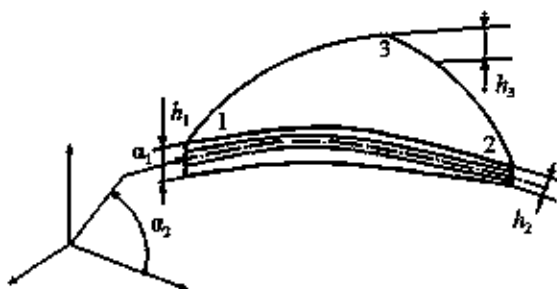


Рис. 6

Для аппроксимации перемещений по треугольному элементу применены полные редуцированные полиномы третьей степени для описания линейных перемещений u_1 , u_2 и полиномы пятой степени для описания прогибов [2].

Каждый узел конечного элемента характеризуется двенадцатью степенями свободы. Алгоритм расчета напряженно-деформированного состояния и определения критических нагрузок в линейной по-

становке реализован в виде комплекса Фортран-программ применительно к персональной вычислительной машине.

На основе математического конечно-элементного моделирования определены допустимые (критические) размеры расслоений для цилиндрических оболочек, изготовленных из слоистого углепластика с параметрами тонкостенности ($R/h = 100; 200; 400$) и удлинения ($L/R \sim 1,0$).

На рис. 7, а приведена расчетная схема отсека с продольным расслоением и показана разбивка суперэлементов I, II, III (рис. 7, б) на конечные элементы с нумерацией узлов суперэлементов против часовой стрелки.

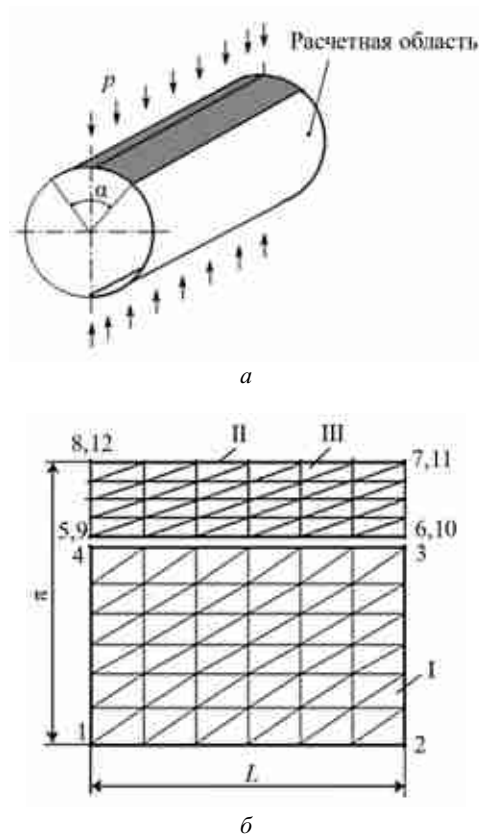


Рис. 7

На рис. 8, а показана расчетная схема отсека с кольцевым расслоением и приведена разбивка суперэлементов I, II, III, IV (рис. 8, б) на конечные элементы с нумерацией узлов супер-элементов против часовой стрелки.

Торцы оболочек шарнирно закреплены. Размеры продольного расслоения задавались углом α (см. рис. 7, а). Размеры кольцевого расслоения задавались размером b (см. рис. 8, б).

Поскольку сухие отсеки в процессе эксплуатации могут нагружаться внешним избыточным давлением или осевым сжатием, возможна потеря их устойчивости. В связи с этим их изготавливают из композиционных материалов с высокими жесткостными удельными характеристиками.

Для анализа приняты следующие упругие характеристики однонаправленного углепластика: модуль упругости в направлении армирования $E_1 = 14,7 \cdot 10^4$ МПа; модуль упругости в направлении, перпендикулярном направлению армирования $E_2 = 0,7 \cdot 10^4$ МПа; модуль сдвига в плоскости слоя $G_{12} = 0,35 \cdot 10^4$ МПа; коэффициент Пуассона $\mu_{21} = 0,25$.

Для оболочек, работающих на внешнее давление, согласно рекомендациям [9] приняты оптимальные структуры материала оболочек (90/0/90).

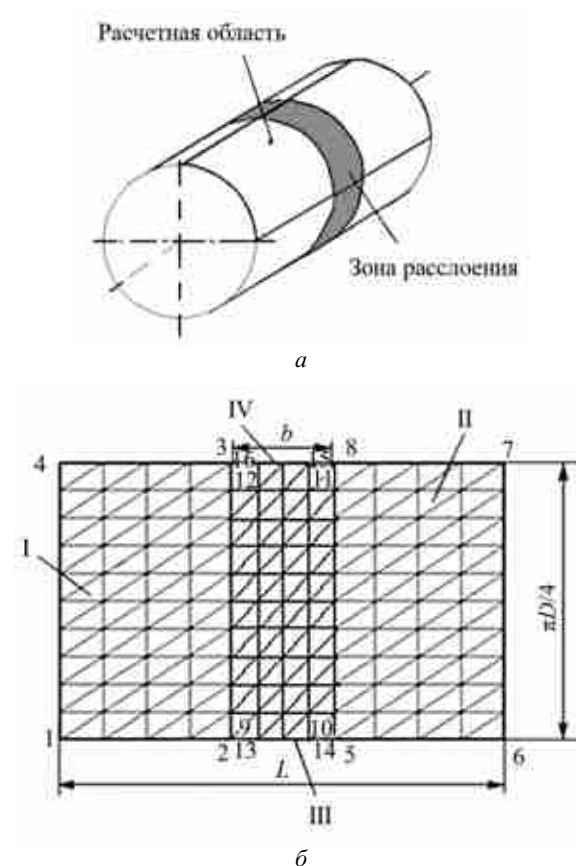


Рис. 8

Рассмотрены два типа дефектов – кольцевое расслоение, локализованное в средней части оболочки по ее длине, и продольное расслоение. Оба типа расслоения размещались на нейтральной поверхности по толщине оболочки. Такое расположение является наиболее неблагоприятным с позиции общей потери устойчивости, поскольку в области дефекта оболочка характеризуется минимальной изгибной жесткостью.

В результате расчета по предложенным конечно-элементным моделям были получены зависимости относительного критического внешнего давления $p^* = p_{кр}^{деф} / p_{кр}^0$ от относительной площади $S^* = S_{деф} / S$ кольцевого (рис. 9) и продольного (рис. 10) расслоения.

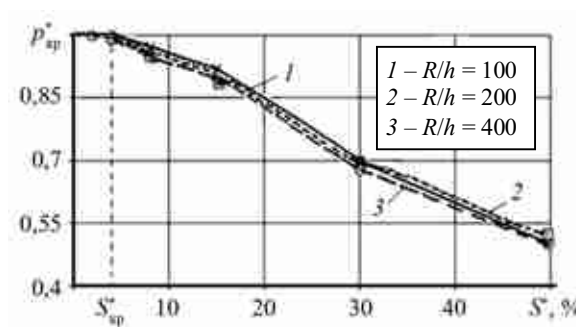


Рис. 9

Как показано на рис. 9, при площади кольцевого расслоения, не превышающей 4 % от общей боковой поверхности цилиндрической оболочки, величина относительного критического внешнего давления не снижается и практически не зависит от параметра тонкостенности R/h . В случае цилиндрических оболочек с продольным расслоением (см. рис. 10) проявляется сильная зависимость $p_{кр}^*$ от

тонкостенности оболочки на участке $2,8 \% < S^* < 10 \%$, где реализуется общая форма потери устойчивости. В качестве критической величины продольного расслоения $S_{кр}^*$, не оказывающего влияния на снижение несущей способности оболочки при действии внешнего давления, принимается значение $S_{кр}^* = 2,8 \%$.

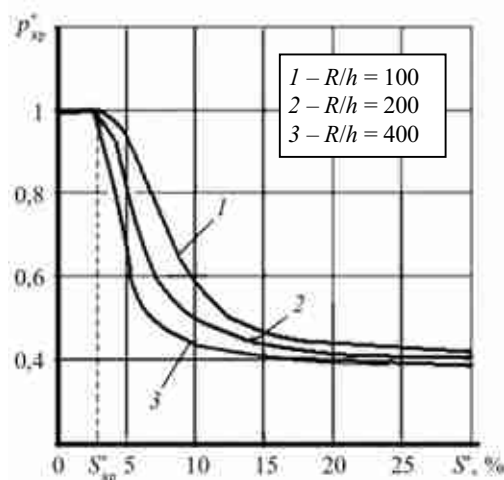


Рис. 10

Сопоставление зависимостей относительного критического внешнего давления $p_{кр}^*$ от относительной площади S^* для кольцевого (рис. 11, кривая 1) и продольного (рис. 10, кривая 2) расслоения на примере оболочки с параметром $R/h = 100$ позволяет заключить, что продольные расслоения оказывают существенно более выраженное снижающее воздействие на величину критического внешнего давления по сравнению с кольцевыми. Так, при идентичной относительной площади расслоения, составляющей 12 %, несущая способность цилиндрической оболочки с продольным расслоением на 55 % ниже, чем у аналогичной конструкции с кольцевым расслоением. Это объясняется характером волнообразования цилиндрических оболочек при действии внешнего давления, когда потеря устойчивости сопровождается образованием одной полуволны вдоль образующей и совпадает с направлением расслоения дефектной оболочки.

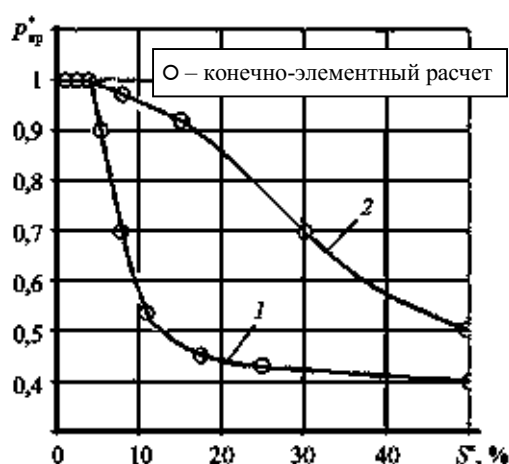


Рис. 11

Таким образом, экспериментально подтверждено, что технологические дефекты в виде межслоевых расслоений значительно снижают несущую способность отсеков при работе на устойчивость. Так,

при площади расслоения, составляющей 1,5 % от площади боковой поверхности экспериментального узла, критическое давление снизилось на 20 %.

По результатам конечно-элементного моделирования также установлено, что на величину критического давления цилиндрических отсеков влияет не только суммарная площадь расслоений, но и их ориентация. Так, при фиксированной относительной площади дефекта, составляющей 12 % от площади боковой поверхности, несущая способность оболочки с продольным расслоением оказывается на 55 % ниже, чем у аналогичной оболочки с кольцевым расслоением.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Кокуров А.М., Одинцев И.Н. Расчет элементов конструкций из композитных материалов с дефектами структуры // Изв. вузов. Авиационная техника. 2017. № 1. С. 21–25.
2. Волков И.С. К исследованию напряженно-деформированного состояния и устойчивости многослойных цилиндрических оболочек с расслоениями // Изв. вузов. Машиностроение. 1982. № 6. С. 159–164.
3. Бабич Д.В. Влияние расслоения материала на устойчивость ортотропных цилиндрических оболочек // Прикладная механика. 1988. № 10. С. 52–56.
4. Бабич Д.В. Метод дискретной аппроксимации функционала в задачах устойчивости оболочек вращения // Прикладная механика. 1983. № 2. С. 38–44.
5. Железнов Л.П. Нелинейное деформирование и устойчивость композитной цилиндрической оболочки при комбинированном нагружении крутящим и изгибающим моментами // Изв. вузов. Авиационная техника. 2022. № 4. С. 44–50.
6. Железнов Л.П., Кабанов В.В., Бойко Д.В. Нелинейное деформирование и устойчивость дискретно подкрепленных эллиптических цилиндрических композитных оболочек при кручении и внутреннем давлении // Изв. вузов. Авиационная техника. 2018. № 2. С. 27–34.
7. Белов В.К., Железнов Л.П., Огнянова Т.С. Исследование нелинейного деформирования и устойчивости композитного отсека фюзеляжа перспективного самолета при чистом изгибе // Изв. вузов. Авиационная техника. 2017. № 4. С. 33–40.
8. Клочков Ю.В. и др. Анализ напряженно-деформированного состояния фрагмента фюзеляжа в форме тонкой оболочки с использованием треугольного конечного элемента с множителями Лагранжа // Изв. вузов. Авиационная техника. 2016. № 3. С. 20–26.
9. Васильев В.В. Механика конструкций из композиционных материалов. М.: Машиностроение, 1988. 272 с.

Поступила в редакцию 23.03.26

После доработки 7.04.26

Принята к публикации 7.04.26

The Influence of Delamination Defects on the Load-Bearing Capacity of Composite Rocket Compartments

A.P. ANUFRIEV AND V.I. KISELEV

SUSU, Miass

In this paper, the impact of delamination defects on the load-bearing capacity of rocket compartments made of layered polymer composite materials is examined. Using the example of experimental testing of an aerodynamic fairing, the significant impact of delamination on its load-bearing capacity under external pressure is demonstrated. Critical delamination areas for cylindrical rocket compartments made of carbon fiber reinforced plastic are determined using a numerical experiment using the finite element method.

Technological delamination, polymer composite materials, critical buckling loads, finite element method

Применение радиопрозрачных оболочек для сохранения надежности и безопасности энергетического комплекса

Э.Р. ЖДАНОВ,
канд. физ.-мат. наук,
О.С. ХАРИНА,
канд. экон. наук,
А.В. КРЮКОВ,
Д.С. СТЕПЫНИН
(МИРЭА, Москва)
zhdanov@ufanet.ru

Рассматриваются вопросы математического моделирования проектирования и изготовления оболочечных защитных элементов антенных систем из многослойных радиопрозрачных композитных материалов, применяемых на объектах энергетического комплекса. Выполнен анализ математических моделей, используемых для расчета таких конструкций, и выбраны зависимости, обеспечивающие прогнозирование их прочностных, эксплуатационных и электрофизических характеристик. Представленный подход ориентирован на оптимизацию проектных и технологических решений, а также на повышение надежности и безопасности энергетических объектов.

Композитный материал, анизотропия, методы изготовления, технология, диаграмма направленности, коэффициент усиления, диэлектрический обтекатель

В современных объектах электроэнергетики антенно-фидерные системы выполняют критически важные функции, обеспечивая информационный обмен, радиолокационный контроль, телемеханическое управление и решение сопутствующих радиотехнических задач. Надежность их эксплуатации является необходимым условием для стабильного функционирования систем передачи данных, диагностики оборудования, организации внешних коммуникаций и устойчивой работы в условиях агрессивных внешних воздействий [1].

В зависимости от функционального назначения и условий эксплуатации на энергетических объектах применяются следующие классы антенных устройств.

1. Направленные антенны (рупорные, параболические).

Обеспечивают высокочастотную связь по линиям электропередачи и дальнюю радиорелейную связь.

2. Всенаправленные (штыревые) антенны.

Принимают и передают радиосигналы равномерно во всех направлениях и используются для организации локальной радиосвязи в УКВ-диапазоне.

3. Линейные антенны.

Характеризуются малыми поперечными размерами относительно длины волны. По принципу формирования электромагнитного поля они подразделяются на антенны стоячей волны, к которым относятся симметричные и несимметричные вибраторы, щелевые и рамочные антенны, а также на антенны бегущей волны, включающие спиральные, диэлектрические стержневые антенны и антенны поверхностных волн

4. Апертурные антенны.

Характеризуются излучающей поверхностью (апертурой), линейные размеры которой существенно превышают длину волны. К данному классу относятся рупорные, зеркальные, линзовые антенны, а также открытые концы волноводов.

5. Антенные решетки, в том числе фазированные антенные решетки.

Представляют собой пространственно упорядоченные системы идентичных излучателей, функционирующих в соответствии с заданным законом фазового возбуждения. По геометрической конфигурации они подразделяются на одномерные (линейные) и двумерные (плоскостные). Применяются в системах радиоуправления, мониторинга технического состояния оборудования и оптимизации технологических процессов энергетических объектов.

К антенно-фидерным системам, интегрированным в энергетическую инфраструктуру, предъявляются повышенные требования, обусловленные необходимостью обеспечения устойчивости к интенсивным механическим, термическим, химическим, радиационным и электромагнитным нагрузкам [2]. Ключ-

чевыми критериями надежности являются электромагнитная совместимость и помехоустойчивость в условиях работы высоковольтного оборудования; климатическая и механическая стойкость к ветровым, ледовым и температурным воздействиям; длительный срок эксплуатации при минимальных затратах на техническое обслуживание; аппаратно-программная совместимость с существующими телекоммуникационными сетями и соответствие отраслевым стандартам в области электроэнергетики.

Для защиты антенных устройств от внешних факторов, обеспечения бесперебойной работы и минимизации электромагнитных искажений применяются радиопрозрачные укрытия или обтекатели [3]. Данные конструкции изготавливаются из диэлектрических материалов, не вносящих значимых амплитудных искажений и неконтролируемых фазовых сдвигов в проходящие электромагнитные волны.

Проектирование радиопрозрачных конструкций осуществляется в два последовательных этапа.

1. Синтез.

На основе заданных эксплуатационных параметров (механические нагрузки, температурный режим, климатические условия) определяется архитектура стенки (однослойная, многослойная, сэндвич-структура и т. д.), подбираются базовые материалы и выполняются предварительные расчеты электродинамических и прочностных характеристик. Устанавливаются допустимые пределы по массе, толщине слоев и габаритным параметрам.

2. Анализ.

Для выбранных конструктивных решений, материалов и предварительных геометрических параметров проводятся уточненные электродинамические и прочностные расчеты. Определяются оптимальные размеры элементов конструкции, рассчитываются коэффициенты прохождения электромагнитной энергии и фазовые характеристики в заданном диапазоне частот и углов падения волны, учитывающие конфигурацию изделия и углы сканирования антенной системы [4].

Полимерные композиционные материалы занимают ведущее место среди конструкционных материалов, применяемых при создании радиопрозрачных укрытий [5]. Их широкое применение обусловлено оптимальным сочетанием высокой удельной прочности, технологичности изготовления и возможности точного управления электродинамическими характеристиками. В рамках настоящего исследования рассмотрены особенности радиопрозрачных полимерных композиционных материалов, проведен анализ их ключевых физико-механических параметров и выявлена взаимосвязь между диэлектрическими свойствами материалов и условиями минимизации отражения и поглощения электромагнитных волн [6].

Физическая основа радиопрозрачности определяется процессами взаимодействия электромагнитной волны с границей раздела сред, включающими отражение, поглощение и пропускание [7]. В рамках электродинамической теории данные процессы количественно описываются формулой комплексной диэлектрической проницаемости:

$$\hat{\epsilon} = \epsilon' - j\epsilon'' . \quad (1)$$

Критерием оценки диссипативных потерь выступает тангенс угла диэлектрических потерь $\operatorname{tg} \delta$, определяемый как отношение мнимой и действительной частей проницаемости:

$$\operatorname{tg} \delta = \epsilon'' / \epsilon' . \quad (2)$$

Действительная часть ϵ' характеризует поляризуемость материала и способность накапливать электромагнитную энергию. Данный параметр определяет волновое сопротивление среды и, как следствие, уровень отражения на границе «воздух – диэлектрик».

Мнимая часть ϵ'' отражает диссипацию энергии электромагнитного поля в материале с переходом в тепловую энергию, являясь прямой количественной мерой поглощения.

Изложенные методологические принципы и расчетные схемы находят непосредственную реализацию в рамках решения прикладной задачи оптимизации геометрической конфигурации радиопрозрачного обтекателя или укрытия [8].

Соответствующий вычислительный алгоритм предусматривает определение следующих геометрических параметров.

1. Критерий первого уровня оценки радиотехнических характеристик радиопрозрачных оболочек B^* :

$$B^* = \arg \max (K_{\Pi}(\lambda_{\text{нос}}, d, \theta)); \{K_{\Pi} \geq 0,8; \Delta_{\text{УОП}} \leq 7^{\circ}\}, \quad (3)$$

где K_{Π} – коэффициент пропускания; $\Delta_{\text{УОП}}$ – угловая ошибка пеленга; $\lambda_{\text{нос}}$ – удлинение радиопрозрачной оболочки; d – дискриминанта кривой-образующей; θ – угол наклона касательной к кривой-образующей.

2. Коэффициент полного аэродинамического сопротивления давления фюзеляжа $C_x^{\text{давл}}$:

$$C_x^{\text{давл}} = C_x^{\text{нос}} + C_x^{\text{корм}} + C_x^{\text{дон}}, \quad (4)$$

где $C_x^{\text{нос}}$ – коэффициент аэродинамического сопротивления давления носовой части фюзеляжа; $C_x^{\text{корм}}$ – коэффициент аэродинамического сопротивления давления кормовой части фюзеляжа; $C_x^{\text{дон}}$ – коэффициент донного аэродинамического сопротивления корпуса.

3. Критерий аэродинамических характеристик A^* первого уровня.

Аналогично критерию первого уровня для оценки радиотехнических характеристик радиопрозрачных оболочек данный критерий можно записать следующим образом:

$$A^* = \operatorname{argmin} (C_x^{\text{нос}}(\lambda_{\text{нос}}, d, \theta)). \quad (5)$$

4. Комплексный критерий верхнего уровня:

- в свернутом виде

$$X^* = \operatorname{argmax} (B^*/A^*); \{K_{\Pi} \geq 0,8; \Delta_{\text{УОП}} \leq 7^{\circ}\}; \quad (6)$$

- в развернутом виде

$$X^* = \operatorname{argmax} \left(\frac{\operatorname{argmax} (K_{\Pi}(\lambda_{\text{нос}}, d, \theta))}{\operatorname{argmin} (C_x^{\text{нос}}(\lambda_{\text{нос}}, d, \theta))} \right); \{K_{\Pi} \geq 0,8; \Delta_{\text{УОП}} \leq 7^{\circ}\}. \quad (7)$$

5. Аэродинамический коэффициент пропускания:

$$X^* = \operatorname{argmax} (K_{\text{АП}}(\lambda_{\text{нос}}, d, \theta)); \{K_{\Pi} \geq 0,8; \Delta_{\text{УОП}} \leq 7^{\circ}\}. \quad (8)$$

6. Радиотехническая характеристика обтекателя.

Определяется следующим образом:

$$\Delta_{\text{УОП}} = \Delta_{\text{УОП}}(\lambda_{\text{нос}}, d, \theta); \{K_{\Pi} \geq 0,8; \Delta_{\text{УОП}} \leq 7^{\circ}\}. \quad (9)$$

7. C_x – коэффициент лобового сопротивления.

Определяется следующим образом:

$$C_x = C_x(\lambda_{\text{нос}}, d, \theta). \quad (10)$$

При проектировании радиопрозрачных конструкций из композиционных материалов конической формы или близкой к конической [9] расчет на устойчивость выполняется с учетом граничных условий и характера нагружения. Для полной конической оболочки с жесткой заделкой по контуру, находящейся под действием внешнего давления P , критическая нагрузка определяется по формуле [7]

$$\bar{P} = \frac{P}{E} = 2,8 \left(\frac{h}{L} \right)^{5/2} \frac{\operatorname{ctg}^{3/2} \omega}{(1-\mu^2)^{3/4}}, \quad (11)$$

где L – длина образующей конуса; ω – половина угла при вершине конуса; E, μ – модуль упругости и коэффициент Пуассона материала оболочки; h – толщина оболочки.

Далее приведем формулы для расчета критических нагрузок, приводящих к потере устойчивости формы цилиндрических оболочек [7]. При воздействии на цилиндрическую оболочку внешнего давления P его критическое значение составляет

$$\bar{P} = \frac{P}{E} = \frac{n^2}{12(1-\mu^2)} \left(\frac{h}{R} \right)^3 \left[1 + \frac{1}{n^2} \left(\frac{\pi R}{L} \right)^2 \right]^2 + \frac{h}{R} \left(\frac{\pi R}{L} \right)^4 \frac{1}{n^6 \left[1 + \frac{1}{n^2} \left(\frac{\pi R}{L} \right)^2 \right]}, \quad (12)$$

где R – радиус цилиндрической оболочки.

Критическое значение $\bar{P}$ находится минимизацией числа окружных волн n ($n > 4$). При меньших значениях n ($n = 2; 3$) следует применять формулу

$$\begin{aligned} \bar{P} = \frac{1}{12(1-\mu^2)} \frac{1}{n^2-1} \left(\frac{h}{R} \right)^3 \left\{ 1 + \left[\left(\frac{\pi R}{L} \right)^2 + n^2 \right]^2 - 2 \left[\mu \left(\frac{\pi R}{L} \right)^2 + n^2 \right] \right\} + \\ + \frac{h}{R} \left(\frac{\pi R}{L} \right)^4 \frac{1}{(n^2-1) \left[\left(\frac{\pi R}{L} \right)^2 + n^2 \right]^2}. \end{aligned} \quad (13)$$

Расчетное уравнение для определения критической нагрузки [6]:

$$\bar{P} = \frac{A+B}{C}, \quad (14)$$

где

$$A = \frac{1}{12(1-\mu_1\mu_2)} \frac{E_r}{E_{oc}} \left(\frac{h}{R} \right)^2 \left(\frac{L}{\pi R} \right)^2 \frac{n^4}{m^2} \left\{ 1 + 2 \left[\mu_{oc} + \frac{G_c}{E_r} (1-\mu_1\mu_2) \right] \left(\frac{\pi R}{L} \right)^2 \left(\frac{m}{n} \right)^2 + \frac{E_{oc}}{E_r} \left(\frac{\pi R}{L} \right)^4 \left(\frac{m}{n} \right)^4 \right\}, \quad (15)$$

где E_{oc}, μ_{oc} – модуль упругости и коэффициент Пуассона материала в осевом направлении; E_r, μ_1, μ_2 – модуль упругости и коэффициент Пуассона материала в окружном направлении; G_c – модуль сдвига стеклопластика в плоскости армирования;

$$B = \frac{\frac{m^2}{n^4} \left(\frac{\pi R}{L} \right)^2}{1 + \left(\frac{E_{oc}}{G_c} - 2\mu_{oc} \right) \left(\frac{\pi R}{L} \right)^2 \left(\frac{m}{n} \right)^2 + \frac{E_{oc}}{E_r} \left(\frac{\pi R}{L} \right)^4 \left(\frac{m}{n} \right)^4}; \quad (16)$$

$$C = \frac{R}{L} \left(\frac{L}{\pi R} \right)^2 \left(\frac{n}{m} \right)^2. \quad (17)$$

Приведенные уравнения (11) – (17) могут быть использованы и для решения обратной задачи определения требуемой толщины оболочки при известной нагрузке [10].

Ослабление электромагнитного излучения в объеме полимерного композита подчиняется экспоненциальному закону Бугера – Ламберта – Бера и обусловлено конверсией энергии поля в тепловую.

В гетерогенных полимерных системах выделяют три доминирующих механизма диссипации.

1. Дипольно-релаксационная поляризация – инерционная переориентация полярных функциональных групп макромолекул (например, гидроксильных в эпоксидных матрицах) относительно вектора высокочастотного поля, сопровождающаяся внутренним трением и нагревом.

2. Межфазная (миграционная) поляризация – аккумуляция свободных зарядов на границах раздела фаз «полимерная матрица – армирующий элемент», характерная для многокомпонентных систем.

3. Омическая проводимость – формирование сквозных или поверхностных токов при наличии ионных примесей, сорбированной влаги или проводящих наполнителей, приводящее к джоулевым потерям [11].

Материал относится к низкодieleктрическим и может рассматриваться как пригодный для применения в радиопрозрачных конструкциях при условии, что значение тангенса угла диелектрических потерь удовлетворяет неравенству $\operatorname{tg}\delta < 0,01$. Для современных радиопрозрачных обтекателей, функционирующих в высокочастотном диапазоне (X-диапазон и выше), нормативные требования являются более жесткими и предполагают выполнение условия $\operatorname{tg}\delta < 0,006$.

Эффективные электродинамические параметры радиопрозрачных полимерных композиционных материалов моделируются с помощью правил гомогенизации (логарифмическое правило Лихтенеккера, модель Максвелла – Гарнетта), учитывающих объемные доли, морфологию и свойства компонентов [12]. Моделирование эффективных электродинамических параметров радиопрозрачных полимерных композиционных материалов выполняется на основе расчетных правил гомогенизации (в частности, модели Максвелла – Гарнетта или логарифмического правила Лихтенеккера), которые учитывают морфологические особенности, свойства и объемные доли вводимых компонентов [12]. При разработке подобных гетерогенных систем ключевое значение имеет полимерное связующее: обеспечивая монолитность, перераспределение механических напряжений и общую технологичность формования, матрица одновременно предопределяет и радиотехнический отклик всей конструкции.

Характеристики диелектрической проницаемости и тангенса угла потерь различных полимерных матриц, измеренные на опорной частоте 10 ГГц, систематизированы в таблице.

Материал матрицы	Диелектрическая проницаемость ϵ'	Тангенс угла потерь $(\operatorname{tg}\delta)10^{-3}$
Эпоксидные смолы	3–3,4	10–30
Фенолоформальдегидные смолы	3,1–3,5	30–37
Кремнийорганические смолы	2,8–2,9	2–6
Цианатные эфиры	2,7–3,2	4–10
Полиимиды	2,7–3,2	5–8
Политетрафторэтилен	2,1	0,4
Полиэфирэфиркетон	3,2	3

Из приведенных в таблице сведений следует, что классические эпоксидные связующие характеризуются повышенными диелектрическими потерями, из-за чего их прямое использование в высокочастотной технике существенно ограничено. Снизить полярность полимерной сетки позволяет направленное химическое модифицирование. Согласно результатам экспериментальных исследований введение трикрезилфосфата в состав арамидно-эпоксидных композиционных материалов позволяет сохранять диелектрические характеристики в пределах допустимых значений без существенного снижения прочностных свойств. Кроме этого, для уменьшения ϵ' применяют два подхода: перестроение структуры макроцепей за счет образования непердельных связей и ввод наноразмерных модификаторов, в частности полиэдрических олигомерных силсесквиоксанов.

Оценка радиотехнического качества и надежности обтекателей базируется на ряде взаимосвязанных физико-химических и конструктивных факторов.

1. Диелектрический отклик (ϵ' , $\operatorname{tg}\delta'$).

Снижение этих параметров выступает ключевым фактором уменьшения затухания сигнала и ограничения фазовых искажений фронта волны.

2. Теплофизическое согласование.

Теплопроводность и коэффициенты линейного теплового расширения сопрягаемых элементов конструкции должны быть соизмеримы. При несоблюдении этого условия на межфазных границах возникают значительные температурные напряжения, кроме того, ухудшается отвод тепла от работающей радиоэлектронной аппаратуры.

3. Стойкость к внешним воздействиям.

К материалу предъявляются требования, включающие гидрофобность, химическую инертность, а также способность сохранять эксплуатационные характеристики при резких термических циклических нагрузках.

4. Геометрическая точность и параметры формования.

Способ получения полуфабриката (вакуумная инфузия, автоклавное прессование, литье под давлением, сборка многослойных сэндвич-панелей) определяет шероховатость поверхности и точность линейных размеров, от которых непосредственно зависит амплитуда дифракционных потерь. Для доводки профиля и обеспечения волнового согласования прибегают к механической обработке, включающую прецизионное шлифование, полирование и фрезерование.

В миллиметровом диапазоне длин волн диэлектрические характеристики композитов проявляют выраженную частотную дисперсию, поэтому использовать их как константы в расчетах невозможно. Для жидкокристаллического полимера Vestra A130 зафиксировано изменение значения действительной части диэлектрической проницаемости ϵ' от приблизительно 1,95 при частоте 140 ГГц до 2,8 при 220 ГГц; при этом средний градиент изменения составляет около 0,17 %/ГГц. В связи с этим электродинамический отклик подлежит обязательной проверке именно в целевом рабочем диапазоне, что, в частности, относится к стеклопластикам автомобильных радаров, работающим на частотах 78–81 ГГц.

Проведенные испытания на ускоренное климатическое старение стеклонаполненного композита SF/Ex, эквивалентные непрерывной эксплуатации в течение 5–25 лет, показали, что равновесное влагопоглощение образцов возрастает с 1,13 до 1,67 %. Это вызвало смещение диэлектрической проницаемости ϵ' в сторону увеличения на 3,69 % и рост $\tan \delta$ на 9,68 %. Тем не менее итоговое ухудшение радиотехнических параметров антенны, защищенной обтекателем, не превысило критических значений: снижение коэффициента усиления составило около 1 %, а значение коэффициента стоячей волны по напряжению увеличилось не более чем до 1,04 %. Это свидетельствует о достаточном запасе эксплуатационной надежности разработанного материала.

Зависимость диэлектрических потерь от температуры тесно связана с сегментальной подвижностью макромолекул полимера; интенсивный рост потерь обычно наблюдается в области температур, близких к температуре стеклования. Стабильное поведение электродинамического комплекса свойств во всем эксплуатационном интервале температур демонстрируют матрицы на основе цианатэфирных смол. В настоящее время разработка радиопрозрачных конструкционных материалов ориентирована на создание функциональных сред с внутренним геометрическим структурированием (метаматериалов). Вследствие размещения внутри диэлектрика периодических электродинамических решеток, образованных тонкими спиральными элементами, возможно компенсировать пространственную дисперсию и приблизить диэлектрическую проницаемость ϵ' к единице. Это имеет существенное значение для сохранения структуры Е-поляризованных волн при сохранении требуемой жесткости конструкции.

Таким образом, в результате проведенного исследования можно сделать следующие выводы.

Наличие диэлектрического обтекателя неизбежно сопровождается снижением коэффициента усиления излучающих систем. Для сохранения характеристик фазированных антенных решеток на уровне, максимально близком к исходному, целесообразно использовать конструкционные материалы с минимально возможной диэлектрической проницаемостью, поскольку это способствует уменьшению фазовых искажений и снижению затухания электромагнитной волны при ее прохождении через стенку радиопрозрачного укрытия.

Пространственная конфигурация защитной оболочки (включая толщину стенок и габаритную высоту) оказывает прямое влияние на результирующий коэффициент усиления и форму диаграммы направленности антенных решеток. Возникающие в воздушном зазоре переотражения формируют интерференционную картину, способную приводить к систематическим ошибкам пеленгации и наведения луча. В связи с этим проектирование современных систем с электронным сканированием должно базироваться на совместном анализе фазовых погрешностей и дестабилизирующего влияния диэлектрического укрытия на параметры излучения.

Монолитные однослойные радиопрозрачные конструкции широко применяются ввиду технологичности, простоты и надежности.

Тонкостенные радиопрозрачные конструкции обеспечивают широкополосный и многочастотный режимы работы при сохранении стабильности характеристик в широком секторе углов падения электромагнитных волн. Их применение ограничено рабочей длиной волны и прочностными требованиями: в высокочастотных диапазонах толщина стенки, обеспечивающая радиопрозрачность, становится критически малой и противоречит нормативным требованиям к прочности изделия.

Работа выполнена за счет средств Российского научного фонда (грант №24-19-00328).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Frid H. Analysis and Optimization of Installed Antenna Performance: Doctoral Thesis in Electrical Engineering, Stockholm: KTH Royal Institute of Technology, 2020. 200 p.
2. Бажанов В.Л. и др. Пластинки и оболочки из стеклопластиков. М.: Высшая школа, 1970. 408 с.
3. Барабанов А.В., Серебрянский С.А. Алгоритм формирования рационального геометрического облика радиопрозрачного обтекателя носовой радиолокационной станции самолета // Инженерный журнал: наука и инновации [Электронный журнал]. 2020. № 1 (97). URL: https://www.elibrary.ru/download/elibrary_42366582_23383767.pdf (дата обращения: 19.05.2026).
4. Вольмир А.С. Устойчивость деформируемых систем. М.: Наука, 1967. 984 с.
5. Гуртовник И.Г. и др. Радиопрозрачные изделия из стеклопластиков. М.: Мир, 2002. 368 с.
6. Демшиевский В.В., Богачев И.А. Влияние способа возбуждения на характеристики микрополосковой патч-антенны X-диапазона // Электроника и микроэлектроника СВЧ: Материалы 8-й Всерос. науч.-техн. конф. СПб.: СПб ГЭТУ «ЛЭТИ», 2019. Т. 1. С. 146–150.
7. Жидкова О.Г. и др. Проектирование радиопрозрачных конструкций из композиционных материалов // Конструкции из композиционных материалов. 2020. № 1. С. 6–12.
8. Кисель Н.Н., Грищенко С.Г. Численное моделирование системы антенна-обтекатель // Известия ЮФУ. Технические науки. 2012. № 5 (130). С. 104–108.
9. Криштопов А.В., Щербаков А.В. Алгоритм коррекции амплитудно-фазового распределения системы антенна – обтекатель для обеспечения заданных характеристик направленности ФАР (АФАР) перспективных авиационных и космических РЛС // Радиофизические методы в дистанционном зондировании сред: Материалы 5-й Всерос. науч. конф., г. Муром, 26–28 июня 2012. Муром: МИ ВлГУ, 2012. С. 301–306.
10. Молодцов Г.А. и др. Формостабильные и интеллектуальные конструкции из композиционных материалов. М.: Машиностроение, 2000. 352 с.
11. Способ измерения потерь в обтекателе: пат. 2707392 Рос. Федерация, № 2019115819; заявл. 23.05.2019; опубл. 26.11.2019.
12. Якунов Н.М. и др. Моделирование элементов конструкций сложной геометрии трехмерными конечными элементами // Механика композиционных материалов и конструкций. 2011. № 1. С. 145–154.

Поступила в редакцию 19.06.26

После доработки 22.06.26

Принята к публикации 22.06.26

Application of Radio-Transparent Shells to Maintain the Reliability and Safety of the Energy Complex

E.R. ZHDANOV, O.S. KHARINA, A.V. KRYUKOV, AND D.S. STEPYNIN

RTU MIREA, Moscow

The paper addresses the mathematical modeling of the design and manufacturing of shell-type protective elements for antenna systems made of multilayer radio-transparent composite materials used at power infrastructure facilities. An analysis of the mathematical models used to estimate such structures is presented, and governing equations are selected to predict their strength, operational, and electrophysical characteristics. The proposed approach is aimed at optimizing design and manufacturing solutions, as well as enhancing the reliability and safety of energy facilities.

Composite material, anisotropy, fabrication methods, manufacturing technology, radiation pattern, antenna gain, dielectric radome

Влияние жесткости стрингерного набора на устойчивость овальной цилиндрической оболочки при комбинированном нагружении изгибающим моментом и поперечной силой

Л.П. ЖЕЛЕЗНОВ,
д-р техн. наук
(ФАУ «СибНИА
им. С.А. Чаплыгина»,
Новосибирск;
ФГБОУ ВО «СГУПС»,
Новосибирск)
zgeleznov@sibnia.ru

Решается задача прочности и устойчивости дискретно-подкрепленных некруговых цилиндрических оболочек при произвольном комбинированном нагружении методами конечных элементов и линеаризации Ньютона – Канторовича. Используются разработанные автором конечные элементы цилиндрических оболочек и подкреплений естественной кривизны, в аппроксимации перемещений которых в явном виде выделены их жесткие перемещения. Проведены результаты исследования влияния нелинейности деформирования, жесткости стрингерного набора на устойчивость некруговой цилиндрической оболочки при действии изгибающего момента и краевой поперечной силы в условиях нелинейного исходного напряженно-деформированного состояния.

Некруговые цилиндрические оболочки, дискретное подкрепление, нелинейное деформирование, устойчивость, метод конечных элементов, изгибающий момент, поперечная сила

В конструкциях современных летательных аппаратов широко используются фюзеляжи с некруговым поперечным сечением. Наиболее отчетливо данная тенденция проявляется при создании широкофюзеляжных самолетов повышенной пассажировместимости – «Боинг-777», А-380, «Экоджет» ($R > 3000$ мм). В рамках программы развития авиационной промышленности Российской Федерации предусмотрено проектирование новых магистральных широкофюзеляжных воздушных судов большой вместимости, что обуславливает актуальность настоящего исследования. Потеря устойчивости обшивки фюзеляжей подобных летательных аппаратов недопустима. В настоящее время методы расчета на прочность и устойчивость тонкостенных конструкций, учитывающие нелинейность исходного напряженно-деформированного состояния, остаются недостаточно развитыми.

Большинство исследований по устойчивости оболочек проведены аналитическими методами [1–4] без учета моментности и нелинейности исходного напряженно-деформированного состояния либо с использованием известных пакетов прикладных программ типа ANSYS и др., как правило, в линейной постановке и при раздельном действии внешних нагрузок [5–9]. Только в немногочисленных работах исследованы оболочки при нелинейном исходном напряженно-деформированном состоянии [10–12]. В данных работах рассматривались в основном относительно толстые оболочки ($R/h < 500$) и размерами радиуса кривизны меньше 2000 мм. В связи с этим разработка корректных и эффективных методов расчета как гладких, так и подкрепленных оболочечных конструкций, а также исследование устойчивости некруговых оболочек с геометрическими характеристиками, соответствующими параметрам отсеков широкофюзеляжных воздушных судов, в условиях неоднородного неосесимметричного нагружения представляет собой актуальную научно-техническую задачу.

В настоящей работе задача прочности и устойчивости подкрепленных продольным и поперечным наборами некруговых цилиндрических оболочек при произвольном нагружении решена методами конечных элементов и линеаризации Ньютона – Канторовича. Проведены результаты исследования влияния нелинейности деформирования, жесткости стрингерного набора на устойчивость подкрепленной овальной цилиндрической оболочки при действии изгибающего момента и краевой поперечной силы.

Рассмотрим в общем виде некруговую цилиндрическую оболочку, находящуюся под действием неоднородной краевой нагрузки в виде изгибающего момента M и поперечной силы Q (рис. 1).

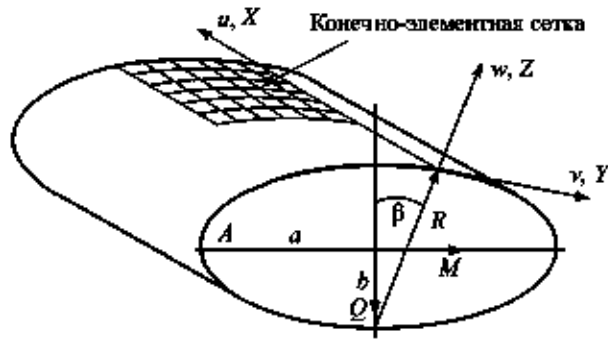


Рис. 1

Кратко изложим основные соотношения для конечных элементов некруговой цилиндрической оболочки и подкреплений. При выводе основных соотношений воспользуемся разработанным ранее алгоритмом [12–14].

Разобьем оболочку линиями главных кривизн по образующей на m , а по направляющей на n частей. Таким образом, оболочку представим набором $m \times n$ криволинейных прямоугольных конечных элементов. Используя билинейную аппроксимацию деформационных тангенциальных перемещений, бикубическую аппроксимацию для прогиба и выражения для перемещений элемента оболочки как жесткого целого [12], запишем выражения для полных перемещений точек конечного элемента:

$$\begin{aligned} u &= a_1 xy + a_2 x + a_3 y + a_4 + a_6 \psi_1 s + a_{20} \psi_2 c; \\ v &= a_5 xy + a_6 xc + a_7 y + a_8 (\psi_1 c + \psi_2 s) - a_{20} xs + a_{23} c - a_{24} s; \\ w &= a_9 x^3 y^3 + a_{10} x^3 y^2 + a_{11} x^3 y + a_{12} x^3 + a_{13} x^2 y^3 + a_{14} x^2 y^2 + a_{15} x^2 y + a_{16} x^2 + \\ &+ a_{17} xy^3 + a_{18} xy^2 + a_{19} xy + a_{20} xc + a_{21} y^3 + a_{22} y^2 + a_{23} s + a_{24} c + a_6 xs + a_8 (\psi_1 s - \psi_2 c); \\ c &= \cos \beta; s = \sin \beta; \psi_1 = \int R s d\beta; \psi_2 = -\int R c d\beta. \end{aligned} \quad (1)$$

В матричной форме (1) имеет вид

$$\tilde{u} = Pa, \quad (2)$$

где $\tilde{u} = \{u, v, w\}^T$ – вектор перемещений точек срединной поверхности конечного элемента; $a = \{a_1, \dots, a_{24}\}^T$ – вектор неизвестных коэффициентов полиномов; P – матрица связи порядка (3×24) , элементами которой являются множители при коэффициентах a_i в функциях (1). Выражая коэффициенты a_i через узловые неизвестные, получаем

$$a = B^{-1} \bar{u}, \quad (3)$$

где $\bar{u} = \{u_i, v_i, w_i, \vartheta_{1i}, \vartheta_{2i}, w_{xyi}, u_j, v_j, w_j, \vartheta_{1j}, \vartheta_{2j}, w_{xyj}, u_k, \dots, w_{xyk}, u_n, \dots, w_{xyn}\}^T$ – вектор узловых перемещений, углов поворотов и смешанных производных прогиба; B – матрица порядка (24×24) . Индексами x, y обозначено дифференцирование.

Подставляя выражение (3) в выражение (2), получаем зависимость перемещений точек элемента от узловых неизвестных:

$$\tilde{u} = PB^{-1} \bar{u}. \quad (4)$$

В каждом узле имеется шесть неизвестных, так что конечный элемент имеет 24 степени свободы.

Нелинейные соотношения Коши для деформаций и изменений кривизн срединной поверхности оболочки имеют вид [12]

$$e = e_l + e_n, \quad (5)$$

где

$$\begin{aligned} \mathbf{e}_l &= \{\varepsilon_1, \varepsilon_2, \varepsilon_3, \chi_1, \chi_2, \chi_3\}^T; \quad \mathbf{e}_n = \{\varepsilon_{1n}, \varepsilon_{2n}, \varepsilon_{3n}, 0, 0, 0\}^T; \\ \varepsilon_1 &= u_x; \quad \varepsilon_2 = k_2(v_\beta + w); \quad \varepsilon_3 = v_x + k_2 u_\beta; \\ \chi_1 &= -w_{xx}; \quad \chi_2 = k_2(k_2(v - w_\beta))_\beta; \quad \chi_3 = k_2(v - w_\beta)_x; \end{aligned} \quad (6)$$

$$\varepsilon_{1n} = \frac{1}{2} \vartheta_1^2 = \frac{1}{2} (w_x)^2; \quad \varepsilon_{2n} = \frac{1}{2} \vartheta_2^2 = \frac{1}{2} k_2^2 (v - w_\beta)^2; \quad \varepsilon_{3n} = \vartheta_1 \vartheta_2 = -k_2 w_x (v - w_\beta). \quad (7)$$

Индексами x, β обозначено дифференцирование.

Соотношения упругости для оболочки согласно работе [12] имеют вид

$$\mathbf{T} = D \mathbf{e}, \quad (8)$$

где $\mathbf{T} = \{T_1, T_2, T_3, M_1, M_2, M_3\}^T$ – вектор внутренних усилий и моментов; D – матрица упругих жесткостей:

$$D = \begin{bmatrix} B_{11} & B_{12} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ B_{12} & B_{22} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & B_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & D_{11} & D_{12} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & D_{12} & D_{22} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & D_{33} \end{bmatrix};$$

$$\begin{aligned} B_{11} &= B_{11} = Eh / (1 - \nu^2); \quad B_{12} = \nu B_{11}; \quad B_{33} = (1 - \nu) B_{11} / 2; \\ D_{11} &= D_{22} = Eh^3 / 12 (1 - \nu^2); \quad D_{12} = \nu D_{11}; \quad D_{33} = (1 - \nu) D_{11} / 2, \end{aligned} \quad (9)$$

где E – модуль упругости; ν – коэффициент Пуассона; h – толщина оболочки.

Рассмотрим элемент оболочки, на который действует система неоднородной поверхностной нагрузки $\mathbf{q} = \{q_1, q_2, q_3\}^T$, система контурных сил $\mathbf{R}_k = \{P_{1k}, P_{2k}, P_{3k}, M_{1k}, M_{2k}, M_{3k}\}^T$ и система локальных сил и моментов $\mathbf{R}_l = \{P_{1l}, P_{2l}, P_{3l}, M_{1l}, M_{2l}, M_{3l}\}^T$. Индексы «1», «2», «3» соответствуют направлениям осей X, Y, Z . В этом случае потенциальная энергия неподкрепленного конечного элемента имеет вид

$$\Pi = W - V, \quad (10)$$

где W – энергия деформации элемента; V – работа внешних сил.

Согласно работе [12]

$$\begin{aligned} W &= \frac{1}{2} \iint_s \mathbf{T}^T \mathbf{e} ds = \frac{1}{2} \iint_s (\mathbf{T}^T \mathbf{e}_l + \mathbf{T}^T \mathbf{e}_n) ds = \frac{1}{2} \iint_s (\mathbf{e}_l^T D \mathbf{e}_l + \mathbf{e}_l^T D \mathbf{e}_n + \mathbf{e}_n^T D \mathbf{e}_l + \mathbf{e}_n^T D \mathbf{e}_n) ds; \\ V &= \iint_s \mathbf{q}^T \mathbf{u} ds + \int_{l_k} \mathbf{R}_k^T \mathbf{u}_k dl_k + \mathbf{R}_l^T \bar{\mathbf{u}}_l; \quad \mathbf{u}_k = \{u, v, w, \vartheta_1, \vartheta_2, w_{xy}\}^T. \end{aligned} \quad (11)$$

Рассмотрим конечный элемент оболочки, подкрепленный шпангоутами и стрингерами. Положение стрингера фиксировано координатой y , положение шпангоута фиксировано координатой x . При выводе основных соотношений для подкреплений воспользуемся гипотезой плоских сечений: плоское сечение элемента подкрепления до деформации остается плоским и после деформации.

Запишем выражения перемещений произвольной точки поперечного сечения подкрепления (рис. 2):

$$\bar{u}_p = u_p + z \varphi_y; \quad \bar{v}_p = v_p + z \varphi_x + x \varphi_z; \quad \bar{w}_p = w_p - x \varphi_y, \quad (12)$$

где u_p, v_p, w_p – перемещения точек центра тяжести поперечного сечения элемента подкрепления в направлении осей X, Y, Z . На рис. 2 e_p – эксцентриситет центра тяжести поперечного сечения подкрепления; r_p – расстояние от центра кривизны оболочки до центра тяжести подкрепления; $\varphi_x, \varphi_y, \varphi_z$ – углы поворотов поперечного сечения вокруг осей X, Y, Z ; индексом $p = l$ обозначен стрингер, индексом $p = s$ – шпангоут.

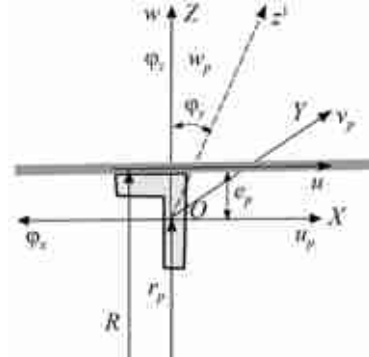


Рис. 2

Используя данные работы [8], запишем выражение для деформаций в произвольной точке поперечного плоского сечения элемента подкрепления

$$\bar{\varepsilon}_p = \varepsilon_p + x\chi_{px} + z\chi_{pz}, \quad p = l, s, \quad (13)$$

где

$$\begin{aligned} \varepsilon_p &= \frac{1}{r_p} w_p + \frac{1}{r_p} (v_p)_\beta + \frac{1}{2} (\varphi_x^2 + \varphi_z^2); \chi_{px} = \frac{1}{r_p} \left(-\frac{1}{r_p} (u_p)_{\beta\beta} + \frac{(r_p)_\beta}{r_p^2} (u_p)_\beta - \varphi_y \right); \\ \chi_{pz} &= \frac{1}{r_p} \left(\frac{1}{r_p} ((v_p)_\beta - (w_p)_{\beta\beta}) - \frac{(r_p)_\beta}{r_p^2} (v_p - (w_p)_\beta) \right). \end{aligned} \quad (14)$$

Нормальные и касательные напряжения связаны с деформациями зависимостями

$$\sigma_p = E_c \bar{\varepsilon}_p; \quad \tau_p = G \chi_p; \quad G = \frac{1}{2(1+\nu)} E; \quad \chi_p = \frac{1}{r_p} (\varphi_y)_\beta + \varphi_z. \quad (15)$$

Запишем выражения для усилий и моментов элемента подкрепления:

$$T_p = \iint_s \sigma_p ds; \quad M_{px} = \iint_s \sigma_p x ds; \quad M_{pz} = \iint_s \sigma_p z ds; \quad M_{py} = \iint_s \tau_p \rho ds, \quad (16)$$

где ρ – расстояние от центра тяжести поперечного сечения до произвольной точки поперечного сечения элемента подкрепления.

Интегрируя, получаем выражения для усилий и моментов:

$$\begin{aligned} T_p &= C \varepsilon_p; \quad M_{px} = C_x \chi_{px} + C_{xz} \chi_{pz}; \quad M_{pz} = C_z \chi_{pz} + C_{xz} \chi_{px}; \quad M_{py} = C_k \chi_p; \\ C &= EF; \quad C_x = EJ_x; \quad C_z = EJ_z; \quad C_{xz} = EJ_{xz}; \quad C_k = EJ_k; \\ F &= \iint_s ds; \quad J_x = \iint_s x^2 ds; \quad J_z = \iint_s z^2 ds; \quad J_{xz} = \iint_s xz ds; \quad J_k = \iint_s \rho ds. \end{aligned} \quad (17)$$

Выразим перемещения точек центра тяжести элемента подкрепления через перемещения точек срединной поверхности элемента оболочки. Учитывая, что для элемента шпангоута $\varphi_y = \vartheta_1$,

а для элемента стрингера $\varphi_y = \vartheta_2$, получаем основные соотношения для конечных элементов подкреплений.

Согласно рис. 2 для элемента шпангоута имеем

$$\begin{aligned} u_s &= u + e_s \vartheta_1; v_s = v + e_s \vartheta_2; w_s = w; \\ \vartheta_1 &= -w_x; \vartheta_2 = \frac{1}{r_s} (v - w_\beta); \vartheta_3 = -\frac{1}{r_s} u_\beta. \end{aligned} \quad (18)$$

Подставляя формулы (18) в формулы (14), получаем

$$\begin{aligned} \varepsilon_s &= \frac{1}{r_s} (v_\beta + e_s (\vartheta_2)_\beta + w) + \frac{1}{2} (\varphi_x^2 + \varphi_z^2); \\ \chi_{sx} &= \frac{1}{r_s} \left(-\frac{1}{r_s} \left((u_{\beta\beta} + e_s (\vartheta_1)_{\beta\beta}) + \frac{(r_s)_\beta}{r_s^2} (u_\beta + e_s (\vartheta_1)_\beta) - \vartheta_1 \right) \right); \\ \chi_{sz} &= \frac{1}{r_s^2} (v_\beta + e_s (\vartheta_2)_\beta - w_{\beta\beta}) - \frac{(r_s)_\beta}{r_s^3} (v + e_s \vartheta_2 - w_\beta); \\ \chi_s &= \frac{1}{r_s} \left((\vartheta_1)_\beta - \frac{1}{r_s} (u_\beta + e_s (\vartheta_1)_\beta) \right); \varphi_y = \vartheta_1 = -w_x; \\ \varphi_z &= -\frac{1}{r_s} (u_\beta + e_s \vartheta_{1\beta}); \varphi_x = \frac{1}{r_s} (v + e_s \vartheta_2 - w_\beta). \end{aligned} \quad (19)$$

Для элемента стрингера имеем

$$\begin{aligned} u_l &= v + e_l \vartheta_2; v_l = u + e_l \vartheta_1; w_l = w; \vartheta_3 = -v_x; \\ \bar{\varepsilon}_l &= \varepsilon_l + x \chi_{lx} + z \chi_{lz}; \varepsilon_l = (v_l)_x + (\varphi_x^2 + \varphi_z^2)/2; \chi_{lx} = (\varphi_z)_x; \chi_{lz} = (\varphi_x)_x; \\ \chi_l &= (\varphi_y)_x; \varphi_x = -(w_l)_x; \varphi_z = -(u_l)_x; \varphi_y = \vartheta_2. \end{aligned} \quad (20)$$

Запишем выражения (17) в матричной форме

$$\mathbf{T}_p = D_p \mathbf{e}_p, \quad (21)$$

где $\mathbf{T}_p = \{T_p, M_{px}, M_{py}, M_{pz}\}^T$; $\mathbf{e}_p = \{\varepsilon_p, \chi_{px}, \chi_{pz}, \chi_p\}^T$ – вектор внутренних усилий и моментов и вектор деформаций и изменений кривизн элементов подкреплений ($p = s, l$); D_p – матрица упругих коэффициентов:

$$D_p = \begin{vmatrix} C & 0 & 0 & 0 \\ 0 & C_x & C_{xz} & 0 \\ 0 & C_{xz} & C_z & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C_k \end{vmatrix}.$$

Энергия деформации конечного элемента подкрепления имеет вид

$$W_p = \frac{1}{2} \int_{l_p} \mathbf{T}_p^T \mathbf{e}_p dl_p. \quad (22)$$

Запишем вариационное уравнение Лагранжа для конечного элемента подкрепленной оболочки:

$$\delta \Pi = \delta W + \delta W_p - \delta V = 0, \quad (23)$$

где δ – знак вариации.

Варьируя по узловым перемещениям конечного элемента, получаем систему нелинейных алгебраических уравнений относительно узловых перемещений конечного элемента. С учетом условия совместности узловых перемещений элементов и граничных условий получаем систему нелинейных алгебраических уравнений относительно узловых перемещений конечных элементов оболочки:

$$Ku' - Q = 0, \quad (24)$$

где K – матрица жесткости оболочки – получается суммированием матриц жесткости отдельных конечных элементов с использованием матрицы индексов [15]; Q – вектор обобщенных узловых сил оболочки.

Для решения системы (24) воспользуемся методом Ньютона – Канторовича [16], уравнение которого имеет вид

$$H(u'_n) \Delta = Q - G; u'_{n+1} = u'_n + \Delta, \quad (25)$$

где H – гессиан системы, элементами которого являются элементы второй вариации потенциальной энергии деформации подкрепленной оболочки; G – градиент потенциальной энергии деформации.

Решение системы (25) получаем следующим образом. Задаем небольшое значение параметра нагрузки. За нулевое приближение принимается решение линейной задачи. Выполняется итерационный процесс, обеспечивающий сходимость решения с заданной точностью. Далее нагрузка увеличивается. За нулевое приближение берется решение с предыдущего шага по нагрузке. Выполняется итерационный процесс и т. д. На каждой итерации решение системы линейных алгебраических уравнений находим методом Краута [17] с использованием $L^T DL$ разложения матрицы H на диагональную и две треугольные матрицы.

Определив компоненты вектора узловых перемещений u' , найдем все компоненты напряженно-деформированного состояния оболочки по формулам (8), (21). Критическая нагрузка определяется или как предельная по расходимости итерационного процесса при резком возрастании перемещений в отдельных узлах конечно-элементной сетки, или как бифуркационная с использованием энергетического критерия устойчивости, согласно которому равновесное состояние устойчиво, если $\delta^2\Pi > 0$. Это условие требует положительной определенности гессиана H или положительности всех диагональных элементов матрицы D в $L^T DL$ разложении матрицы H . Изменение какого-либо коэффициента матрицы D на противоположный означает потерю устойчивости оболочки. Это легко контролируется в вычислительном алгоритме без дополнительных затрат машинного времени. Определив критическую нагрузку, найдем форму потери устойчивости оболочки из решения системы $H\delta = 0$, где δ – вектор бифуркационных узловых перемещений. Для этого определяется одна линейно зависящая (вырожденная) строка матрицы H , соответствующая первому отрицательному элементу матрицы D . Элементы этой строки и соответствующего столбца матрицы H полагаются равными нулю. На место диагонального коэффициента заносится единица, а в правую часть системы переносится соответствующий столбец, умноженный на докритическое перемещение, соответствующее вырожденной строке. Из решения полученной таким образом системы и находится форма потери устойчивости оболочки. В случае предельной точки форма потери устойчивости оболочки находится из нелинейного исходного напряженно-деформированного состояния для нагрузки, близкой к предельной.

Рассмотрим консольно-закрепленную ($u = v = w = w_x = 0$), подкрепленную продольным (стрингерами) и поперечным (шпангоутами) наборами некруговую цилиндрическую оболочку овального поперечного сечения. Геометрия поперечного сечения данной оболочки близка к форме и размерам фюзеляжа самолета «Экоджет», образованного двумя парами дуг окружностей.

Основные формулы для расчета геометрических характеристик овала поперечного сечения оболочки – эквипериметрический радиус R_0 , малый r и большой R радиусы окружностей – приведены в работе [12]. В работе рассматривалась оболочка с параметром овальности $a/b = 1,2$. Оболочка нагружена

краевой нагрузкой в виде изгибающего момента M и поперечной силы Q , приложенных к свободному краю оболочки. Действие изгибающего момента заменим действием неоднородных по направляющей оболочки осевых усилий $T_1 = Mz_1h/J$ (z_1 – расстояние от точек контура оболочки до горизонтальной оси $A-A$; h – толщина оболочки; J – момент инерции площади поперечного сечения относительно оси $A-A$). Действие поперечной силы заменим статически эквивалентными ей касательными усилиями $T_3 = QS/J$, где S – статический момент отсеченной части поперечного сечения.

Оболочка длиной $L = 2500$ мм, толщиной $h = 2$ мм, радиусом $R_0 = 3000$ мм выполнена из материала Д16Т и подкреплена шестью равностоящими шпангоутами и 121 стрингером с шагом 157 мм. Стрингеры выполнены с z-образным поперечным сечением.

Жесткостные характеристики шпангоутов: площадь $F = 370$ мм²; моменты инерции поперечного сечения подкрепления относительно осей X и Z (см. рис. 2): $J_x = 687143$ мм⁴; $J_z = 31714$ мм⁴; момент кручения $J_k = 650$ мм⁴; эксцентриситет подкрепления относительно срединной поверхности обшивки $e = 90$ мм.

Жесткостные характеристики стрингеров приведены в табл. 1.

Таблица 1

Вариант жесткостных характеристик стрингеров	F , мм ²	J_x , мм ⁴	J_z , мм ⁴	J_k , мм ⁴	e , мм
1	0	0	0	0	0
2	46,3	1289,9	1926,6	8,5	7,50
3	79,5	4299,6	6083,2	22,9	10
4	103,5	7026,0	11471,9	46,0	12,5
5	119,0	8705,3	18354,0	52,2	15
6	207,0	14857,3	34785,3	238,6	17,5

В силу симметрии нагрузки рассматривалась 1/2 часть оболочки, получаемая продольным разрезом оболочки. Для расчета по линии разреза ставились условия симметрии ($v = 0$; $w_\varphi = 0$). Оболочка разбивалась конечно-элементной сеткой $m \times n = 30 \times 120$ (где m – число конечных элементов по образующей оболочки; n – число конечных элементов по направляющей), что обеспечивало сходимость решения по числу конечных элементов с погрешностью, не превышающей 5 %.

Примем следующие обозначения: $R_m = k_m/k_{m0} = M^*/M_0^*$, $R_\tau = k_\tau/k_{\tau0} = Q^*/Q_0^*$ – отношения критических изгибающего момента и поперечной силы при комбинированном нагружении оболочки к соответствующим критическим нагрузкам при раздельном нагружении; $k_m = M^*/M_0$, $k_\tau = Q^*/Q_0$, $k_{m0} = M_0^*/M_0$, $k_{\tau0} = Q_0^*/Q_0$, где M_0^* , Q_0^* – критические значения изгибающего момента и поперечной краевой силы при раздельном нагружении; $M_0 = \pi ERh^2/\sqrt{3(1-\nu^2)}$; $Q_0 = \pi RCS_b$ – верхние критические значения изгибающего момента и краевой поперечной силы для круговой цилиндрической изотропной оболочки; $C = 0,953$, $S_b = 0,74 \frac{Eh}{(1-\nu^2)^{5/8}} \left(\frac{h}{R}\right)^{5/4} \left(\frac{R}{L}\right)^{1/2}$ [18].

Все расчеты проводились при условии пропорционального нагружения, т. е. задавались некоторые значения нагрузок $M = \%(M_0)$ и $Q = \%(Q_0)$, определяемые процентными значениями от верхних критических нагрузок M_0 и Q_0 , и для них находились значения параметров критических нагрузок $k_n = M^*/M = Q^*/Q$; $k_m = M^*/M_0$; $k_\tau = Q^*/Q_0$.

В табл. 2 представлены варианты соотношений нагрузок $p_q = Q/Q_0$ и $p_m = M/M_0$.

Таблица 2

Значения параметров $p_q, p_m, \%$	Варианты соотношений нагрузок						
	1	2	3	4	5	6	7
p_q	0	26	50	71	87	97	100
p_m	100	97	87	71	50	26	0

В табл. 3 приведены значения параметра критической нагрузки k_n для линейного исходного (числитель) и нелинейного (знаменатель) состояний в зависимости от значения параметра p_q для различных значений параметра жесткости стрингеров оболочки J_x .

Таблица 3

$p_q, \%$	Жесткость стрингера $J_x, \text{мм}^4$					
	0	1290	4300	7026	8705	14857
0	0,7/0,6	2,0/1,8	2,5/2,3	3,1/2,4	3,3/2,4	3,6/2,5
26	0,7/0,7	2,0/1,7	2,5/2,3	3,0/2,3	3,3/2,4	3,7/2,5
50	0,8/0,7	2,1/1,7	2,7/2,3	3,2/2,6	3,5/2,4	4,2/2,9
71	1,0/0,9	2,3/2,1	3,0/2,6	3,6/2,7	4,0/2,8	4,7/3,2
87	1,3/1,2	3,0/2,9	3,8/3,6	4,6/3,8	5,0/3,7	5,9/4,4
97	1,7/1,6	4,4/4,5	5,7/5,6	6,7/6,1	7,6/6,4	8,8/7,3
100	2,6/2,6	7,0/6,6	10,9/10,1	14,0/11,7	15,7/13,1	17,2/12,6

В табл. 4 приведены результаты исследования влияния нелинейности исходного состояния ($\Delta = (k_{nl} - k_{ли})/k_{ли} 100 \%$) на значения параметра k_n в зависимости от параметра p_q для различных значений параметра жесткости стрингеров оболочки J_x , где индекс l обозначает линейное решение, индекс n – нелинейное.

Таблица 4

$p_q, \%$	Жесткость стрингера $J_x, \text{мм}^4$					
	0	1290	4300	7026	8705	14857
0	-12,57	-10,42	-10,41	-21,49	-28,28	-30,03
26	-12,67	-14,75	-10,41	-25,27	-26,50	-31,74
50	-12,60	-16,83	-12,61	-20,77	-31,75	-30,03
71	-12,61	-12,59	-14,73	-25,31	-30,01	-33,40
87	-3,50	-3,52	-3,54	-16,27	-26,48	-26,48
97	-8,19	1,35	-1,12	-9,29	-16,82	-16,82
100	1,35	-5,89	-8,19	-16,45	-16,82	-26,51

Согласно анализу данных табл. 3 с увеличением параметра жесткости стрингеров и ростом параметра p_q оболочки критические значения параметра нагрузки возрастают. Это объясняется тем, что жесткость подкреплений оболочки в большей степени влияет на критическую нагрузку поперечной силы, чем на критический изгибающий момент.

Из табл. 4 следует, что нелинейность исходного состояния значительно понижает критические значения параметра нагрузки (в пределах 20...40 %), причем наибольшее влияние нелинейности наблюдается для нагрузки с преимущественным действием изгибающего момента ($p_q < 50 \%$). С ростом параметра жесткости стрингеров J_x влияние нелинейности также возрастает независимо от соотношений параметра p_q .

На рис. 3 представлена зависимость параметра критического момента k_m от параметра жесткости стрингеров J_x для различных значений параметра p_q . Пунктирные кривые соответствуют линейному моментному напряженно-деформированному состоянию, сплошные кривые – нелинейному исходному. Цифрами на графике обозначены варианты соотношения нагрузок, изгибающего момента и поперечной силы согласно табл. 2.

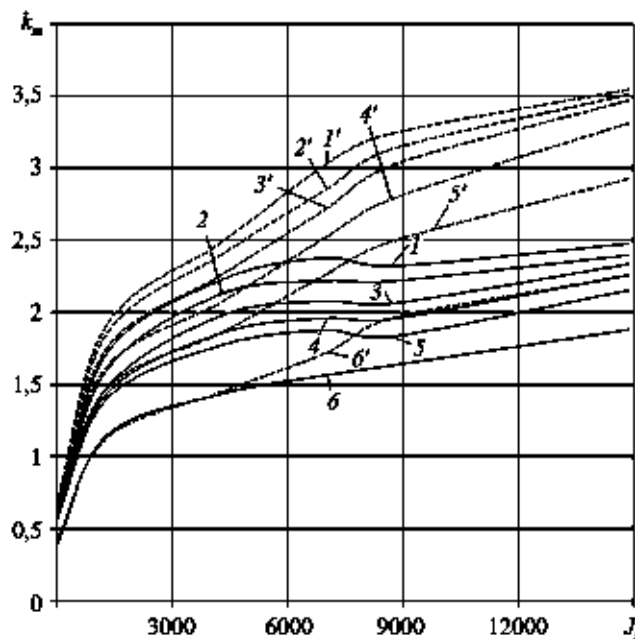


Рис. 3

Согласно рис. 3 нелинейность снижает критические значения изгибающего момента k_m во всем диапазоне изменения параметра J_x и для всех значений параметра поперечной силы p_q , причем с ростом параметра жесткости стрингеров влияние нелинейности повышается. С увеличением параметра J_x темпы роста критических значений параметра k_m снижаются, наибольший рост k_m наблюдается для значений $J_x < 1500 \text{ мм}^4$, что обусловлено сменой формы потери устойчивости оболочки с общей формы (рис. 4, а) для малых значений жесткости J_x на локальную форму потери устойчивости (между стрингерами) для больших значений J_x (рис. 4, б). Кроме того, при значениях $J_x > 7000 \text{ мм}^4$ происходит смена места потери устойчивости от района заделки (см. рис. 4, б) к нагруженному краю оболочки (рис. 4, в).

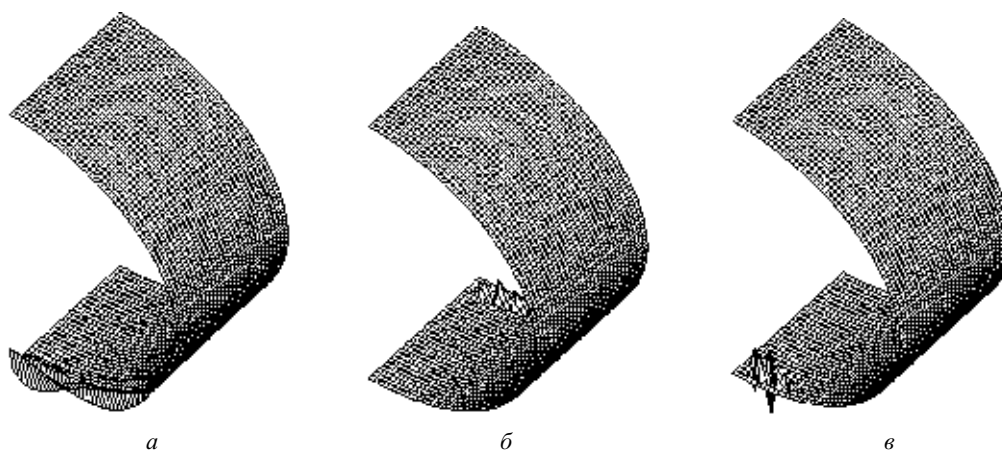


Рис. 4

На рис. 5 представлена зависимость параметра k_τ от параметра J_x для различных значений параметра поперечной силы p_q . Цифры на графике соответствуют вариантам соотношения нагрузок, изгибающего момента и поперечной силы согласно табл. 2.

Как следует из рис. 5, нелинейность и в данном случае снижает критические значения поперечной силы k_τ во всем диапазоне изменения параметра жесткости стрингеров J_x и для всех вариантов соотношения внешних нагрузок. Здесь также наблюдается снижение интенсивности роста параметра k_τ для больших значений параметра жесткости стрингеров. Нелинейность также снижает критическую поперечную

силу (параметр k_t). Наибольшее влияние нелинейности на параметр критической поперечной силы наблюдается при больших значениях параметра J_x и действии только поперечной силы (кривые 1).

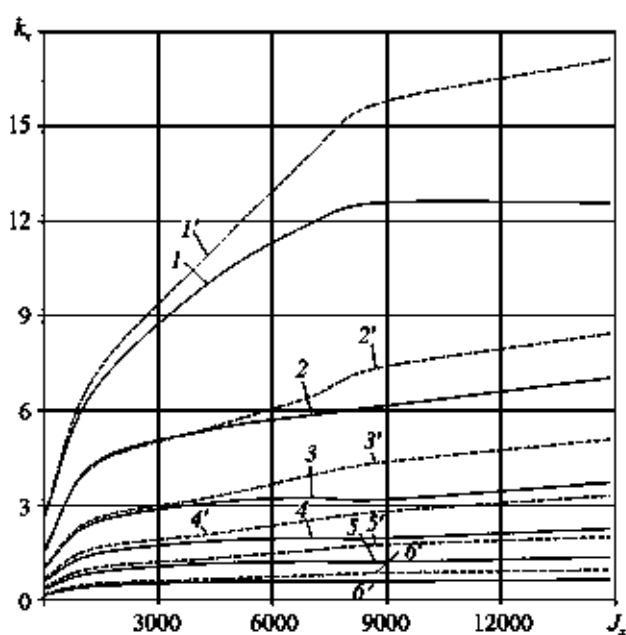


Рис. 5

На рис. 6 представлены кривые взаимодействия $R_t(R_m)$ критических значений поперечной силы и изгибающего момента для различных значений параметра жесткости стрингеров J_x при нелинейном (сплошные кривые) и линейном (пунктирные кривые) исходном напряженно-деформированном состоянии. Цифрами на графике отмечены варианты жесткостей стрингерного набора согласно табл. 2.

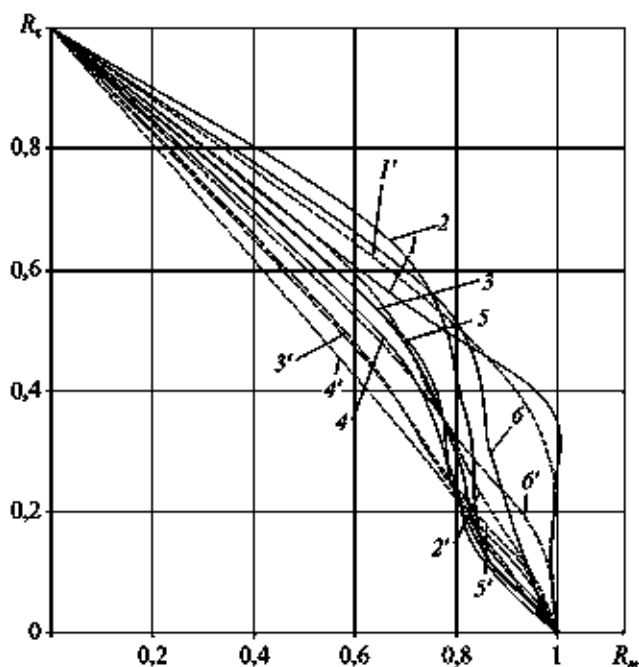


Рис. 6

Из рис. 6 следует, что кривые взаимодействия имеют преимущественно выпуклую форму, что в первую очередь характерно для расчетных случаев, реализованных в рамках линейной постановки исходного напряженно-деформированного состояния.

Нелинейность исходного напряженно-деформированного состояния увеличивает выпуклость кривых для значений $R_m < 0,8$. При возрастании значений параметра R_m выпуклость кривых уменьшается, причем в отдельных расчетных случаях, соответствующих нелинейному исходному напряженно-деформированному состоянию, кривые становятся вогнутыми.

Приведем зависимости критических значений параметров k_m , k_τ для различных вариантов (см. табл. 2) жесткости стрингеров J_x в зависимости от параметров p_q (поперечной силой) для k_m , а также p_m (изгибающего момента) для k_τ , при линейном (рис. 7, а) и нелинейном (рис. 7, б) исходном напряженно-деформированном состоянии. Пунктирные кривые соответствуют параметру k_τ , сплошные кривые – параметру k_m .

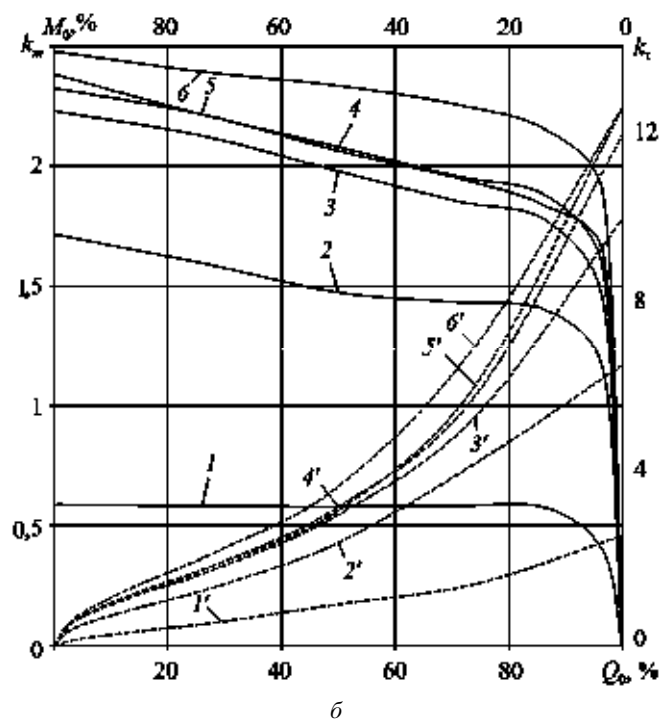
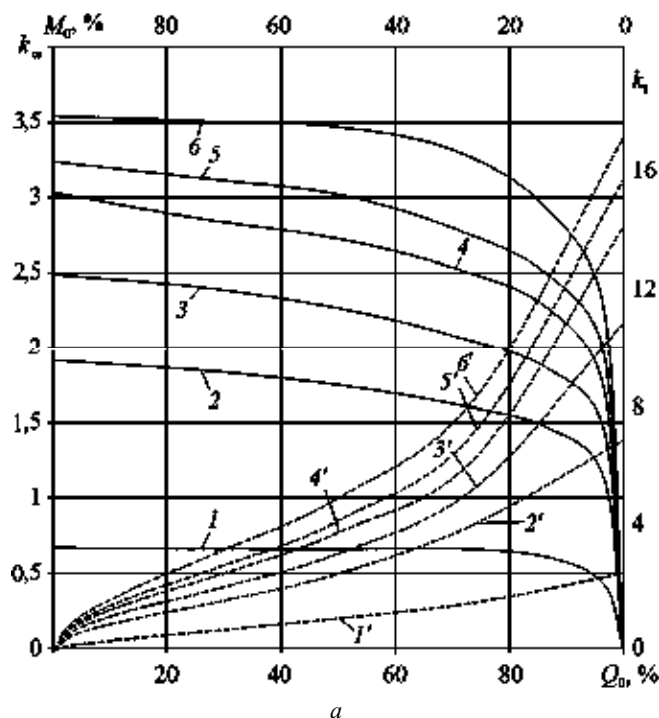


Рис. 7

Из рис. 7 следует, что жесткость стрингеров оболочки в большей степени влияет на значение критического момента, чем на значения критической поперечной силы, независимо от соотношения внешних нагрузок, определенных параметрами p_m, p_q . Зная значение параметра p_m или p_q , по рис. 7 можно вычислить значения параметра критического момента k_m и критической поперечной силы k_τ .

Формы потери устойчивости оболочки при различных значениях параметра жесткости стрингеров для параметра $p_m = 0,5$ приведены на рис. 8: а – $J_x = 0 \text{ мм}^4$; б – $J_x = 4299 \text{ мм}^4$.

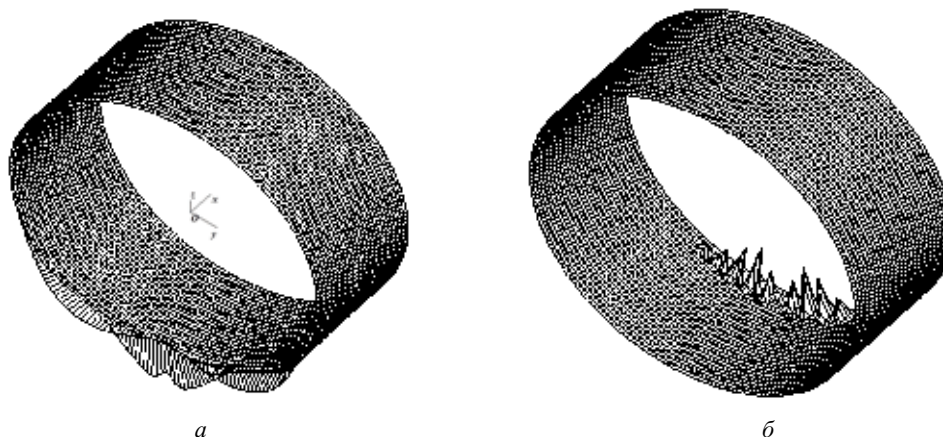


Рис. 8

Для большинства рассмотренных значений жесткости стрингеров форма потери устойчивости носит локальный характер, что проявляется в потере устойчивости обшивки оболочки в нижней части между стрингерами и шпангоутами под действием максимальных продольных усилий. При малых значениях жесткости $J_x < 1000 \text{ мм}^4$ форма потери устойчивости приобретает общий характер, выражающийся в образовании продольных складок в нижней части оболочки, в зоне приложения внешней нагрузки.

Таким образом, в результате проведенного исследования можно сделать следующие выводы.

С увеличением параметра жесткости стрингеров J_x , а также с ростом параметра поперечной силы p_q критические значения параметра нагрузки возрастают. Это объясняется тем, что жесткость стрингеров в большей степени влияет на критическую нагрузку поперечной силы, чем на критический изгибающий момент.

Нелинейность снижает критические значения параметра изгибающего момента k_m во всем диапазоне изменения параметра J_x и для всех значений параметра p_q . С увеличением параметра J_x темпы роста критических значения параметра k_m снижаются, наибольший рост k_m наблюдается для значений $J_x < 1500 \text{ мм}^4$.

Характер влияния жесткости стрингеров на критические значения параметра поперечной силы k_τ аналогичен ее влиянию на параметр k_m .

Кривые взаимодействия $R_\tau(R_m)$ характеризуются выпуклой формой. Нелинейность исходного напряженно-деформированного состояния, как правило, увеличивает выпуклость кривых.

Формы потери устойчивости зависят как от соотношения параметров изгибающего момента и поперечной силы, так и от жесткости стрингеров. При высоких значениях жесткости стрингеров потеря устойчивости оболочек носит локальный характер, проявляющийся в образовании локальных вмятин обшивки между стрингерами и шпангоутом в зоне заделки. При малых значениях жесткости форма потери устойчивости становится общей, что выражается в возникновении глобальных вмятин в области приложения внешней нагрузки.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Махмуди Г.М. Об одном методе исследования устойчивости цилиндрических оболочек переменной толщины при поперечном изгибе // Естественные и технические науки. 2015. № 6 (84). С. 539–542.

2. Мочалин А.А. Об устойчивости конструктивно-ортотропной неоднородной цилиндрической оболочки от неравномерной радиальной нагрузки при различных краевых условиях // Актуальные проблемы гуманитарных и естественных наук. 2014. № 12-1. С. 16–21.
3. Колесников А.Г., Спасских И.А. Применение методики Г.А. Гениева, Н.С. Чаусова для исследования устойчивости пологих оболочек // Вестник МГСУ. 2022. № 4. С. 454–462.
4. Окладникова Е.В., Кондратьева Л.Н. Аналитическое исследование устойчивости трехслойных оболочек с изломами поверхности // Строительство и природообустройство: Сб. науч. тр. Благовещенск: Дальневосточный ГАУ, 2015. Вып. 2. С. 90–95.
5. Адегова Л.А., Щербинина А.Е. Влияние на потерю устойчивости цилиндрической оболочки ориентации укладки слоев композиционного материала // Научный журнал строительства и архитектуры. 2022. № 4 (68). С. 11–19.
6. Ванин Г.А., Семенов Н.П., Емельянов Р.Ф. Устойчивость оболочек из армированных материалов. Киев: Наукова думка, 1978. 211 с.
7. Бакулин В.Н., Гусев Е.Л., Марков В.Г. Методы оптимального проектирования и расчета композиционных конструкций. В 2 т. М.: Физматлит, 2008. Т. 1. Оптимальное проектирование конструкций из композиционных и традиционных материалов. 256 с.
8. Кармишин А.В. и др. Статика и динамика тонкостенных оболочечных конструкций. М.: Машиностроение, 1975. 376 с.
9. Гуменова Х.С. Устойчивость ортотропной эллипсоидальной оболочки в переменном температурном поле // Вестник Казанского технологического университета. 2013. № 20. С. 69–70.
10. Дмитриев В.Г. Численный анализ особенностей упругопластического деформирования неоднородных оболочек вращения в области больших перемещений и углов поворотов нормали // Ученые записки ЦАГИ. 2023. № 1. С. 76–88.
11. Бакулин В.Н., Волков Е.Н., Симонов А.И. Динамическая устойчивость цилиндрической оболочки при действии переменного по оси внешнего давления // Изв. вузов. Авиационная техника. 2017. № 4. С. 28–32.
12. Бойко Д.В., Железнов Л.П., Кабанов В.В. Исследование нелинейного деформирования и устойчивости подкрепленных эллиптических цилиндрических оболочек при комбинированном нагружении изгибающим моментом и поперечной силой // Известия Российской академии наук. Механика твердого тела. 2011. № 5. С. 130–136.
13. Железнов Л.П., Кабанов В.В. Исследование нелинейного деформирования и устойчивости некруговых цилиндрических оболочек при осевом сжатии и внутреннем давлении // Прикладная механика и техническая физика. 2002. № 4. С. 155–160.
14. Железнов Л.П., Кабанов В.В. Алгоритм исследования нелинейного деформирования и устойчивости круговых цилиндрических оболочек с начальными несовершенствами формы // Прикладная механика и техническая физика. 1989. № 4. С. 143–148.
15. Постнов В.А., Хархурим И.Я. Метод конечных элементов в расчетах судовых конструкций. Л.: Судостроение, 1974. 341 с.
16. Канторович Л.В., Акилов Г.П. Функциональный анализ в нормированных пространствах. М.: Физматгиз, 1959. 684 с.
17. Уилкинсон Д., Райни К. Справочник алгоритмов на языке Алгол. Линейная алгебра. М.: Машиностроение, 1976. 389 с.
18. Кабанов В.В. Устойчивость неоднородных цилиндрических оболочек. М.: Машиностроение, 1982. 256 с.

Поступила в редакцию 20.03.26

После доработки 28.05.26

Принята к публикации 28.05.26

The Effect of the Rigidity of a Stringer Set on the Stability of an Oval Cylindrical Shell under Combined Bending Moment and Transverse Force Loading

L.P. ZHELEZNOV

SibNIA named after S.A. Chaplygin, Novosibirsk
SGUPS, Novosibirsk

In this paper, the problem of strength and stability of discretely reinforced non-circular cylindrical shells under arbitrary combined loading is solved by finite element methods and

Newton–Kantorovich linearization. The finite elements of cylindrical shells and reinforcements of natural curvature developed by the author are used, and their rigid displacements are explicitly highlighted in the approximation of their displacements. The results of a study of the effect of the nonlinearity of deformation and the rigidity of a stringer set on the stability of a non-circular cylindrical shell under the action of a bending moment and an edge transverse force under conditions of a nonlinear initial stress-strain state have been carried out.

Non-circular cylindrical shells, discrete reinforcement, nonlinear deformation, stability, finite element method, bending moment, transverse force

Влияние конструктивных параметров цельноповоротного стабилизатора на критическую скорость флаттера

М.А. КИСЕЛЕВ,

д-р техн. наук
(МГТУ ГА, Москва),

В.В. ОВЧИННИКОВ,

д-р техн. наук
(МГТУ им. Н.Э. Баумана,
Москва),

Ю.В. ПЕТРОВ,

д-р техн. наук
(МГТУ ГА, Москва)

m.kiselev@mstuca.ru

Представлена оценка влияния конструктивных параметров цельноповоротного стабилизатора на критическую скорость флаттера с помощью балочной упругой модели самолета. Вычисление аэродинамических характеристик самолета проводилось на основе гипотезы квазистационарности. В качестве исследуемых конструктивных параметров цельноповоротного стабилизатора рассматривались его крутильная жесткость, изгибающая жесткость и положение противифлаттерного груза. Представлены результаты расчета для самолета типа Як-130.

Аэроупругость, критическая скорость флаттера, балочная модель стабилизатора

В процессе проектирования и создания летательных аппаратов возникают различные проблемы, связанные с обеспечением безопасности полетов по условиям статической и динамической устойчивости. Эти сложнейшие аэроупругие задачи решаются как с использованием современных расчетных моделей, так и в ходе экспериментальных исследований.

Известно, что динамическая устойчивость определяется сложной системой взаимосвязанных аэродинамических, конструктивных и технологических характеристик летательного аппарата, а также параметрами набегающего потока. При моделировании явлений аэроупругости выделяют так называемые флаттирующие упругие тона собственных колебаний конструкции (обычно это низшие тона колебаний), которые и определяют ограничения по критической скорости флаттера V_{ϕ} летательного аппарата в целом. В процессе анализа причин возникновения флаттера конкретной аэродинамической и конструктивно-силовой компоновки летательного аппарата определяют упругие тона, при которых критическая скорость флаттера V_{ϕ} имеет минимальное значение.

Традиционно проблема флаттера рассматривалась преимущественно в контексте изгибно-крутильных колебаний несущих поверхностей (крыла или оперения) [1–7]. Однако внедрение новых конструктивных схем летательных аппаратов обусловило возникновение ранее не изученных аэроупругих явлений. В частности, для современных крупногабаритных летательных аппаратов с подкрыльевым расположением двигателей на пилонах характерно появление специфических «двигательных тонов», обусловленных слабодемпфированными колебаниями двигателей на упругих пилонах [8–10], которые зачастую и определяют динамическую устойчивость летательного аппарата. В случае применения цельноповоротных стабилизаторов для продольного управления самолетом в перечень флаттирующих тонов входят тона, обусловленные вращением стабилизатора (определяются податливостью привода), а также его изгибом и кручением [11, 12]. В связи с этим в статье представлены результаты оценки влияния конструктивных параметров цельноповоротного стабилизатора на критическую скорость флаттера летательного аппарата. Исследования проведены на примере самолета, параметры которого близки к характеристикам учебно-тренировочного самолета Як-130.

Задача решена с использованием математической модели, в которой реализована балочная упругая модель самолета, а его аэродинамические характеристики вычисляются с использованием гипотезы квазистационарности [1, 3, 13].

Балочная модель стабилизатора с приводом представлена на рис. 1.

Уравнения движения летательного аппарата по методу собственных форм в безразмерной форме в этом случае имеют вид [2, 3, 13]:

$$\mu(\ddot{\bar{q}} + 2\chi p\dot{\bar{q}} + p^2\bar{q}) = C^q\bar{q} + C^{\dot{q}}\dot{\bar{q}}, \quad (1)$$

где μ – безразмерная матрица инерции и обобщенных масс; χ – матрица коэффициентов демпфирования; p – матрица безразмерных собственных частот; C^q , $C^{\dot{q}}$ – матрицы коэффициентов аэродинамических

производных, зависящих от чисел Маха $M_\infty = \frac{V_\infty}{a_\infty}$ и Струхала $p^* = \omega \frac{b}{V_\infty}$ (где a_∞ – скорость звука; V_∞ – скорость полета летательного аппарата; ω – круговая частота собственных колебаний; b – характерный линейный размер); $\bar{q}$ – вектор-столбец параметров движения. Матрицы коэффициентов аэродинамических производных определялись в данной работе методом дискретных вихрей [13–19]. Расчет круговой частоты собственных колебаний проводился согласно методике, изложенной в работах [1–3].



Рис. 1

На первом этапе исследовалось влияние различных параметров конструкции стабилизатора на низшие частоты и формы собственных колебаний. Так, в табл. 1 приведены результаты расчетов шести низших частот собственных колебаний летательного аппарата при различной крутильной GJ_k^{ct} и изгибной EJ_i^{ct} жесткости балки, моделирующей консоль стабилизатора.

Таблица 1

Тон	Частота, Гц					
	GJ_k^{ct}	$0,8GJ_k^{ct}$	$1,2GJ_k^{ct}$	EJ_i^{ct}	$0,8EJ_i^{ct}$	$1,2EJ_i^{ct}$
Первый изгиб крыла	11,1	11,1	11,1	11,1	11,1	11,1
Совместный изгиб с вращением стабилизатора	19,6	19,6	19,7	19,6	19,6	19,6
Совместный вертикальный изгиб фюзеляжа с кручением стабилизатора	27,2	27,1	27,4	27,2	27,2	27,3
Кручение крыла	33,3	33,3	33,3	33,3	33,3	33,3
Второй изгиб крыла	39,3	39,3	39,3	39,3	39,1	39,3
Кручение стабилизатора	42,7	42,2	43,1	42,7	39,6	45,8

Полученные результаты свидетельствуют о том, что изменение изгибной и крутильной жесткости консолей стабилизатора оказывает влияние исключительно на упругие тона, связанные непосредственно с конструкцией стабилизатора, при этом изменение частоты собственных колебаний не превышает 7 %.

Исследовалось также влияние податливости привода (задается коэффициентом податливости C_ϕ^{ct}) на частоты и формы собственных колебаний. В качестве исходного (базового) значения коэффициента податливости привода стабилизатора летательного аппарата принято значение $C_\phi^{ct} = 6,78 \cdot 10^{-6}$ рад/Н·м. Абсолютно жесткому приводу соответствует $C_\phi^{ct} = 0$ рад/Н·м. Данные расчетов приведены в табл. 2.

Таблица 2

Номер тона	$C_\phi^{ct} = 6,78 \cdot 10^{-6}$ рад/Н·м	$C_\phi^{ct} = 0$ рад/Н·м	$C_\phi^{ct} = 3 \cdot 10^{-6}$ рад/Н·м	$C_\phi^{ct} = 10 \cdot 10^{-6}$ рад/Н·м
	Частота, Гц / форма флаттера	Частота, Гц / форма флаттера	Частота, Гц / форма флаттера	Частота, Гц / форма флаттера
1	11,4 / первый изгиб крыла	11,1 / первый изгиб крыла	11,1 / первый изгиб крыла	11,1 / первый изгиб крыла
2	19,6 / совместный изгиб с вращением стабилизатора	23,6 / вертикальный изгиб фюзеляжа с изгибом стабилизатора	22,4 / совместный изгиб с вращением стабилизатора	18,7 / совместный изгиб с вращением стабилизатора

Номер тона	$C_{\varphi}^{ст} = 6,78 \cdot 10^{-6}$ рад/Н·м	$C_{\varphi}^{ст} = 0$ рад/Н·м	$C_{\varphi}^{ст} = 3 \cdot 10^{-6}$ рад/Н·м	$C_{\varphi}^{ст} = 10 \cdot 10^{-6}$ рад/Н·м
	Частота, Гц / форма флаттера	Частота, Гц / форма флаттера	Частота, Гц / форма флаттера	Частота, Гц / форма флаттера
3	27,2 / совместный вертикальный изгиб фюзеляжа с кручением стабилизатора	33,3 / кручение крыла	31,3 / совместный вертикальный изгиб фюзеляжа с кручением стабилизатора	26,9 / совместный вертикальный изгиб фюзеляжа с кручением стабилизатора
4	33,3 / кручение крыла	36,9 / изгиб стабилизатора	33,3 / кручение крыла	33,3 / кручение крыла
5	39,3 / второй изгиб крыла	39,5 / второй изгиб крыла	39,4 / второй изгиб крыла	39,3 / второй изгиб крыла
6	42,7 / кручение стабилизатора	45,4 / кручение стабилизатора	45,9 / кручение стабилизатора	42,1 / кручение стабилизатора

Как видно (см. табл. 2), в диапазоне изменения податливости привода $3 \cdot 10^{-6} \dots 10 \cdot 10^{-6}$ рад/(Н·м) спектр низших собственных частот остается неизменным, наблюдается лишь несущественная вариация значений частот собственных колебаний. Принципиально иная ситуация наблюдается в случае допущения об абсолютной жесткости привода. При данном допущении вращательные тона, обусловленные подвижностью стабилизатора, отсутствуют, однако возникает новый упругий тон – изгиб стабилизатора.

Следующим этапом расчетных исследований являлся анализ влияния различных параметров конструкции стабилизатора на значение критической скорости флаттера. В этом случае решение матричного уравнения (1) находилось в виде $\bar{q} = \bar{q}_0 e^{\lambda \tau}$, где λ – некоторая комплексная величина; $\tau = \frac{tV_{\infty}}{b}$ – безразмерное время. Подставив данное выражение в уравнение возмущенного движения, после преобразований получим:

$$(\mu \lambda^2 + (2\mu \chi p - C^q) \lambda + \mu p^2 - C^q) \bar{q}_0 = 0. \quad (2)$$

Матричное уравнение (2) эквивалентно однородной системе линейных алгебраических уравнений относительно вектора-столбца параметров движения летательного аппарата $\bar{q}_0$. Такие системы могут иметь ненулевые решения только при равенстве нулю их определителя:

$$\det(\mu \lambda^2 + (2\mu \chi p - C^q) \lambda + \mu p^2 - C^q) = 0. \quad (3)$$

Решив уравнение флаттера (3) при некотором значении скорости полета V_{∞} , можно найти его комплексные корни $\lambda_n = \lambda_{n1} + i\lambda_{n2}$ ($n = 1, 2 \dots$). Движение по n -й собственной форме будет представлять собой гармонические колебания (граница флаттера), если соответствующий корень уравнения (3) является чисто мнимым: $\lambda_n = i p_{\varphi}^*$, где p_{φ}^* – в данном случае приведенная частота флаттера.

Как было указано, аэродинамические характеристики летательного аппарата являются функциями чисел Маха и Струхала. Следовательно, вычислить критическую скорость флаттера можно только на основе итерационного процесса, когда аэродинамические коэффициенты последовательно пересчитываются для каждого нового значения скорости полета.

Результаты расчетов приведены на рис. 2–6.

Проиллюстрируем изменение критической скорости флаттера V_{φ} в зависимости от относительной крутильной (рис. 2) и изгибной (рис. 3) жесткости модели консоли стабилизатора. Здесь: $GJ_{\kappa}^{ст.б}$, $EJ_{\eta}^{ст.б}$ – значения параметров базовой модели.

Как следует из рис. 2, 3, изменение жесткости стабилизатора оказывает существенное влияние на критическую скорость флаттера по тону совместного изгиба с вращением стабилизатора, который для рассматриваемого самолета является критическим.

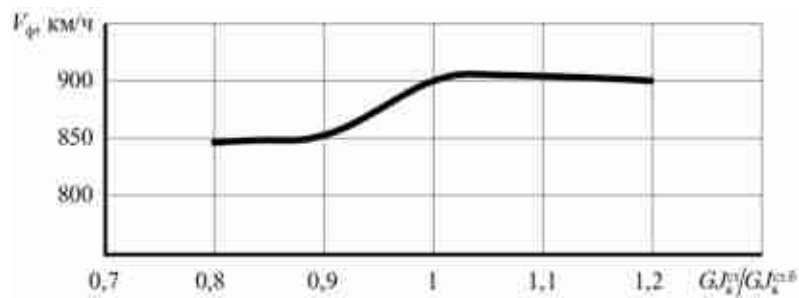


Рис. 2

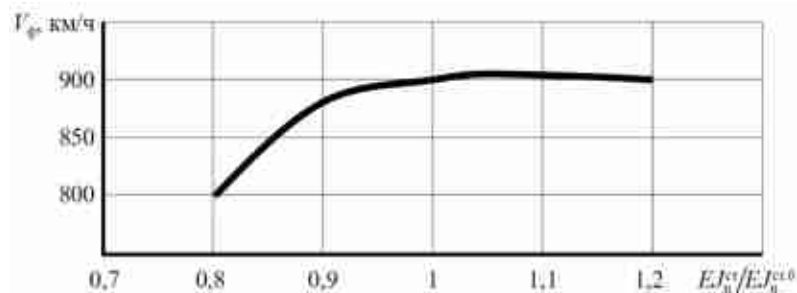


Рис. 3

На рис. 4 представлена зависимость критической скорости флаттера от коэффициента податливости привода $C_\phi^{ст}$. При значениях данного параметра, превышающих величину $C_\phi^{ст} = 6 \cdot 10^{-6}$ рад/Н·м, скорость V_ϕ практически не изменяется.

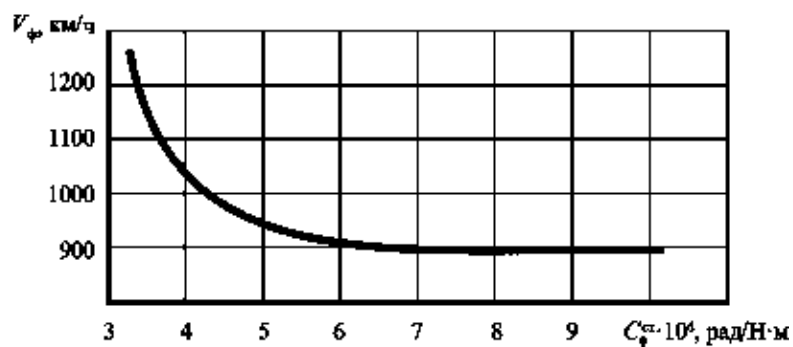


Рис. 4

На рис. 5 представлена зависимость критической скорости флаттера летательного аппарата V_ϕ от положения противоблаттерного груза массой $m_t = 7$ кг по размаху стабилизатора $\bar{l}$. Из представленной зависимости следует, что положительный эффект, т. е. рост V_ϕ , достигается только в случае расположения груза ближе к концевой части стабилизатора при $\bar{l} > 0,8$.

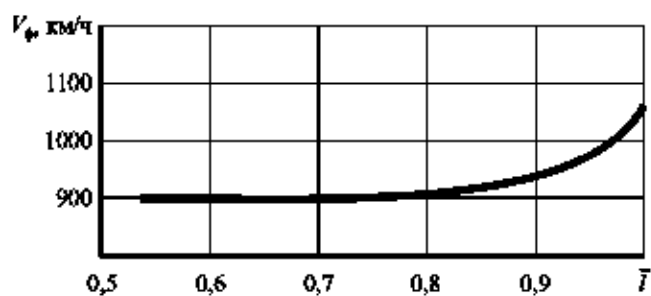


Рис. 5

На рис. 6 представлена зависимость критической скорости флаттера летательного аппарата V_{ϕ} от массы противоблаттерного груза для различных вариантов его размещения вдоль хорды стабилизатора. Сплошной линией показана зависимость V_{ϕ} от массы противоблаттерного груза m_r при его расположении на передней кромке стабилизатора, штриховой – при расположении груза на оси жесткости стабилизатора.

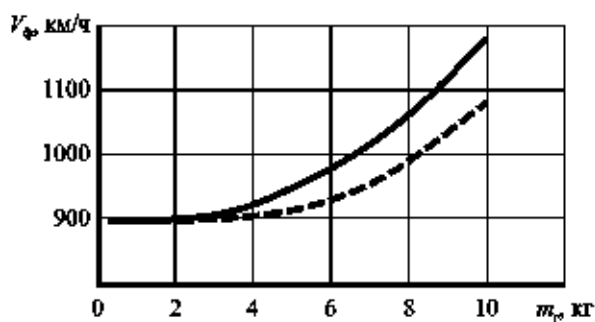


Рис. 6

Как следует из рис. 6, при расположении противоблаттерных грузов на передней кромке (впереди оси жесткости консоли стабилизатора) флаттерные характеристики элемента конструкции летательного аппарата улучшаются более интенсивно, по сравнению со случаем, когда противоблаттерные грузы располагаются на оси жесткости.

Отметим, что определяющим фактором изменения характеристик динамической устойчивости при установке противоблаттерного груза является «разведение» парциальных частот изгибных и крутильных колебаний консолей стабилизатора. Данное положение иллюстрируется рис. 7, где сплошная кривая отражает изменение собственной частоты f тона «совместный изгиб с вращением стабилизатора», а штриховая – тона «совместный вертикальный изгиб фюзеляжа с кручением стабилизатора». Положительный эффект, обусловленный расхождением парциальных частот изгибных и крутильных колебаний консолей стабилизатора, возрастает при увеличении массы противоблаттерного груза.

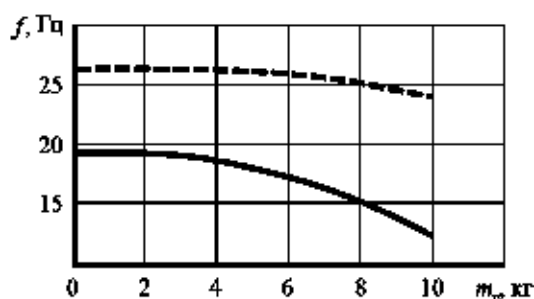


Рис. 7

Таким образом, в результате проведенного исследования можно сделать следующие выводы.

Одним из способов обеспечения требуемой критической скорости флаттера является варьирование жесткостных параметров консолей стабилизатора. Для самолета типа Як-130 существенно более выраженный положительный эффект наблюдается при увеличении изгибной жесткости стабилизатора. В частности, повышение изгибной жесткости консолей стабилизатора на 50 % приводит к росту критической скорости флаттера самолета на 10–12 %, тогда как аналогичное (на 50 %) увеличение крутильной жесткости консолей обеспечивает прирост V_{ϕ} лишь на 5–6 %.

Особенностью динамической компоновки самолета типа Як-130 является включение в число флаттирующих тона, обусловленного вращением стабилизатора. Согласно расчетам в таком случае существует некоторое рациональное значение коэффициента податливости привода, при превышении которого скорость V_{ϕ} практически не изменяется.

В процессе расчетных исследований проанализировано влияние положения противоблужтерного груза (по размаху и по хорде) на значение V_{ϕ} . Показано, что установка противоблужтерного груза массой 8 кг в носовой части стабилизатора на удалении $\bar{l} = 0,8$ приводит к увеличению V_{ϕ} на 15 %.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Феринг Г. Основы аэроупругости. М.: Машиностроение, 1984. 600 с.
2. Овчинников В.В., Петров Ю.В. Численные методы исследования аэроупругости летательных аппаратов. М.: ИД Академии Н.Е. Жуковского, 2017. 160 с.
3. Морозов В.И., Пономарев А.Т., Рысев О.В. Математическое моделирование сложных аэроупругих систем. М.: Физматлит, 1995. 736 с.
4. Иимуратов Ф.З., Кузьмина С.И., Мосунов В.А. Расчетные исследования трансзвукового блужтера // Ученые записки ЦАГИ. 1999. № 3-4. С. 151–162.
5. Наумов А.М., Домнина О.А. Исследование динамической устойчивости модели крыла в потоке воздуха // Инженерный журнал: наука и инновации. 2023. № 10. С. 1–16.
6. Андриевский Б.Р. и др. Крутильно-изгибный блужтер крыла: математические модели, исследование и предотвращение. Обзор // Дифференциальные уравнения и процессы управления. 2021. № 4. С. 116–191.
7. Гришанина Т.В., Рыбкина Н.М. К расчету блужтера прямого крыла большого удлинения в несжимаемом потоке с использованием нестационарной аэродинамической теории // Механика композитных материалов и конструкций. 2020. № 1. С. 43–57.
8. Киселев М.А., Овчинников В.В., Петров Ю.В. Влияние подвижности топлива в баках на усталостные характеристики элементов конструкции крыла тяжелого транспортного самолета // Изв. вузов. Авиационная техника. 2023. № 4. С. 15–20.
9. Киселев М.А., Овчинников В.В., Петров Ю.В. Влияние гироскопических систем демпфирования на аэроупругие колебания крупногабаритного самолета // Изв. вузов. Авиационная техника. 2025. № 1. С. 10–16.
10. Овчинников В.В., Петров Ю.В. Исследование влияния упругодиссипативных параметров подвески двигателя на пилоне под крылом на аэроупругие и прочностные характеристики самолета // Изв. РАН. Механика твердого тела. 2021. № 1. С. 119–128.
11. Николаев Е.И., Николаев С.Е., Воронков А.З. Учет сосредоточенных грузов в уравнениях изгиба лопасти в двух плоскостях и кручения // Изв. вузов. Авиационная техника. 2022. № 3. С. 43–48.
12. Парафесь С.Г., Туркин И.К. Об одном подходе к проектированию системы «руль – привод» с учетом требований аэроупругой устойчивости // Изв. вузов. Авиационная техника. 2020. № 1. С. 71–77.
13. Белоцерковский С.М., Скрипач Б.К., Табачников В.Г. Крыло в нестационарном потоке газа. М.: Наука, 1971. 767 с.
14. Гуляев В.В. и др. Расчет аэроупругих передаточных функций элементов летательного аппарата при колебаниях в сжимаемом потоке // Известия РАН. Механика твердого тела. 2009. № 3. С. 130–142.
15. Сумбатян М.А., Пискунов А.С. Развитие метода дискретных вихрей в сочетании с быстрым методом мультиполя в задачах гидродинамики // Вычислительная механика сплошных сред. 2024. № 1. С. 75–86.
16. Говорухин В.Н., Филимонова А.М. Анализ структуры плоских вихревых течений и их изменений во времени // Вычислительная механика сплошных сред. 2021. № 4. С. 367–376.
17. Дворак А.В., Ивенина Е.М., Филимонов С.В. Модифицированный метод дискретных вихрей для решения сингулярных интегральных уравнений на отрезке // Научный вестник МГТУ ГА. 2011. № 169. С. 103–106.
18. Faure T.M. et al. Flapping Wing Propulsion: Comparison between Discrete Vortex Method and Other Models // Physics of Fluids. 2022. Vol. 34. Iss. 3. Article № 034108.
19. Mondal P., Balakrishnan N. Discrete Vortex Method-Based Model for Ground-Effect Studies // AIAA Journal. 2014. Vol. 52. № 12. P. 2817–2828.

Поступила в редакцию 21.01.26

После доработки 11.02.26

Принята к публикации 11.02.26

Impact of Design Parameters of a Stabilator on Critical Flutter Speed

M.A. KISELEV¹, V.V. OVCHINNIKOV², AND YU.V. PETROV¹

¹ Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow

² Bauman Moscow State Technical University, Moscow

An assessment of the impact of design parameters of a stabilator on the critical flutter speed is presented using a beam structural model of the aircraft. Aerodynamic characteristics were calculated based on the quasi-steady-state hypothesis. The design parameters considered include torsional stiffness, bending stiffness, and the position of the anti-flutter weight. Numerical results for a Yak-130-type aircraft are presented.

Aeroelasticity, critical flutter speed, beam model of a stabilizer

Цифровой двойник антропоморфного манекена и моделирование механического поведения модернизированного композитного десантного отсека вертолета при аварийной ситуации

Р.Р. МИРХАЗОВ,
аспирант,
Р.Р. МИРХАЗОВ,
аспирант
(КНИТУ-КАИ, Казань),
С.А. ЛУКАНКИН,
д-р физ.-мат. наук,
Л.У. СУЛТАНОВ,
д-р физ.-мат. наук
(КФУ, Казань)
mir_ruslan@bk.ru

Разработана математическая модель антропоморфного манекена для симуляции испытаний кабин экипажа и пассажирских отсеков фюзеляжа летательных аппаратов при аварийных ситуациях. Проведена расчетная верификация модели при численном моделировании механического поведения композитного десантного отсека при аварийной посадке вертолета среднего класса.

Цифровой двойник, антропоморфный манекен, аварийная ситуация, вертолет, оценка пассивной безопасности, тарировочные испытания, метод конечных элементов

История применения антропоморфных испытательных манекенов для исследования воздействия высоких ударных нагрузок насчитывает около шести десятилетий. За этот период данные технические средства претерпели значительную эволюцию: от простейших жестких массогабаритных моделей человека, оснащенных единственным акселерометром, установленным в области головы (манекен Sierra Sam, 1949 г.), до высокотехнологичных конструкций, воспроизводящих анатомические особенности скелета, мышечной системы и внутренних органов человека (разработка компании «Форд», 2003 г.). В настоящее время стоимость одного манекена, применяемого в автомобильной промышленности для проведения краш-тестов, составляет около 200 тыс. дол., что представляет собой существенную долю общих затрат на испытание транспортного средства, достигающих приблизительно 750 тыс. дол. Компьютерное моделирование в рамках метода конечных элементов позволяет значительно сократить эти расходы, но требует разработки цифрового двойника антропоморфного манекена, что эквивалентно построению довольно сложных и тщательно верифицированных конечно-элементных моделей, имитирующих механическое поведение манекена при натурных испытаниях (краш-тестов).

Для определения условий, определяющих успешность проведения вычислительных экспериментов с цифровым двойником, т. е. параметров его «живучести», рассмотрим процедуру проведения натурных испытаний с реальным антропоморфным манекеном.

В настоящее время при проведении испытаний на фронтальное столкновение используются манекены типа Hybrid III, впервые предложенные фирмой «Дженерал Моторс» в 1976 г.

Согласно ГОСТ Р41.94–99 [1] при проведении испытаний используется антропоморфный манекен 50-го перцентиля (рис. 1), антропометрические параметры которого соответствуют среднестатистическому взрослому человеку ростом 168 см и массой тела 77 кг.



Рис. 1

В документе [2] приведены конструкция манекена, перечень контролируемых биомеханических параметров, а также методы проверки в процессе испытаний. В конструкции манекена использованы металлы (алюминий, бронза, сталь) и полимеры – делрин (разновидность износостойкой ацетатной резины), полиуретановый поропласт, винил, неопрен.

На рис. 2 показана схема калибровочных испытаний грудной клетки манекена. При тарировке манекен устанавливают в вертикальное положение и по грудной клетке ударяют импактором (ударной установкой) массой 23,36 кг со скоростью $6,71 \pm 0,12$ м/с. В задней части импактора устанавливается акселерометр, который позволяет определить его максимальное замедление.



Рис. 2

Перед проведением каждого краш-теста выполняется калибровка антропоморфного манекена. С этой целью манекен предварительно разбирают на отдельные узлы и проводят серию испытаний его основных компонентов. В частности, осуществляется сброс головы с регистрацией возникающих ускорений, определяются жесткостные характеристики шеи при изгибе и растяжении, исследуется динамическая реакция нижних конечностей при ударном воздействии на стопу, голень и бедро, а также контролируются кинематические параметры тазобедренного сустава. После завершения испытаний отдельных элементов манекен собирают и проводят ударное нагружение грудной клетки, в ходе которого оцениваются ее деформационные и энергопоглощающие характеристики.

Критериями травмобезопасности при испытаниях транспортных средств являются следующие величины (сохранено наименование, принятое в документе [2]).

1. НРС (Head Performance Criteria).

Критерий повреждаемости головы, определяется по формуле

$$\text{НРС} = (t_2 - t_1) \left[\frac{1}{t_2 - t_1} \int_{t_1}^{t_2} a dt \right]^{2,5},$$

где a – ускорение головы, измеренное в единицах ускорения свободного падения ($g = 9,81$ м/с²); t_1, t_2 – время начала и окончания записи процесса, с.

Согласно требованиям пассивной безопасности значение критерия повреждаемости головы (НРС) не должно превышать 1000. Кроме того, ускорение головы манекена не должно превышать 80 g в течение промежутка времени более 3 мс. Указанная длительность воздействия рассчитывается кумулятивно за весь период ударного взаимодействия, за исключением фазы отскока головы.

2. NIC (Neck Injury Criteria).

Критерий травмирования шеи оценивает значения сжимающей или растягивающей осевой и сдвиговой сил, замеренных в месте соединения головы и шеи манекена.

В зависимости от времени действия величины этих сил не должны превышать значений, приведенных на графиках (рис. 3). При этом изгибающий момент в соединении шеи и головы не должен превышать 57 Н·м.

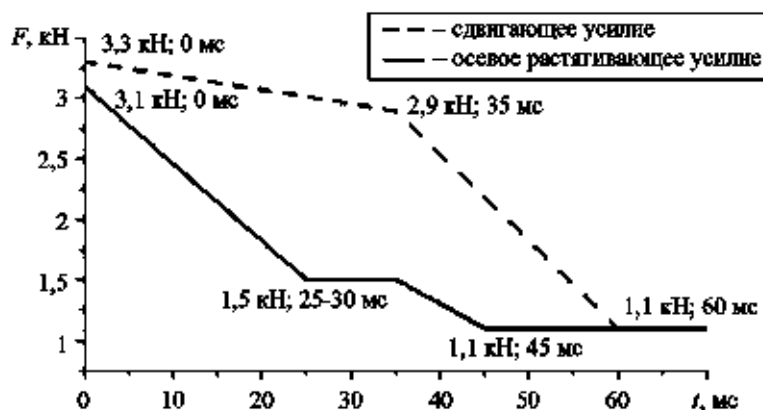


Рис. 3

3. ThCC (Thorax Compression Criterion).

Сжатие грудной клетки определяется по максимальному абсолютному значению деформации между грудиной и позвоночником. Сжатие грудной клетки не должно превышать 50 мм.

4. VC (Viscosity Criterion).

Критерий вязкости грудной клетки в момент времени t определяется выражением

$$VC_t = 1,3V_t C_t,$$

где $C_t = D_t / 0,229$ – сжатие во время t ; $V_t = \frac{8(D_{(t+\Delta t)} - D_{(t-\Delta t)}) - (D_{(t+2\Delta t)} - D_{(t-2\Delta t)})}{12\Delta t}$ – скорость смещения грудины в момент времени t . Здесь D_t – смещение грудины в момент времени t , м; Δt – временной интервал между измерениями смещения, с. Величина Δt не должна превышать 0,125 мс. Максимальное значение критерия VC не должно превышать 1 м/с.

5. FFC (Femur Force Criterion).

Критерий нагрузки на бедро; в зависимости от времени действия осевая нагрузка на бедро не должна превышать значений, задаваемых графиком (рис. 4).

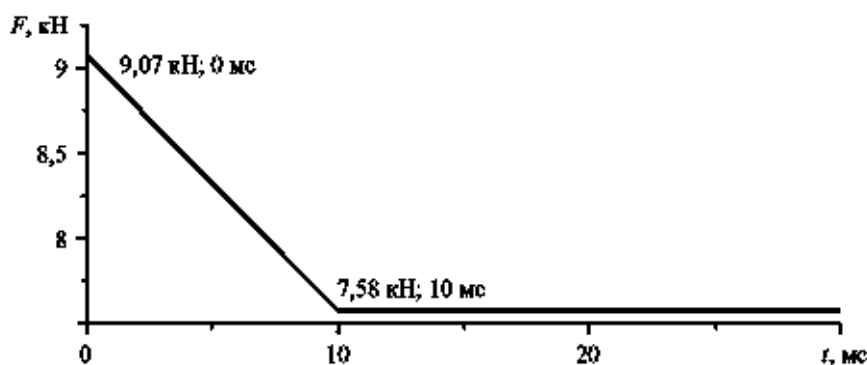


Рис. 4

6. TCFC (Tibia Compressive Criterion).

Критерий нагрузки на голень представляет собой сжимающую нагрузку на голень, которая не должна превышать 8 кН.

7. TI (Tibia Index).

Показатель травмирования голени, определяется соотношением

$$TI = |M_R / (M_C)_R| + |F_Z / (F_C)_Z|,$$

где $M_R = \sqrt{(M_X)^2 + (M_Y)^2}$; $(M_C)_R$ – критический изгибающий момент, равный 225 Н·м; F_Z – осевое сжимающее усилие по направлению оси Z ; $(F_C)_Z$ – критическое сжимающее усилие по направлению оси Z ; M_X , M_Y – изгибающие моменты вокруг осей X , Y .

Показатель травмирования голени рассчитывается для верхней и нижней точек каждой голени. Значения моментов M_X , M_Y измеряются в верхней и нижней точках голени. Усилие F_Z может быть измерено в любой из точек.

Показатель травмирования голени ни в одной из точек не должен превышать 1,3.

Приведенные параметры и их разрешенные диапазоны используются в численных экспериментах для оценки «живучести» цифрового двойника манекена, их значения и являются результатом вычислений.

Компьютерное моделирование испытаний по определению пассивной безопасности конструкций (например, автомобиля) в соответствии с современными требованиями предполагает использование сложных и тщательно верифицированных математических моделей цифрового двойника манекена.

Если не принимать во внимание различные термо- и аэродинамические эффекты, которыми при моделировании краш-тестов можно, как правило, пренебречь, в рамках метода конечных элементов задачу динамики конструкций можно описать системой уравнений:

$$M\ddot{u}(t) + C\dot{u}(t) + Ku(t) = R(t), \quad (1)$$

где M , C , K – матрицы масс, демпфирования и жесткости; R – вектор внешней узловой нагрузки; u , $\dot{u}$, $\ddot{u}$ – векторы узловых перемещений, скоростей и ускорений. Эффективность решения системы (1) в значительной мере определяется выбором метода интегрирования, а также алгоритмом расчета контактного взаимодействия. При моделировании высоконелинейных быстротекущих процессов в подавляющем большинстве коммерческих программных пакетов используется метод прямого явного интегрирования по времени методом центральных разностей [3] и та или иная модификация master-slave-алгоритма для поиска контактных зон в сочетании с методом штрафных функций для вычисления контактных сил [4].

В задачах рассматриваемого класса при определении внутренних сил (третий член в уравнении (1)) приходится учитывать физически нелинейное поведение материала – пластичность, гиперупругость, вязкоупругость, зависимость свойств материала от скорости деформирования и т. п. Полимерные материалы, используемые в конструкции антропоморфных манекенов, характеризуются вязкоупругими свойствами. Это означает, что после снятия внешней нагрузки они способны восстанавливать первоначальную форму, однако часть энергии, затраченной на их деформирование, необратимо рассеивается вследствие внутренних диссипативных процессов. Такое поведение материала моделируется введением гистерезиса в диаграмму зависимости «напряжения – деформации» [5]. В тензорном виде напряжения в точке тела можно записать как

$$\sigma = s + mp,$$

где s – девиатор тензора напряжений σ ; m – единичный тензор; p – среднее (гидростатическое) напряжение. Аналогично тензор деформации запишем в виде

$$\varepsilon = e + \frac{1}{3}m\theta,$$

где e – девиатор тензора деформаций ε ; θ – относительная объемная деформация.

Предполагается, что среднее напряжение изменяется по линейному закону:

$$p = K\theta,$$

где K – объемный модуль упругости, а вязкие свойства материала связываются со сдвиговыми компонентами девиатора тензора напряжений следующим образом:

$$s_{ij} = 2 \int_0^t G(t - \tau) \frac{\partial e_{ij}(\tau)}{\partial \tau} d\tau \quad (2)$$

посредством введения релаксационного модуля сдвига, зависящего от времени

$$G(t) = G_\infty + (G_0 - G_\infty)e^{-\beta t},$$

где G_0 – кратковременный модуль сдвига; G_∞ – длительный модуль сдвига; e – основание натурального логарифма; β – декремент затухания.

Таким образом, для задания свойств вязкоупругого материала требуется задать величины K , G_0 , G_∞ , β , которые являются справочными величинами или могут быть найдены экспериментально или численно.

Согласно перечню параметров, регистрируемых с использованием антропоморфного манекена, его цифровой двойник должен иметь геометрические и массо жесткостные характеристики, максимально соответствующие характеристикам реального образца. Разработка такого двойника для манекена типа Hybrid III впервые была использована фирмой «Дженерал Моторс» в 1976 г. и в настоящее время наиболее часто используется в расчетах. Однако указанная модель является сильно упрощенной. Задачей данного исследования является разработка полноценного цифрового двойника антропоморфного манекена, с требуемой точностью описывающего поведение «физического» объекта при натурных испытаниях.

При разработке цифрового двойника антропоморфного манекена его конструкция была представлена в виде совокупности оболочечных и объемных конечных элементов. При этом оболочечные элементы использовались для моделирования костных структур, тогда как трехмерные объемные элементы предназначались для имитации мышечной системы человека. Для моделирования внешних контактов манекена его поверхность покрывалась слоем оболочечных элементов. Массы агрегатов реального манекена учитывались как сосредоточенные.

Использовались три основных типа материалов – упругий, упругопластический (билинейный) и вязкоупругий. Для задания свойств дискретных элементов (пружин и демпферов) использовался ряд специальных материалов.

Суставы моделировались комбинацией цилиндрических и сферических шарниров, предусматривающих ограничение взаимных поворотов соединяемых частей.

С учетом высокой сложности и многопараметричности конечно-элементных моделей, а также того, что результаты численного моделирования служат основным источником данных при оценке пассивной безопасности, особое значение приобретает верификация физико-механических характеристик и параметров таких моделей. Для решения данной задачи целесообразно использовать процедуры калибровочных испытаний, применяемые для реальных антропоморфных манекенов. Верификация цифрового двойника может осуществляться сопоставлением значений параметров «живучести», полученных в ходе натурного эксперимента, с результатами компьютерного моделирования аналогичных воздействий на цифровой двойник манекена [6].

В качестве примера приведено моделирование в пакете LS-DYNA калибровочного испытания грудной клетки манекена. Схема таких испытаний показана на рис. 2.

В ходе испытания по манекену, зафиксированному в сидячем положении на горизонтальной стальной поверхности, наносится удар цилиндрическим импактором диаметром 152 мм и массой 23,36 кг со скоростью $6,71 \pm 0,12$ м/с. Акселерометр, установленный в задней части импактора, регистрирует его максимальное замедление в процессе соударения. На основании полученного значения определяется максимальная нагрузка, воздействующая на грудную клетку манекена, которая рассчитывается как произведение массы импактора на величину его максимального замедления. В соответствии с требованиями нормативной документации значение данной нагрузки не должно превышать 5894 Н.

Для оценки деформационных характеристик грудной клетки манекена используется потенциометр, установленный в области грудины. Данный датчик регистрирует ее перемещение относительно позвоночного столба вдоль направления, совпадающего с осью движения импактора в момент удара. Максимальная величина смещения грудины не должна превышать 87,6 мм.

Дополнительным критерием соответствия манекена требованиям калибровочных испытаний является значение гистерезиса диаграммы деформирования грудной клетки, построенной в координатах «сила – перемещение». Этот параметр должен находиться в диапазоне 69...85 %.

Модель цифрового двойника манекена (рис. 5) состоит из 9974 узлов, 12 дискретных, 30 балочных, 4201 оболочечных, 4665 объемных элементов и 22 элементов сосредоточенной массы. Части манекена соединены при помощи 20 цилиндрических и 14 сферических шарниров, а также 3 соединений, допускающих поступательное перемещение. Для 13 сферических и 9 цилиндрических шарниров заданы крутильные жесткости, параметры демпфирования и предельные углы поворота. Для отслеживания внутреннего контакта заданы 10 групп контактных поверхностей.



Рис. 5

На рис. 6 показано изменение скорости импактора в процессе удара.

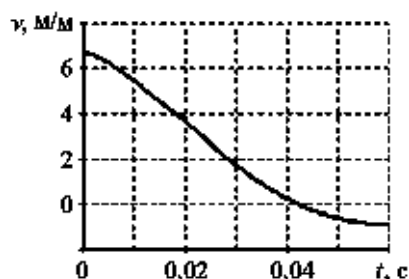


Рис. 6

В модуле импактора использовано 480 объемных конечных элементов из линейно-упругого материала. Закрепление узлов конечных элементов импактора допускает только его линейное перемещение по направлению удара. Опорная поверхность смоделирована недеформируемой плоскостью с коэффициентом трения 0,5.

Расчет процесса ударного взаимодействия выполнялся на временном интервале 100 мс. При этом активная фаза контакта импактора с манекеном продолжалась около 60 мс, что подтверждается характером изменения скорости импактора во времени (см. рис. 6). Общее число шагов по времени – 81885, т. е. средняя величина шага составила 1,22 мкс.

Полученная при расчете диаграмма ускорений (рис. 7) сильно «зашумлена» широким спектром высокочастотных высокоамплитудных гармоник. Для выделения фундаментального цикла был применен фильтр Баттерворта пятого порядка с частотой отсечки $f=20$ Гц, величина которой выбрана по методике [3]. Полученная таким образом величина максимального замедления $195,3 \text{ м/с}^2$ соответствует нагрузке на грудную клетку 4563 Н (рис. 8).

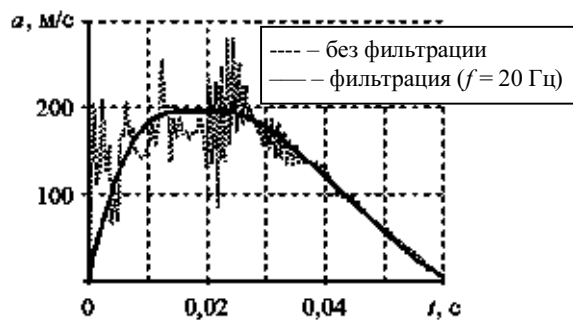


Рис. 7

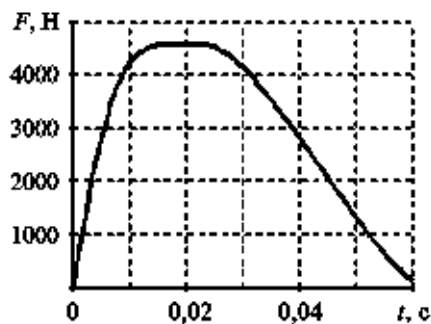


Рис. 8

Максимальное значение перемещения грудной клетки относительно позвоночника приведено на рис. 9.

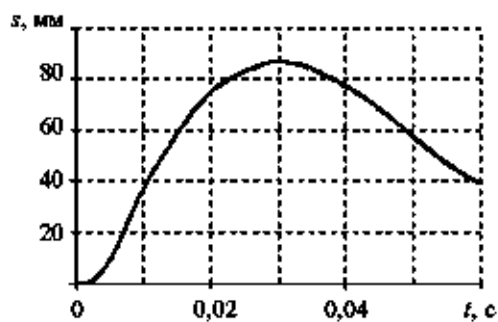


Рис. 9

Гистерезис диаграммы деформирования приведен на рис. 10 и находится в допустимых пределах – 75,3 %.

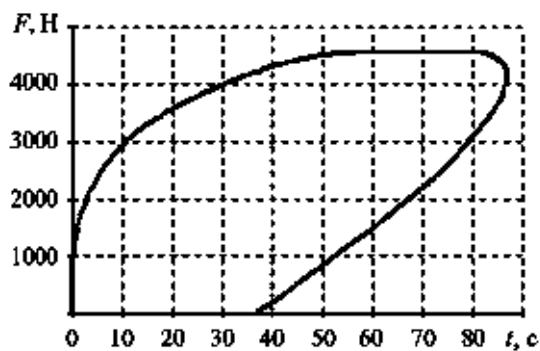


Рис. 10

На рис. 11 представлена пространственная модель цифрового двойника, размещенного в десантном кресле внутри композитного десантного отсека вертолета среднего класса.

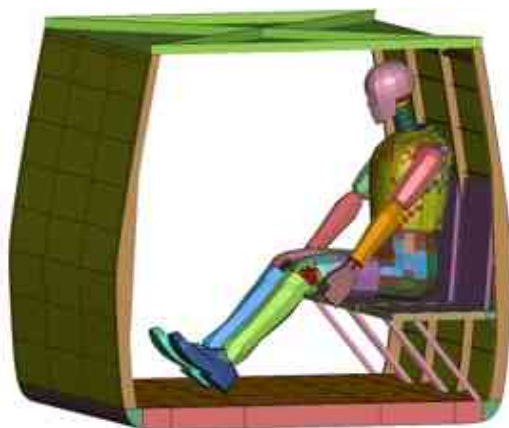


Рис. 11

Анализ полученных результатов показывает, что данные численного моделирования хорошо согласуются с результатами натурных испытаний. Это свидетельствует об адекватности разработанной конечно-элементной модели и подтверждает состоятельность концепции использования цифрового двойника антропоморфного манекена при проведении численных экспериментов.

Оценка травмобезопасности пассажиров вертолета при аварийных ситуациях является актуальной задачей [7]. Использование цифрового двойника манекена позволяет определить наиболее подходящие конструктивные решения всего десантного отсека вертолета при его модернизации или разработке и, в частности, конструкцию десантных кресел, обеспечивающих требования эксплуатационной безопасности [8].

Цифровой двойник был использован при компьютерном моделировании аварийной посадки вертолета среднего класса с модернизированным композитным десантным отсеком согласно нормам Авиационных правил. Ч. 29 [6] (см. рис. 11).

Для моделирования десантного отсека использовались конечно-элементные модели, воспроизводящие конструктивные особенности реального вертолета, в конструкции которого широко применяются композиционные материалы. Динамическое нагружение расчетной модели осуществлялось при начальной скорости соударения отсека совместно с размещенным внутри него цифровым манекеном (9,15 м/с).

Визуализация результатов двух численных экспериментов при использовании варианта десантного кресла без демпфирующих элементов представлена на рис. 12, с демпфирующими элементами – на рис. 13.

На рис. 14 представлены результаты второго варианта расчета, выполненного для кресла, оснащенного демпфирующими элементами. На графике показана зависимость ускорения головы манекена от времени.



Рис. 12



Рис. 13

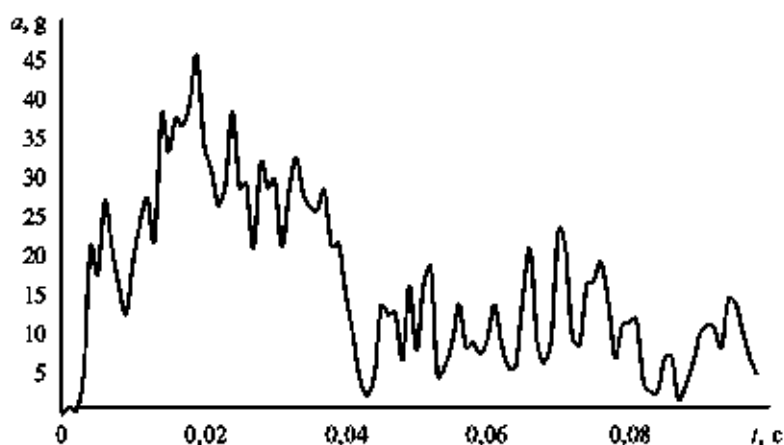


Рис. 14

Согласно результатам расчета (см. рис. 14) максимальное ускорение головы манекена достигает 45,5 g, что существенно ниже предельно допустимого значения, равного 80 g. Расчет критерия повреждаемости головы (НРС) показал значение 1617, что превышает допустимое значение 1000.

На рис. 15 представлен график изгибающих моментов.

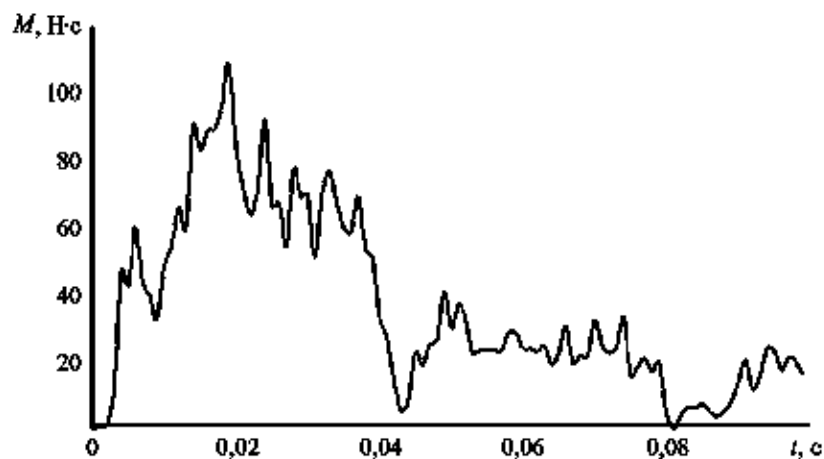


Рис. 15

Как следует из результатов (см. рис. 15), максимальное значение изгибающего момента в шейном отделе манекена составляет 109 Н·м, что почти в два раза превышает допустимый уровень, равный 57 Н·м. Полученные результаты подтверждают необходимость дальнейшей доработки конструкции десантного отсека вертолета.

Разработка и применение цифрового двойника антропоморфного манекена позволяют существенно повысить эффективность конструкторских работ при создании авиационной техники, а также снизить затраты на проведение натурных испытаний за счет переноса значительной части исследований в область вычислительного эксперимента. Внесение в перечень работ по разработке авиационной техники численных расчетов с использованием цифрового двойника антропоморфного манекена позволит обобщивать эксплуатационную безопасность разрабатываемой авиационной техники.

Работа выполнена в рамках государственного задания FZSU-2026-0008, регистрационный номер НИОКТР 126020516515-8.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. ГОСТ Р 41.94–99. Единообразные предписания, касающиеся официального утверждения транспортных средств в отношении защиты водителя и пассажиров в случае лобового столкновения. М.: Изд-во стандартов, 2001. 42 с.
2. Electronic Code of Federal Regulations (e-CFR). Title 49. Transportation. Subtitle B—Other Regulations Relating to Transportation. Chapter V. National Highway Traffic Safety Administration, Department of Transportation. Pt. 572. Anthropomorphic Test Devices [Electronical Resource]. URL: <https://www.law.cornell.edu/cfr/text/49/part-572> (дата обращения: 18.04.2026).
3. Park K.C., Underwood P.G. A Variable-Step Central Difference Method for Structural Dynamics Analysis. Part I. Theoretical Aspects // Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering. 1980. Vol. 22. Iss. 2. P. 241–258.
4. Бураго Н.Г., Кукуджанов В.Н. Обзор контактных алгоритмов // Известия Российской академии наук. Механика твердого тела. 2005. № 1. С. 45–87.
5. Herrmann L., Peterson F. A Numerical Procedure for Viscoelastic Stress Analysis // Proc. of the 7th Meeting of ICRPGM Mechanical Behavior Working Group, Oct. 7–9, 1968, Orlando, USA. Article № 177.
6. Авиационные правила. Часть 29. Нормы летной годности винтокрылых аппаратов транспортной категории [Электронный ресурс]. URL: <https://legalacts.ru/doc/aviatsionnye-pravila-chast-29-normy-letnoi-godnosti-vintokrylykh-apparatov/?ysclid=mlv42zwbvr366515229> (дата обращения: 18.04.2026).
7. Шевцов А.В. Анализ аварийных ситуаций, возникающих при взаимодействии воздушных и наземных транспортных средств // Изв. вузов. Авиационная техника. 2021. № 4. С. 200–204.
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.

Поступила в редакцию 18.05.26

После доработки 25.05.26

Принята к публикации 25.05.26

Digital Twin of an Anthropomorphic Dummy and Simulation of the Mechanical Behavior of a Modernized Composite Troop Compartment of a Helicopter in an Emergency Situation

R.R. MIRKHAZOV¹, R.R. MIRKHAZOV¹, S.A. LUKANKIN², AND L.U. SULTANOV²

¹ Tupolev Kazan National Research Technical University, Kazan

² Kazan Federal University, Kazan

A mathematical model of an anthropomorphic dummy was developed to simulate the tests of crew cabins and passenger compartments of aircraft fuselage in emergency situations. Computational verification of the model was carried out during numerical simulation of the mechanical behavior of a composite troop compartment during an emergency landing of a medium-class helicopter.

Digital twin, anthropomorphic dummy, emergency situation, helicopter, passive safety assessment, calibration tests, finite element method

О позиционировании дирижабля в условиях ветровых возмущений

Исследуется задача точного позиционирования транспортного дирижабля при воздействии ветровых возмущений. Построена нелинейная математическая модель пространственного движения дирижабля, учитывающая экспериментально полученные аэродинамические характеристики. С использованием программного комплекса «ДИН-Прогноз» выполнено имитационное моделирование дрейфа двух гипотетических дирижаблей – малого и большого – с двумя вариантами схемы оперения. Проведен анализ эффективности различных способов компенсации ветровых воздействий, включая использование рулей, маршевых и торцевых двигателей. Установлено, что применение комбинированных систем управления с использованием торцевых двигателей обеспечивает существенное повышение маневренности и снижение величины сноса. Вместе с тем показано, что обеспечение полной стабилизации дирижабля в узких пределах позиционирования требует либо значительной мощности двигательной установки, либо применения средств механической фиксации.

В.Т. ГРУМОНДЗ,
д-р физ.-мат. наук,
А.Б. ЛОГИНОВ,
канд. техн. наук,
Н.В. МАЙКОВА
(МАИ, Москва)
v.grumondz@gmail.com

Дирижабль, математическое моделирование, динамика полета, ветровая нагрузка, стабилизация, дрейф, система управления, ДИН-Прогноз

В настоящее время в мире наблюдается устойчивый рост интереса к воздухоплавательной технике. Активно исследуются перспективы ее развития на современном технологическом уровне, ведутся интенсивные работы по созданию дирижаблей нового поколения, предназначенных для решения актуальных технических задач [1–4]. Одним из значимых направлений в данной области является исследование динамики полета дирижабля, а также вопросов управления его движением, устойчивости и управляемости на различных участках траектории, прежде всего в режиме крейсерского полета. Указанные проблемы рассмотрены в работах [4, 6–14]. Вместе с тем современные тенденции развития воздухоплавательной техники обуславливают необходимость создания транспортных дирижаблей, способных обеспечивать длительное и достаточно точное позиционирование над площадками ограниченных размеров. Такая задача возникает при выполнении погрузочно-разгрузочных операций, передаче и приеме грузов, проведении мониторинга, а также ретрансляции сигналов, когда требуется удержание летательного аппарата в заданной области при наличии ветровых воздействий, изменяющихся по величине и направлению. В то же время работы по оценке поведения дирижабля в указанных условиях в настоящее время практически отсутствуют. В настоящей работе рассмотрена данная актуальная проблема, представляющая собой естественное продолжение исследований [6–11], связанных с вопросами аэромеханики и динамики полета дирижабля.

Для описания движения дирижабля воспользуемся системой динамических и кинематических уравнений, записанных в связанной системе координат [6]. Ввиду статической устойчивости дирижабля по крену (предполагается нижняя центровка), уравнения рассматривались отдельно для продольного и бокового движения при допущении $\gamma = 0$, $\omega_x = 0$. Динамические уравнения продольного движения в вертикальной плоскости имеют вид [6]:

$$\begin{aligned} (m + \lambda_{11}) \frac{dV_x}{dt} - m y_c \frac{d\omega_z}{dt} - (m + \lambda_{22}) V_y \omega_z - (m x_c + \lambda_{26}) \omega_z^2 &= (\rho g U - G) \sin \vartheta + P_x - c_x q S; \\ (m + \lambda_{22}) \frac{dV_y}{dt} + (m x_c + \lambda_{26}) \frac{d\omega_z}{dt} + m V_x \omega_z - m y_c \omega_z^2 &= (\rho g U - G) \cos \vartheta + P_y + c_y q S; \\ (J_z + \lambda_{66}) \frac{d\omega_z}{dt} + (m x_c + \lambda_{26}) \frac{dV_y}{dt} - m y_c \frac{dV_x}{dt} + m x_c V_x \omega_z + m y_c V_y \omega_z &= \\ = G (y_c \sin \vartheta - x_c \cos \vartheta) + M_{P_z} + m_z q U, \end{aligned} \quad (1)$$

бокового движения:

$$(m + \lambda_{33}) \frac{dV_z}{dt} - (mx_c - \lambda_{35}) \frac{d\omega_y}{dt} - mV_x \omega_y = c_z q S; \quad (2)$$

$$(J_y + \lambda_{55}) \frac{d\omega_y}{dt} - (mx_c - \lambda_{35}) \frac{dV_z}{dt} + mx_c V_x \omega_y + M_{P_y} = m_y q U.$$

Систему кинематических уравнений запишем в виде

$$\begin{aligned} \frac{d\vartheta}{dt} &= \omega_z; \quad \frac{dy_g}{dt} = \frac{dH}{dt} = V \sin(\vartheta - \alpha); \quad \frac{dx_g}{dt} = V \cos(\vartheta - \alpha); \\ \frac{d\psi}{dt} &= \frac{\omega_y}{\cos \vartheta}; \quad \frac{dz_g}{dt} = V \cos(\vartheta - \alpha) \cos \psi; \\ V_{xg} &= V_x \cos \vartheta \cos \psi - V_y \sin \vartheta \cos \psi + V_z \sin \psi; \quad V_{yg} = V_x \sin \vartheta + V_y \cos \vartheta; \\ V_{zg} &= -V_x \cos \vartheta \sin \psi + V_y \sin \vartheta \sin \psi + V_z \cos \psi; \\ x_g &= \int V_{xg} dt; \quad y_g = \int V_{yg} dt; \quad z_g = \int V_{zg} dt; \\ V_{возд_x} &= V_x - (W_{xg} \cos \vartheta \cos \psi + W_{yg} \sin \vartheta + W_{zg} \cos \vartheta \sin \psi); \\ V_{возд_y} &= V_y + (W_{yg} \cos \vartheta + W_{xg} \sin \vartheta \cos \psi + W_{zg} \sin \vartheta \sin \psi); \\ V_{возд_z} &= V_z - (W_{xg} \cos \vartheta \sin \psi + W_{zg} \cos \psi). \\ V &= \sqrt{(V_x^2 + V_y^2 + V_z^2)}. \end{aligned} \quad (3)$$

Входящие в уравнения (1), (2) аэродинамические коэффициенты

$$\begin{aligned} c_x &= c_{x0}(V) + \Delta c_x(\alpha) + \Delta c_x(\beta) + \Delta c_x(\delta_B) + \Delta c_x(\delta_H); \\ c_y &= c_y(\alpha) + \Delta c_y(\delta_B) + \Delta c_y(\alpha, \tilde{\omega}_z); \\ c_z &= c_z(\beta) + \Delta c_z(\delta_H) + \Delta c_z(\beta, \tilde{\omega}_y); \\ m_z &= m_z(\alpha) + \Delta m_z(\delta_B) + \Delta m_z(\alpha, \tilde{\omega}_z); \\ m_y &= m_y(\beta) + \Delta m_y(\delta_H) + \Delta m_y(\beta, \tilde{\omega}_y); \\ \alpha &= \arcsin(V_{возд_y} / V_{возд}); \quad \beta = \arcsin(V_{возд_z} / V_{возд}) \end{aligned} \quad (4)$$

получены оцифровкой и аппроксимацией экспериментальных графических зависимостей, приведенных в работе [2].

Предполагается, что силовая установка состоит из двух маршевых, а также двух подруливающих (торцевых) двигателей, расположенных в хвостовой и носовой частях дирижабля (рис. 1).

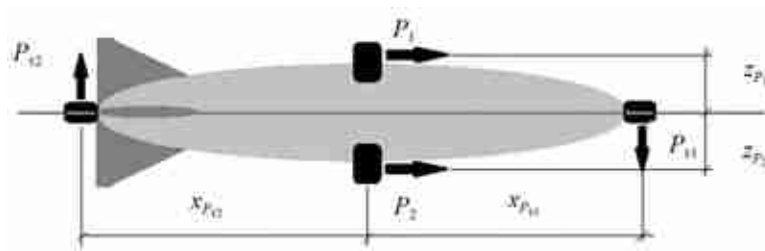


Рис. 1

Торцевые двигатели создают тягу в направлении, перпендикулярном плоскости продольной симметрии дирижабля. Уравнения, которым удовлетворяют силы и моменты от двигателей, имеют вид

$$\begin{aligned} P_x &= P_{x1} + P_{x2} = P_1 \cos \varphi_1 + P_2 \cos \varphi_2; \quad P_y = P_{y1} + P_{y2} = P_1 \sin \varphi_1 + P_2 \sin \varphi_2; \\ P_z &= P_{z1} + P_{z2} = P_{11} \cos \varphi_3 + P_{12} \cos \varphi_4; \\ q &= \rho V_{\text{возд}}^2 / 2; \quad V_{\text{возд}} = \sqrt{V_{\text{возд}x}^2 + V_{\text{возд}y}^2 + V_{\text{возд}z}^2}; \\ M_{P_z} &= P_1 (x_{P1} \sin \varphi_1 - y_{P1} \cos \varphi_1) + P_2 (x_{P2} \sin \varphi_2 - y_{P2} \cos \varphi_2); \\ M_{P_y} &= P_{11} x_{P11} \cos \varphi_3 - P_{12} x_{P12} \cos \varphi_4 + P_1 \cos \varphi_1 - P_2 \cos \varphi_2; \\ P_1 &= P_2 = P(H, V, \delta_P) = P_{\max} (1 + \bar{P}_V V) \bar{\rho} \delta_P; \quad \rho = \rho(H); \quad \bar{\rho} = \frac{\rho}{\rho_0}. \end{aligned} \quad (5)$$

Высотно-скоростные характеристики этих двигателей считаются известными.

В формулах (1) – (5) введены следующие обозначения: $m = \mu U$ – масса дирижабля; μ – коэффициент относительной плотности дирижабля, $0,85 \leq \mu \leq 1,15$; ρ – плотность воздуха на высоте полета H ; U – объем оболочки дирижабля; ρ_0 – плотность воздуха на высоте $H = 0$; $\bar{P}_V$ – коэффициент, учитывающий зависимость тяги от воздушной скорости; $\lambda_{11}, \lambda_{22}, \lambda_{33}$ – присоединенные массы; $\lambda_{26}, \lambda_{35}$ – присоединенные статические моменты; $\lambda_{55}, \lambda_{66}$ – присоединенные моменты инерции дирижабля; V_x, V_y, V_z – проекции скорости дирижабля в связанной системе координат; ω_z, ω_y – угловые скорости вращения дирижабля относительно поперечной и вертикальной осей; ϑ – угол тангажа; ψ – угол рыскания; α – угол атаки; β – угол скольжения; δ_v, δ_n – углы отклонения рулей высоты и направления, град; J_z, J_y – моменты инерции дирижабля; S – характерная площадь; x_c, y_c – координаты центра тяжести дирижабля; P_x, P_y – проекции тяги двигателей на связанные оси; $\varphi_1, \varphi_2, \varphi_3, \varphi_4$ – углы поворота осей вращения винтов маршевых и торцевых двигателей; G – сила тяжести дирижабля; M_{P_z}, M_{P_y} – момент от тяги двигателей относительно осей OX, OY ; W_{xg}, W_{yg}, W_{zg} – проекции скорости ветра на оси земной системы координат.

В качестве объектов исследования выберем два гипотетических дирижабля, геометрически подобных телу вращения «Кокс № 4» [5]: «малый» (Д1) объемом 550 м^3 и «большой» (Д2) объемом 11000 м^3 (рис. 2).

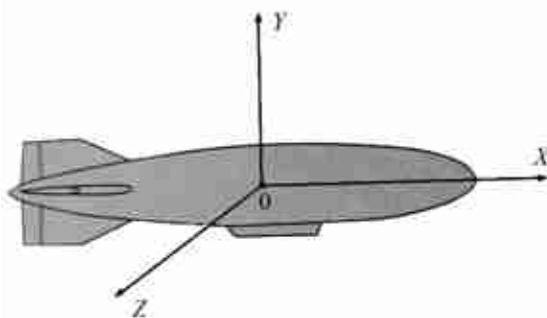


Рис. 2

Основные массогометрические характеристики дирижаблей, заимствованные из работы [6], приведены в табл. 1. Предполагается, что дирижабли Д1, Д2 оснащены крестообразным оперением.

Моделирование выполнялось в среде «ДИН-Прогноз» – инструменте динамического моделирования нелинейных систем. Адекватность модели была подтверждена верификацией воспроизведением тестовых примеров взлета и посадки из работы [6].

Таблица 1

Наименование характеристик	Дирижабль Д1	Дирижабль Д2
Объем оболочки дирижабля U , м ³	550	11000
Длина корпуса L , м	28,18	76,6
Максимальный диаметр корпуса D , м	6,26	17
Площадь миделя корпуса S_m , м ²	30,78	226
Характерная площадь S , м ²	67,08	495
Относительная площадь оперения (четырёх стабилизаторов) $S_{оп}/S$	0,34	0,34
Диапазон углов отклонения рулей высоты и рулей направления δ_v, δ_n , град	± 30	
Момент инерции относительно оси ZJ_z , кг·м ²	535033	3332426
Момент инерции относительно оси ZJ_y , кг·м ²	535033	3332426
Координата x_c центра тяжести, м	0	0
Координата y_c центра тяжести, м	-2,2	-5,56
Присоединенная масса λ_{11} , кг	44,5	889
Присоединенная масса λ_{22} , кг	630	12 599
Присоединенная масса λ_{33} , кг	630	12 599
Присоединенный статический момент λ_{26} , кг·м	-397	-21577
Присоединенный статический момент λ_{35} , кг·м	397	21577
Присоединенный момент инерции λ_{66} , кг·м ²	23275	3435000
Присоединенный момент инерции λ_{55} , кг·м ²	23275	3435000
Максимальная тяга маршевых двигателей P_{max1}, P_{max2} на уровне земли, Н	700	10000
Степень дросселирования тяги δ_P	$0 \leq \delta_P \leq 1$	
Максимальная тяга торцевых двигателей $P_{max\tau1}, P_{max\tau2}$ на уровне земли, Н	500	5000
Диапазон скоростей ветра, м/с	2...30	
Диапазон углов направления ветра в горизонтальной плоскости, град	0...60	
Длина и высота гондолы $h \times l$, м	0,81×3	2,21×8,2

Целью компьютерного моделирования динамики дирижаблей будем считать определение таких способов управления и режимов работы двигательных установок, которые обеспечат удержание дирижабля в горизонтальной плоскости в радиусе не более 10 м от точки позиционирования при всех заданных скоростях и азимутальных углах направления ветра.

В качестве начальных условий во всех экспериментах задано неподвижное состояние дирижабля нейтральной плавучести на высоте 400 м, после чего к аппарату прикладывается ветровая нагрузка. Скорость ветра W варьировалась в диапазоне 1...30 м/с, азимутальный угол ветра σ – в пределах 0...60°. Рассматривался следующий способ управления: поворот дирижабля против ветра с помощью рулей направления, маршевых и торцевых двигателей и последующее использование маршевых двигателей для компенсации ветрового сноса. Включение маршевых и торцевых двигателей для поворота против ветра производилось в начальный момент моделирования и до момента выполнения условия $\psi - \sigma \approx 0$ с точностью 0,01 рад (0,573°). Маршевые двигатели включались также для удержания дирижабля в радиусе 10 м от точки старта, а степень дросселирования выбиралась пропорционально безразмерной скорости ветра $\delta_P = W/V_{max}$, где W – скорость ветра; V_{max} – максимальная скорость дирижабля в спокойном воздухе при максимальной тяге P_{max1}, P_{max2} . Время моделирования во всех экспериментах – 200 с.

Боковой ветер ($\sigma \neq 0^\circ$) помимо продольной силы создает момент рыскания и боковую силу. Для их парирования использовался поворот дирижабля против ветра и компенсация продольного сноса с помощью тяги маршевых двигателей. Расчеты показали, что поворот дирижабля с использованием только вертикальных рулей направления неэффективен, поскольку дирижабль быстро вовлекается в ветровой поток, его воздушная скорость падает, снижается ветровой напор на рулях и управляющий вращательный момент рыскания вокруг оси OY . Использование маршевых двигателей (прямая тяга на подветренном борту и реверсивная на наветренном) позволяет интенсифицировать поворот дирижабля против ветра. Однако длительность переходного процесса остается существенной: за время выполнения маневра дирижабль смещается относительно начальной точки на десятки и даже сотни метров.

В результате предварительных вычислительных экспериментов было установлено, что единственным эффективным способом противодействия ветровому дрейфу является комбинированное использование рулей направления, прямой тяги маршевого двигателя с подветренного борта и разнонаправленной тяги торцевых двигателей: они создают вращательный момент для поворота дирижабля строго против направления ветра до выполнения условия $\psi = \sigma$.

Разнонаправленная тяга торцевых двигателей использовалась для усиления управляющего момента рыскания увеличением плеч приложения сил ($x_{P_{11}} = x_{P_{12}} = 15$ м для Д1 и $x_{P_{11}} = x_{P_{12}} = 39$ м для Д2) в продольном направлении относительно центра тяжести дирижабля (см. рис. 1).

Представим результаты моделирования времени выполнения поворота против ветра для дирижаблей Д1 (рис. 3) и Д2 (рис. 4) при использовании торцевых поворотных двигателей в диапазоне азимутальных углов ветра $\sigma = 2 \div 60^\circ$.

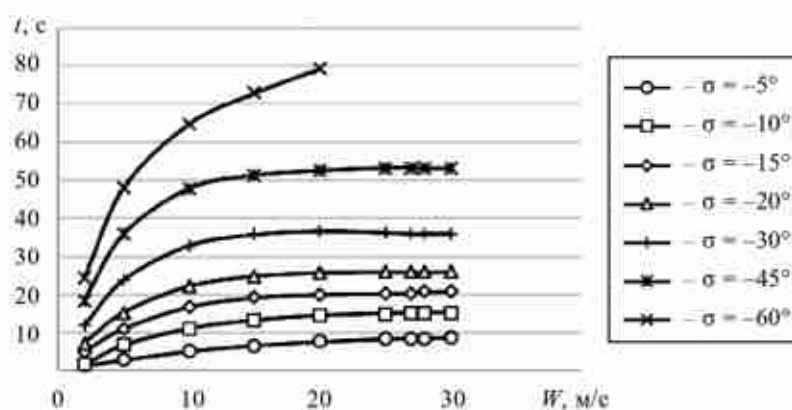


Рис. 3

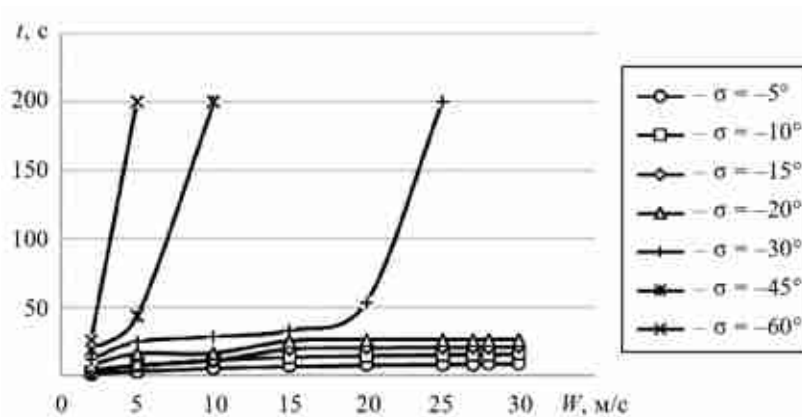


Рис. 4

Приведем траектории дрейфа дирижабля Д1, соответствующие двум режимам ветрового воздействия: $W = 15$ м/с, $\sigma = -15^\circ$ (рис. 5) и $W = 30$ м/с, $\sigma = -20^\circ$ (рис. 6).

Траектории движения дирижабля Д2 мало отличаются от траекторий «малого» дирижабля Д1 (см. рис. 5, 6). Анализ полученных траекторных зависимостей выявляет необходимость компенсации бокового смещения дирижабля. Продольное смещение относительно оси OX_g земной системы координат эффективно нивелируется тягой маршевых силовых установок, тогда как боковое смещение компенсировать сложнее.

Причина заключается в ограниченной точности канала рыскания системы управления. Возникает небольшая, в пределах $0,5^\circ$, погрешность, приводящая к появлению такого же небольшого угла скольжения и отличной от нуля боковой силы, инициирующей поперечную скорость V_z и снос вдоль оси OZ .

В качестве потенциального способа подавления данного эффекта предлагается использовать торцевые двигатели поперечной тяги. При этом функциональный режим их работы целесообразно изменить: вместо создания вращающего момента они должны создавать боковую силу, противоположно направленную вектору смещения.

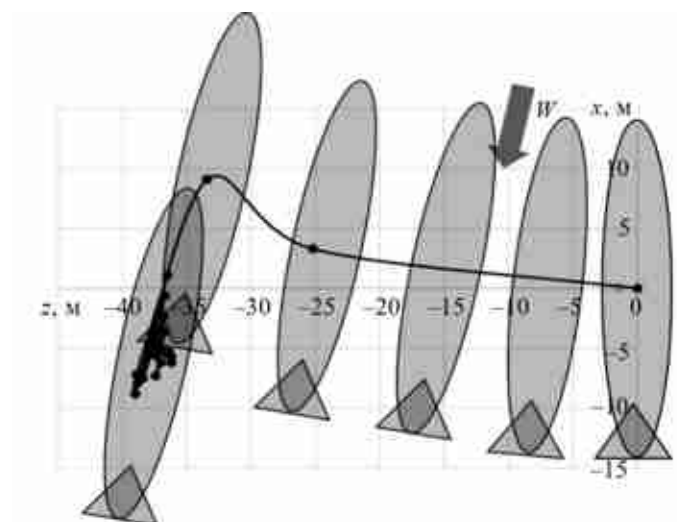


Рис. 5

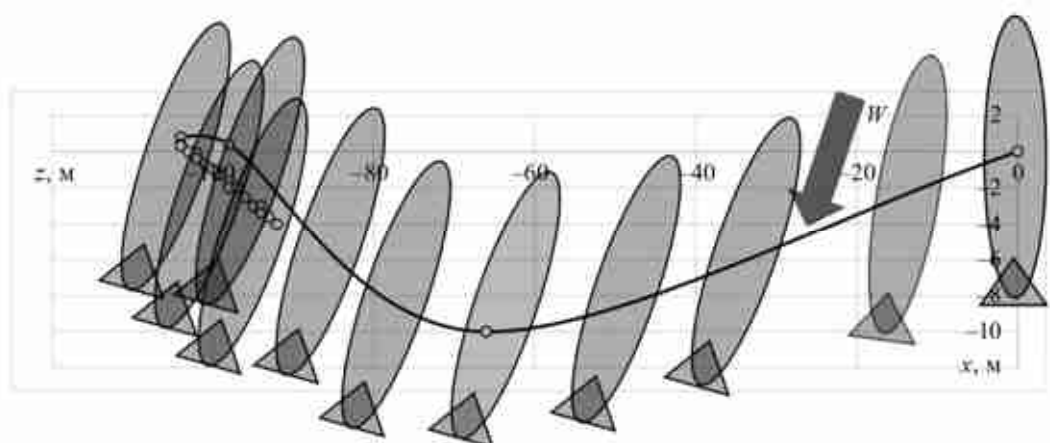


Рис. 6

Торцевые двигатели в эксперименте включались при боковом смещении 10 м от точки старта. Несмотря на улучшение маневренности, отклонение дирижабля от точки старта за время разворота и последующей компенсации дрейфа включением торцевых двигателей (как подруливающих устройств) остается значительным (десятки метров при больших W , σ). Тяги двух однонаправленных торцевых двигателей недостаточно для преодоления боковой аэродинамической силы. Так, при скорости ветра 15 м/с и угле 15° ветровое давление на дирижабль Д1 составляет 3324 Н, а заданная тяга двух торцевых двигателей – всего 1000 Н, для дирижабля Д2, соответственно, 31254 и 10000 Н. Это позволяет лишь замедлить дрейф, но не устранить его полностью. В качестве иллюстрации приведены траекторные параметры дирижабля Д1 при $W = 15$ м/с, $\sigma = -15^\circ$ (табл. 2, рис. 7).

С помощью расчетов на модели были получены потребные значения тяги торцевых подруливающих двигателей, позволяющей обеспечить отклонение центра масс дирижабля от стартовой точки в пределах 10 м при заданных диапазонах скоростей и направлений ветра.

Приведем результаты для углов ветра $\sigma = 5 \div 30^\circ$. Потребную тягу торцевых двигателей Д1 иллюстрирует рис. 8, двигателей Д2 – рис. 9.

Таблица 2

Время, с	Удаление по X_g , м	Удаление по Z_g , м	Время, с	Удаление по X_g , м	Удаление по Z_g , м
0	0	0	120	-8,9	-20,3
20	8,8	-25	140	-10	-17,6
40	-6,5	-29,8	160	-10,7	-14,9
60	-4,2	-27,4	180	-11,4	-12,1
80	-8,6	-26	200	-12,2	-9,3
100	-7,9	-23	-	-	-

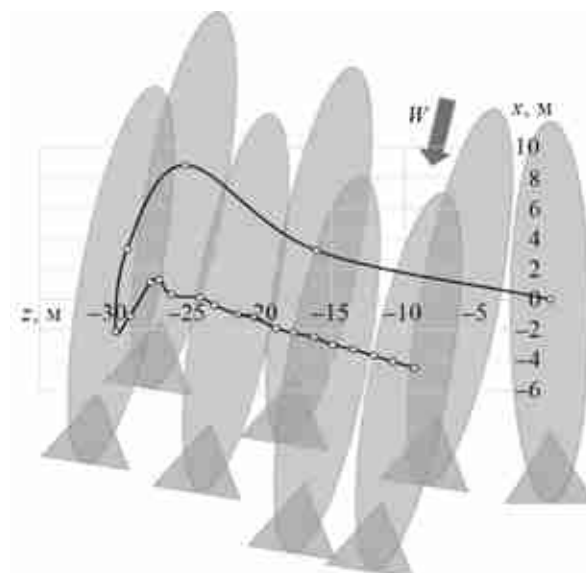


Рис. 7

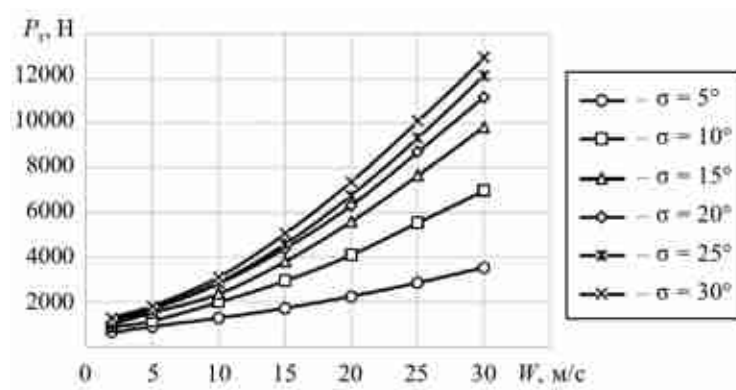


Рис. 8

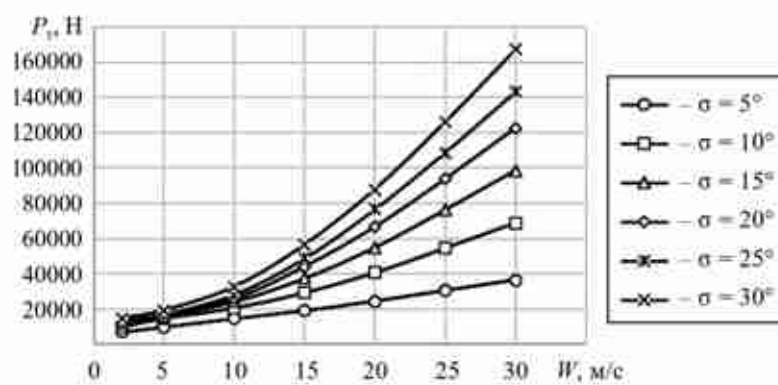


Рис. 9

На основании проведенных исследований установлено, что дирижабли вследствие высокой парусности и существенной инерционности представляют собой сложные объекты управления при наличии ветровых возмущений.

Сравнение способов управления моментом рыскания свидетельствует о необходимости использования двигателей с большим плечом силы (торцевых или иных вынесенных движителей) для обеспечения активного разворота. Маршевые двигатели, расположенные вблизи центра масс, не способны создать требуемый вращающий момент в условиях сильного ветрового воздействия, а их значительный вынос в поперечном направлении вправо и влево от оси симметрии сопряжен с увеличением лобового сопротивления и массой конструкции. Полученные количественные оценки времени разворота и траекторий дрейфа показывают, что даже при использовании наиболее эффективной схемы (рули + торцевые подруливающие двигатели) дирижабль за время переходного процесса выходит за границы заданной зоны позиционирования. Полная компенсация бокового сноса с помощью тех же торцевых двигателей ограничена их энерговооруженностью.

Таким образом, согласно результатам моделирования для решения задачи точного и продолжительного позиционирования в условиях ветра одной лишь аэродинамической и силовой стабилизации недостаточно. Для удержания дирижабля в узких границах (менее 10–20 м) требуются дополнительные меры – кратное увеличение тяги подруливающих устройств или использование вблизи поверхности земли внешних средств фиксации (швартовочные тросы, захваты).

Таким образом, разработана и верифицирована нелинейная математическая модель пространственного движения дирижабля, адекватно описывающая его динамику в широком диапазоне скоростей и углов ветра.

Моделирование показало, что дистанция ветрового дрейфа критически зависит от размеров дирижабля (инерционности), а также от схемы и мощности органов управления. Более крупногабаритный дирижабль Д2 характеризуется пониженной ветроустойчивостью по сравнению с «малым» дирижаблем Д1.

Показано, что для эффективного разворота дирижабля против ветра в условиях бокового ветра использование только рулей и маршевых двигателей недостаточно. Применение торцевых двигателей с поперечной тягой является необходимым условием обеспечения приемлемой маневренности.

Установлено, что заданного условиями задачи уровня тяги торцевых двигателей недостаточно для полной компенсации бокового сноса.

Для практической реализации режима висения над точкой необходимо либо многократное увеличение тяги подруливающих устройств, либо применение комбинированной системы, включающей средства механической фиксации аппарата у земли.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Кирилин А.Н. Дирижабль – транспорт будущего // Труды Академии наук авиации и воздухоплавания. 2004. № 4. С. 106–122.
2. Кирилин А.Н. Дирижабли. М.: МАИ-Принт, 2013. 415 с.
3. Грумондз В.Т. и др. Дирижабли нового поколения // Труды Академии наук авиации и воздухоплавания. 2025. № 1 (5). С. 77–90.
4. Airship Technology / Ed. G.A. Khoury. Cambridge University Press, 2012. 749 p.
5. Засолов Р.А. Аэродинамические характеристики моделей однокорпусных дирижаблей // Труды ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского. 1985. № 2268. 22 с.
6. Грумондз В.Т., Семенчиков Н.В., Яковлевский О.В. Аэромеханика дирижабля. М.: Наука, 2017. 408 с.
7. Грумондз В.Т., Семенчиков Н.В. Основы аэродинамики и динамики полета дирижабля. М.: Факториал, 2023. 268 с.
8. Грумондз В.Т., Руднев В.Б. Об установившейся горизонтальной циркуляции дирижабля // Тр. 22-х Научных чтений, посвященных разработке научного наследия и развитию идей К.Э. Циолковского. М.: ИИЕТ АН СССР, 1987. С. 103–107.
9. Грумондз В.Т. Об устойчивости установившихся движений дирижабля // Изв. вузов. Авиационная техника. 2016. № 1. С. 27–33.
10. Грумондз В.Т., Матус В.Д. Динамика дирижабля, притягиваемого тросом к земле // Вестник Московского авиационного института. 1999. № 2. С. 60–66.

11. Колобков А.Н. Определение проектных параметров оперения дирижабля классической схемы // Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации. 2007. № 119. С. 124–127.
12. Кирилин А.Н., Ивченко Б.А. Расчет основных проектных параметров дирижаблей мягкого типа. М.: Русское воздухоплавательное общество, 2000. 52 с.
13. Щербаков Ю.В. Теория полета дирижаблей. Краткий курс. М.: Изд-во ЛКИ, 2010. 80 с.
14. Грумондз В.Т., Овчаренко В.Н. Планирование летного эксперимента и идентификация аэродинамических характеристик дирижабля в продольном движении // Труды Академии наук авиации и воздухоплавания. 2024. № 3. С. 63–76.

Поступила в редакцию 26.12.25

После доработки 15.01.26

Принята к публикации 29.01.26

On Positioning an Airship under Wind Disturbances

V.T. GRUMONDZ, A.B. LOGINOV, AND N.V. MAIKOVA

Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow

The paper addresses the problem of precise positioning of a transport airship in the presence of wind disturbances. A nonlinear mathematical model of the airship spatial motion is developed, incorporating experimental aerodynamic characteristics. Using the “DIN-Prognoz” software package, drift simulation was carried out for two hypothetical airships (a small one and a large one), each featured by two different empennage configurations. The effectiveness of various wind-counteracting methods – control surfaces, cruise engines, and stern-mounted thrusters – is examined. The study demonstrates that combined control systems equipped with stern thrusters can notably improve maneuverability and reduce drift. However, full stabilization within tight attitude limits calls for either a significant propulsion power margin or the use of mechanical fixation.

Airship, mathematical modeling, flight dynamics, wind load, stabilization, drift, control system, DIN-Prognoz

Выбор пилотажных характеристик путем вычисления субъективной оценки летчика

Рассматривается задача формирования критерия выбора пилотажных характеристик на основе расчета субъективной оценки летчика при выполнении задачи двухканального слежения. Для решения данной задачи установлено соответствие между оценками по шкале Купера – Харпера и показателями шкалы NASA-TLX. На основе экспериментальных исследований получены аналитические зависимости субъективных оценок NASA-TLX в каналах тангажа и крена от объективно регистрируемых показателей точности пилотирования и загрузки летчика. Выполнено сопоставление экспериментально полученных оценок по шкале Купера – Харпера с субъективными оценками, рассчитанными методом математического моделирования системы «самолет – летчик».

А.В. ЕФРЕМОВ,
д-р техн. наук,
В.А. ПРОДАНИК,
аспирант
(МАИ, Москва)
pvl@mai.ru

Система «самолет – летчик», пилотажные характеристики, задача многоканального управления, математическое моделирование

Обеспечение безопасности полетов является приоритетной задачей при проектировании авиационной техники. Ее решение достигается за счет применения комплекса технических средств, включая высокоавтоматизированные системы управления. Разработка алгоритмов и настройка параметров таких систем осуществляются с учетом требований к пилотажным характеристикам летательных аппаратов. Указанные характеристики напрямую влияют на вероятность возникновения авиационных происшествий, обусловленных ошибками экипажа, которые являются основным фактором риска в данной области [1, 2]. Оценка пилотажных характеристик базируется на системе критериев, регламентированных нормативными требованиями к обобщенным параметрам объекта, т. е. системы «самолет – система управления», либо к параметрам системы «самолет – летчик». В работах [3, 4] приведены их модификации, позволившие значительно улучшить прогностические способности таких критериев. Необходимо отметить, что все эти критерии позволяют оценивать уровни пилотажных характеристик в задачах одноконтурного слежения. Другой тип критериев оценки пилотажных характеристик базируется на методике «бумажного летчика» [5], предполагающей, что результатом математического моделирования системы «самолет – летчик» является вычисляемая субъективная оценка летчика. В отечественной литературе первая публикация в рамках такого подхода была сделана в 1980-е гг. XX века [6].

В настоящей статье приведены результаты исследований, выполненных в МАИ (Москва), при разработке такого типа критерия для оценки пилотажных характеристик в задаче многоканального управления летательного аппарата.

В международной практике оценки пилотажных характеристик широко применяются методы субъективного оценивания, основанные на мнении летчика. Выставляемая им оценка представляет собой интегральный показатель качества пилотирования и отражает субъективное восприятие характеристик процесса управления летательным аппаратом. Среди множества факторов, влияющих на формирование данной оценки, важное значение имеет точность выполнения задачи пилотирования, характеризуемая показателем $f(e)$, и уровень рабочей загрузки летчика λ . Ключевой задачей настоящей работы является установление связи субъективной оценки летчика с этими показателями. Очевидно, что перечисленные факторы можно охарактеризовать некоторыми количественными показателями. Так, в качестве показателя точности $f(e)$ можно рассматривать дисперсию ошибки σ_e^2 или среднеквадратическую величину ее отклонения σ_e . Аналогичные показатели (σ_c^2 и/или σ_c), определяющие перемещение летчиком рычага управления $c(t)$, могут быть использованы в качестве показателя загрузки λ . В настоящей работе решается задача установления зависимости $S = f(f(e, \lambda))$, где S – оценка летчиком пилотажных характеристик в соответствии с выбранной шкалой оценок пилотажных характеристик.

Для построения этой зависимости необходимо выбрать шкалу оценок пилотажных характеристик и, если она не является шкалой Купера – Харпера, установить соотношение между ними; получить в результате экспериментальных исследований для разных динамических конфигураций показатели $f(e)$, λ и оценку летчика $S_{\text{эсп}}$; построить аналитическую зависимость $S_{\text{прогн}} = f(f(e, \lambda))$, позволяющую с высокой точностью прогнозировать результаты оценивания пилотажных характеристик при полунатурном моделировании исследуемого класса целевых задач.

При оценке пилотажных характеристик летательных аппаратов широко используется шкала субъективных оценок, предложенная Купером – Харпером в середине 50-х гг. XX века [7, 8], впоследствии неоднократно модернизированная. Кроме этой шкалы широко распространена шкала оценки раскачки самолета летчиком (явление PIO (Pilot Induced Oscillation)). В настоящее время активно используется шкала NASA-TLX [9, 10]. Данная шкала учитывает влияние различных факторов, включая физическую и умственную нагрузку, а также стресс, на деятельность оператора. Ее применение не ограничивается оценкой пилотажных характеристик летательного аппарата, а распространяется на широкий круг задач, связанных с оценкой загрузки операторов в различных видах деятельности.

Шкала NASA-TLX имеет ряд преимуществ. В отличие от шкалы Купера – Харпера, она допускает использование дробных значений оценок. Применение данной методики не требует от оператора опыта работы со шкалой. Существует возможность количественной оценки влияния отдельных факторов на оценку летчика, а также наличие четких и интуитивно понятных формулировок для каждого оцениваемого параметра. Кроме того, разброс оценок по шкале NASA-TLX менее выражен по сравнению со шкалой Купера – Харпера. Так, по шкале Купера – Харпера разбросы оценок могут достигать 66 %, в то время как по шкале NASA-TLX разбросы составляют 5–12 %.

Для оценки каждого фактора шкала NASA-TLX (рис. 1) делится на шесть подшкал в диапазоне 0...100 баллов с шагом в 5 баллов. Летчиком (оператором) выставляется оценка для каждого фактора F . Далее производится попарное сравнение факторов в зависимости от воспринимаемой оператором степени их важности (например, «умственная нагрузка» и «физическая нагрузка» или «умственная нагрузка» и «характеристика задачи» и т. д.). Затем определяется число факторов, выбранных в результате парного сравнения, которые заносятся в таблицу взвешенных оценок в столбец «Вес W » (табл. 1). В табл. 1 также вносится оценка фактора F .



Рис. 1

Таблица 1

Фактор	Вес W	Оценка фактора F	WF
Умственная нагрузка			
Физическая нагрузка			
Дефицит времени			
Характеристика задачи			
Общие усилия			
Раздражающий фактор (фрустрация)			

Значения W и F перемножаются, и проводится операция вычисления оценки по шкале NASA-TLX, обозначаемой в дальнейшем TLX, по формуле

$$TLX = \sum_{i=1}^6 \frac{WF_i}{15}. \quad (1)$$

Поскольку шкала Купера – Харпера является общепринятым инструментом оценки пилотажных характеристик, тогда как показатели шкалы NASA-TLX не имеют прямой связи с уровнями пилотажных свойств летательных аппаратов. В настоящей работе поставлена задача установления зависимости между данными шкалами. Для ее решения были проведены экспериментальные исследования с использованием динамических конфигураций, соответствующих различным уровням пилотажных характеристик и имеющих заранее определенные оценки по шкале Купера – Харпера. Исследования выполнялись для продольного и бокового каналов управления методом полунатурного моделирования на наземной рабочей станции.

Для проведения экспериментальных исследований были отобраны двенадцать динамических конфигураций из баз данных Neal-Smith [11], LAHOS [12], HAVE PIO [13] в продольном канале и семь конфигураций из базы данных LATHOS [14] в боковом канале (табл. 2).

Таблица 2

Динамическая конфигурация	Оценка PR	Уровень пилотажных характеристик
HAVE PIO 2.1	2	I
LAHOS 2-1	2	
LAHOS 4-C	3	
HAVE PIO 4.2	3	
LATHOS 3-2	2	
LATHOS 2-4	2	
LAHOS 1-1	4	II
NEAL-SMITH 3D	4	
NEAL-SMITH 3E	4	
NEAL-SMITH 2J	6	
LATHOS 2-2	4	
LATHOS 2-3F1	5	
NEAL-SMITH 1F	8	III
NEAL-SMITH 5E	8	
HAVE PIO 5.10	10	
HAVE PIO 3.13	10	
LATHOS 1-2	7	
LATHOS 3-3F5	7	
LATHOS 3-4F4	8	

В процессе проведения эксперимента на дисплее персонального компьютера отображалась текущая ошибка отслеживания углов тангажа или крена (рис. 2).

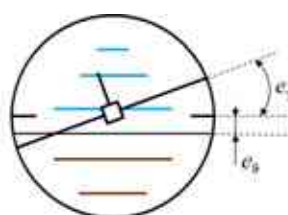


Рис. 2

В ходе эксперимента оператор выполнял задачу компенсаторного слежения в одном из каналов управления, минимизируя текущую ошибку слежения. В исследованиях участвовали три подготовленных оператора, двое из которых – профессиональные пилоты. По завершении каждого эксперимента оператор заполнял опросный лист (см. рис. 1) и присваивал оценку по шкале NASA-TLX. Также по результатам каждого эксперимента записывались параметры системы «самолет – летчик» (дисперсии сигнала ошибки и расходов рычага управления). Всего было выполнено более 140 экспериментов.

Полученные в ходе экспериментальных исследований значения были нанесены на поле оценок PR(TLX) (рис. 3).

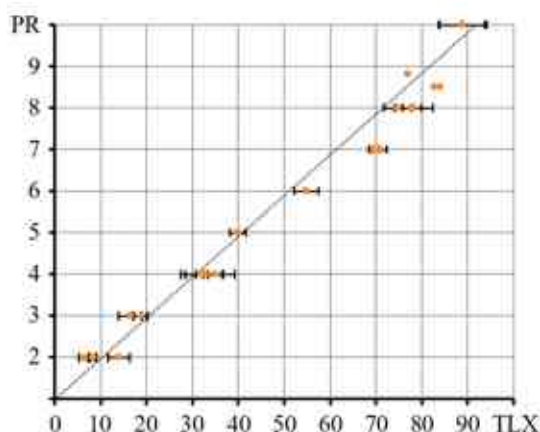


Рис. 3

На основе сформированного массива данных была рассчитана зависимость оценок (PR) пилотажных характеристик по шкале Купера – Харпера от значений индекса TLX по шкале NASA-TLX:

$$PR(TLX) = 0,098(TLX) + 1. \quad (2)$$

В качестве показателя качества регрессионной зависимости рассматривался коэффициент детерминации R^2 [15], вычисляемый по формуле

$$R^2 = 1 - \frac{\sum (x_i - \hat{x}_i)^2}{\sum (x_i - \bar{x})^2}, \quad (3)$$

где $\hat{x}_i$ – прогнозное значение; $\bar{x}$ – среднее значение величины x .

Коэффициент детерминации вычисленной зависимости (2) составил $R^2 = 0,96$, что является высоким показателем качества полученной зависимости. Кроме этого, для каждой из исследовавшихся динамических конфигураций был вычислен коэффициент вариации $V = \frac{\sigma}{\bar{x}}$ оценок TLX с целью анализа их разбросов. Средний разброс оценок по шкале NASA-TLX составил 8 %.

При разработке методики прогнозирования оценки пилотажных характеристик производился анализ зависимости оценки TLX от различных характеристик системы «самолет – летчик» (дисперсий и среднеквадратических отклонений сигналов ошибки и расходов рычага управления), а также от их сочетаний. В ходе анализа рассматривались величины дисперсий и среднеквадратических отклонений, приведенные к величине входного сигнала, так как дисперсия входного сигнала может различаться в зависимости от задачи пилотирования и рассматриваемого канала управления. Поскольку оценка летчиком пилотажных характеристик является его реакцией на некоторый стимул, то ее зависимость от этого стимула должна подчиняться известному фундаментальному психофизиологическому закону Вебера – Фехнера [16], имеющему следующий вид:

$$R = A \ln J + B, \quad (4)$$

где J – стимул, действующий на человека, R – его реакция. Выдвинута гипотеза, что оценка по шкале NASA-TLX представляет собой реакцию летчика R на некоторый параметр пилотажных свойств J , который в терминологии закона Вебера – Фехнера является стимулом и определяется показателями точности слежения и загрузки λ .

В экспериментах при управлении в продольном, а затем в боковом канале оператором выставлялись оценки по шкале NASA-TLX, и, кроме того, вычислялись дисперсии и среднеквадратичные величины отклонений ошибки и расходов рычага. Это позволило установить вид функций J , а также коэффициенты A и B выражения (4), которые характеризуются наибольшими значениями коэффициента детерминации R^2 , равными 0,89 в канале тангажа и 0,97 в канале крена. Результатами такого исследования являются выражения

$$\begin{aligned} TLX_{\theta} &= 38,05 \ln(\bar{\sigma}_e^2 + 0,01\bar{\sigma}_c^2) + 126,3; \\ TLX_{\gamma} &= 72,9 \ln(\bar{\sigma}_e + 0,2\bar{\sigma}_c)^2 + 210,9, \end{aligned} \quad (5)$$

а также зависимость оценки по шкале NASA-TLX в канале тангажа от дисперсий ошибки и расходов рычага (рис. 4, а) и зависимость оценки по шкале NASA-TLX в канале крена от среднеквадратичных величин отклонений ошибки и расходов рычага (рис. 4, б).

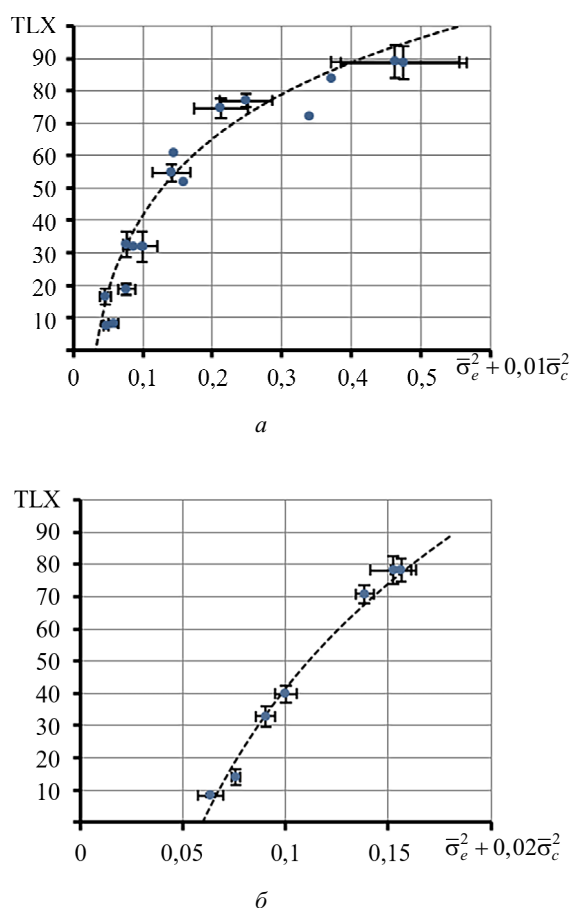


Рис. 4

Представленные зависимости (2), (5) применимы как к группе высококвалифицированных операторов, так и к профессиональным летчикам. Это обусловлено тем, что разбросы оценок по шкале NASA-TLX между указанными категориями испытуемых не превышают 5–12 %.

Для валидации полученных зависимостей выполнялось математическое моделирование задачи одноканального управления при помощи модифицированной структурной модели управляющих

действий летчика [17], структурная схема которой представлена на рис. 5. Здесь: $W_{\text{виз}} = K_L \frac{T_L p + 1}{T_L p + 1} e^{-\tau p}$ – модель коррекции визуальной информации, где $T_L = 0,01$ с, $\tau = 0,2$ с; n_e – шум восприятия визуальной информации, спектральная плотность которого вычисляется как $S_{n_e n_e} = K_{n_e} \frac{\sigma_e^2 + T_L \sigma_e^2}{1 + T_L^2 \omega^2}$, где $K_{n_e} = 0,01$; $W_{\text{кин}} = \frac{K_n p^2}{T_n^2 p^2 + 2T_n p + 1}$ – математическая модель вводимой летчиком коррекции кинестетической информации, поступающей от проприоцептивной обратной связи; $W_{\text{нм}} = \frac{\omega_{\text{нм}}^2}{p^2 + 2\zeta_{\text{нм}} \omega_{\text{нм}} p + \omega_{\text{нм}}^2}$ – модель нервно-мышечной системы, где $\omega_{\text{нм}} = 12$ с⁻¹, $\zeta = 12$ с⁻¹; W_c – динамика объекта управления.

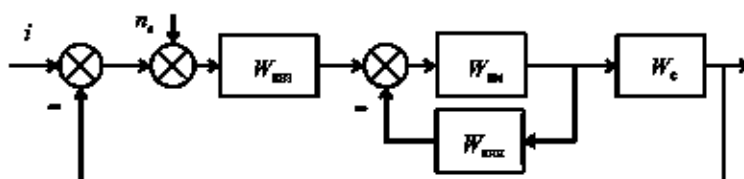


Рис. 5

Параметры K_L , T_L , K_n , T_n выбираются из условия обеспечения минимума дисперсии полной ошибки σ_e^2 .

В результате математического моделирования были получены значения дисперсий σ_e^2 , σ_c^2 и среднеквадратических отклонений σ_e , σ_c в продольном и боковом каналах. Подставив полученные значения в зависимости (5), вычислим прогнозные оценки по шкале NASA-TLX. Затем с помощью выражения (2) вычислим прогнозные оценки $PR_{\text{прогн}}$ пилотажных характеристик в терминах шкалы Купера – Харпера. Для проверки корректности прогноза вычисленные оценки $PR_{\text{прогн}}$ сравнивались с оценками PR , полученными в летных экспериментах [11–14, 18]. Результаты сравнения приведены на рис. 6: *а* – оценки в канале тангажа; *б* – оценки в канале крена.

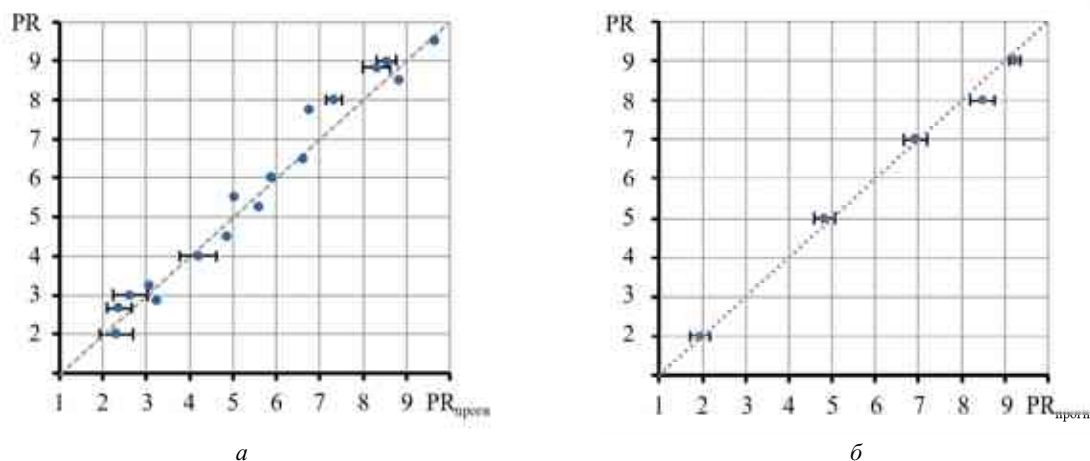


Рис. 6

Результаты проведенного анализа подтвердили высокую степень согласованности прогнозных оценок, рассчитанных на основе зависимостей (5) и (2), с экспертными оценками летчиков, полученными в ходе летных испытаний. Данное соответствие подтверждает корректность предложенной методики прогнозирования пилотажных характеристик.

С целью разработки методики прогноза оценки пилотажных характеристик в задаче двухканального управления выполнялись эксперименты на рабочей станции с девятью различными комбинациями динамических конфигураций в каналах тангажа и крена: LAHOS 2-1 – LATHOS 2-4; HAVE PIO 3.13 – LATHOS 3-4F4; LAHOS 2-1 – LATHOS 3-4F4; NEAL-SMITH 3D – LATHOS 2-2; HAVE PIO 3.13 – LATHOS 2-4; LAHOS 2-1 – LATHOS 2-2; NEAL-SMITH 3D – LATHOS 3-4F4; HAVE PIO 3.13 – LATHOS 2-2; NEAL-SMITH 3D – LATHOS 2-4.

Оператор выполнял задачу компенсаторного слежения в двух каналах с целью минимизации текущей ошибки слежения в каждом из каналов. По итогам каждого эксперимента оператором выставлялась общая оценка по шкале NASA-TLX.

При помощи зависимости (2) из выставленных в эксперименте оценок TLX были вычислены общие оценки PR. Методика прогноза оценки пилотажных характеристик в задаче двухканального управления основывается на установлении зависимости между общей оценкой PR и оценками в каждом из каналов, полученными в условиях выполнения двухканального слежения. Согласно результатам исследований [18] формирование общей оценки пилотажных характеристик при выполнении задачи двухканального управления базируется на гипотезе о том, что летчик определяет общую оценку, ориентируясь на наибольшее значение среди частных оценок, полученных по каждому из анализируемых каналов управления в ходе выполнения задачи слежения:

$$PR_{\text{общ}} = \max \{PR_{\vartheta}, PR_{\gamma}\}. \quad (6)$$

С целью проверки этой гипотезы были вычислены оценки PR_{ϑ} , PR_{γ} по формулам (5), (2), в которых показатели $\bar{\sigma}_e^2$, $\bar{\sigma}_e^2$, $\bar{\sigma}_e$, $\bar{\sigma}_e$ получены в ходе выполнения двухканального слежения. Далее по формуле (6) была найдена прогнозная оценка $PR_{\text{общ.прогн}}$. Сравнение этой оценки с оценкой $PR_{\text{общ.эксп}}$, выставленной оператором, приведено на рис. 7.

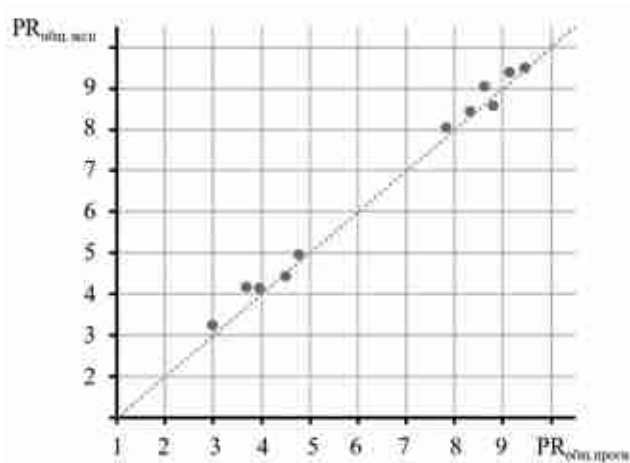


Рис. 7

Прогнозные оценки $PR_{\text{общ.прогн}}$, приведенные на рис. 7, продемонстрировали высокую сходимость с экспериментальными данными $PR_{\text{общ.эксп}}$: достигнуто 100 %-е совпадение уровня пилотажных характеристик, коэффициент детерминации составил $R^2 = 0,98$, что подтверждает адекватность предложенной зависимости.

Предложенная методика позволяет вычислить оценку пилотажных характеристик по результатам математического моделирования задачи двухканального управления. В отличие от задачи одноконтурного слежения, для моделирования управляющих действий летчика в задаче двухканального управления (рис. 8) необходимо одновременно моделировать его управляющие действия как в обоих каналах $W_{\text{л11}}$ и $W_{\text{л22}}$, так и в цепях перекрестных связей $W_{\text{л12}}$ и $W_{\text{л21}}$ (при их наличии). В этом случае каждый из

элементов (W_{n11} и W_{n22} , W_{n12} и W_{n21}) представляет собой структурную модель управляющих действий летчика (рис. 9).

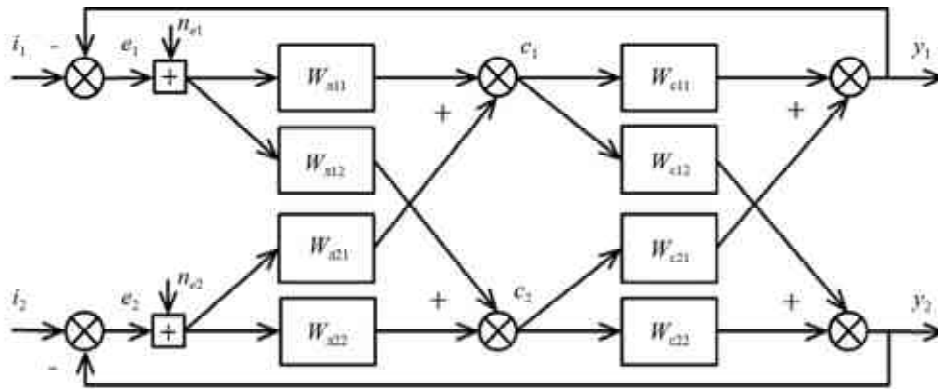


Рис. 8

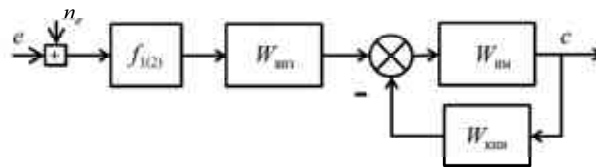


Рис. 9

На рис. 9 $W_{\text{виз}} = K_L \frac{T_L p + 1}{T_I p + 1} e^{-\tau p}$ – модель, описывающая коррекцию визуальной информации, где $T_I = 0,01$ с, $\tau = 0,2$ с; $W_{\text{нм}} = \frac{\omega_{\text{нм}}^2}{p^2 + 2\zeta_{\text{нм}}\omega_{\text{нм}}p + \omega_{\text{нм}}^2}$ – модель нервно-мышечной системы, где $\omega_{\text{нм}} = 10$ с⁻¹, $\zeta_{\text{нм}} = 0,7$; $W_{\text{кин}} = \frac{K_n p^2}{T_n^2 p^2 + 2T_n p + 1}$ – математическая модель коррекции кинестетической информации, поступающей от проприоцептивной обратной связи; n_e – шум восприятия визуальной информации, спектральная плотность которого $S_{n_e n_e} = K_{n_e} \frac{\sigma_e^2 + T_L \sigma_e^2}{1 + T_L^2 \omega^2}$; f_1, f_2 – доля внимания летчика в каждом из каналов управления из условия, что общий параметр распределения внимания летчика $f = f_1 + f_2 = 1$.

Настройка модели осуществляется за счет выбора параметров K_L, T_L, K_n, T_n в каждом из каналов и цепях перекрестных связей, а также с учетом параметра распределения внимания. При этом долю внимания достаточно выбрать только в одном канале управления, поскольку доля внимания в другом канале находится как $f_2 = 1 - f_1$. Остальные параметры модели остаются постоянными. Выбор параметров модели летчика производится минимизацией следующего функционала:

$$J = \min_{K_{L1}, T_{L1}, K_{n1}, T_{n1}, K_{L22}, T_{L22}, K_{n2}, T_{n2}, K_{L12}, T_{L12}, K_{L21}, T_{L21}, f_1} \left(\sum \bar{\sigma}_e^2 + \beta \sum \bar{\sigma}_c^2 \right). \quad (7)$$

Составляющими функционала (7) являются суммарные относительные дисперсии сигнала ошибки $\bar{\sigma}_e^2$ и расходов рычага управления $\bar{\sigma}_c^2$ по двум каналам, т. е. $\sum \bar{\sigma}_e^2 = \bar{\sigma}_{e1}^2 + \bar{\sigma}_{e2}^2$; $\sum \bar{\sigma}_c^2 = \bar{\sigma}_{c1}^2 + \bar{\sigma}_{c2}^2$. Для достижения соответствия результатов математического моделирования результатам эксперимента был введен весовой коэффициент $\beta = 0,005$.

Для валидации методики прогноза оценки пилотажных характеристик выполнялось математическое моделирование задачи двухканального управления с отобранными комбинациями динамических

конфигураций, а также с динамическими конфигурациями, рассмотренными при проведении экспериментальных исследований с участием летчиков-испытателей [18]. На основе результатов математического моделирования задачи двухканального управления были рассчитаны прогнозные оценки пилотажных характеристик $PR_{\text{общ.прогн}}$. Вычисленные значения были нанесены на поле оценок (рис. 10) в сопоставлении с величинами $PR_{\text{общ.эксп}}$, определенными экспериментально.

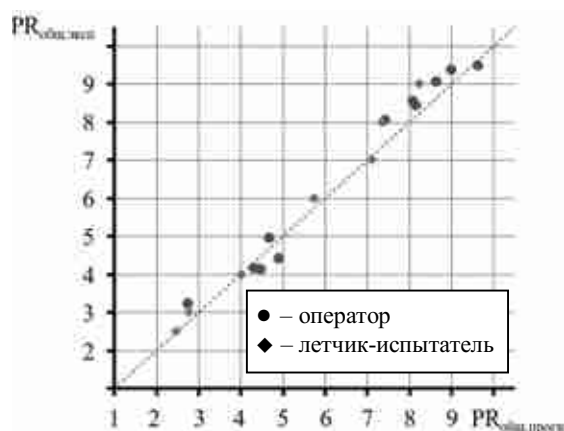


Рис. 10

Согласно полученным результатам прогнозные оценки, полученные математическим моделированием, показали хорошую сходимость с оценками, определенными операторами, и с оценками, выставленными летчиками-испытателями при выполнении экспериментов на пилотажном стенде в рамках исследований [18]. Достигнуто 100 %-е совпадение уровня пилотажных характеристик, коэффициент детерминации $R^2 = 0,97$, что подтверждает адекватность разработанной методики прогноза оценки пилотажных характеристик в задаче двухканального управления.

Таким образом, разработана методология вычисления субъективной оценки летчика математическим моделированием системы «самолет – летчик», позволяющая вычислять показатели точности пилотирования и уровня загрузки летчика, а также устанавливать обоснованную аналитическую зависимость оценки по шкале NASA-TLX от указанных показателей. Также экспериментально установлены зависимости между оценками по шкале NASA-TLX и оценками по шкале Купера – Харпера. Показано, что вычисляемые в соответствии с разработанной методикой субъективные оценки для всех исследовавшихся конфигураций соответствуют результатам экспериментальных исследований.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Шевцов В.А., Тимошенко А.В., Разиньков С.Н. Оценка состояния безопасности полета воздушного судна на основе анализа рисков авиационных инцидентов // Изв. вузов. Авиационная техника. 2024. № 1. С. 39–44.
2. Ефремов А.В. и др. Методика оценки рисков человеческого фактора из-за ошибок летчика в процессе пилотирования авиационной техники // Изв. вузов. Авиационная техника. 2020. № 2. С. 63–69.
3. Ефремов А.В., Коровин А.А. Модификация критериев оценки пилотажных характеристик и явления раскачки самолета летчиком // Труды МАИ [Электронный журнал]. 2012. № 55. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=30131> (дата обращения: 16.03.2026).
4. Ефремов А.В., Ефремов Е.В., Тяглик А.С. Мощность усилий, прикладываемых летчиком к рычагу управления, как критерий оценки пилотажных характеристик // Изв. вузов. Авиационная техника. 2023. № 1. С. 29–34.
5. Anderson R.O. A New Approach to the Specification and Evaluation of Flying Qualities. Dayton: Wright-Patterson Air Force Base, 1970. 65 p. (Tech. Rep. AFFDL-TR-69-120).
6. Аносова Л.М. Формирование функционала субъективной оценки летчиком свойств летательного аппарата // Формализация экстремальных принципов операторской деятельности в задачах проектирования систем ЛА: Темат. сб. науч. тр. Москва: МАИ, 1987. С. 60–63.
7. Cooper G.E., Harper R.P. The Use of Pilot Rating in the Evaluation of Aircraft Handling Qualities: Technical Note № 5153 / NASA. Washington, 1969. 52 p.

8. Осыковский Н.М. Шкала Купера – Харпера как инструмент обеспечения безопасности полетов // Проблемы безопасности полетов. 2010. № 10. С. 14–22.
9. Hart S.G., Staveland L.E. Development of NASA-TLX (Task Load Index): Results of Empirical and Theoretical Research // Advances in Psychology. 1988. Vol. 52. P. 139–183.
10. Cao A. et al. NASA TLX: Software for Assessing Subjective Mental Workload // Behavior Research Methods. 2009. Vol. 41. № 1. P. 113–117.
11. Neal T.P., Smith R.E. A Flying Qualities Criteria for the Design of Fighter Flight-Control System // Journal of Aircraft. 1971. Vol. 8. Iss. 10. P. 803–809.
12. Smith R.E. Effects of Control System Dynamics on Fighter Approach and Landing Longitudinal Flying Qualities: Technical Report AFFDL-TR-78-122. Ohio: Wright Paterson Air Force Base, 1978. 215 p.
13. Bjorkman E.A. Flight Test Evaluation of Techniques to Predict Longitudinal Pilot Induced Oscillations. USA: Air Force Institute of Technology, 1986. 186 p.
14. Monagan S.J., Smith R.E., Bailey R.E. Lateral Flying Qualities of Highly Augmented Fighter Aircraft: Technical Report AFWAL-TR-81-3171. Ohio: Wright Paterson Air Force Base, 1982. 283 p.
15. Дмитриева О.М., Камартина Н.М., Тауцян Г.М. Регрессия и коэффициент детерминации // Сб. ст. 65-й Науч.-техн. конф. профессорско-преподавательского состава, научных работников и аспирантов. СПб.: СПбГУТ, 2025. С. 514–520.
16. Ефремов А.В. и др. Летчик как динамическая система. М.: Машиностроение, 1992. 330 с.
17. Ефремов А.В., Ефремов Е.В. Модификация структурной модели управляющих действий летчика и ее приложение к задаче выбора характеристик и типа рычага управления // Вестник Московского авиационного института. 2023. № 1. С. 167–179.
18. Ефремов А.В. Система самолет-летчик. Закономерности и математические модели поведения летчика. М.: МАИ, 2017. 196 с.

Поступила в редакцию 16.04.26

После доработки 14.05.26

Принята к публикации 18.05.26

Selection of Flying Qualities by Calculating the Pilot's Subjective Rating

A.V. EFREMOV AND V.A. PRODANIK

Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow

The paper involves the development of a criterion for the selection of flying qualities by means of calculating the pilot's subjective ratings in a dual-axis tracking task. For this purpose, a relationship between pilot ratings on the Cooper–Harper scale and the NASA-TLX scale is established. Analytical relations between ratings on the NASA-TLX scale in the pitch and roll axes with objectively measurable indicators of piloting accuracy and pilot workload are obtained through experimental studies. Experimental pilot ratings on the Cooper–Harper scale are compared with subjective pilot ratings calculated by mathematical modeling of the pilot–aircraft system.

Pilot–aircraft system, flying qualities, multi-axis control task, mathematical modeling

О методике расчета и результатах оптимизации системы мотогондолы – винт с учетом ламинарно-турбулентного перехода

П.А. АРХИПОВ,
П.В. БУЛАТ,
д-р физ.-мат. наук,
Н.В. ПРОДАН,
канд. физ.-мат. наук
(БГТУ «ВОЕНМЕХ»
им. Д.Ф. Устинова,
Санкт-Петербург)
arkhipov.pa@inbox.ru

Представлен краткий обзор проблемы снижения сопротивления трения посредством ламинаризации течения, а также рассмотрены основные подходы к численному моделированию ламинарно-турбулентного перехода. Исследуется задача взаимного влияния аэродинамических характеристик мотогондолы и воздушного винта и их совместной оптимизации. Установлено существование оптимального положения винта, при котором обеспечивается минимизация сопротивления носовой части мотогондолы и одновременно создается тяга на ее хвостовом участке.

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

В настоящий период развития авиационной техники актуальной научно-технической проблемой является разработка фундаментальных и методических основ комплексной оптимизации трехмерных аэродинамических поверхностей, движителей и силовой установки с учетом их взаимного влияния, направленной на существенное снижение аэродинамического сопротивления беспилотных летательных аппаратов, включая стратосферные. Традиционные подходы к улучшению аэродинамических характеристик в рамках классической компоновки летательных аппаратов были исчерпаны уже в конце 80-х гг. XX века. Во втором десятилетии XXI века на фоне кризисной ситуации в области аэродинамических исследований и исчерпания резервов традиционных методов снижения сопротивления возник ряд новых задач, обусловленных появлением как малогабаритных, так и высотных беспилотных летательных аппаратов. Для указанных аппаратов требуется создание аэродинамики нового типа, способной обеспечить на высотах 15–22 км кратное снижение сопротивления трения по сравнению с традиционными формами фюзеляжа, известными с начала XX века. В ряде работ [1, 2] отмечается существенное влияние расположения тяговых винтов на общее аэродинамическое сопротивление фюзеляжа летательного аппарата. Таким образом, задачу снижения сопротивления и повышения эффективности силовой установки необходимо решать комплексно.

Коллективом на протяжении ряда лет последовательно развивались методики численного моделирования и оптимизации отдельных элементов планера и движителей. В настоящей работе рассмотрены решения, не предусматривающие отбора воздуха с поверхности, однако учитывающие интеграцию корпуса и тягового винта. Представлена методология расчета и оптимизации формы корпуса, а также параметров движителя.

В традиционной авиации, как отмечалось, с конца XX века наблюдается определенная стагнация в развитии. Управление режимом течения в пограничном слое представляет собой одно из важных и остающихся не в полной мере реализованных направлений повышения аэродинамического совершенства летательного аппарата. При этом особое внимание уделяется возможности сохранения ламинарного режима течения, поскольку ламинарный пограничный слой характеризуется существенно (в разы) меньшими потерями на трение по сравнению с турбулентным режимом течения. Процесс ламинарно-турбулентного перехода представляет собой сложный физический механизм, который зависит от большого количества параметров, включая число Рейнольдса, градиент давления, кривизну и стреловидность поверхности, трехмерность потока. Характер перехода претерпевает существенные изменения в зависимости от условий обтекания, а его надежное моделирование остается одной из важных задач в прикладной аэродинамике.

Начало исследований в области управления процессом перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный относится к 1940-м гг. XX века, когда была сформулирована концепция ламинарных про-

филей. Данные аэродинамические формы характеризовались смещением максимальной толщины к задней части профиля и специально рассчитанным распределением давления, направленным на максимально возможное продление ламинарного режима течения. Данные подходы, получившие название геометрических методов управления переходом, продемонстрировали высокую эффективность в лабораторных исследованиях. Однако их практическое применение сопровождалось рядом существенных ограничений, обусловленных высокой чувствительностью к загрязнению поверхности, отклонениям от расчетной геометрии и изменению параметров набегающего потока. Указанные факторы приводили к сокращению протяженности ламинарного участка пограничного слоя и инициировали преждевременный переход к полностью турбулентному режиму течения. Тем не менее уже в годы Второй мировой войны ламинарные крылья получили распространение на ряде истребителей, например «Мустанге» (США). В работах [3, 4] были исследованы и найдены оптимальные формы профиля для диапазона $Re = 1,25 \cdot 10^6 \div 1 \cdot 10^8$. Согласно результатам исследования [5] интеграция этих профилей с толкающим винтом позволяет не только полностью компенсировать сопротивление трения, но и создать дополнительную тягу.

В последующие десятилетия были разработаны методы активного воздействия на пограничный слой, включая метод контроля ламинарного течения, представляющий собой метод всасывания части пограничного слоя через пористые поверхности или щели для удаления нестабильных участков течения. Расчетные и экспериментальные данные показывают, что такие подходы позволяют отсрочить или даже подавить процесс ламинарно-турбулентного перехода. Практическая реализация подобных систем сопряжена с рядом инженерных трудностей, обусловленных разработкой эффективной системы всасывания (насосы, трубопроводы, фильтры), необходимостью обеспечения высокой точности изготовления и последующего обслуживания пористых либо перфорированных поверхностей, а также проблемой их эксплуатационного загрязнения.

В последнее время повышенное внимание уделяется гибридным подходам, сочетающим преимущества геометрических и активных методов [6]. Такие системы включают как оптимизацию формы обтекания, так и ограниченное в строго определенных зонах применение активного всасывания. Это позволяет достичь компромисса между эффективностью и технической реализуемостью. Ряд международных исследовательских программ и проектов, поддержанных Европейской комиссией по научным исследованиям (EU-ROBTRAC, HLFC-WINT, Clean Sky), выявил потенциал реализации HLFC-систем на транспортных самолетах нового поколения [7].

В 2020–2025 г. в СевГУ (Севастополь) был выполнен цикл исследований численных методов дозвуковых течений в условиях процесса ламинарно-турбулентного перехода. Была разработана методика оптимального проектирования профиля крыла с отбором воздуха [8] при использовании различных моделей турбулентности [9, 10]. Успехи в проектировании оптимальных профилей с отбором воздуха позволили перейти к исследованию прямого крыла, составленного из таких профилей [11, 12]. Результаты были обобщены в работе [5]. Практическая апробация разработанной методики была осуществлена в рамках решения прикладной задачи по минимизации аэродинамического сопротивления фюзеляжей аэротакси [13] и вертолета класса «Ансат» [14, 15]. Разработанный пропульсивный профиль и сформированное на его основе элементарное аэродинамическое тело в масштабе фюзеляжа вертолета «Ансат» продемонстрировали на крейсерских режимах полета подъемную силу, превышающую вес пустого летательного аппарата, а также тягу, превышающую силу лобового сопротивления.

Недостаточная изученность и отсутствие надежных методов моделирования процесса ламинарно-турбулентного перехода оказывают негативное влияние на процесс проектирования и летные характеристики летательного аппарата. Понимание механизмов данного перехода является критически важным, поскольку методы ламинаризации зачастую ориентированы на подавление или задержку конкретных механизмов. Отдельного внимания заслуживает рассмотрение перехода в трехмерных условиях, особенно на элементах планера с большой стреловидностью (например, на крыльях транспортных летательных аппаратов). В таких случаях активируются дополнительные механизмы неустойчивости, в частности поперечные волны, а также переход в области линии присоединения потока, которые слабо поддаются по-

давлению традиционными методами [16]. Более того, возникают дополнительные ограничения, связанные с эластичностью конструкций, деформацией поверхностей под действием аэродинамических и инерционных нагрузок, а также с необходимостью интеграции систем ламинаризации в силовую структуру крыла [17].

Существенный вклад в развитие фундаментальных и прикладных исследований, направленных на изучение процесса ламинарно-турбулентного перехода, внесен ИТПМ СО РАН (Новосибирск). В ИТПМ СО РАН разработаны теоретические основы неустойчивости ламинарных течений, включая механизмы возбуждения волн Толлмина – Шлихтинга, взаимодействие первичных и вторичных возмущений, а также влияние сжимаемости и трехмерных эффектов.

Исследования, проведенные в ЦАГИ (Жуковский), сформировали фундаментальные представления о механизмах неустойчивости пограничного слоя и условиях его перехода в турбулентное состояние при различных скоростных режимах и внешних условиях. Были разработаны аэродинамические трубы с регулируемым уровнем возмущений, что позволило проводить фундаментальные экспериментальные исследования по контролю и управлению процессом ламинарно-турбулентного перехода. Результаты проведенных исследований легли в основу инженерных критериев и эмпирических моделей перехода, используемых при проектировании летательного аппарата, а также в расчетных комплексах для прогнозирования теплового нагрева и аэродинамических характеристик.

Для моделирования отрывных течений широко используется модель переноса сдвиговых напряжений (SST-модель). Возникновение ламинарно-турбулентного перехода, сопровождающегося отрывом потока, скачкообразным изменением аэродинамических характеристик профиля и ухудшением летно-технических характеристик, затрудняет использование традиционных моделей турбулентности. В задачах внешнего обтекания модели турбулентности не позволяют достичь удовлетворительной точности в широком диапазоне углов атаки и чисел Рейнольдса.

Многие полуэмпирические модели турбулентности не обеспечивают достоверного прогнозирования процесса перехода ламинарного режима течения в турбулентный, поскольку формируют некорректное распределение вихревой вязкости, что приводит к существенной недооценке интенсивности отрывных течений.

Существует ряд полуэмпирических моделей турбулентности, учитывающих возможность процесса ламинарно-турбулентного перехода. В частности, модель γ - $Re_{\theta t}$ основана на использовании внешних эмпирических корреляций для запуска процесса ламинарно-турбулентного перехода при критических значениях локальных параметров пристеночного течения.

Известны методы типа e^N , основанные на обработке данных физических экспериментов, устанавливающие связь между критическим числом Рейнольдса перехода и характеристиками пограничного слоя, такими как градиент давления и уровень турбулентности. Согласно данным методам переход ламинарного режима течения в турбулентный происходит в том сечении пограничного слоя, где локальное число Рейнольдса превышает критическое значение. В этой области развиваются гидродинамические неустойчивости, приводящие к возникновению волн Толлмина – Шлихтинга, амплитуда которых возрастает по экспоненциальному закону вида $A \sim e^N$. Вместе с тем метод e^N базируется на предположении о двумерности пограничного слоя, что существенно затрудняет его распространение на задачи, связанные с расчетом трехмерных течений.

Стремление преодолеть ограничения RANS-подходов наряду с непрерывным ростом производительности вычислительных систем обусловило развитие вихреразрешающих подходов к моделированию турбулентности. К числу таких подходов относятся метод крупных вихрей (LES-метод), метод отсоединенных вихрей (DES-метод), а также различные гибридные RANS/LES-методы, которые объединяют преимущества RANS- и LES-методов [18].

В представленных далее расчетах, базирующихся на исследованиях [19, 20] и опыте использования моделей γ - $Re_{\theta t}$, e^N - и LES-методов в предшествующих проектах, применяется незонный гибридный подход SBES, относящийся к классу гибридных RANS/LES-методов [21]. В данном подходе переключение

между полуэмпирической моделью RANS и алгебраической подсеточной моделью LES обеспечивается при помощи специальной управляющей функции (Shielding Function).

Разработанная и успешно валидированная численная методика (рис. 1), базирующаяся на совместном применении модели γ - Re_{θ} , e^N -подхода и LES-метода, позволила провести серию прикладных исследований. В ходе данных исследований выполнено сравнение эффективности различных однорядных и двухрядных движителей [22, 23] с варьируемым количеством лопастей [24], близким или отличающимся покрытием площади вращения винта ($\sigma = zb/(\pi R)$, где z – количество лопастей; b – хорда сечения лопасти винта; R – радиус винта) [20, 24, 25]. Также исследованы механизмы генерации шума [26–28] и другие характеристики.

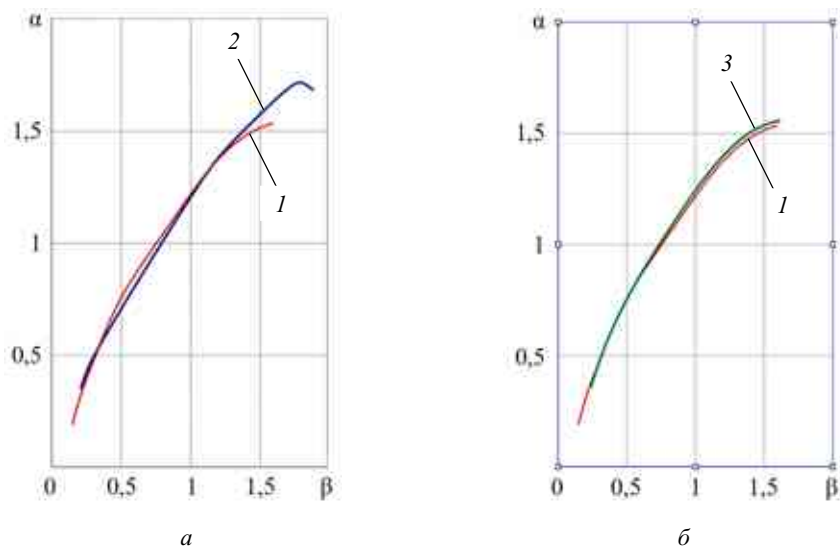


Рис. 1. Сравнение результатов расчетов биروتативного винтокольцевого движителя с экспериментом: 1 – эксперимент; 2 – k - ω -SST-модель; 3 – Transition SST Re_{θ} - γ -модель

В работах [19–25] рассматривалась задача оптимизации локального движителя без учета обтекателя комеля винта, взаимодействия с мотогондолой и корпусом летательного аппарата. Дальнейшее развитие расчетной методики позволило усовершенствовать методологию проектирования винтов включением в нее физических факторов, связанных с ламинарно-турбулентным переходом на лопастях. С одной стороны, турбулентное течение является более устойчивым к отрыву, чем ламинарное; с другой стороны, вихревые эффекты и возникновение волн неустойчивости, особенно поперечных, провоцируют отрыв потока. Использование стандартных моделей турбулентности, таких, как модель Спаларта – Аллмараса [29] и k - ω -SST [30] не обеспечивает корректного моделирования замкнутых ламинарных отрывных пузырей.

При угле установки $\varphi = 5^\circ$ соответствующем режиму малой тяги, обе модели воспроизводят сходную картину безотрывного обтекания (рис. 2, а, б). Такой характер течения сохраняется до режима наиболее экономичной работы винта, определяемого при заданной относительной поступи λ максимальным отношением α/β . На рис. 3 этому режиму соответствуют отмеченные маркерами «+» точки касания кривых $\alpha(\beta)$ с прямыми, проведенными из начала координат. В данном режиме начинается формирование замкнутых ламинарных отрывных пузырей, которые локально изменяют структуру течения вблизи лопастей, вследствие чего характер обтекания становится эквивалентным обтеканию лопасти с большей кривизной.

На режиме большой тяги при $\varphi = 30^\circ$ модели Спаларта – Аллмараса и k - ω -SST продолжают воспроизводить безотрывную картину течения (рис. 2, в, г), что не соответствует данным эксперимента. При таких углах φ проходит раскрытие ламинарных пузырей и образование отрывных течений.

При $\varphi = 40^\circ$ у модели Спаларта – Аллмараса картина не меняется (рис. 2, д), а в результатах расчетов с привлечением модели k - ω -SST наблюдаются крупные вихри (рис. 2, е), что также не соответствует данным эксперимента. Таким образом, с увеличением φ влияние выбранной модели турбулентности на результаты расчета возрастает.

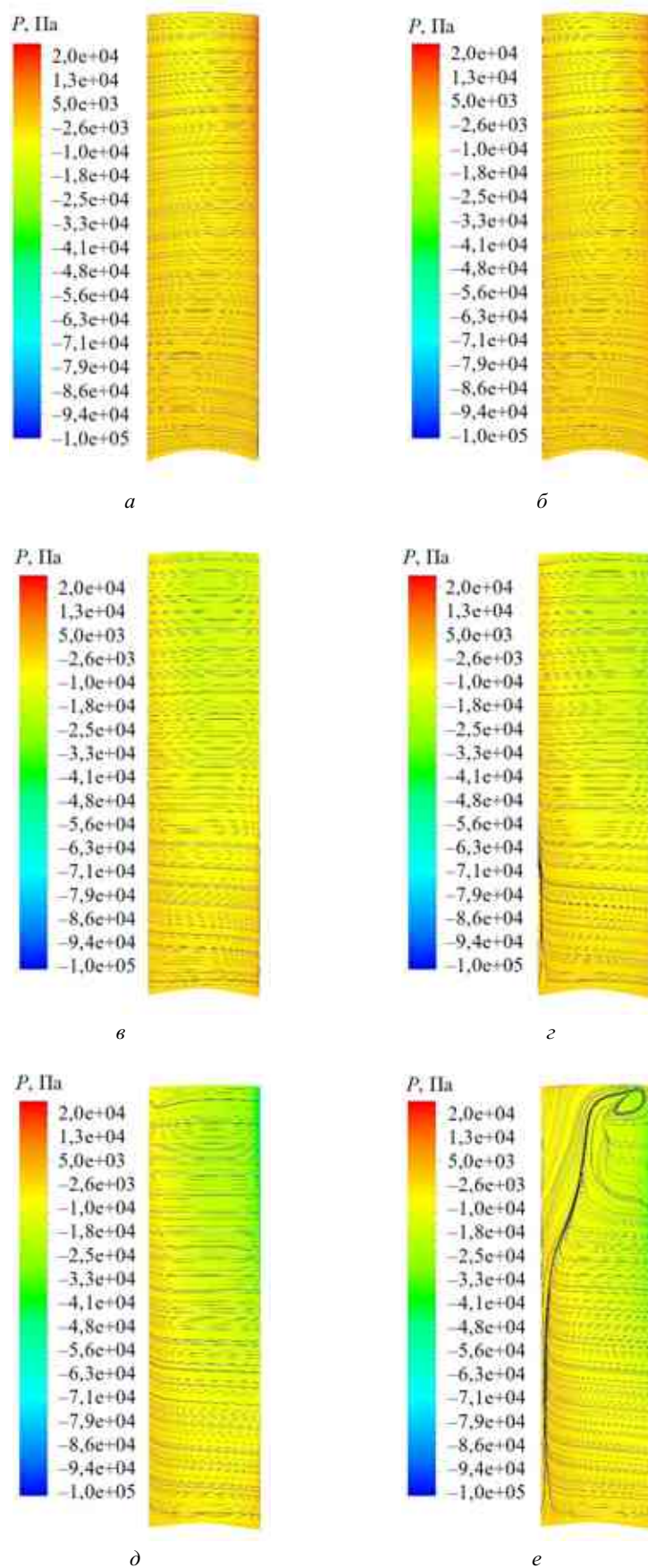


Рис. 2. Линии тока и распределение давления на наветренной стороне лопасти при различных значениях угла установки лопасти φ :
 а – $\varphi = 5^\circ$, модель Спаларта – Аллмараса; б – $\varphi = 5^\circ$, модель $k\text{-}\omega\text{-SST}$; в – $\varphi = 30^\circ$, модель Спаларта – Аллмараса;
 г – $\varphi = 30^\circ$, модель $k\text{-}\omega\text{-SST}$; д – $\varphi = 40^\circ$, модель Спаларта – Аллмараса; е – $\varphi = 40^\circ$, модель $k\text{-}\omega\text{-SST}$

Внесение небольших изменений в форму лопастей, ее оптимизация при совместном использовании модели Transition SST $Re_{\theta-\gamma}$ [31] и LES-модели позволили существенно улучшить отрывные характеристики винта K184B (рис. 3), увеличить его тягу на максимальных режимах.

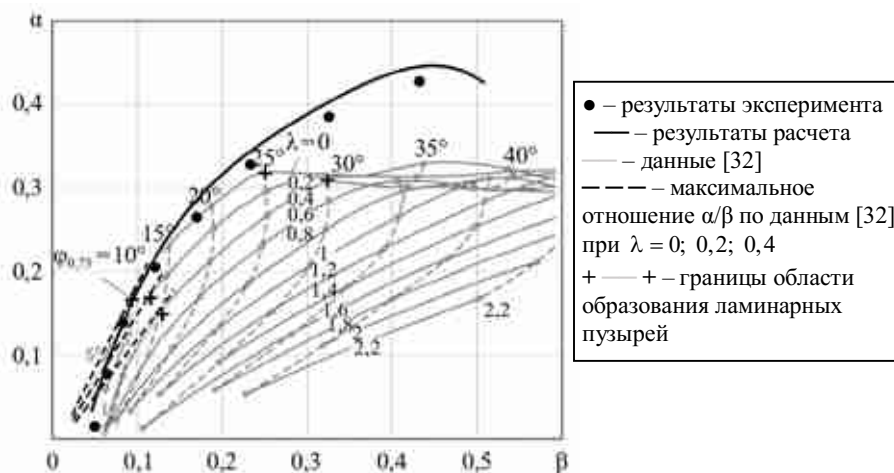


Рис. 3. Сравнение данных [32] по винту K184B с результатами экспериментов с винтом K184M

Результаты численного исследования винтов K184B показали, что их собственная работа практически не зависит от наличия обтекателя комеля винта, вследствие чего аэродинамические характеристики винта могут быть заданы независимо от характеристик обтекателя. В ходе расчетов винт моделировался с помощью модели бесконечно тонкого тягового диска, для которого поток импульса, массовый расход через площадь вращения винта и перепад давления за диском задавались в соответствии с параметрами реального винта. Указанные параметры определялись расчетным путем и дополнительно верифицировались сравнением с экспериментальными данными.

Затем для моделирования мотогондолы использовался осесимметричный ламинарный профиль, в различных сечениях которого размещался тяговый диск (рис. 4). Продольным перемещением диска вдоль оси мотогондолы определялось оптимальное положение винта.

Расчеты показали, что в диапазоне чисел Рейнольдса $Re = 3 \cdot 10^6 \div 1,5 \cdot 10^7$ без работы винта коэффициент лобового сопротивления мотогондолы $C_x \approx 0,01$. В случае вариантов расположения винта (рис. 4, б, в) увеличивается сопротивление, в случае первого варианта (рис. 4, а) возникает заметная тяга. При таком варианте расположения винтов обеспечивается ламинарное обтекания корпуса мотогондолы до винта, а также безотрывное течение за винтами.

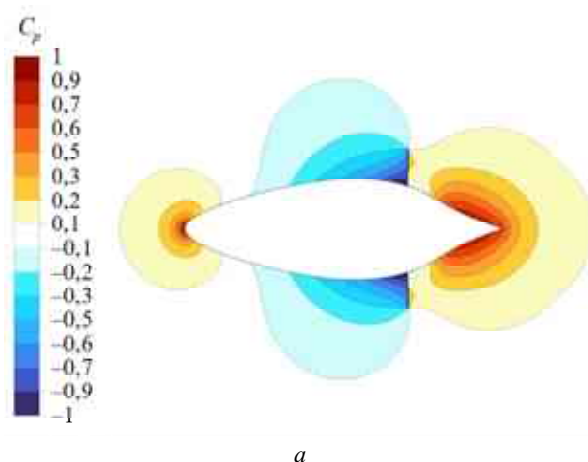
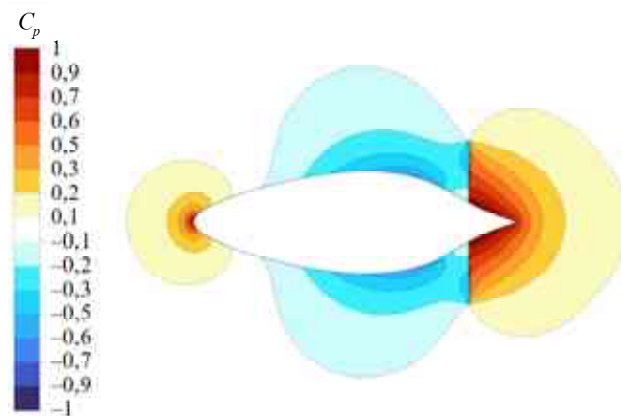
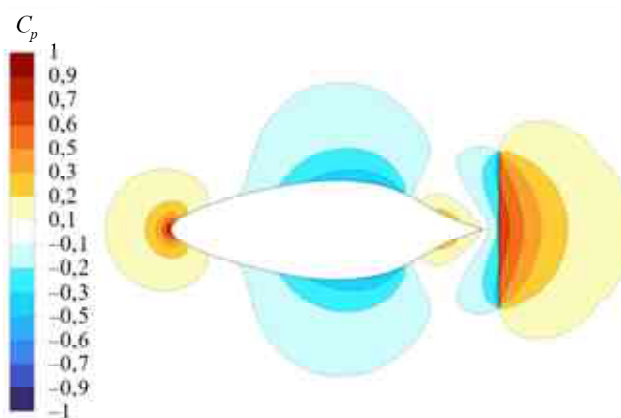


Рис. 4. Поле коэффициента давления C_p при расположении винта в области ламинарно-турбулентного перехода (а), в начале диффузорного участка (б) и за хвостиком профиля (в) (скорость $U_{\infty} = 20$ м/с ; $Re = 3 \cdot 10^6$) (Начало)



б



в

Рис. 4. Поле коэффициента давления C_p при расположении винта в области ламинарно-турбулентного перехода (а), в начале диффузорного участка (б) и за хвостиком профиля (в) (скорость $U_\infty = 20$ м/с ; $Re = 3 \cdot 10^6$) (Окончание)

На рис. 5 показаны области чисел Рейнольдса по высоте и комбинированному параметру $U_\infty L$ (U_∞ – скорость полета; L – длина мотогондолы). В области до $Re = 1 \cdot 10^6$ получено $C_x < -0,5$; в области $Re = 1 \cdot 10^6 \div 1,5 \cdot 10^6$ – $-0,5 \leq C_x < -0,25$; в области $Re = 1,5 \cdot 10^6 \div 2,5 \cdot 10^6$ – $-0,25 \leq C_x < -0,1$; в области $Re = 2,5 \cdot 10^6 \div 1,0 \cdot 10^7$ – $-0,1 \leq C_x < 0$; в области от $Re = 1,0 \cdot 10^7$ – $C_x > 0$.

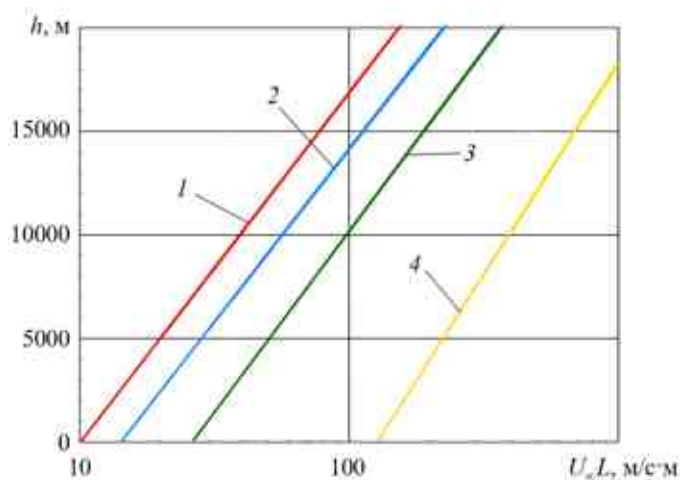


Рис. 5. Области существования эффекта дополнительной тяги:
1 – $Re = 1 \cdot 10^6$; 2 – $Re = 1,5 \cdot 10^6$; 3 – $Re = 2,5 \cdot 10^6$; 4 – $Re = 1,0 \cdot 10^7$

Как следует из рис. 5, корпус мотогондолы создает существенную тягу в весьма широком диапазоне.

Приведенные результаты демонстрируют преимущество комплексной оптимизации движителей и мотогондол. Винты стабилизируют ламинарное течение и предотвращают отрыв потока с подветренной стороны. Профилирование мотогондолы с учетом этих эффектов позволяет не только полностью компенсировать вредное сопротивление, но и создавать дополнительную тягу. Задача ламинаризации обтекания конструктивных элементов планера представляет собой комплексную междисциплинарную проблему, решение которой требует интеграции фундаментальных знаний о физических процессах в пограничном слое, применения методов численного моделирования ламинарно-турбулентного перехода, разработки инженерных решений по управлению потоком и всестороннего учета эксплуатационных факторов. Несмотря на значительный прогресс в понимании процессов ламинарно-турбулентного перехода и методов его контроля, не существует универсального, надежного и технологически простого способа ламинаризации. Для продолжения исследований в данной области требуется обобщение знаний о механизмах ламинарно-турбулентного перехода на элементах планера летательного аппарата, систематизация и классификация существующих подходов к ламинаризации пограничного слоя, а также оценка их эффективности, реализуемости и перспектив развития.

Актуальным направлением дальнейших исследований является комплексный сравнительный анализ пассивных (геометрических), активных и гибридных методов управления пограничным слоем. Сопоставление указанных подходов целесообразно проводить по критериям аэродинамической эффективности, конструктивной реализуемости и эксплуатационной надежности, с учетом аэродинамического влияния воздушных винтов.

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. Уджуху А.Ю. Проблемы интеграции двигателя в компоновке дозвуковых пассажирских самолетов: Автореф. дис. ... канд. техн. наук. Жуковский, 2010. 28 с.
2. Разов А.А. Методика параметрического представления поверхностей в задачах аэродинамического проектирования: Автореф. дис. ... канд. техн. наук. Жуковский, 2009. 23 с.
3. Goldschmied F.R. Aerodynamic Hull Design for HASPA LTA Optimization // *Journal of Aircraft*. 1978. Vol. 15. № 9. P. 634–638.
4. Lutz T., Wagner S. Drag Reduction and Shape Optimization of Airship Bodies // *Journal of Aircraft*. 1998. Vol. 35. № 3. P. 345–351.
5. 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.
6. Lobitz L. et al. Aircraft Wing Design for Extended Hybrid Laminar Flow Control // *Aerospace*. 2023. Vol. 10. № 11. Article № 938.
7. New Light on the Laminar-Turbulent Transition in Swept Wings [Electronical Resource]. URL: <https://cordis.europa.eu/article/id/190621-new-light-on-the-laminarturbulent-transition-in-swept-wings> (дата обращения: 13.03.2026).
8. 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.
9. 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.
10. 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.
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. 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.
14. Продан Н.В., Курнухин А.А. Исследование аэродинамики пропульсивного фюзеляжа вертолета // Изв. вузов. Авиационная техника. 2023. № 3. С. 71–76.
15. Булат П.В., Волобуев И.А. Исследование пропульсивного профиля несущего фюзеляжа при изменении угла атаки и расхода отбираемого воздуха // Изв. вузов. Авиационная техника. 2025. № 4. С. 40–46.
16. Jentys M., Breitsamter C. Transitional Flow Modelling of a Hybrid Laminar Flow Control and Variable Camber Transonic Transport Aircraft Wing // Proc. of 33rd Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, Sept. 4–9, 2022, Stockholm, Sweden. P. 2961–2976.
17. Boiko A.V., Kirilovskiy S.V., Poplavskaya T.V. Numerical Simulation of Swept-Wing Laminar-Turbulent Flow in the Presence of Two-Dimensional Surface Reliefs. Fluids. 2024. Vol. 9. Iss. 4. Article № 95.
18. Zhang K. et al. Very-Large-Eddy Simulation of Nonreactive Turbulent Flow for Annular Trapped Vortex Combustor // Journal of Applied Fluid Mechanics. 2022. Vol. 15. № 2. P. 523–535.
19. Булат П.В., Продан Н.В., Вокин Л.О. Сравнение моделей турбулентности при расчете модельного винтокольцевого движителя // Изв. вузов. Авиационная техника. 2022. № 4. С. 74–80.
20. Булат П.В., Вокин Л.О., Чернышов П.С. Численное исследование винтов и винтокольцевых движителей в широком диапазоне нагрузок мощностью // Изв. вузов. Авиационная техника. 2024. № 4. С. 63–69.
21. Menter F. Stress-Blended Eddy Simulation (SBES) – A New Paradigm in Hybrid RANS-LES Modeling // Progress in Hybrid RANS-LES Modelling: Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design / Eds. Y. Hoarau et al. Cham: Springer International Publishing, 2018. Vol. 137. P. 27–37.
22. Дудников С.Ю. и др. Математическое и компьютерное моделирование однорядных и двухрядных шестилопастных винтокольцевых движителей // Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики. 2022. № 6. С. 1226–1236.
23. Булат М.П., Вокин Л.О., Волобуев И.А. Исследование винтокольцевых движителей. Сравнение винтокольцевых движителей с обычными однорядными и Х-образными двухрядными винтами // Изв. вузов. Авиационная техника. 2023. № 2. С. 44–48.
24. Дудников С.Ю., Кузнецов П.Н., Мельникова А.И. Исследование винтокольцевых движителей. Сравнение биротативного двухрядного винта с четырехлопастным и восьмиллопастными винтами // Изв. вузов. Авиационная техника. 2023. № 2. С. 60–66.
25. Булат М.П., Волобуев И.А. Численное исследование эффективности винтокольцевых движителей с однорядными и соосными биротативными винтами с равным покрытием // Изв. вузов. Авиационная техника. 2024. № 3. С. 63–68.
26. Дудников С.Ю., Вокин Л.О., Кузнецов П.Н. Влияние радиального зазора на тяговые характеристики винто-кольцевого движителя квадрокоптера на различных режимах полета // Аэрокосмическая техника и технологии. 2024. № 3. С. 152–167.
27. Денисенко П.В. и др. Аэроакустические характеристики винтокольцевого движителя квадрокоптера на режиме вертикального взлета и посадки // Изв. вузов. Авиационная техника. 2021. № 4. С. 66–73.
28. Bulat P.V. et al. Aeroacoustics of the Impeller in Hovering Mode // Acustika. 2025. Vol. 39. № 39. P. 16–21.
29. Spalart P.R., Allmaras S.R. A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows // Proc. of the 30th Aerospace Science Meeting and Exhibit, Jan. 6–9, 1992, Reno, USA. AIAA Paper № 1992-0439.
30. Menter F.R. Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications // AIAA Journal. 1994. Vol. 32. Iss. 8. P. 1598–1605.
31. Menter F.R., Langtry R., Volker S. Transition Modelling for General Purpose CFD Codes // Flow, Turbulence and Combust. 2006. Vol. 77. Iss. 1–4. P. 277–303.
32. Остроухов С.П. Аэродинамика воздушных винтов и винтокольцевых движителей. М.: Физматлит, 2014. 328 с.

Поступила в редакцию 13.04.26
После доработки 20.05.26
Принята к публикации 25.05.26

On a Calculation Method and Optimization Results for a Nacelle–Propeller System Considering Laminar-Turbulent Transition

P.A. ARKHIPOV, P.V. BULAT, AND N.V. PRODAN

Baltic State Technical University “Voenmeh”, Saint Petersburg

A brief review is given in the paper of the problem of reducing the friction drag through flow laminarization and of the development of numerical methods for modeling laminar-turbulent transition. The problem of the mutual influence and joint optimization of a nacelle and a propeller is considered. It is shown that there is an optimal propeller position at which the drag of the nacelle forebody is minimized and thrust is generated on the tail section.

Airfoil, propulsive aerodynamics, propulsive airfoil, energy methods in aerodynamics, unmanned aerial vehicle.

Особенности взаимодействия косого скачка уплотнения со встречной волной Прандтля – Майера

М.В. ЧЕРНЫШОВ,

д-р техн. наук,

К.Э. САВЕЛОВА,

канд. физ.-мат. наук

(БГТУ «ВОЕНМЕХ»

им. Д.Ф. Устинова,

Санкт-Петербург)

mvcher@mail.ru

Рассматривается взаимодействие косого скачка уплотнения со встречной волной Прандтля – Майера. Предложены две приближенно-аналитические модели взаимодействия, одна из которых предполагает прямолинейность результирующего скачка, выходящего из верха характеристик встречной волны, другая – равенство статических давлений и сонаправленность газовых потоков за исходящими скачками и волнами. Показана высокая точность используемых моделей, позволяющих достоверно выявить основные особенности происходящего взаимодействия. Получены аналитические соотношения, определяющие смену направления кривизны (перегиб) взаимодействующего скачка и минимум его интенсивности, соответствующий экстремумам температуры, давления торможения, энтропии, числа Маха и других параметров течения в сдвиговом слое за ним.

Скачок уплотнения, течение Прандтля – Майера, взаимодействие газодинамических разрывов, аналитическое решение, кривизна

Взаимодействие косых скачков уплотнения со встречными волнами разрежения или сжатия Прандтля – Майера наблюдается в сверхзвуковых потоках, реализующихся в поворотных каналах (в том числе со скруглением), входных трактах сверхзвуковых воздухозаборников, струйных и сопловых течениях (включая сопловые аппараты перспективных широкодиапазонных ракетных двигателей [1, 2]), других технических устройствах. Повышенный научный интерес к данной задаче обусловлен необходимостью ее решения при оценке размеров маховского скачка уплотнения, возникающего при нерегулярном отражении в сужающихся каналах [3–9]. Начиная с 1990-х гг., данная проблема рассматривается как одна из актуальных в теории взаимодействия стационарных газодинамических разрывов [10]. Аналогичные оценки высоты маховского скачка [11], выполняемые при наличии импульсного выделения или поглощения энергии, изменении химического состава газа и других высокотемпературных явлений [12], также основываются на решении задачи о взаимодействии отраженного косого скачка уплотнения со встречной волной разрежения Прандтля – Майера в сверхзвуковом потоке невязкого совершенного газа.

Взаимодействие скачка уплотнения со встречной волной, возникающие при этом газодинамические разрывы и их обозначения показаны на рис. 1. Здесь: M – число Маха в набегающем потоке, M_i ($i = 1...4$) – в областях 1–4.

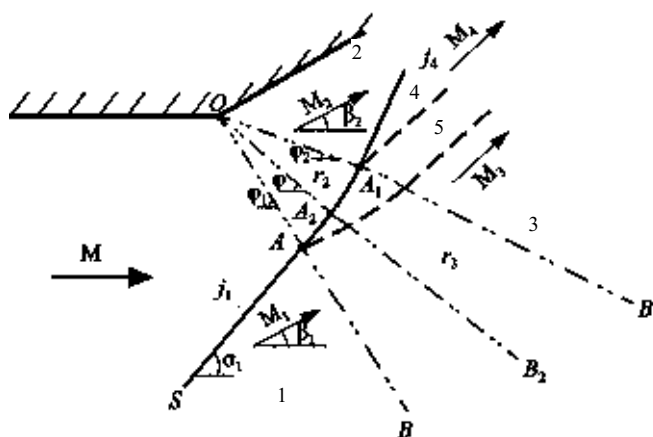


Рис. 1. Ударно-волновая структура взаимодействия скачка уплотнения j_1 со встречной волной разрежения r_2 :
1 – область течения за приходящим скачком, 2 – за встречной волной, 3 – за исходящей волной Прандтля – Майера r_3 ,
4 – за исходящим скачком j_4 , 5 – сдвиговый слой (слой переменной энтропии за искривленным скачком AA_1)

Косой скачок уплотнения j_1 со сверхзвуковым течением за ним, сформированный в равномерном сверхзвуковом потоке с числом Маха $M > 1$, проникает в изоэнтропную волну разрежения или сжатия r_2 (для определенности на рис. 1 изображен веер характеристик центрированной волны разрежения) в точке A . В соответствии с решением [13, 14] задачи о взаимодействии со слабым разрывом OA (граничной характеристикой волны Прандтля – Майера) скачок приобретает в точке A конечную геометрическую кривизну.

Искривленный скачок AA_1 , формирующийся внутри веера характеристик (в области активного взаимодействия), имеет переменную интенсивность (отношение статических давлений на его сторонах). Вместе с интенсивностью скачка AA_1 изменяются энтропия газа и давление торможения на линиях тока за ним.

В результате взаимодействия скачка со встречной волной формируется исходящая волна Прандтля – Майера r_3 того же вида (разрежения или сжатия) и направления, что и волна r_1 , а также скачок уплотнения j_4 , выходящий из веера характеристик волны r_2 в точке A_1 . Течения за исходящими волной и скачком (в областях 3, 4) разделены сдвиговым слоем – областью течения с практически параллельными линиями тока. При этом плотность и энтропия газа, полное давление, число Маха течения на различных линиях тока в области 5 существенно отличаются.

Исходящий скачок уплотнения j_4 не является абсолютно прямолинейным. Возмущения, отраженные при прохождении волны r_3 сквозь сдвиговый слой, догоняют этот скачок и несколько искривляют его. Однако кривизна исходящего скачка j_4 в 50–1000 раз меньше, чем у скачка AA_1 в зоне активного взаимодействия. Указанная закономерность установлена в рамках решений задачи о взаимодействии догоняющей волны с последующим скачком [15, 16]. Данное обстоятельство служит обоснованием для принятого в одной из разрабатываемых далее приближенно-аналитических моделей предположения о практически нулевой кривизне скачка j_4 в точке A_1 его выхода из веера характеристик волны r_2 .

В работе [17] вводится и используется физически обоснованное предположение о равенстве статических давлений и сонаправленности потоков на сторонах сдвигового слоя (в областях 3, 4). Это предположение позволяет с высокой точностью определить интенсивность исходящего скачка j_4 и параметры потока за ним. Однако аппроксимация скачка AA_1 дугой параболы, дополнительно введенная в работе [17], заметно искажает его форму и приводит к ошибкам в определении координат точки A_1 выхода скачка j_4 из зоны активного взаимодействия. Вместо параболической аппроксимации в статье [18] модель, основанная на равенстве давлений и сонаправленности потоков за исходящими возмущениями, обобщена на внутренние точки скачка AA_1 . Это обобщение существенно улучшает аппроксимацию формы криволинейного скачка и позволяет качественно проанализировать изменение его свойств в веере характеристик встречной волны.

Другой высокоточный метод [18] аппроксимации формы взаимодействующего скачка AA_1 основан на решении задачи [13] о его взаимодействии со слабым разрывом (в данном случае с последней, хвостовой характеристикой OA_1 волны r_2) и на предположении о нулевой кривизне исходящего скачка j_4 в точке A_1 окончания активного взаимодействия. Его применение приводит к обыкновенному дифференциальному уравнению для оценки формы скачка и анализа изменения его свойств.

Оба метода анализа взаимодействия косых скачков с изоэнтропными волнами, предложенные в работе [18] и фактически введенные еще в работе [19], были использованы в статьях [15, 16] для решения задачи о взаимодействии волны Прандтля – Майера и последующего догоняющего косого скачка. В ходе ее решения были аналитически установлены критерии геометрического перегиба взаимодействующего скачка, смены вида отраженной волны (часто неоднократного в ходе одного и того же взаимодействия), вырождения скачка уплотнения в слабое возмущение, возникновения экстремума числа Маха потока и образования области дозвукового течения за поверхностью скачка. Аналогичный параметрический анализ представляет научный интерес и для рассматриваемого здесь случая взаимодействия скачка уплотнения со встречной волной.

Математические модели ударно-волновой структуры

Основные соотношения

Интенсивность приходящего скачка j_1 (отношение $J = p_1/p$ статических давлений за скачком и перед ним) связана с углом β_1 поворота потока на его поверхности (см. рис. 1) соотношением

$$\operatorname{tg} \beta_1 = \sqrt{\frac{J_m - J_1}{J_1 + \varepsilon}} \frac{(1 - \varepsilon)(J_1 - 1)}{(1 + \varepsilon)M^2 - (1 - \varepsilon)(J_1 - 1)}, \quad (1)$$

а с углом σ_1 наклона этого скачка к направлению потока перед ним – формулой

$$J_1 = (1 + \varepsilon)M^2 \sin^2 \sigma_1 - \varepsilon. \quad (2)$$

Здесь: $J_m(M) = (1 + \varepsilon)M^2 - \varepsilon$ – интенсивность наиболее сильного (прямого) скачка (рис. 2, кривая 1), образующегося в потоке с данным числом Маха; $\varepsilon = (\gamma - 1)/(\gamma + 1)$, γ – показатель адиабаты газа (во всех дальнейших примерах расчета $\gamma = 1,4$). При этом угол между приходящим скачком j_1 и горизонталью составляет $\sigma_1 + \theta_0$, где θ_0 – угол течения набегающего потока (для определенности $\theta_0 = 0$ (см. рис. 1)).

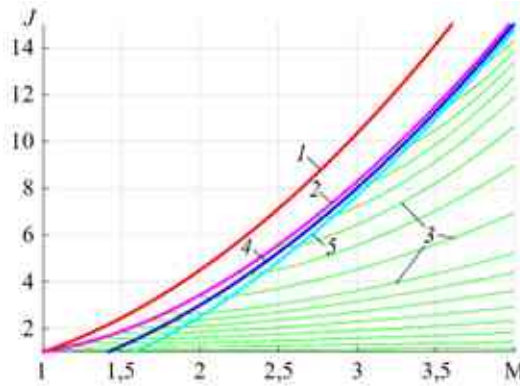


Рис. 2. Параметрическое решение задачи о взаимодействии скачка уплотнения со встречной волной Прандтля – Майера на плоскости «число Маха перед скачком – интенсивность скачка»: 1 – интенсивности прямых скачков, 2 – скачков с критической скоростью течения за ними, 3 – интегральные кривые, описывающие изменение интенсивности скачка в области взаимодействия, 4 – параметры скачков минимальной интенсивности, 5 – скачки, соответствующие условию геометрического перегиба

Число Маха M_1 за скачком j_1 определяется зависимостью

$$M_1 = \sqrt{\frac{(J_1 + \varepsilon)M^2 - (1 - \varepsilon)(J_1^2 - 1)}{J_1(1 + \varepsilon J_1)}}. \quad (3)$$

Предполагается, что течение за приходящим скачком j_1 сверхзвуковое, т. е. его интенсивность не превосходит критической величины [13] (рис. 2, кривая 2):

$$J_*(M) = \frac{M^2 - 1}{2} + \sqrt{\left(\frac{M^2 - 1}{2}\right)^2 + \varepsilon(M^2 - 1) + 1}. \quad (4)$$

Первая граничная характеристика OA встречной волны Прандтля – Майера r_2 (см. рис. 1) падает под углом $\alpha_0 = \arcsin(1/M)$ к набегающему потоку и под углом $\varphi_1 = \theta_0 - \alpha_0$ к горизонтали. В совокупности с условием (2) это позволяет определить координаты точек x_A , y_A точки A пересечения головной характеристики OA со скачком j_1 , если известны координаты точек S , O выхода скачка и первой разрывной характеристики в область взаимодействия.

Углы φ падения прямолинейных характеристик волны r_2 , отсчитываемые от горизонтали, изменяются от значения $\varphi_1 = \theta_0 - \alpha_0$ на головной характеристике OA (см. рис. 1) до $\varphi_2 = \theta_0 + \omega(M_2) - \omega(M) - \alpha_2$ на хвостовой характеристике OA_1 . Здесь $\alpha_2 = \arcsin(1/M_2)$, где M_2 – число Маха течения в области 2 за волной, а функция Прандтля – Майера

$$\omega(M) = 1/\sqrt{\varepsilon} \arctg \sqrt{\varepsilon(M^2 - 1)} - \arctg \sqrt{(M^2 - 1)}.$$

Угол падения произвольной прямолинейной характеристики OA_2 с числом Маха течения $M(\varphi)$ на ней определяется зависимостью

$$\varphi = \theta_0 + \omega[M(\varphi)] - \omega(M) - \arcsin[1/M(\varphi)], \quad (5)$$

угол θ течения на этой характеристике

$$\theta = \theta_0 + \omega[M(\varphi)] - \omega(M). \quad (6)$$

Угол $\beta_r^{(\varphi)}$ поворота потока на части волны, ограниченной веером характеристик OAA_2 , составляет

$$\beta_r^{(\varphi)} = \omega[M(\varphi)] - \omega(M). \quad (7)$$

Отношение $J_r(\varphi)$ давления $p_r(\varphi)$ на произвольной характеристике OA_2 волны r_2 к давлению p в набегающем потоке определяется следующим образом:

$$J_r(\varphi) = p_r(\varphi)/p = \pi[M(\varphi)]/\pi(M), \quad (8)$$

где $\pi(M) = [1 + (\gamma - 1)M^2/2]^{-\gamma/(\gamma-1)}$ – функция давления в изоэнтропном течении.

Произвольная прямолинейная характеристика OA_2 пересекает в точке A_2 искривленный скачок AA_1 с местным значением интенсивности $J_s(\varphi)$, подлежащей определению. Эта местная интенсивность скачка определяет угол $\sigma_s(\varphi)$ его наклона к направлению потока перед ним:

$$J_s(\varphi) = (1 + \varepsilon)M^2 \sin^2 \sigma_s(\varphi) - \varepsilon. \quad (9)$$

С учетом условия (6) для направления потока перед скачком соотношение (9) определяет форму скачка $y(x)$:

$$y'(x) = \operatorname{tg} \{ \theta_0 + \omega[M(\varphi)] - \omega(M) + \sigma_s(\varphi) \}, \quad (10)$$

а также угол θ течения за его поверхностью:

$$\theta = \theta_0 + \omega[M(\varphi)] - \omega(M) + \beta_s(\varphi),$$

где $\beta_s(\varphi)$ – угол поворота потока в произвольной точке криволинейного скачка, определяемый зависимостью, подобной выражению (1):

$$\operatorname{tg} \beta_s(\varphi) = \sqrt{\frac{(1 + \varepsilon)M^2(\varphi) - \varepsilon - J_s(\varphi)}{J_s(\varphi) + \varepsilon}} \frac{(1 - \varepsilon)(J_s(\varphi) - 1)}{(1 + \varepsilon)M^2(\varphi) - (1 - \varepsilon)(J_s(\varphi) - 1)}. \quad (11)$$

Давление $p_s(\varphi)$ за произвольной точкой скачка при этом определяется местными интенсивностями скачка и части волны, ограниченной веером характеристик OAA_2 :

$$p_s(\varphi) = J_s(\varphi)J_r(\varphi)p,$$

а число Маха $M_s(\varphi)$ течения за ним – зависимостью, аналогичной формуле (3):

$$M_s(\varphi) = \sqrt{\frac{(J_s(\varphi) + \varepsilon)M^2(\varphi) - (1 - \varepsilon)(J_s^2(\varphi) - 1)}{J_s(\varphi)(1 + \varepsilon J_s(\varphi))}}. \quad (12)$$

При взаимодействии волны r_2 со встречным скачком образуется исходящая (преломленная) волна r_3 с прямолинейными характеристиками того же семейства, что и в волне r_2 . Часть волны r_3 , ограниченная ее головной характеристикой AB и произвольной характеристикой A_2B_2 , падающей из точки A_2 на скачке, имеет интенсивность

$$J_t(\varphi) = p_t(\varphi)/p_1 = \pi[M_t(\varphi)]/\pi(M_1), \quad (13)$$

где $p_1 = Jp$, M_1 – давление и число Маха потока за скачком j_1 (в области 1), а $p_t(\varphi)$, $M_t(\varphi)$ – на прямолинейной части характеристики A_2B_2 в волне r_3 . Угол $\beta_t(\varphi)$ поворота потока в рассматриваемой части волны составляет

$$\beta_t(\varphi) = \omega[M_t(\varphi)] - \omega(M_1), \quad (14)$$

так что угол $\theta_t(\varphi)$ течения на прямолинейной части характеристики A_2B_2

$$\theta_t(\varphi) = \theta_0 + \beta_1 + \beta_t(\varphi) = \theta_0 + \beta_1 + [M_t(\varphi) - \omega(M_1)].$$

Давление p_4 , угол течения θ_4 в области 4 за исходящим скачком j_4 и угол β_4 поворота потока на этом скачке определяются соотношениями

$$p_4 = J_4 p_2 = J_2 J_4 p; \quad (15)$$

$$\theta_4 = \theta_0 + \beta_2 + \beta_4 = \theta_0 + \omega(M_2) - \omega(M) + \beta_4; \quad (16)$$

$$\operatorname{tg} \beta_4 = \sqrt{\frac{(1 + \varepsilon)M_2^2 - \varepsilon - J_4}{J_4 + \varepsilon}} \frac{(1 + \varepsilon)(J_4 - 1)}{(1 + \varepsilon)M_2^2 - (1 - \varepsilon)(J_4 - 1)}, \quad (17)$$

где

$$J_2 = \pi(M_2)/\pi(M) \quad (18)$$

есть интенсивность волны r_2 в целом (отношение давления p_2 в области 2 за волной к давлению в невозмущенном течении),

$$\beta_2 = \omega(M_2) - \omega(M) \quad (19)$$

есть угол поворота потока в волне r_2 , а

$$\theta_2 = \theta_0 + \beta_2 = \theta_0 + \omega(M_2) - \omega(M)$$

есть угол течения за волной.

Угол σ_4 наклона исходящего скачка в точке A_1 также связан с его интенсивностью:

$$J_4 = (1 + \varepsilon)M_2^2 \sin^2 \sigma_4 - \varepsilon \quad (20)$$

и определяет наклон скачка j_4 к горизонтали:

$$y'(x) = \operatorname{tg} \{\theta_0 + \beta_2 + \sigma_4\} = \operatorname{tg} \{\theta_0 + \omega(M_2) - \omega(M) + \sigma_4\}. \quad (21)$$

Исходящая волна r_3 характеризуется своей интенсивностью

$$J_3 = p_3/p_1 = \pi(M_3)/\pi(M_1) \quad (22)$$

и углом поворота потока

$$\beta_3 = \omega(M_3) - \omega(M_1). \quad (23)$$

Угол течения θ_3 в области 3 за исходящей волной r_3 составляет

$$\theta_3 = \theta_1 + \beta_3 = \theta_0 + \beta_1 + \omega(M_3) - \omega(M_1). \quad (24)$$

Решение задачи о взаимодействии скачка уплотнения j_1 со встречной волной r_2 требует установления формы и переменной интенсивности скривленного скачка AA_1 , интенсивностей исходящих возмущений (скачка j_4 и волны r_3), свойств потоков за ними и в области 5 течения за искривленным скачком.

Параболическая аппроксимация взаимодействующего скачка

В работе [18] при анализе свойств исходящих возмущений предполагается, что потоки газа в областях 3, 4 на сторонах сдвигового слоя параллельны:

$$\theta_3 = \theta_4.$$

Здесь соответствующие углы течения выражаются зависимостями (24), (16), а их статические давления, определяемые зависимостями (22), (15), равны:

$$P_3 = P_4.$$

Сдвиговый слой по аналогии с задачей о взаимодействии встречных скачков уплотнения в этом случае играет роль тангенциального разрыва, хотя и имеет конечную толщину.

Выражая давления и направления потоков за исходящими возмущениями через интенсивности скачков и волн с помощью соотношений (15), (17) и (22) – (24), несложно прийти к системе уравнений

$$J_2 J_3 = J_1 J_4; \quad \beta_2 + \beta_3 = \beta_1 + \beta_4, \quad (25)$$

в которой углы β_i ($i = 1 \div 4$) поворота на скачках и волнах связаны с их интенсивностями J_i соотношениями (1), (18), (19), (22), (23), (17). Решением системы (25) являются интенсивности исходящей волны J_3 и скачка J_4 , а также углы β_3 , β_4 поворота потока на этих возмущениях.

Результаты расчетов, а также проведенный в работах [15, 16] анализ решений аналогичной задачи о взаимодействии волны Прандтля – Майера с догоняющим скачком показывают, что система (25) позволяет определить углы поворота потока и интенсивности исходящих возмущений с высокой точностью. Однако в работе [17] описана также параболическая аппроксимация искривленного скачка AA_1 , искажающая его форму (в частности, не допускающая возможности его перегиба) и приводящая к ошибкам определения координат точки A_1 выхода скачка j_4 из веера характеристик.

Аппроксимация скачка AA_1 дугой параболы основана на следующих предположениях.

1. В точке A с легко определяемыми координатами (x_A, y_A) угол наклона скачка AA_1 к горизонтالي равен $\theta_0 + \sigma_1$, где угол σ_1 связан с интенсивностью приходящего скачка соотношением (2).

2. В точке A_1 , координаты которой связаны углом наклона последней (хвостовой) характеристики волны r_2 , угол σ_4 наклона скачка AA_1 к потоку перед ним определяется его интенсивностью J_4 и соотношением (20), а сама интенсивность J_4 – из решения системы (25), так что угол наклона скачка AA_1 к горизонтالي в этой точке определяется зависимостью (21).

Если r_1 – центрированная волна разрежения, то с учетом этих предположений скачок AA_1 аппроксимируется следующим образом:

$$y = ax^2 + bx + c, \quad (26)$$

где $a = (t_{A_1} - t_A)(t_{A_1} + t_A - 2t_{\varphi_2}) / 4[t_{\varphi_2}(x_A - x_O) + y_O - y_A]$; $b = t_A - 2ax_A$; $c = y_A - ax_A^2 - bx_A$; $t_{\varphi_2} = \text{tg } \varphi_2 = \text{tg}[\theta_0 + \omega(M_2) - \omega(M) - \alpha_2]$ – наклон последней характеристики OA_1 волны r_2 ; $t_A = \text{tg}(\theta_0 + \sigma_1)$ –

наклон скачка AA_1 в точке A , $t_{A_1} = \operatorname{tg}(\theta_0 + \beta_2 + \sigma_4)$ – его же наклон в точке A_1 (определяется решением системы (25) и применением соотношения (20) для угла σ_4), $\alpha_2 = \arcsin(1/M_2)$.

Аппроксимация (26), недостаточно точная для формы скачка AA_1 и параметров течения в области 5 за ним, в дальнейшем сравнивается с методами, используемыми в работах [15, 16, 18, 19].

**Аппроксимация, основанная на равенстве статических давлений
и сонаправленности потоков за внутренними точками искривленного скачка
и в исходящей волне**

Если мысленно продлить вверх характеристик приходящей волны r_1 далее линии Маха OA_1 , то интенсивность взаимодействующего скачка уплотнения в точке A_1 , его угол наклона и параметры исходящей волны r_4 (от характеристики AB до характеристики A_1B_1) не будут зависеть от дальнейшего взаимодействия волны со скачком за точкой A_1 . Аналогичным образом и параметры скачка AA_1 в любой внутренней точке A_2 , и параметры части исходящей волны r_4 (от характеристики AB до характеристики A_2B_2) не зависят от последующего взаимодействия скачка со встречной волной на участке A_2A_1 . В связи с этим уравнения вида (25), описывающие взаимодействие скачка со встречной волной в целом, с той же степенью точности и достоверности описывают взаимодействие того же скачка с частью этой волны, определяя тем самым интенсивность $J_s(\varphi)$ скачка AA_1 в его произвольной внутренней точке и интенсивность $J_t(\varphi)$ соответствующей части исходящей волны:

$$J_r(\varphi)J_s(\varphi) = J_1J_t(\varphi); \beta_r^{(\varphi)} + \beta_s(\varphi) = \beta_1 + \beta_t(\varphi). \quad (27)$$

При этом углы поворота потока $\beta_r^{(\varphi)}$ на участке волны r_2 (от характеристики OA до характеристики OA_2), $\beta_s(\varphi)$ на скачке AA_1 в произвольной внутренней точке A_2 , β_1 на приходящем скачке j_1 , $\beta_t(\varphi)$ на участке отраженной волны r_4 (от характеристики AB до характеристики A_1B_1) связаны с интенсивностями $J_r(\varphi)$, $J_s(\varphi)$, J_1 , $J_t(\varphi)$ этих волн и скачков соотношениями (7), (8), (11), (1), (13), (14).

С учетом системы уравнений (27) значение $J_s(\varphi)$ вычисляется при всех углах φ падения прямолинейных характеристик волны r_2 . В свою очередь, оно определяет угол наклона взаимодействующего скачка во всех точках отрезка AA_1 согласно соотношению (10):

$$y'(x) = \operatorname{tg}\{\theta_0 + \omega[M(\theta)] - \omega(M) + \sigma_s(\varphi)\}, \quad (28)$$

где $\sigma_s(\varphi)$ – угол наклона скачка к направлению потока перед ним, связанный с интенсивностью скачка $J_s(\varphi)$ соотношением (9).

Таким образом, форма скачка AA_1 рассчитывается из обыкновенного дифференциального уравнения (28), а его интенсивность, определяющая изменение полного давления, энтропии газа и многих других параметров течения, – из системы трансцендентных уравнений (27) в любой точке пересечения скачка с прямолинейной характеристикой падающей волны.

При использовании приведенного метода получены одинаковые результаты для взаимодействия скачка уплотнения со встречной центрированной (см. рис. 1) или простой волной разрежения той же интенсивности, прямолинейные характеристики которой не сходятся в одной точке. Данный метод может быть применен и для анализа взаимодействия косоугольного скачка со встречной волной сжатия (если в этой волне не происходит «градиентной катастрофы» [20] с пересечением сходящихся прямолинейных характеристик одного семейства).

**Аппроксимация, основанная на предположении
о нулевой кривизне исходящего скачка**

Прямолинейные граничные характеристики течения Прандтля – Майера (в частности, характеристики OA и OA_1 волны r_2) являются слабыми разрывами. На этих линиях происходит скачкообразное из-

менение ряда пространственных производных от параметров течения, в частности геометрической кривизны K_τ линий тока на величину

$$[K_\tau] = \frac{(1-\varepsilon)(M^2-1)}{RM^3}$$

на головной характеристике OA ,

$$[K_\tau] = -\frac{(1-\varepsilon)(M_2^2-1)}{RM_2^3}$$

на хвостовой характеристике OA_1 . Здесь R – расстояние от той или иной точки на разрывной характеристике до центра волны (или в простой волне – до огибающей семейства прямолинейных характеристик).

Согласно решению задачи о взаимодействии со встречным слабым разрывом [13] прямолинейный скачок уплотнения j_1 претерпевает в точке A разрыв своей геометрической кривизны K_σ , которая принимает значение

$$K_\sigma = \frac{C_1[A_{11}\Gamma(M_2) - A_{12}] + C_2\Gamma(M_1)[A_{21}\Gamma(M_4) - A_{22}]}{C_1A_{15} + C_2\Gamma(M_4)A_{25}} \frac{(1-\varepsilon)(M_2^2-1)}{RM_2^3},$$

где $R = |OA|$, $\Gamma(M) = (\gamma M^2) / \sqrt{M^2 - 1}$, а коэффициенты вида C_i , A_{ij} определяются интенсивностью приходящего скачка и числом Маха течения перед ним [13]. В точке A_1 пересечения с хвостовой характеристикой OA_1 происходит разрыв $[K_\sigma]$ кривизны скачка на величину

$$[K_\sigma] = \frac{C_1[A_{11}\Gamma(M_2) - A_{12}] + C_2\Gamma(M_4)[A_{21}\Gamma(M_2) - A_{22}]}{C_1A_{15} + C_2\Gamma(M_4)A_{25}} \frac{(1-\varepsilon)(M_2^2-1)}{RM_2^3}.$$

При этом M_2 – число Маха течения перед скачком, M_4 – за скачком в окрестности этой точки. Если кривизна исходящего скачка j_3 в точке A_1 равна нулю, то кривизна скачка AA_1 перед этой точкой определяется соотношением

$$K_\sigma = \frac{C_1[A_{11}\Gamma(M_2) - A_{12}] + C_2\Gamma(M_4)[A_{21}\Gamma(M_2) - A_{22}]}{C_1A_{15} + C_2\Gamma(M_4)A_{25}} \frac{(1-\varepsilon)(M_2^2-1)}{RM_2^3}. \quad (29)$$

Показанная ранее независимость параметров скачка AA_1 в произвольной точке A_2 от результатов его последующего взаимодействия с волной r_2 на участке A_2A_1 позволяет распространить соотношение (28) на все внутренние точки скачка следующим образом:

$$K_\sigma = \frac{C_1[A_{11}\Gamma(M(\varphi)) - A_{12}] + C_2\Gamma(M_S(\varphi)[A_{21}\Gamma(M(\varphi)) - A_{22}]}{C_1A_{15} + C_2\Gamma(M_S(\varphi)A_{25}} \frac{(1-\varepsilon)(M(\varphi)^2-1)}{RM(\varphi)^3}. \quad (30)$$

Здесь $K_\sigma = y''(x) / \{1 + [y'(x)]^{2(3/2)}\}$ – кривизна скачка AA_1 , $y(x)$ – уравнение его формы; $M(\varphi)$ – местное число Маха течения перед скачком, $M_S(\varphi)$ – число Маха течения за ним, определяемое формулой (12).

Поскольку форма скачка AA_1 связана с его интенсивностью соотношениями (9), (10), а число Маха течения перед ним – с углом φ падения характеристик волны r_2 зависимостью (5), то после преобразований изменение местной интенсивности скачка $J \equiv J(\varphi)$ в зависимости от числа Маха течения $M \equiv M(\varphi)$ перед ним описывается уравнением

$$\frac{dJ}{dM} = \frac{2M^3 \sqrt{(1+\varepsilon)(J+\varepsilon)} [(1+\varepsilon)M^2 - \varepsilon - J]}{\sqrt{M^2-1} [1 + \varepsilon(M^2-1)] \left[\sqrt{(1+\varepsilon)M^2 - \varepsilon - J} + \sqrt{(M^2-1)(J+\varepsilon)} \right]} (K_\sigma - f_1); \quad (31)$$

$$f_1 = \frac{\left[(1-\varepsilon)\sqrt{(M^2-1)} \left[(1+\varepsilon)M^2 - \varepsilon - J \right] - \left[1+\varepsilon(M^2-1) \right] \sqrt{J+\varepsilon} \right]}{M^4 \sqrt{(1+\varepsilon)} \left[(1+\varepsilon)M^2 - \varepsilon - J \right]} \times \\ \times \sqrt{M^2-1} \left[\sqrt{(1+\varepsilon)M^2 - \varepsilon - J} + \sqrt{(M^2-1)(J+\varepsilon)} \right].$$

Интегральные кривые уравнения (31) составляют однопараметрическое семейство 3 (см. рис. 2). Все линии семейства 3 исходят из различных точек на кривой 2 $J = J_*(M)$, $M_1 = 1$, определяемой соотношением (4).

Таким образом, уравнения (31), (30) описывают изменение интенсивности взаимодействующего скачка и его форму внутри веера характеристик волны Прандтля – Майера.

Интегрирование уравнений (30), (31) обеспечивает получение тождественных результатов как для случая взаимодействия ударной волны со встречной центрированной волной разрежения, так и для взаимодействия с простой волной разрежения эквивалентной интенсивности. Кроме того, предложенный подход сохраняет свою корректность при расчете и последующем анализе взаимодействия с о встречной волной сжатия.

Результаты взаимодействия

О точности предлагаемых моделей взаимодействия

Представленные приближенно-аналитические подходы требуют вычислительной верификации с целью подтверждения их способности обеспечивать как качественную корректность, так и количественную достоверность получаемых решений.

На рис. 3 сравниваются интенсивности $J_s(\varphi)$ взаимодействующего скачка уплотнения, полученные тремя приближенно-аналитическими методами, с аналогичными интенсивностями скачка $J_e(\varphi)$, вычисленными методом характеристик второго порядка точности [21] после окончательного достижения сеточной сходимости (1000 расчетных узлов на участок AA_1 взаимодействующего скачка). Вычисляются разности

$$\Delta J(\varphi) = J_s(\varphi) - J_e(\varphi) \quad (32)$$

интенсивностей скачков, полученных одним из приведенных способов и численным методом [21] в точках пересечения скачка с одними и теми же характеристиками приходящей волны r_2 . Кривые 1 соответствуют решению для $J_s(\varphi)$, полученному параболической аппроксимацией (26), кривые 2 – методом (27), (28), основанным на равенстве статических давлений и сонаправленности потоков за исходящими возмущениями, кривые 3 – в предположении о нулевой кривизне исходящего скачка, приводящем к уравнениям (30), (31). Погрешности (32) применения приближенно-аналитических методов даны в зависимости от местной интенсивности $J_r(\varphi)$ приходящей волны.

Рис. 3, а соответствует следующим параметрам набегающего потока, взаимодействующих скачков и волн: число Маха набегающего потока $M = 1,5$, угол поворота потока на приходящем скачке $\beta_1 = 10^\circ$ (что соответствует интенсивности скачка $J_1 = 1,666$), угол поворота потока на приходящей волне разрежения $\beta_2 = 15^\circ$ (что соответствует ее интенсивности $J_2 = 0,455$). При этом интенсивности исходящих возмущений (волны r_3 и скачка j_4) равны $J_3 = 0,468$; $J_4 = 1,712$;

Рис. 3, б соответствует следующим параметрам набегающего потока, взаимодействующих скачков и волн: число Маха набегающего потока $M = 2$, угол поворота потока на приходящем скачке $\beta_1 = 15^\circ$ (интенсивность этого скачка $J_1 = 2,195$, угол поворота потока на приходящей волне разрежения $\beta_2 = 20^\circ$ (что соответствует ее интенсивности $J_2 = 0,275$). Интенсивности исходящих возмущений: $J_3 = 0,342$; $J_4 = 2,725$.

Рис. 3, *в* соответствует следующим параметрам набегающего потока, взаимодействующих скачков и волн: $M = 3$, $\beta_1 = 20^\circ$ ($J_1 = 3,771$), $\beta_2 = 20^\circ$ ($J_2 = 0,160$). Интенсивности исходящих возмущений: $J_3 = 0,258$, $J_4 = 6,101$;

Рис. 3, *г* соответствует следующим параметрам набегающего потока, взаимодействующих скачков и волн: $M = 4$, $\beta_1 = 20^\circ$ ($J_1 = 5,212$), $\beta_2 = 25^\circ$ ($J_2 = 0,038$), в результате чего возникают исходящие волны с интенсивностями $J_3 = 0,101$ и $J_4 = 13,888$.

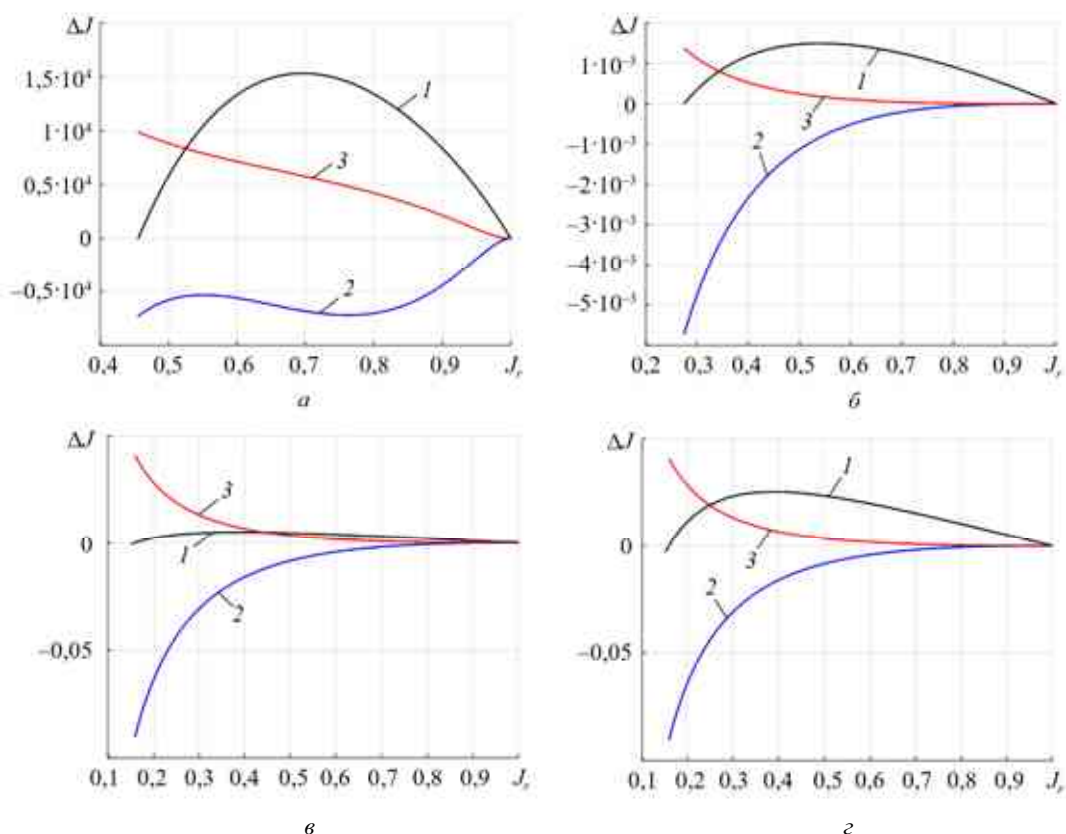


Рис. 3. Погрешности определения местных интенсивностей взаимодействующего скачка уплотнения

Погрешности параболической аппроксимации (26), отображаемые кривыми 1, уменьшены в 1000 раз (см. рис. 3, *а, б*), 50 раз (см. рис. 3, *в*), 10 раз (см. рис. 3, *г*).

Согласно результатам (см. рис. 3) метод параболической аппроксимации приводит к ошибкам вычисления изменения давления во внутренних точках скачка AA_1 , сравнимых с изменением давления на самом скачке AA_1 , а также в исходящих возмущениях. В связи с этим параболическая аппроксимация не может использоваться для анализа свойств взаимодействующего скачка (в частности, для определения экстремумов его интенсивности). Из-за ошибок в вычислении интенсивности взаимодействующего скачка возникают такие же существенные погрешности определения его формы (в том числе координат точки A_1 выхода скачка из веера характеристик). В связи с этим параболическая аппроксимация (26) не может быть рекомендована для анализа формы скачка и проектирования газодинамических устройств на основании такого анализа.

В отличие от аппроксимации (26), погрешности определения интенсивности скачка $J_s(\varphi)$, допускаемые при решении уравнений (27), (28), (30), (31), пренебрежимо малы по сравнению с изменением этой интенсивности в ходе взаимодействия, а также с относительным изменением давления на исходящих возмущениях. В результате становится возможным аналитическое исследование особенностей взаимодействия скачка уплотнения со встречной волной (в частности, выявление экстремумов интенсивности и точек перегиба скачка AA_1) с применением этих двух аналитических моделей.

Минимумы интенсивности взаимодействующего скачка

В работе [18] проанализирована система уравнений (27) с ограничениями (7), (8), (11), (1), (13), (14) на условный экстремум функции $J \equiv J_s(\varphi)$. Показано, что интенсивность скачка AA_1 в веере волны разрежения может изменяться немонотонно. Если число Маха за скачком AA_1 достаточно близко к единице, интенсивность скачка убывает, в противном случае возрастает по направлению к точке A_1 . Минимум интенсивности скачка наступает, если она удовлетворяет следующему соотношению с числом Маха $M \equiv M(\varphi)$ течения перед ним (рис. 2, кривая 4):

$$J = M^2 - 1. \quad (33)$$

Анализ уравнения (31) при $dJ/dM = 0$ также приводит к соотношению (33). Совпадение результатов, полученных двумя приближенно-аналитическими методами, косвенно доказывает их достоверность и подтверждается расчетами методом характеристик [21]. Действительно, интегральные кривые 3 уравнения (31) достигают минимальных значений в точках пересечения с линией 4.

Угол β_s поворота потока на скачке уплотнения, удовлетворяющем критерию (33), при больших числах Маха описывается пределом

$$\lim_{M \rightarrow \infty} \beta_s = \arcsin(1/\gamma) = 45,585^\circ,$$

а угол σ_s наклона такого скачка к потоку перед ним – зависимостью

$$\lim_{M \rightarrow \infty} \sigma_s = \arcsin \sqrt{1/(1+\varepsilon)} = 67,792^\circ.$$

Условию (33) соответствует так называемая огибающая семейства ударных поляр [13, 22], представляющая значительный интерес при решении ряда практически значимых задач. В частности, этим условием описывается минимум давления на наветренную сторону ускоряющегося сверхзвукового профиля с постоянным углом атаки [23].

Минимумы интенсивности скачка, описываемые критерием (33), наблюдаются при его взаимодействии как с центрированной, так и с простой волной, осуществляющей разрежение и сжатие потока. Этим минимумам соответствуют максимумы полного давления, скорости и числа Маха потока, а также минимумы температуры и удельной энтропии газа в сдвиговом слое за скачком AA_1 и исходящей волной r_4 . Однако изменения этих параметров на участке убывания интенсивности скачка, как правило, невелики. Рассмотрим, например, взаимодействие скачка уплотнения интенсивностью $J_1 = 3,393$ ($\beta_1 = 22,592^\circ$), почти тормозящего поток газа с числом Маха $M = 2$ до критической скорости ($M_1 = 1,016$), со встречной волной разрежения интенсивностью $J_2 = 0,275$ (угол поворота потока на такой волне $\beta_2 = 20^\circ$). В ходе взаимодействия интенсивность скачка на участке AA_1 сначала убывает до значения $J = 3,305$ при местном числе Маха $M = 2,077$ перед скачком, а затем возрастает до $J_4 = 4,184$ в конце взаимодействия ($M_2 = 2,831$). Коэффициент I сохранения полного давления сначала увеличивается от начального значения $I = 0,836$ до $I = 0,846$, а затем уменьшается до $I = 0,752$ на исходящем скачке. При местном числе Маха $M = 2,194$ и интенсивности $J = 3,357$ взаимодействующий скачок претерпевает перегиб (смену направления кривизны).

Критерий перегиба искривленного скачка в веере характеристик волны Прандтля – Майера

Соотношение (30) определяет геометрическую кривизну скачка уплотнения в веере характеристик волны Прандтля – Майера. Нулевая кривизна скачка соответствует его перегибу (смене направления выпуклости). Согласно соотношению (30) перегиб скачка происходит при следующем соотношении между его интенсивностью и числом Маха течения перед ним:

$$\sum_{m=0}^4 \sum_{n=0}^8 F_{mn} M^{2m} J^n = 0, \quad (34)$$

где ненулевые коэффициенты вида F_{mn} записываются в форме

$$\begin{aligned}
F_{00} &= 16\varepsilon^2(1-\varepsilon)^4(1+\varepsilon)^2; \quad F_{01} = 16\varepsilon(1-\varepsilon)^3(1+\varepsilon)^2(2-\varepsilon+2\varepsilon^2); \\
F_{02} &= 16(1+\varepsilon)^2(1-\varepsilon)^3(1+\varepsilon+3\varepsilon^2+2\varepsilon^3); \quad F_{03} = 16(1+\varepsilon)^2(1-\varepsilon)^3(1+3\varepsilon^2-2\varepsilon^3); \\
F_{04} &= -16(1+\varepsilon)^2(1-\varepsilon)^3(1+4\varepsilon^2+\varepsilon^3); \quad F_{05} = -16(1-\varepsilon)^3(1+\varepsilon)^2(1+2\varepsilon+2\varepsilon^2); \\
F_{06} &= -16\varepsilon(1-\varepsilon)^3(1+\varepsilon)^2; \quad F_{10} = -32\varepsilon^2(1+\varepsilon)(1-\varepsilon)^3(1-2\varepsilon-2\varepsilon^2); \\
F_{11} &= -8\varepsilon(1+\varepsilon)(1-\varepsilon)^2(9-20\varepsilon+7\varepsilon^2-12\varepsilon^3-16\varepsilon^4); \\
F_{12} &= -8(1+\varepsilon)(1-\varepsilon)^2(5-8\varepsilon+5\varepsilon^2-39\varepsilon^3-31\varepsilon^4-16\varepsilon^5); \\
F_{13} &= 8\varepsilon(1+\varepsilon)(1-\varepsilon)^2(9+20\varepsilon+28\varepsilon^2+13\varepsilon^3-14\varepsilon^4); \\
F_{14} &= 8(1+\varepsilon)(1-\varepsilon)^2(7+3\varepsilon+19\varepsilon^2-15\varepsilon^3-24\varepsilon^4-6\varepsilon^5); \\
F_{15} &= 8(1-\varepsilon)^2(1+\varepsilon)(2+6\varepsilon-9\varepsilon^2-12\varepsilon^3-11\varepsilon^4); \\
F_{16} &= 8\varepsilon(1-\varepsilon)^2(1+\varepsilon)(3+\varepsilon)(1-\varepsilon-\varepsilon^2); \quad F_{17} = 8\varepsilon^2(1-\varepsilon)^3(1+\varepsilon); \\
F_{20} &= 16\varepsilon^2(1-\varepsilon)^2(1-6\varepsilon^2+12\varepsilon^3+6\varepsilon^4); \\
F_{21} &= 8\varepsilon(1-\varepsilon)(6-30\varepsilon+17\varepsilon^2-9\varepsilon^4+48\varepsilon^5+24\varepsilon^6); \\
F_{22} &= (1-\varepsilon)(33-163\varepsilon+43\varepsilon^2-353\varepsilon^3+256\varepsilon^4+816\varepsilon^6+456\varepsilon^6+192\varepsilon^7); \\
F_{23} &= -2(1-\varepsilon)(18+17\varepsilon+65\varepsilon^2-177\varepsilon^3-279\varepsilon^4-252\varepsilon^5-40\varepsilon^6+72\varepsilon^7); \\
F_{24} &= -(1-\varepsilon)(42-22\varepsilon-75\varepsilon^2-351\varepsilon^3-283\varepsilon^4+177\varepsilon^5+208\varepsilon^6+48\varepsilon^7); \\
F_{25} &= -4(1-\varepsilon)(1+14\varepsilon-27\varepsilon^2-11\varepsilon^3-2\varepsilon^4+21\varepsilon^5+20\varepsilon^6); \\
F_{26} &= (1-\varepsilon)^2(1-10\varepsilon-17\varepsilon^2+36\varepsilon^3+30\varepsilon^4+8\varepsilon^5); \quad F_{27} = 2\varepsilon(1-\varepsilon)^3(1-3\varepsilon-2\varepsilon^2); \\
F_{28} &= \varepsilon^2(1-\varepsilon)^4; \quad F_{30} = 32\varepsilon^3(1-\varepsilon)(1-2\varepsilon-2\varepsilon^2)(1-\varepsilon-\varepsilon^2); \\
F_{31} &= -8\varepsilon(1-14\varepsilon+34\varepsilon^2-17\varepsilon^3+15\varepsilon^4+17\varepsilon^5-36\varepsilon^6-16\varepsilon^7); \\
F_{32} &= -10+104\varepsilon-228\varepsilon^2+160\varepsilon^3-610\varepsilon^4+80\varepsilon^5+528\varepsilon^6+232\varepsilon^7+128\varepsilon^8, \\
F_{33} &= 26-83\varepsilon+84\varepsilon^2-440\varepsilon^3+282\varepsilon^4+196\varepsilon^5+240\varepsilon^6+120\varepsilon^7-80\varepsilon^8, \\
F_{34} &= 10+4\varepsilon-102\varepsilon^2+56\varepsilon^3+14\varepsilon^4+244\varepsilon^5-2\varepsilon^6-80\varepsilon^7-16\varepsilon^8; \\
F_{35} &= -2(1-\varepsilon)(1-13\varepsilon+16\varepsilon^2+16\varepsilon^3+15\varepsilon^4-7\varepsilon^5-12\varepsilon^6); \\
F_{36} &= -2\varepsilon(1-\varepsilon)^2(2-9\varepsilon+4\varepsilon^2-\varepsilon^3); \quad F_{37} = -2\varepsilon^2(1-\varepsilon)^4; \quad F_{40} = 16\varepsilon^4(1-\varepsilon-\varepsilon^2)^2; \\
F_{41} &= -8\varepsilon^2(1-7\varepsilon+6\varepsilon^2-\varepsilon^3+7\varepsilon^4+14\varepsilon^5+4\varepsilon^6); \\
F_{42} &= (1-2\varepsilon)(1-10\varepsilon+42\varepsilon^2+40\varepsilon^3+161\varepsilon^4+122\varepsilon^5+44\varepsilon^6+16\varepsilon^7); \\
F_{43} &= -6+26\varepsilon-36\varepsilon^2+100\varepsilon^3-158\varepsilon^4-30\varepsilon^5-72\varepsilon^6-32\varepsilon^7+16\varepsilon^8; \\
F_{44} &= 1-16\varepsilon+47\varepsilon^2-48\varepsilon^3+71\varepsilon^4-64\varepsilon^5+9\varepsilon^6+16\varepsilon^7; \\
F_{45} &= 2\varepsilon(1-\varepsilon)^2(1-5\varepsilon+3\varepsilon^2-3\varepsilon^3); \quad F_{46} = \varepsilon^2(1-\varepsilon)^4.
\end{aligned}$$

Решение уравнения (34), имеющее физический смысл и действительно соответствующее перегибу скачка, представлено кривой 5 (см. рис. 2). Если интенсивность скачка уплотнения и число Маха в набегающем потоке разрежения соответствуют области, расположенной слева от кривой 5, то скачок AA_1 характеризуется выпуклостью, направленной вверх; в противном случае его выпуклость ориентирована вниз (см. рис. 1). При этом точки пересечения интегральных кривых 3 уравнения (31) с кривой 5 соответствуют смене направления выпуклости взаимодействующего скачка.

Кривая 5 ($M_e = \sqrt{2(1-\varepsilon)/(1-2\varepsilon)} = 1,581$, $J_e = 1$), берущая начало в точке e на оси абсцисс, асимптотически приближается к зависимости вида

$$J = M^2 - 1 - 4\varepsilon^2/(1-\varepsilon)^2,$$

незначительно отличаясь от кривых 2, 4 при больших числах Маха. По-видимому, ввиду узости области параметров с отрицательной кривизной скачка при умеренных и больших числах Маха его возможный перегиб не был выявлен в работах [17, 18], несмотря на наличие перегибов скачка в аналогичной задаче о взаимодействии с предшествующей догоняющей волной [15, 16].

Указанные выводы относительно выпуклости и перегиба скачка справедливы для его взаимодействия как с центрированной, так и с простой волной разрежения. При взаимодействии скачка с волной сжатия направление его выпуклости меняется на противоположное: область параметров левее кривой 5 соответствует положительной, а правее – отрицательной кривизне скачка.

Таким образом, рассмотрены два способа определения формы скачка уплотнения, взаимодействующего со встречной волной Прандтля – Майера, свойств образующихся возмущений и параметров течения за ними. Один из этих способов основан на предположении о нулевой кривизне результирующего скачка, исходящего из области взаимодействия, другой предполагает равенство статических давлений и сонаправленность потоков за исходящими скачками и волнами. Результаты применения этих способов подтвердили их высокую точность (в 50–1000 раз точнее по сравнению с известной ранее параболической аппроксимацией формы скачка). Это позволяет достоверно определять многие особенности рассматриваемой ударно-волновой структуры. В частности, обоими способами аналитически получен критерий минимума интенсивности взаимодействующего скачка, соответствующий также максимуму полного давления, скорости и числа Маха течения, минимуму энтропии газа и температуры потока в сдвиговом слое за скачком. Впервые аналитически установлен критерий перегиба взаимодействующего скачка, определяющий смену направления его кривизны, и выявлены условия, при которых скачок характеризуется выпуклостью, направленной вверх.

Полученные результаты могут найти применение при газодинамическом проектировании и управлении сверхзвуковыми течениями в трактах сверхзвуковых воздухозаборников, газодинамических лазеров, несимметричных соплах и поворотных каналах разнообразных газодинамических устройств.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда № 25-29-01185, <https://rscf.ru/project/25-29-01185/>.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Каун Ю.В., Чернышов М.В. Анализ эффективности сопла внешнего расширения с перфорированным центральным телом // Изв. вузов. Авиационная техника. 2023. № 2. С. 67–74.
2. Пешков Р.А., Третьяков П.А. Методика оценки ударно-волнового и акустического нагружения проектируемого ракетного блока, оснащенного двигательной установкой с центральным телом, на этапе посадки // Изв. вузов. Авиационная техника. 2024. № 3. С. 69–76.
3. Schotz M. et al. Analytical Prediction of the Wave Configuration Size in Steady Mach Reflection // Shock Waves. 1997. Vol. 7. Iss. 6. P. 363–372.
4. Li H., Ben-Dor G. A Parametric Study of Mach Reflection in Steady Flows // Journal of Fluid Mechanics. 1997. Vol. 341. P. 101–125.
5. Mouton C.A., Hornung H.G. Mach Stem Height and Growth Rate Predictions // AIAA Journal. 2007. Vol. 45. Iss. 8. P. 1977–1987.
6. Bai C.-Y., Wu Z.-N. Size and Shape of Shock Waves and Slipline for Mach Reflection in Steady Flow // Journal of Fluid Mechanics. 2017. Vol. 818. P. 116–140.

7. Choe S.-G. A Method for Predicting Mach Stem Height in Steady Flows // Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers. Part G // Journal of Aerospace Engineering. 2021. Vol. 236. Iss. 1. P. 3–10.
8. Chernyshov M.V., Savelova K.E., Kapralova A.S. Approximate Analytical Models of Shock-Wave Structure at Steady Mach Reflection // Fluids. 2021. Vol. 6. Iss. 9. Article № 305.
9. 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.
10. Ben-Dor G., Takayama K. The Phenomena of Shock Wave Reflection – A Review of Unsolved Problems and Future Research Needs // Shock Waves. 1992. Vol. 2. Iss. 4. P. 211–223.
11. Чернышов М.В., Савелова К.Э. Приближенно-аналитическая модель струйного течения с маховским отражением и импульсным энерговыделением на главном скачке // Изв. вузов. Авиационная техника. 2023. № 1. С. 49–60.
12. Чернышов М.В., Лаптинская М.М. Обобщенный критерий фон Неймана для течений с импульсным энерговыделением и изменением химического состава газовой смеси на маховском скачке уплотнения // Письма в Журнал технической физики. 2026. № 1. С. 8–13.
13. Адрианов А.Л., Старых А.Л., Усков В.Н. Интерференция стационарных газодинамических разрывов. Новосибирск: Наука, 1995. 180 с.
14. Омельченко А.В. Дифференциальные характеристики потока за ударной волной // Журнал технической физики. 2002. № 1. С. 20–27.
15. Silnikov M.V., Chernyshov M.V., Uskov V.N. Analytical Solutions for Prandtl–Meyer Wave – Oblique Shock Overtaking Interaction // Acta Astronautica. 2014. Vol. 99. P. 175–183.
16. Чернышов М.В. Особенности взаимодействия волны Прандтля – Майера с догоняющим скачком уплотнения // Аэрокосмическая техника и технологии. 2026. № 1. С. 11–31.
17. Li H., Ben-Dor G. Oblique Shock/Expansion Fan Interaction – Analytical Solution // AIAA Journal. 1996. Vol. 34. Iss. 2. P. 418–421.
18. Омельченко А.В., Усков В.Н., Мешков В.Р. Взаимодействие скачка уплотнения со встречной волной разрежения // Вестник Санкт-Петербургского университета. Сер. 1. Математика, механика, астрономия. 2002. № 2. С. 99–106.
19. Moeckel W.E. Interaction of Oblique Shock Waves with Regions of Variable Pressure, Entropy, and Energy: Technical Note № 2725 / NASA. Washington, 1952. 35 p.
20. Черный Г.Г. Газовая динамика. М.: Наука, 1988. 424 с.
21. Кацкова О.Н. и др. Опыт расчета плоских и осесимметричных сверхзвуковых течений газа методом характеристик. М.: ВЦ АН СССР, 1961. 60 с.
22. Усков В.Н. Ударные волны и их взаимодействие. Л.: Изд-во ЛМИ, 1980. 90 с.
23. Усков В.Н., Чернышов М.В. Экстремальные ударно-волновые системы в задачах внешней сверхзвуковой аэродинамики // Теплофизика и аэромеханика. 2014. № 1. С. 15–31.

Поступила в редакцию 6.05.26
После доработки 28.05.26
Принята к публикации 28.05.26

Features of the Interaction of the Oblique Steady Shock with the Prandtl–Meyer Wave of the Opposite Direction

M.V. CHERNYSHOV AND K.E. SAVELOVA

Baltic State Technical University “Voenmeh”, Saint Petersburg

The interaction of an oblique steady shock wave with a Prandtl–Meyer wave of the opposite direction is considered. Two approximate analytical models of interaction are proposed. One of them assumes the straightness of the resulting shock which comes out of the fan of the characteristics of the Prandtl–Meyer flow. The other one assumes the equality of static pressures and the co-linearity of gas flows downstream the outgoing shocks and isentropic waves. The high accuracy of the applied models is shown to reliably identify the main features of the interaction. Analytical relations are obtained that determine the inflection criterion for the interacting shock and the minimum of its strength which corresponds to the extrema of temperature, stagnation pressure, entropy, Mach number, and other flow parameters in the shear layer behind it.

Steady shock wave, Prandtl–Meyer flow, interaction of gasodynamic discontinuities, analytical solution, curvature

Теплоотдача в канале с продольными полосами шероховатости на стенке

Представлены результаты экспериментального исследования процессов теплоотдачи в канале прямоугольного поперечного сечения, на внутренней поверхности которого расположены продольные протяженные полосы шероховатости. Установлено, что применение указанной геометрии шероховатости приводит к существенной интенсификации теплоотдачи. Проведено сравнение полученных значений коэффициентов теплоотдачи с данными для гладкого канала в условиях турбулентного режима течения, а также с соответствующими коэффициентами для шероховатых каналов аналогичной геометрии. Показано, что предложенная конфигурация шероховатости характеризуется высокими значениями теплогидравлической эффективности.

И.А. ДАВЛЕТШИН,

д-р техн. наук,

Н.И. МИХЕЕВ,

д-р техн. наук,

Р.Р. ШАКИРОВ,

канд. техн. наук

(ФИЦ КазНЦ РАН, Казань)

davlet60@mail.ru

Теплоотдача, шероховатость, турбулентный режим, интенсификация теплообмена, теплогидравлическая эффективность

В современных авиационных и ракетных системах наблюдается высокий уровень энергонапряженности, что обусловлено потребностью в эффективном теплозащитном обеспечении различных узлов и агрегатов. Одним из ключевых факторов, определяющих работоспособность реактивных двигателей, является организация охлаждения сопловых устройств посредством пропускания низкотемпературного теплоносителя через щелевые каналы [1–3]. Повышение эффективности систем охлаждения достигается за счет интенсификации теплообмена применением различных геометрических элементов, таких как ребра, лунки, штырьки и др. [1, 2]. Одним из эффективных способов увеличения теплообмена в установках является генерация вихревых структур в потоке с использованием дискретно-шероховатых или криволинейных поверхностей [4, 5]. В каналах с дискретно-шероховатыми стенками возможна дополнительная интенсификация теплообмена при использовании пульсирующих режимов течения теплоносителя [6].

В последнее время развитие получили исследования вторичных течений в каналах различной геометрии [7, 8]. Под указанными течениями понимаются поперечные перемещения рабочей среды, обусловленные воздействием различных факторов, в частности неравномерным распределением напряжений трения на стенке в угловых зонах канала прямоугольного сечения [7]. Такие течения характеризуются как вторичные течения Прандтля второго рода, которые возникают исключительно в турбулентных потоках. Их скорость в пристеночной области составляет не более 4 % от скорости основного потока, однако их вклад в процессы переноса сравним с вкладом турбулентных пульсаций [8]. Вторичные течения могут способствовать увеличению массообмена между стенками и ядром потока, улучшая теплоотдачу без значительных дополнительных затрат на прокачку теплоносителя.

Таким образом, данная работа направлена на определение геометрических параметров шероховатости и режимов течения, обеспечивающих повышенную теплогидравлическую эффективность.

Экспериментальные исследования выполнялись на установке, проточная часть которой была выполнена в виде канала длиной $L = 3,6$ м, шириной 180 мм и высотой $H = 36$ мм (гидравлический диаметр $d = 60$ мм). На удалении 3 м от входного сечения нижняя стенка канала представляла собой теплообменный участок, выполненный в виде печатной платы с габаритными размерами 455×180 мм².

Схема теплообменного участка приведена на рис. 1. Здесь: 1 – канал; 2 – окно прозрачное в инфракрасном диапазоне; 3 – теплоизоляция; 4 – нагревательный элемент; 5 – теплообменная стенка.

В средней части платы, имеющей размеры 455×150 мм², нагрев осуществлялся посредством пропускания электрического тока. Таким образом, в угловых областях платы теплообмен отсутствовал, что позволяло рассматривать задачу в макромасштабном приближении как двумерную. На участке, начинающемся на расстоянии 300 мм от передней границы платы и продолжающемся до ее задней кромки, про-

изводились измерения осредненных по площади значений коэффициента теплоотдачи на стенке. Указанные величины определялись на основе измерений теплового потока и температуры стенки. Сформированные на плате медные дорожки выполняли одновременно функции нагревательных элементов и термометров сопротивления. Применение данного комплексного измерительного подхода позволило решать задачу определения коэффициента теплоотдачи с достаточно высокой экономической эффективностью.

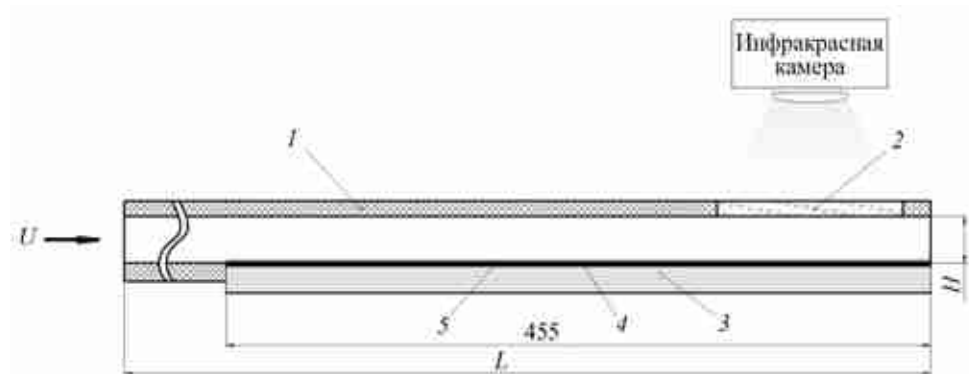


Рис. 1

Наличие начальных участков обеспечивало формирование развитых турбулентных профилей скоростей и температур потока на измерительном участке. При этом пограничные слои, развивающиеся на противоположных стенках канала, являлись сомкнутыми.

Исследование распределений локальных коэффициентов теплоотдачи, обусловленных наличием элементов шероховатости на стенке, выполнялось с применением оптических методов измерения температуры стенки с использованием стационарного тепловизора VarioCAM HD head (см. рис. 1). Для реализации указанных измерений напротив теплообменной стенки было установлено окно, прозрачное в инфракрасном диапазоне.

Интенсификация процессов переноса в канале обеспечивалась за счет установки продольных полос шероховатости, нанесенных на всей длине нижней и верхней стенок канала. Для формирования указанных полос на теплообменной стенке с применением термопасты были закреплены ребра (выступы) высотой $h = 1$ мм, изготовленные из медной проволоки квадратного сечения. Таким образом, высота выступов составляла 0,017 гидравлического диаметра канала. Шаг между выступами в полосе по продольной координате в выполненных экспериментах составлял $s = 10$ мм ($s/h = 10$). Такой шаг принято считать оптимальным при сплошном оребрении поверхности. Ширина полос шероховатости составляла $L_w = 36$ мм, как и ширина полос гладкой стенки между полосами.

Позиционирование полос шероховатости на нижней стенке канала относительно боковых стенок показано на рис. 2. Полосы шероховатости на верхней стенке канала были смещены относительно полос на нижней стенке на половину поперечного шага. Иными словами, напротив гладкой полосы нижней стенки на верхней стенке находилась шероховатая полоса, и, соответственно, напротив шероховатой полосы нижней стенки – гладкая полоса на верхней.

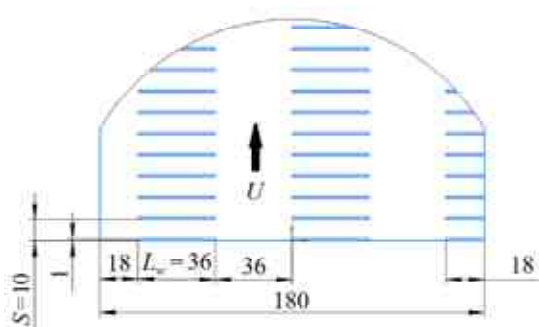


Рис. 2

Гидравлические потери в канале определялись измерением перепадов давления между двумя сечениями канала на расстояниях 0,75 и 2,15 м от входа, т. е. на участке длиной 1,4 м с развитым турбулентным режимом течения.

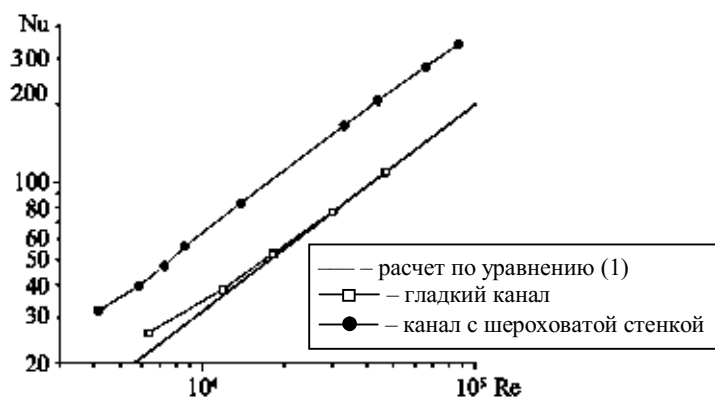
На рис. 3, а представлены полученные зависимости числа Нуссельта от числа Рейнольдса для канала с полосами шероховатости в сравнении с экспериментальной и классической зависимостью для гладкого канала. Как видно, графики экспериментальной и расчетной зависимостей для гладкого канала при числе Рейнольдса свыше 10^4 практически совпадают. Согласно графикам (см. рис. 3, а) примененная конфигурация шероховатости стенки обусловила увеличение интенсивности теплоотдачи приблизительно в два раза.

В качестве базовой величины для сопоставления принят коэффициент теплоотдачи за пределами начального участка канала по классическому соотношению для турбулентной теплоотдачи в гладком канале [9]:

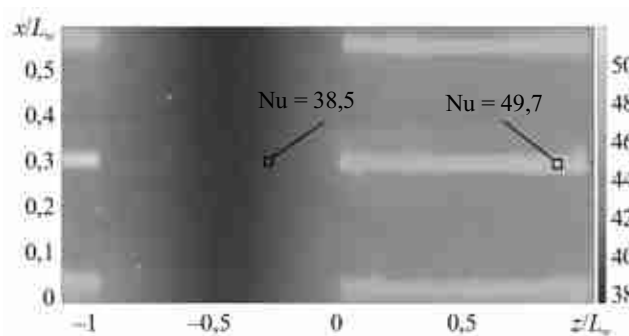
$$Nu_0 = 0,023 Re^{0,8} Pr^{0,4}. \quad (1)$$

Числа Рейнольдса и Нуссельта определялись по среднерасходной скорости U потока и гидравлическому диаметру d канала: $Re = Ud / \nu$; $Nu = \alpha d / \lambda$.

Информация о локальном коэффициенте теплоотдачи, полученная на основе тепловизионных измерений (рис. 3, б), относится к режиму течения, соответствующему $Re = 5800$. В области проведения локальных измерений участок с полосами шероховатости был заменен на гладкую пластину, имеющую прозрачность в инфракрасном диапазоне. Предполагалось, что данная замена не вносит существенных искажений в поля течения и теплоотдачи в области, прилегающей к противоположной нижней стенке. Как и ожидалось, локальный минимум теплоотдачи соответствует центральной части гладкой полосы. При этом указанный минимум оказывается менее чем на 10 % ниже среднего уровня теплоотдачи. На рис. 3, б также приведены значения числа Нуссельта в двух характерных точках теплообменной поверхности.



а



б

Рис. 3

Коэффициент гидравлического сопротивления для канала с полосами шероховатости на стенке и для гладкого канала в зависимости от числа Рейнольдса представлен на рис. 4. Также показано распределение по классической формуле для каналов с гладкими стенками на турбулентных режимах течения [9]:

$$\xi_0 = 0,3164 / \text{Re}^{0,25} . \quad (2)$$

Согласно графикам (рис. 4) полученные экспериментальные данные для гладкого канала хорошо согласуются с этой классической формулой. В целом результаты измерений, полученные для гладкого канала, а также выполненные ранее оценочные расчеты [9] показали, что применяемая измерительная система обеспечивает определение величин с погрешностью, не превышающей $\pm 5 \%$ для коэффициента теплоотдачи и $\pm 1 \%$ для коэффициента гидравлического сопротивления.

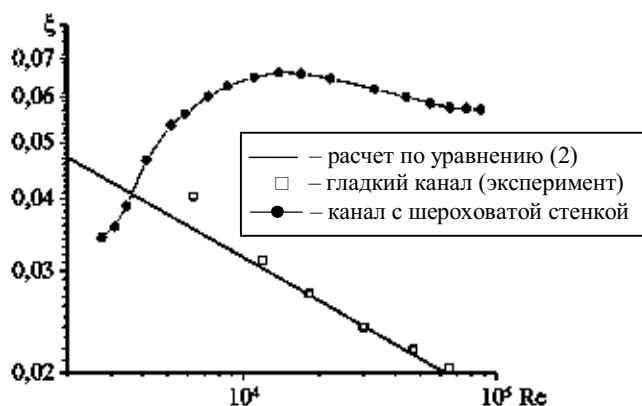


Рис. 4

Как следует из рис. 4, зависимости коэффициента гидравлического сопротивления для канала с полосами шероховатости качественно хорошо соответствуют аналогичным зависимостям, характерным для канала с песочной шероховатостью. Следует отметить, что в количественном отношении полученные значения коэффициента сопротивления оказались несколько выше соответствующих величин для канала с песочной шероховатостью при сопоставимом относительном размере шероховатости, характеризующемся отношением $d/h = 60$ (данные [10]). Вместе с тем применение в качестве определяющего геометрического параметра плоского канала высоты его поперечного сечения ($H/h = 36$) позволило получить сопоставимые значения коэффициента гидравлического сопротивления $\xi \approx 0,06$ при $\text{Re} = 10^5$.

Важнейшим количественным критерием, который используется для выбора или оценки интенсификатора теплоотдачи, является коэффициент теплогидравлической эффективности $\eta_T = (\text{Nu}/\text{Nu}_0) / (\xi/\xi_0)^{1/3}$. Ее график для канала с исследованной шероховатостью приведен на рис. 5.

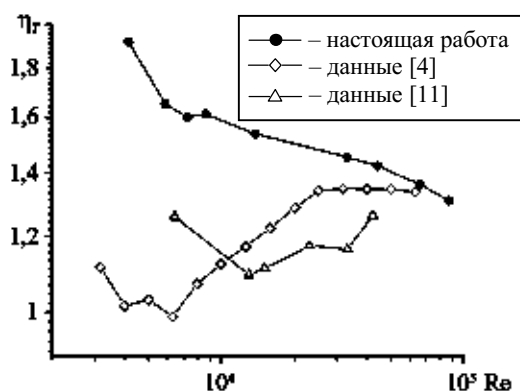


Рис. 5

Для сопоставления на рис. 5 представлены зависимости теплогидравлической эффективности для конфигураций шероховатости с близкими геометрическими характеристиками согласно данным работ [4] и [11].

Приведенные в работе [4] данные характеризуют теплоотдачу и гидравлическое сопротивление при течении воды в круглой трубе с шероховатостью, выполненной в виде поперечных выступов с относительной высотой $h/d = 0,017$ и относительным шагом расположения $s/h = 29$.

В работе [11] исследовались процесс теплоотдачи и гидравлическое сопротивление в плоском канале сечением 180×20 мм² (гидравлический диаметр $d = 36$ мм) с коридорной (по потоку) шероховатостью стенок следующей геометрии: высота выступов (элементов шероховатости) $h = 0,5$ мм ($h/d = 0,014$); продольный шаг расположения выступов $s = 7,5$ мм ($s/h = 15$); поперечная длина выступа $l = 5$ мм ($l/h = 10$); поперечный шаг расположения выступов (ширина гладких полос на стенке) $t = 2,5$ мм ($t/h = 5$). В качестве теплоносителя использовался воздух с параметрами окружающей среды.

Значения относительной высоты выступов в настоящем исследовании и в работе [4] являются идентичными, тогда как в работе [11] данную величину можно признать близкой к $0,017 \approx 0,014$. Остальные геометрические параметры шероховатости во всех трех случаях имеют сопоставимые значения.

Согласно данным графиков (см. рис. 5) минимальным исследованным значениям числа Рейнольдса соответствуют повышенные величины теплогидравлической эффективности. Данный факт, очевидно, объясняется близостью к режимам ламинарно-турбулентного перехода при $Re < 10^4$, где интенсификация теплоотдачи может быть повышенной из-за более раннего перехода к турбулентному режиму в шероховатых каналах.

В целом исследованная конфигурация шероховатости продемонстрировала более высокие значения теплогидравлической эффективности по сравнению с традиционными типами шероховатости. Указанное обстоятельство, вероятно, обусловлено возникновением вторичных течений в канале. Известно, что в пристеночной области вторичное течение направлено от участков с шероховатостью в сторону гладких зон [7, 8]. Подобная структура потока способствует интенсификации теплообмена вследствие формирования нового теплового пограничного слоя на гладкой полосе, что обусловлено относительно высоким градиентом температуры стенки на границе раздела полос при реализованном в экспериментах режиме нагрева стенки $q_w = \text{const}$.

В настоящем исследовании использовалась именно такая геометрия шероховатости, стимулирующая генерацию вторичных течений – поперечных вихревых составляющих скорости потока. Наибольшее увеличение теплогидравлической эффективности наблюдается в области умеренных чисел Рейнольдса. С повышением числа Рейнольдса соответствующие значения эффективности сближаются. Подобное поведение, вероятно, объясняется тем, что при высоких скоростях относительная величина составляющей скорости, связанная с вторичным течением, уменьшается.

Таким образом, канал с полосами шероховатости изученной конфигурации, а также геометрически подобные ему каналы могут быть рекомендованы для применения в системах охлаждения и пластинчатых теплообменниках, особенно для режимов течения теплоносителя в диапазоне $Re = (1 \div 3)10^4$.

Данная работа финансировалась за счет гранта Российского научного фонда (№ 22-19-00507-П).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Рогалев А.Н. и др.* Численное и экспериментальное исследование теплогидравлических процессов в щелевых каналах с гладкообтекаемыми ребрами и шахматными пучками каплевидных штырьков при течении воздуха и диоксида углерода // Изв. вузов. Авиационная техника. 2024. № 3. С. 149–157.
2. *Исаев С.А. и др.* Гидродинамика и теплообмен в щелевых каналах с перспективными поверхностными интенсификаторами // Изв. вузов. Авиационная техника. 2023. № 4. С. 146–152.
3. *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.
4. *Калинин Э.К. и др.* Эффективные поверхности теплообмена. М.: Энергоатомиздат, 1998. 408 с.

5. Леонтьев А.И., Олимпиев В.В. Потенциал энергосбережения различных способов закрутки потока и дискретно шероховатых каналов (обзор) // Известия Российской академии наук. Энергетика. 2010. № 1. С. 13–49.
6. Davletshin I.A. et al. Heat Transfer and Structure of Pulsating Flow Behind a Rib // International Journal of Heat and Mass Transfer. 2020. Vol. 160. Article № 120173.
7. Корнилов В.И. Пространственные пристенные турбулентные течения в угловых конфигурациях. Новосибирск: Изд-во РАН, 2013. 431 с.
8. Никитин Н.В., Попеленская Н.В. Вторичные течения Прандтля 2-го рода. Проблемы описания, предсказания, моделирования // Известия Российской академии наук. Механика жидкости и газа. 2021. № 4. С. 73–99.
9. Уонг Х. Основные формулы и данные по теплообмену для инженеров: Справочник. М.: Атомиздат, 1979. 216 с.
10. Шлихтинг Г. Теория пограничного слоя. М.: Наука, 1969. 742 с.
11. Davletshin I.A. et al. Enhancement of Transfer Processes on a Channel Wall Covered with Regular Small-Size Ribs // International Journal of Thermal Sciences. 2024. Vol. 204. Article № 109202.

Поступила в редакцию 29.04.26

После доработки 16.05.26

Принята к публикации 25.05.26

Heat Transfer in Channels with Streamwise Bands of Roughness on the Wall

I.A. DAVLETSHIN, N.I. MIKHEEV, AND R.R. SHAKIROV

IME – Subdivision of FRC KazSC RAS, Kazan

There search focuses on experimental studies of heat transfer in rectangular channels with long streamwise bands of roughness on internal surfaces. Such geometry of roughness is found to induce significant enhancement of heat transfer. The estimated coefficients of heat transfer are compared with the data for smooth channels for the case of turbulent flows, as well as with the respective coefficients for roughened channels of similar geometry. It is demonstrated that the proposed roughness configuration exhibits high values of thermal hydraulic performance.

Heat transfer, roughness, turbulent flow, heat transfer enhancement, thermal hydraulic performance

Нивелирование дефекта скорости в трубопроводах в условиях ламинарно-турбулентного перехода

Выдвинута и экспериментально подтверждена гипотеза о возможности устранения дефекта скорости за устройством подготовки потока цилиндрического типа в режиме ламинарно-турбулентного перехода посредством установки выступов в его проточной части. Проведен анализ влияния на данный процесс следующих факторов: высоты выступов, наличия наполнителя в виде дискретных спиральных элементов в полостях устройства, перегородок на выходных сечениях глушительных полостей, а также геометрической формы предвключенных участков трубопровода.

Н.С. ДУШИН,
канд. техн. наук,
И.В. НИКИФОРОВ
(ФИЦ КазНЦ РАН, Казань)
ndushin@bk.ru

Профиль скорости, точность измерения, устройство подготовки потока, турбулизатор

Традиционное определение высотно-скоростных параметров летательного аппарата базируется на применении аэрометрического и аэродинамического подходов [1]. Указанные методы отличаются относительной простотой реализации и эксплуатационной надежностью, однако им присущ ряд общеизвестных ограничений [1]. В качестве альтернативного решения рассматриваются вихревой и ультразвуковой способы измерений [1, 2]. Наибольший научно-практический интерес представляет ультразвуковой метод, ключевыми достоинствами которого выступают высокая точность и чувствительность, широкий динамический диапазон, а также способность регистрировать малые значения скорости потока. Вместе с тем для обеспечения заявленной точности ультразвуковых расходомеров критична форма и повторяемость профилей скорости в измерительном сечении.

Влияние конфигурации профилей скорости на погрешность определения средней скорости потока (или объемного расхода) целесообразно анализировать в двух аспектах: в процессе калибровки расходомера при его изготовлении и в условиях последующей эксплуатации. На этапе калибровки существенную трудность представляют режимы, соответствующие переходу от ламинарного течения к турбулентному. В данной области не представляется возможным однозначно установить коэффициенты преобразования, связывающие измеряемый расход с выходным сигналом расходомера. Указанная неопределенность обусловлена нерешенностью проблемы ламинарно-турбулентного перехода.

При эксплуатации профили скорости в основном искажаются вследствие многообразия пространственной конфигурации трубопроводов. Кроме того, необходимо принимать во внимание различие условий калибровки расходомеров и условий их эксплуатации.

Для коррекции неравномерности профилей скорости целесообразно, а в ряде случаев и единственно приемлемо применение устройства подготовки потока. Принцип работы устройства подготовки потока основан на полном разрушении предыстории течения и формировании нового поля скорости. При этом разработчики стремятся обеспечить идентичность формируемого поля скорости вне зависимости от предыстории течения. Для решения задачи выравнивания поля течения в каналах сложной геометрии с источниками акустического шума было предложено устройство подготовки потока цилиндрического типа [3]. Исследования показали перспективность применения такого типа устройства подготовки потока на турбулентных режимах течения при числах Рейнольдса $Re > 5000$. При меньших значениях числа Рейнольдса профили имеют дефект скорости. Дефект скорости, в свою очередь, влияет на форму акустического пути, а следовательно, и его длину между датчиками ультразвукового расходомера. По этой причине деформация профиля скорости оказывает большее влияние на точность измерения расхода.

Возможным вариантом решения проблемы дефекта скорости и снижения дисперсии коэффициентов преобразования является ускорение перехода режима течения к турбулентному за счет изменения структуры потока в камере смешения (рис. 1). С учетом конструктивных особенностей цилиндрического устройства подготовки потока и принципов его работы предлагается использовать дискретные цилин-

дрические выступы (турбулизаторы), устанавливаемые в окрестности выходных сечений проточных полостей устройства подготовки потока (см. рис. 1), подобно генераторам вихрей, устанавливаемым, например, на закрылках самолета [4].



Рис. 1. Схема проточной части устройства подготовки потока

Набор исследованных конфигураций проточной части устройства подготовки потока изначально включал базовую конфигурацию устройства подготовки потока и модели с цилиндрическими выступами диаметром 6 мм, которые устанавливались на расстоянии 15 мм выше по течению от выходной кромки цилиндрических вставок устройства подготовки потока со стороны проточных полостей. Диаметр и шаг установки выступов определялись волновой структурой течения и расположением перфораций в цилиндрах. Высота выступов h_v была варьируемым параметром и принимала следующие значения: 1; 3; 5; 8,5 мм. Значение 8,5 мм соответствует случаю, когда расположенные на противоположных стенках проточной полости выступы соединяются. Приведенные значения высот показывают, что выступы с высотой 1 мм находятся в диапазоне рекомендуемых в литературе параметров выступов для гладкой поверхности [5, 6], а остальные значения высот выступов выходят за эти пределы. Выбор высот выступов, выходящих за рекомендованные в литературе пределы, обусловлен гипотезами о влиянии на изучаемые процессы перфораций в цилиндрах. После анализа первых результатов исследования набор изучаемых конфигураций был дополнен вариантами с перегородками в выходных сечениях шумогасящих полостей и наполнителем (в виде дискретных спиральных элементов [7]) в этих полостях.

Исследование выполнено с использованием численных и экспериментальных методов. Численное моделирование течения проводилось в пакете ANSYS Fluent при $Re = 466; 943; 1410; 2352; 3086; 4013$. Выбор чисел Рейнольдса был обусловлен значениями наименьших скоростей газа в реальных условиях эксплуатации расходомеров-счетчиков и шагом воспроизведения расхода экспериментальным стендом. Для чисел Рейнольдса 466, 943, 1410 применялось прямое численное моделирование с локальными сгущениями сетки. Количество ячеек сетки достигало 33 млн. Газ считался вязким и несжимаемым. Течение трехмерное и нестационарное. На входе в предвключенный участок задавался равномерный профиль скорости. Граничное условие на выходе – статическое давление. Критериями сходимости решения были величины итерационных невязок и баланс расхода газа между входным и выходным сечениями.

При $Re \geq 2352$ использовалась модель напряжений Рейнольдса. Суммарное число ячеек сетки после процедуры адаптации пристеночных элементов для выполнения требований по величине y^+ имело порядок 10 млн. Течение вязкого несжимаемого газа при стандартных условиях описывалось уравнением неразрывности и осредненными по Рейнольдсу уравнениями Навье – Стокса с замыканием анизотропной моделью турбулентности рейнольдсовых напряжений. Для оценки моментов и членов уравнения для напряжений Рейнольдса использовались аппроксимации по противоточной разностной схеме второго порядка.

Массовый расход рабочего тела в экспериментах – воздуха – задавался набором калиброванных критических сопел. Схема установки идентична используемой в работе [3, 7]. Измерения выполнены в трубе с диаметром $D = 100$ мм двумерным оптическим методом Smoke Image Velocimetry с использованием скоростной видеокамеры, непрерывного лазера с регулируемой мощностью и камеры Эйфеля с плоскими прозрачными окнами. Измерительное сечение находилось на расстоянии $4D$ от выходного сечения устройства подготовки потока в разрыве трубопровода (подобно аэродинамической трубе с открытой рабочей частью). Длина разрыва составляла $0,2D$. Измерительное сечение во всех случаях располагалось на расстоянии 5 мм от выходного среза разрыва трубопровода.

Анализ полученных полей скорости U/U_b выявил, что при уменьшении числа Рейнольдса на периферии камеры смешения происходит формирование застойной зоны, граница которой согласно данным на рис. 2 распространяется вплоть до выходного сечения цилиндрических вставок. При минимальных значениях исследованных чисел Рейнольдса высота застойной зоны соответствует разнице диаметров расширенной части корпуса устройства подготовки потока и трубопровода (рис. 2, а). В результате в поперечном сечении камеры смешения наблюдается существенный градиент скорости, а вблизи выходного сечения центральной проточной полости (расположенной вблизи продольной оси устройства подготовки потока) формируется обширная зона пониженного давления. Для ранее исследованных модификаций устройства подготовки потока указанная особенность течения обуславливает увеличение расхода газа через полости, выполняющие функции глушения шума. Поступление газа в данные полости осуществляется посредством перфорационных отверстий, выполненных в последней трети длины цилиндрической вставки.

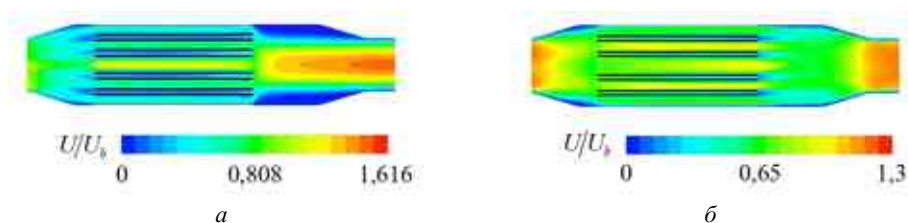


Рис. 2. Поля скорости в устройстве подготовки потока на ламинарном (а) и турбулентном (б) режимах течения (базовая конфигурация, направление течения слева направо)

Установка выступов изменяет картину течения по сечению цилиндрической вставки незначительно, однако в выходной части вставки увеличивается скорость потока в проточных полостях, расположенных на больших радиусах. Это способствует большему наполнению профилей скорости в поствключенном участке трубопровода, так как одна из таких полостей расположена на радиусе, соответствующем пристеночной области в трубе.

Для решения проблемы перетока газа были установлены перегородки в выходных сечениях полостей для глушения шума. В следе за перегородками, в том числе при малых числах Рейнольдса, формируется область разрежения, которая способствует перемешиванию потока. В результате уже в камере смешения увеличивается равномерность скорости по поперечному сечению ядра течения.

При добавлении выступов в устройство подготовки потока с перегородками давление P в поперечном сечении цилиндрической вставки устройства подготовки потока выравнивается, и точка начала формирования ядра течения смещается к выходному сечению устройства подготовки потока (рис. 3). Числовые значения параметра P , представленные на рис. 3, б, г, е, з, количественно характеризуют уровень разрежения, создаваемого внутри устройства относительно атмосферного давления.

Профили скорости в центральной части на выходе из устройства подготовки потока при наличии выступов имеют большую равномерность. При приближении к стенке трубы наполненность профилей скорости во входном сечении поствключенного участка трубопровода снижается из-за уменьшения градиента скорости на границе с застойной зоной в камере смешения устройства подготовки потока.

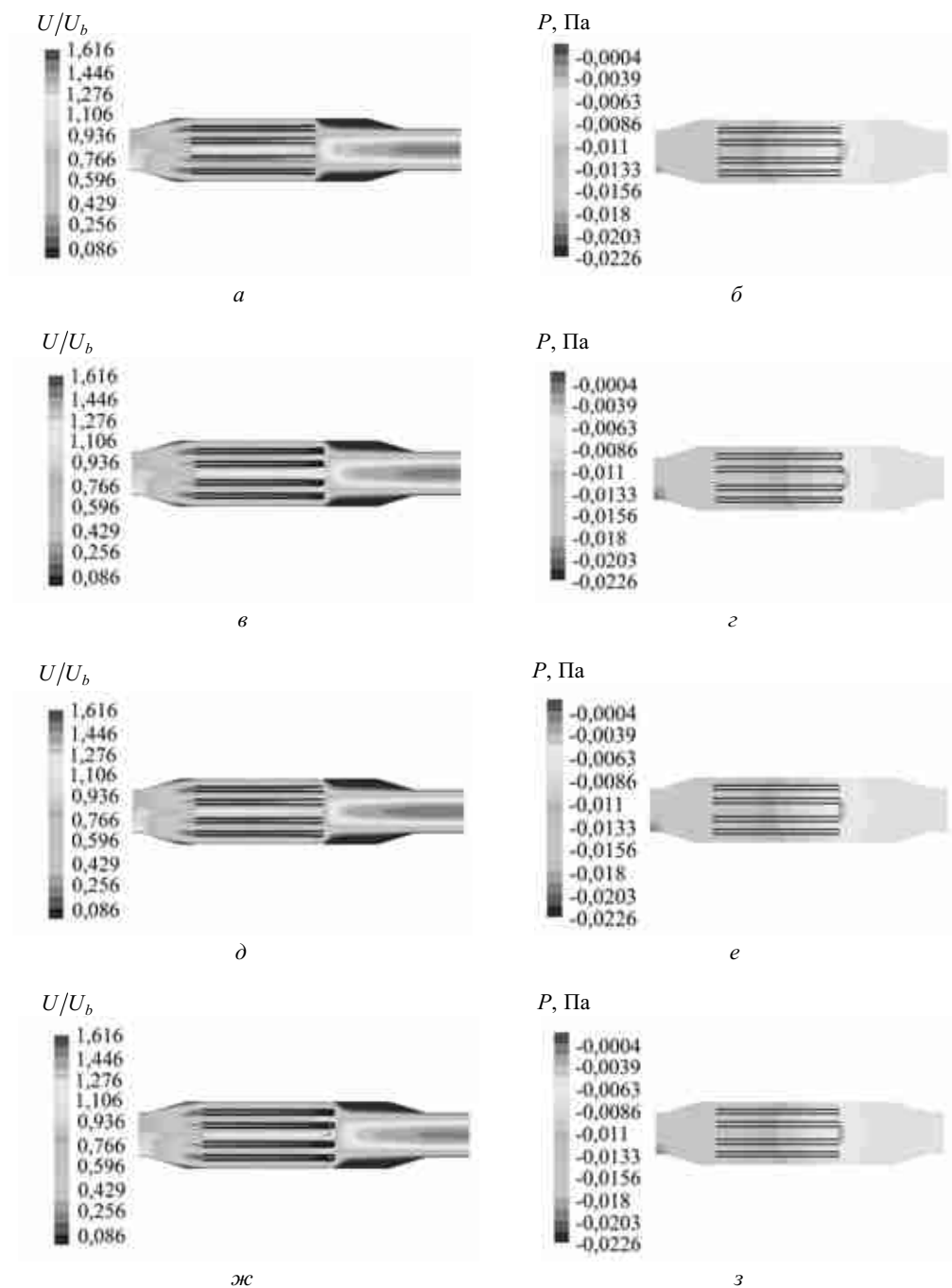


Рис. 3. Поля скорости (*а, в, д, ж*) и давления (*б, г, е, з*) для перспективных конфигураций устройства подготовки потока ($Re = 466$): *а, б* – устройство подготовки потока без выступов и перегородок; *в, г* – устройство подготовки потока без выступов с перегородками; *д, е* – устройства подготовки потока с выступами без перегородок; *ж, з* – устройство подготовки потока с выступами и перегородками

Выдвинутая в работе гипотеза о том, что внедрение методов интенсификации перехода течения к турбулентному режиму уменьшит дефект скорости по отношению к базовой конструкции устройства подготовки потока, подтверждается использованием модификации с выступами высотой 5 мм (высота выступа – 2,7 толщины вытеснения, шаг между выступами – два диаметра выступов, отношение диаметра выступов к высоте – 0,83). Однако полученные результаты численного моделирования показали необходимость исследований дополнительных модификаций устройства подготовки потока (с перегородками в глушащих шум полостях). По результатам дополнительных экспериментальных исследований была подтверждена удовлетворительная работоспособность трех конфигураций устройства подготовки потока при их совместном использовании с прямолинейным предвключенным участком. К числу таких конфи-

гураций относится устройство подготовки потока без выступов, но снабженное перегородками, а также две модификации с выступами высотой 5 мм, одна из которых оснащена перегородками, а другая не имеет их.

Профили скорости, нормированные по относительному диаметру трубопровода y/D и формируемые указанными модификациями устройства подготовки потока, показаны на рис. 4. Приведем профили скорости, нормированные по относительному диаметру трубопровода y/D и формируемые указанными модификациями устройства подготовки потока. На рис. 4, *а–д* показаны устройства подготовки потока без перегородок, рис. 4, *е–к* – устройство подготовки потока с перегородками, рис. 4, *а, е* – устройство без выступов. Высоты выступов на рис. 4 сгруппированы «по столбцам»: $h_b = 1$ мм – рис. 4, *б, ж*; $h_b = 3$ мм – рис. 4, *в, з*; $h_b = 5$ мм – рис. 4, *з, и*; $h_b = 8,5$ мм – рис. 4, *д, к*.

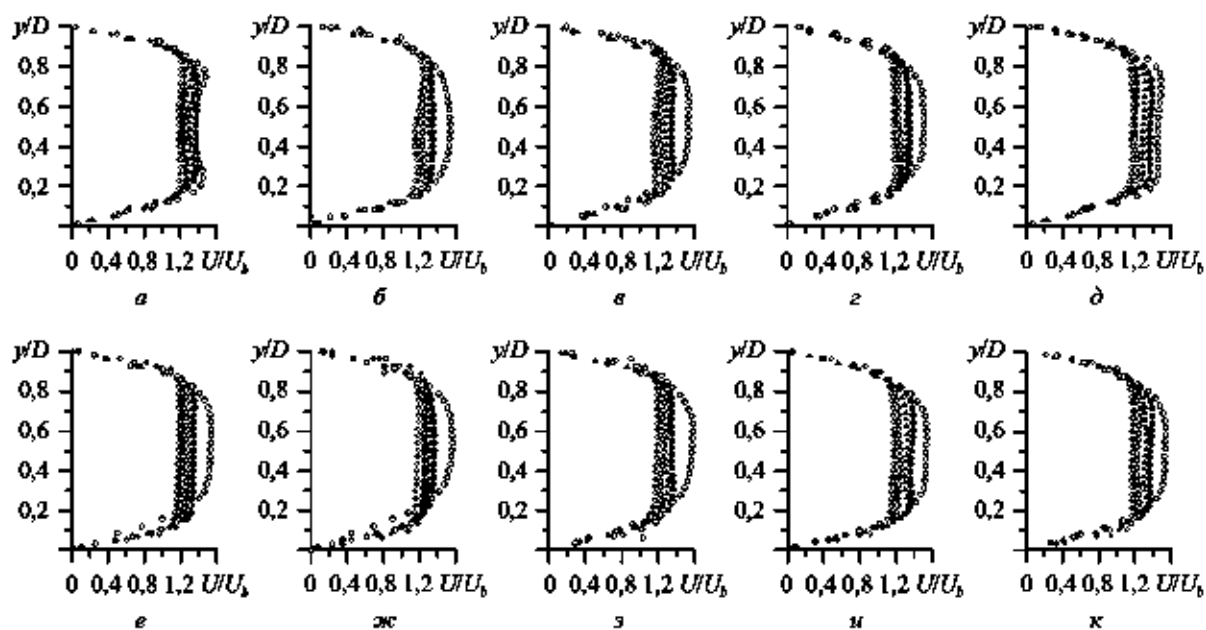


Рис. 4. Эволюция профилей скорости по числу Рейнольдса в сечении $4D$ после устройства подготовки потока:
○ – $Re = 466$; ● – $Re = 943$; ▲ – $Re = 1410$; △ – $Re = 2352$; ◆ – $Re = 3086$; ◇ – $Re = 4013$

Как видно (см. рис. 4), профили скорости имеют большую наполненность даже при значении $Re = 466$. При этом дефект скорости на оси канала либо отсутствует, либо находится в приемлемых пределах, что приобретает особую значимость для многолучевых ультразвуковых расходомеров, в которых каждой паре датчиков соответствует строго определенный сектор поперечного сечения канала с фиксированным весовым коэффициентом.

С учетом полученных результатов и потенциала использования наполнителей в глушительных полостях [7] конструкции без выступов с наполнителем и без него и их аналоги с дополнительно установленными выступами высотой 5 мм были исследованы в сочетании с набором вариантов гидродинамической предыстории течения, охватывающим типовые ситуации, принятые в расходомерии [8], при $Re = 466$ (рис. 5, *а*), $Re = 943$ (рис. 5, *б*), $Re = 1410$ (рис. 5, *в*, рис. 6, *а–в*), $Re = 2352$ (рис. 5, *г*, рис. 6, *г–е*). Длина прямолинейных участков трубопровода во всех экспериментах не превышала 1 м. Согласно полученным данным хорошая воспроизводимость течения и практическое отсутствие дефекта скорости (кроме течения при $Re = 466$ для некоторых конфигураций предвключенного участка) реализуются в устройстве подготовки потока с выступами без наполнителя (рис. 5). Результаты для конфигураций без выступов и без наполнителя (рис. 6, *а, г*), без выступов с наполнителем (рис. 6, *б, д*) и с выступами $h_b = 5$ мм и наполнителем (рис. 6, *в, е*) демонстрируют сохранение дефекта скорости во всех вариантах предыстории течения вплоть до нижнего значения $Re = 1410$. Обозначения профилей на рис. 6 соответствуют рис. 5.

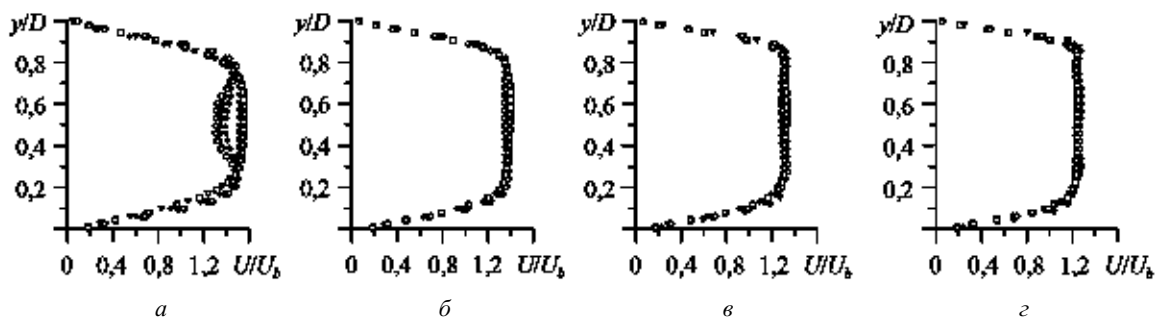


Рис. 5. Профили скорости за устройством подготовки потока с выступами 5 мм без наполнителя при варьировании геометрической формы предвключенных участков трубопровода: ∇ – прямая труба; $\blacklozenge$ – тройник; $\square$ – один поворот на 90° ; $\blacksquare$ – s-образный поворот на 90° ; $\circ$ – два s-образных поворота на 90° ; $\bullet$ – два поворота на 90° в ортогональных плоскостях

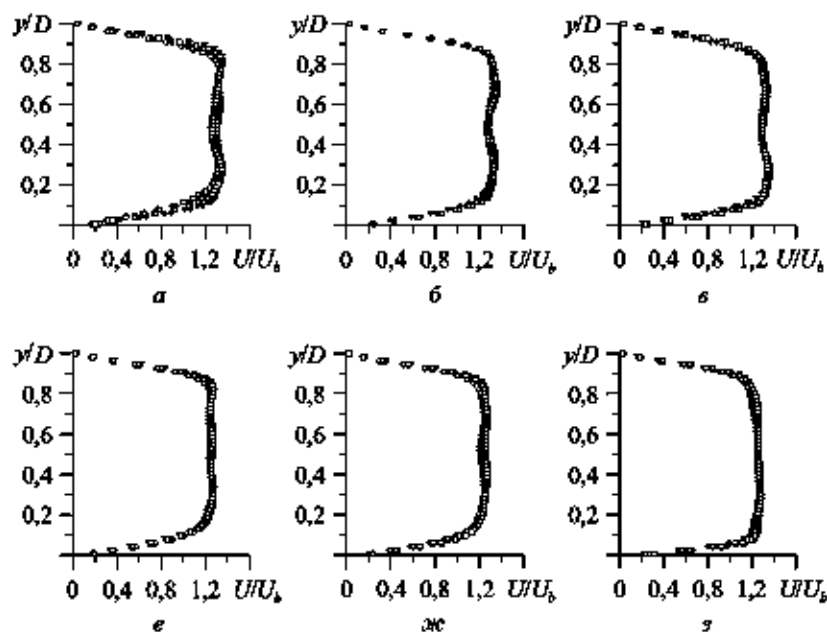


Рис. 6. Примеры сохранения дефекта скорости при числах Рейнольдса больше 466

Таким образом, результаты комплексного исследования позволяют сделать вывод о том, что в области низких чисел Рейнольдса наиболее эффективной с гидродинамической точки зрения является конфигурация устройства подготовки потока без наполнителя с выступами высотой 2,7 толщины вытеснения. Если рассматривать частный случай прямолинейного предвключенного участка трубопровода, то сопоставимые результаты можно получить, используя устройство подготовки потока без выступов, но с перегородками (наполнителем). Конфигурация устройства с перегородками (наполнителем) без выступов отличается простотой изготовления и может быть использована в трубопроводах с высоким уровнем шума.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда №25-29-00873, <https://rscf.ru/project/25-29-00873/>.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Ефремова Е.С., Солдаткин В.М. Модели сигналов, алгоритмов и погрешностей измерительных каналов системы воздушных сигналов на основе вихревого метода // Изв. вузов. Авиационная техника. 2020. № 3. С. 97–103.
2. Солдаткин В.М. и др. Информационно-измерительная система воздушных сигналов летательного аппарата на основе ультразвукового метода контроля параметров набегающего воздушного потока // Фундаментальные и прикладные проблемы техники и технологии. 2024. № 3. С. 151–159.
3. Душин Н.С. и др. Разработка устройства подготовки потока для трубопроводов с источниками акустического шума // Теплоэнергетика. 2023. № 11. С. 54–65.

4. Ципенко В.Г., Шевяков В.И. Об использовании вихрегенераторов для улучшения аэродинамики самолетов // Изв. вузов. Авиационная техника. 2022. № 1. С. 145–151.
5. Бойко А.В. и др. Инженерное моделирование ламинарно-турбулентного перехода: достижения и проблемы (обзор) // Прикладная механика и техническая физика. 2015. № 5. С. 30–49.
6. Бородулин В.И. и др. Воздействие цилиндрических турбулизаторов на пограничный слой скользящего крыла 1. Сценарии и эффективность турбулизации // Прикладная механика и техническая физика. 2025. № 2. С. 140–171.
7. Dushin N. et al. Enhanced Acoustic and Hydrodynamic Performance of Cylindrical Flow Conditioners Using Rubber and Steel Fillers for Gas Metering // Flow Measurement and Instrumentation. 2025. Vol. 102. Article № 102768.
8. International Recommendation. OIML R 137-2 2012. Gas Meters. Part 2. Metrological Controls and Performance Tests [Electronical Resource]. URL: https://www.oiml.org/en/files/pdf_r/r137-1-2-e12.pdf (дата обращения: 15.04.2026).

Поступила в редакцию 15.05.26

После доработки 20.05.26

Принята к публикации 20.05.26

Eliminating the Velocity Distortion in Pipelines under Conditions of the Laminar-Turbulent Transition

N.S. DUSHIN AND I.V. NIKIFOROV

IME – Subdivision of FRC KazSC RAS, Kazan

A hypothesis is proposed and confirmed regarding the possibility of leveling the velocity defect downstream of a cylindrical type flow conditioning device under laminar-turbulent transition conditions by installing protrusions in its flow passage. The influence on this process of the height of the protrusions, the presence of a filler in the form of discrete spiral elements in the device cavities, partitions at the outlet sections of the silencing cavities, and the influence of the geometric shape of upstream pipeline sections are studied.

Velocity profile, measurement accuracy, flow conditioner, turbulence promoter

Исследование механизма стабилизации пламени в потоке псевдожидкого топлива на основе контактной модели

Выявлены характерные особенности аэродинамики течения алюминиево-воздушной смеси в камере сгорания с внезапным расширением, а также определено время контакта частиц алюминия с зоной рециркуляции. Установлено, что в слое смешения расстояние до точки воспламенения частиц алюминия пропорционально скорости потока и экспоненциально зависит от температуры, соответствующей данному значению коэффициента избытка воздуха. На основе анализа экспериментальных данных показано, что механизм стабилизации пламени в потоке псевдожидкого топлива с размером частиц алюминия $d_{32} = 7,4 \div 17,4$ мкм может быть интерпретирован в рамках контактной модели стабилизации пламени, применяемой для гомогенных газозвушных смесей.

А.Г. ЕГОРОВ,
д-р техн. наук
(ТГУ, Тольятти)
eag@tltsu.ru

Камера с внезапным расширением, скорость потока, время контакта, фронт пламени, время воспламенения, коэффициент избытка воздуха, температура

Многофакторность процессов, определяющих стабилизацию пламени в турбулентном потоке горючей смеси, существенно затрудняет исследование механизмов данного явления. В связи с этим современные научные представления о природе стабилизации горения не являются исчерпывающими для жидких топливно-воздушных [1], особенно для металловоздушных смесей [2–4].

В работе [5] установлено, что устойчивость горения за стабилизатором не определяется исключительно тепловым состоянием рециркуляционной зоны или соотношением между временем пребывания смеси в зоне за стабилизатором и временем ее сгорания. Следовательно, теоретические модели, базирующиеся на указанных представлениях, не позволяют однозначно установить локализацию воспламенения свежей смеси в следе за стабилизатором и не находят экспериментального подтверждения в результатах температурных измерений в данной области. Следовательно, стабильность процесса горения определяется не только характеристиками источника воспламенения, но и внешними факторами, прежде всего интенсивностью теплового потока, подводимого к несгоревшей смеси, а также связанными с этими особенностями протекания химических реакций в ее объеме.

Схема установки и методика проведения экспериментов приведены в работе [4].

С позиций контактной модели [5], процесс стабилизации пламени в потоке псевдожидкого топлива необходимо начать с изучения механизма тепло- и массообмена зоны рециркуляции с основным потоком псевдожидкого топлива. С этой целью были проведены экспериментальные исследования процесса массообмена зоны рециркуляции с основным потоком псевдожидкого топлива в камере сгорания с внезапным расширением [6]. В работе [6] установлено, что интенсивность массообмена между зоной рециркуляции и основным потоком алюминиево-воздушной смеси с частицами алюминия $d_{32} = 7,4 \div 17,4$ мкм, так же, как и в случае газозвушных смесей, может быть охарактеризована с использованием безразмерного времени пребывания Z .

На рис. 1 представлена схема механизма контактной модели стабилизации пламени в потоке псевдожидкого топлива зоной рециркуляции в камере сгорания с внезапным расширением. Здесь: 1 – частица алюминия; 2 – пламя от воспламенившейся частицы; 3 – слой смешения (определяющая цилиндрическая поверхность); 4 – зона рециркуляции; 5 – кольцевой вихрь в донной области зоны рециркуляции; 6 – набегающий поток свежей алюминиево-воздушной смеси.

Устойчивость горения свежей алюминиево-воздушной смеси, поступающей в камеру, достигается непрерывным поджиганием ее в определенной точке на определяющей цилиндрической поверхности в пределах длины зоны рециркуляции. За определяющую цилиндрическую поверхность была принята цилиндрическая поверхность (с диаметром, равным диаметру входного отверстия камеры сгорания d_0),

по линиям тока которой двигаются частицы алюминия вдоль границы зоны рециркуляции. Другими словами, это аналог слоя прогрева или слоя смешения, через который происходит нагрев жидкого топлива до температуры равновесного испарения, принятый в работе [1]. При движении частицы алюминия по линии тока в слое смешения ее место воспламенения будет характеризоваться временем индукции $\tau_{\text{и}}$, отсчитываемым с момента поступления частицы в камеру сгорания.

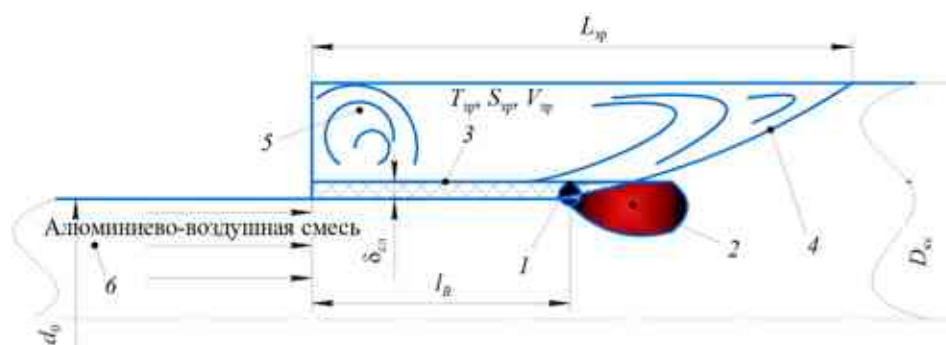


Рис. 1

В случае превышения критического значения задержки воспламенения, когда длительность контакта частиц $\tau_{\text{к}}$ алюминия в составе свежей смеси с продуктами сгорания зоны рециркуляции оказывается меньше времени $\tau_{\text{и}}$, необходимого для инициирования горения, нарушается баланс между поступлением и отводом продуктов сгорания в указанную зону, вследствие чего устойчивое горение не реализуется.

Таким образом, устойчивость горения порошкообразного металлического горючего в потоке воздуха можно исследовать на основе критерия Михельсона, т. е. $Mi = \tau_{\text{к}}/\tau_{\text{и}} \geq 1$.

Установлено, что аэродинамические характеристики двухфазного алюминиево-воздушного потока в камере сгорания с внезапным расширением существенно отличаются от аэродинамики воздушного потока. Результаты скоростной киносъемки изотермического потока алюминиево-воздушной смеси в модели камеры сгорания с внезапным расширением показали, что в основном потоке концентрация частиц алюминия неравномерная. Максимум концентрации частиц алюминия наблюдается на определяющей цилиндрической поверхности, т. е. в слое смешения. Это объясняется тем, что на расстоянии от входа в камеру сгорания частицы движутся преимущественно вдоль стенок подводящего канала, многократно соударяясь с ними. Вследствие этого формируется неравномерное поле концентрации с характерным максимумом, расположенным в непосредственной близости от стенок. Распределение концентрации частиц алюминия в донной области зоны рециркуляции также характеризуется неравномерностью: в нижней ее части наблюдается повышенное содержание данных частиц. Данный эффект обусловлен тем, что турбулентные моли оказываются проницаемыми для тонкодисперсных фракций с $d_{32} = 7,4$ мкм, вследствие чего под действием гравитационного осаждения формируется градиент концентрации – более высокий в нижней области по сравнению с верхней [7].

Сложной аэродинамикой течения в камере сгорания обусловлено как время пребывания частиц алюминия в основном потоке, так и в зоне рециркуляции [8]. Через соотношение времени пребывания частиц алюминия в зоне рециркуляции $\tau_{\text{зр}}$ и времени его сгорания $\tau_{\text{г}}$ будет определяться тепловое состояние зоны рециркуляции.

В работе [6] установлено, что увеличение времени пребывания частиц алюминия в зоне рециркуляции $\tau_{\text{зр}} = 8,6 \div 25$ мс в потоке с горением по сравнению с холодным потоком обусловлено увеличением длины зоны рециркуляции в 1,4 раза и уменьшением общего уровня турбулентности в ней.

На рис. 2 показана зависимость длины зоны рециркуляции от характерного размера стабилизатора $H = D_{\text{кс}} - d_0$ в изотермических условиях, а также в потоке алюминиево-воздушной смеси в режиме горения.

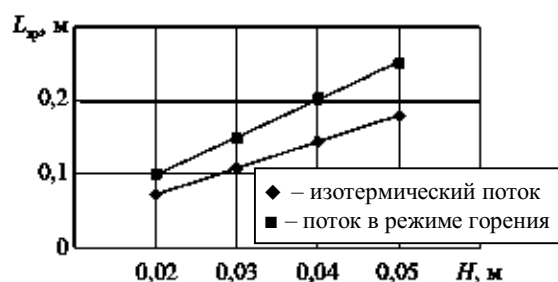


Рис. 2

По предварительно измеренным профилям скоростей воздуха в камере сгорания и с учетом продольного скольжения фаз [7] были рассчитаны скорости движения частиц алюминия в слое смешения в потоке без горения. Полученные значения скорости частиц алюминия позволили рассчитать время контакта частиц алюминия с зоной рециркуляции τ_k по формуле

$$\tau_k = L_{зр} / u_{Al},$$

где $L_{зр}$ – длина зоны рециркуляции; u_{Al} – средняя скорость частиц алюминия в слое смешения.

Установлено, что с увеличением параметра H и среднего диаметра частиц алюминия d_{32} происходит увеличение времени контакта τ_k . С увеличением скорости u_0 набегающего потока алюминиево-воздушной смеси время контакта уменьшается.

На рис. 3 показана зависимость времени контакта частиц алюминия τ_k с зоной рециркуляции от начальной скорости потока u_0 для порошкообразного металлического горючего марки АСД-4 ($d_{32} = 7,4$ мкм; $D_{kc} = 0,07$ м).

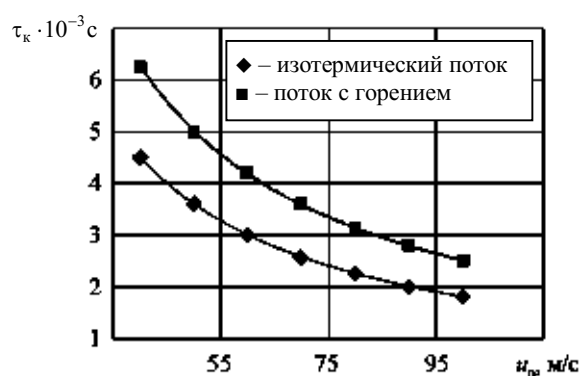


Рис. 3

Для определения количества тепла, выносимого из зоны рециркуляции в основной поток, были проведены измерения температуры в зоне рециркуляции как на устойчивых режимах, так и на режимах срыва пламени.

В отличие от газовой горючей смеси, для которой скорость набегающего потока u_0 и коэффициент избытка воздуха α не оказывают влияния на среднюю температуру в зоне рециркуляции [5], для алюминиево-воздушной смеси указанные параметры играют определяющую роль.

Рис. 4 иллюстрирует влияние начальной скорости потока алюминиево-воздушной смеси u_0 на температуру в зоне рециркуляции (АСД-4; $d_{32} = 7,4$ мкм; $D_{kc} = 0,08$ м).

Из рис. 4 следует, что при увеличении начальной скорости потока u_0 температура в зоне рециркуляции для порошкообразного металлического горючего марки АСД-4 снижается. Данное явление обусловлено тем, что при горении распыленного порошкообразного металлического горючего в газовой смеси окислителя доминирующую роль играют гетерогенные реакции, протекающие на по-

верхности частиц. Для частиц порошка АСД-4 с размером $d_{32} = 7,4$ мкм указанные реакции определяются скоростью химических реакций. Возрастание u_0 приводит к сокращению времени пребывания $\tau_{пр}$, повышению локального значения α и, как следствие, к понижению температуры в области рециркуляции. В конечном итоге это обуславливает снижение коэффициента полноты сгорания алюминиево-воздушной смеси в рециркуляционной зоне.

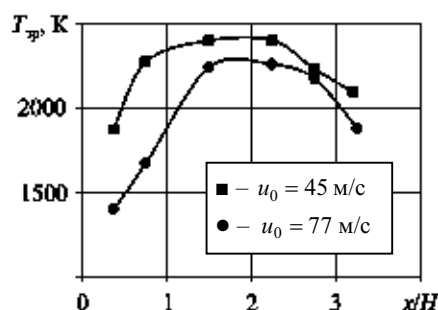


Рис. 4

С помощью визуализации процесса горения алюминиево-воздушной смеси посредством скоростной киносъемки определено расположение стабилизированного фронта пламени и зафиксирована динамика срыва пламени.

Температурный уровень в слое смешения создается в основном за счет конвективного переноса тепла потоками горячих продуктов сгорания из зоны рециркуляции. При этом максимальные значения температуры в зоне рециркуляции от плоскости внезапного расширения были зафиксированы на расстоянии $x/H = 2$.

При устойчивом протекании процесса и работе камеры в режиме, значительно удаленном от границ срывного горения, точка воспламенения локализуется в слое смешения на определенном удалении от плоскости внезапного расширения. Так, в камере сгорания диаметром 0,04 м и при скорости потока $u_0 = 50$ м/с частицы алюминия с $d_{32} = 7,4 \div 17,4$ мкм воспламенялись на расстоянии $l_v \approx 0,01$ м.

По мере дальнейшего увеличения скорости u_0 точка воспламенения передвигалась вниз по линиям тока в слое смешения. При этом температурный максимум продуктов сгорания в зоне рециркуляции смещается вниз по потоку на расстояние $x/H = 3$.

Для оценки минимально необходимого количества тепла для воспламенения псевдожидкого топлива за время контакта с горячими газами зоны рециркуляции необходимо рассмотреть процесс теплообмена в пограничном слое смешения. Так же, как и в работе [1], для расчета количества тепла $Q_{зр}$, переданного в единицу времени от зоны рециркуляции к свежей алюминиево-воздушной смеси для нагрева ее до температуры воспламенения, можно использовать уравнение теплопередачи [9]

$$Q_{зр} = \pi H L_{зр} k (T_{зр} - T_0),$$

где k – коэффициент теплопередачи; $T_{зр}$ – температура продуктов сгорания в зоне рециркуляции; T_0 – температура основного потока алюминиево-воздушной смеси.

Из условия геометрического подобия следует, что $L_{зр} \sim H$, где H – характерный размер зоны рециркуляции.

Согласно работе [1], если предположить, что в процессе прогрева участвует слой частиц, расположенный вблизи границы зоны рециркуляции, то в качестве толщины слоя прогрева псевдожидкого топлива $\delta_{сл}$ может быть принят средний диаметр частиц алюминия:

$$\delta_{сл} \approx d_{32}.$$

С учетом данных работы [5] расстояние от плоскости внезапного расширения до точки воспламенения l_b должно быть пропорционально скорости потока u_0 и времени, необходимому для подготовки частицы алюминия к горению, т. е. времени индукции τ_n :

$$l_b \sim u_0 \tau_n. \quad (1)$$

В общем случае время индукции τ_n удовлетворительно описывается экспоненциальной зависимостью вида [10]

$$\tau_n = A e^{\left(-\frac{E}{RT}\right)}, \quad (2)$$

где $A = 3,6 \cdot 10^{-6}$ – постоянная; $E = 135$ кДж/моль – энергия активации; $R = 8,314$ Дж/моль · К – универсальная газовая постоянная; T – температура.

Таким образом, можно предположить, что если время контакта частицы алюминия в слое смешения рециркуляционной зоны с основным потоком алюминиево-воздушной смеси τ_k окажется меньше времени, необходимого для предварительной подготовки частицы к времени индукции τ_n , то нормальное функционирование стабилизатора становится невозможным. В том случае, когда элемент алюминиево-воздушной смеси, перемещаясь в слое смешения вдоль рециркуляционной зоны, не успевает воспламениться, то по выходе за ее пределы воспламенение тем более не произойдет, поскольку температура такого элемента начнет снижаться, а время индукции τ_n вследствие этого будет прогрессивно возрастать.

Тогда условие прекращения распространения пламени в основной поток алюминиево-воздушной смеси можно представить уравнением (1) при значениях $l_b = L_{зр}$. В нашем случае длина зоны рециркуляции равна 3,6 Н:

$$L_{зр} \sim u_0 \tau_n.$$

Для подтверждения предположения о смещении начала факела пламени относительно плоскости внезапного расширения использовались материалы скоростной киносъемки. Установлено, что точка воспламенения частиц алюминия в основном потоке алюминиево-воздушной смеси удаляется от плоскости внезапного расширения при обеднении смеси, увеличении среднего диаметра частиц d_{32} и скорости набегающего потока u_0 . Поскольку данные параметры увеличивают температуру воспламенения частиц алюминия $T_{кр}$ и время индукции τ_n [10], представляется возможным выдвинуть предположение, согласно которому аналогично случаю газовой смеси, рассмотренному в работе [5], расстояние до точки воспламенения в потоке алюминиево-воздушной смеси изменяется пропорционально скорости потока u_0 и характеризуется экспоненциальной зависимостью от температуры, соответствующей заданному значению коэффициента избытка воздуха α . Вследствие интенсивного обмена время смешения мало по сравнению с кинетическим временем индукции. Тогда подставив в формулу (1) из формулы (2) выражение τ_n , для указанных значений A, E получим

$$l_b \sim u_0 3,6 \cdot 10^{-6} e^{\left(-\frac{135000}{RT}\right)}.$$

Отсюда следует, что в соответствии с результатами [5] экспериментальные данные, представленные в координатах $\ln \frac{l_b}{u_0}, \frac{1}{RT}$, должны описываться линейной зависимостью. При этом тангенс угла наклона полученной прямой соответствует величине эффективной энергии активации E .

После обработки результатов эксперимента установлено, что для всех значений l_b точки в этих координатах группируются около прямой линии (рис. 5).

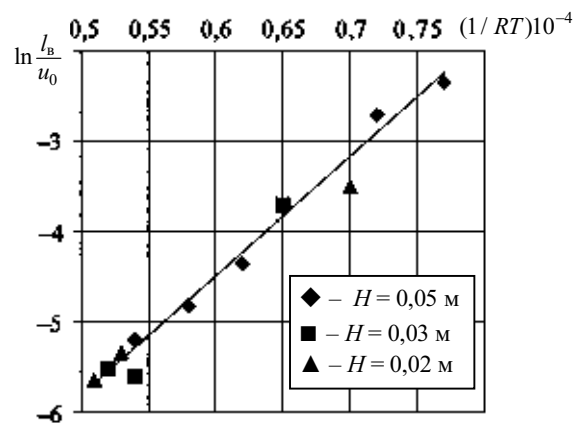


Рис. 5

Таким образом, установлено, что с увеличением коэффициента избытка воздуха и скорости набегающего потока псевдожидкого топлива точка начала горения удаляется от плоскости внезапного расширения. Это перемещение точки стабилизации фронта пламени пропорционально скорости потока и экспоненциально зависит от температуры, соответствующей температуре горения при данном коэффициенте избытка воздуха алюминийево-воздушной смеси.

Точки, соответствующие условиям срыва пламени, при построении зависимости в координатах $1/RT$, $\ln \frac{L_{зр}}{u_{ср}}$, также должны аппроксимироваться прямой линией ($L_{зр} = 3,6H$ – длина зоны рециркуляции; $u_{ср}$ – скорость срыва пламени).

На рис. 6 представлены обобщенные характеристики срыва пламени в потоке алюминийево-воздушной смеси ($u_{ср} = 20 \div 130$ м/с; $\varepsilon_0 = 5 \div 22$ %; $T_0 = 293 \div 523$ К).

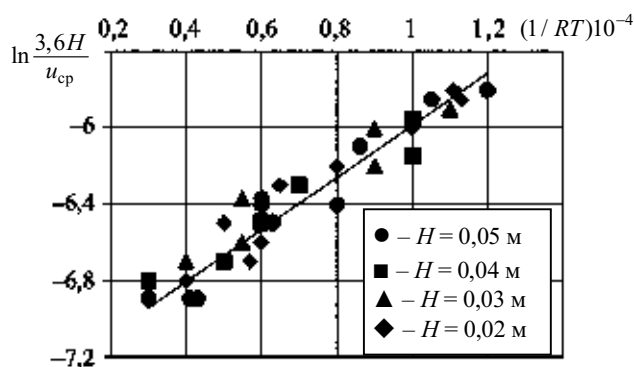


Рис. 6

Согласно экспериментальным данным факторы, влияющие на кинетику процесса, вероятно, оказывают решающее влияние на общее время подготовки алюминийево-воздушной смеси к горению.

Таким образом, получена зависимость времени контакта частиц алюминия с зоной рециркуляции от скорости потока как в изотермических условиях, так и при горении.

В общем случае время индукции $\tau_{и}$ удовлетворительно описывается экспоненциальной зависимостью вида

$$\tau_{и} = Ae^{\left(\frac{E}{RT}\right)}.$$

При обеднении алюминийево-воздушной смеси и увеличении скорости набегающего потока точка воспламенения частиц алюминия удаляется от плоскости стабилизатора. При этом смещение области формирования факела пропорционально скорости потока и экспоненциально зависит от температуры, соответствующей данному значению α алюминийево-воздушной смеси.

Индукционную модель теории стабилизации пламени для однородных газозвушных смесей можно использовать для исследования механизма стабилизации пламени в потоке псевдожидкого топлива с размером частиц алюминия $d_{32} = 7,4 \div 17,4$ мкм.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Мингазов Б.Г., Мухаметгалиев Т.Х. Исследование механизма стабилизации пламени в неоднородных по фазе топливозвушных смесях // Изв. вузов. Авиационная техника. 2020. № 1. С. 93–96.
2. Малинин В.И. Внутрикамерные процессы в установках на порошкообразных металлических горючих. Пермь: УрО РАН, 2006. 262 с.
3. Ягодников Д.А. Воспламенение и горение порошкообразных металлов. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2009. 432 с.
4. Егоров А.Г. Горение дисперсного алюминия в потоке воздуха. Самара: СамНЦ РАН, 2008. 305 с.
5. Бовина Т.А. Исследование обмена между зоной рециркуляции за стабилизатором и внешним потоком и некоторые вопросы стабилизации пламени // Горение при пониженных давлениях и некоторые вопросы стабилизации пламени в однофазных и двухфазных системах: Сб. ст. / Под ред. Л.Н. Хитрина. М.: Изд-во АН СССР, 1960. С. 58–70.
6. Егоров А.Г., Тизилов С.А. Исследование массообмена зоны рециркуляции с основным потоком псевдожидкого топлива // Изв. вузов. Авиационная техника. 2025. № 1. С. 227–232.
7. Медников Е.П. Турбулентный перенос и осаждение аэрозолей. М.: Наука, 1980. 176 с.
8. Егоров А.Г., Русаков М.М., Шайкин А.П. Определение времени пребывания гетерогенного топлива в зоне обратных токов // Изв. вузов. Авиационная техника. 1999. № 2. С. 69–71.
9. Лефевр А. Процессы в камерах сгорания ГТД. М.: Мир, 1986. 566 с.
10. Похил П.Ф. и др. Горение порошкообразных металлов в активных средах. М.: Наука, 1972. 293 с.

Поступила в редакцию 7.03.26

После доработки 17.03.26

Принята к публикации 17.03.26

Study of the Flame Stabilization Mechanism in a Pseudo-Liquid Fuel Flow Based on a Contact Model

A.G. EGOROV

TSU, Togliatti

This study identified the characteristic aerodynamic features of an aluminum-air mixture flow in a combustion chamber with sudden expansion, and determined the contact time of aluminum particles with the recirculation zone. It was found that in the mixing layer, the distance to the ignition point of aluminum particles is proportional to the flow velocity and exponentially depends on the temperature corresponding to a given value of the excess air coefficient. Processing of the experimental data showed that the flame stabilization mechanism in a pseudo-liquid fuel flow with aluminum particle sizes $d_{32} = 7,4 \div 17,4$ μm can be analyzed using the contact flame stabilization model for homogeneous gas-air mixtures.

Sudden expansion chamber, flow velocity, contact time, flame front, ignition time, excess air ratio, temperature

Теплообмен и гидродинамика в «окнах» выходной кромки турбинной лопатки при использовании сужающихся каналов на выходе из модели вихревой матрицы

С целью повышения интенсивности теплообмена в «окнах» выходной кромки на выходе из вихревой матрицы проведено исследование осредненных характеристик теплоотдачи клиновидной вихревой матрицы при веерном сужении каналов подвода охлаждающего воздуха в выходной части вихревого тракта. На основе 3D-моделирования в программном комплексе ANSYS CFX определены локальные коэффициенты теплоотдачи и гидродинамические параметры для моделей вихревых трактов с веерным сужением каналов охлаждения вихревой матрицы на выходе, а также для области «окон» выходной кромки.

Ю.Г. ГОРЕЛОВ,
канд. техн. наук
(филиал АО «ОДК»
«ОДК-Салют», Москва)
Yury.Dina@gmail.com

Вихревые матрицы, интенсификация теплообмена, клиновидность, «окна» выходной кромки

В научной литературе описаны попытки разработки конструктивных решений систем охлаждения сопловых лопаток турбины высокого давления газотурбинных двигателей [1]. Наиболее эффективной среди них признана схема, широко применяемая в российском двигателестроении, включающая дефлектор на входе и вихревую матрицу на выходе. Выходная часть профиля указанных лопаток характеризуется малой толщиной и незначительной площадью поперечного сечения, что обуславливает необходимость обеспечения высокой интенсивности теплоотдачи со стороны охлаждающего воздуха в данной зоне. В связи с этим в конструкциях российского производства для охлаждения выходного участка профиля используются ограниченные вихревые тракты с углом компланарного пересечения $\beta = 45^\circ$ и различными клиновидными углами сужающейся геометрии. Подвод охладителя к указанным трактам осуществляется из дефлектора. При этом «окна» выходной кромки в лопатках с подрезкой кромок, как правило, формируются в виде продолжения ребер ограниченных вихревых трактов (рис. 1, 2).

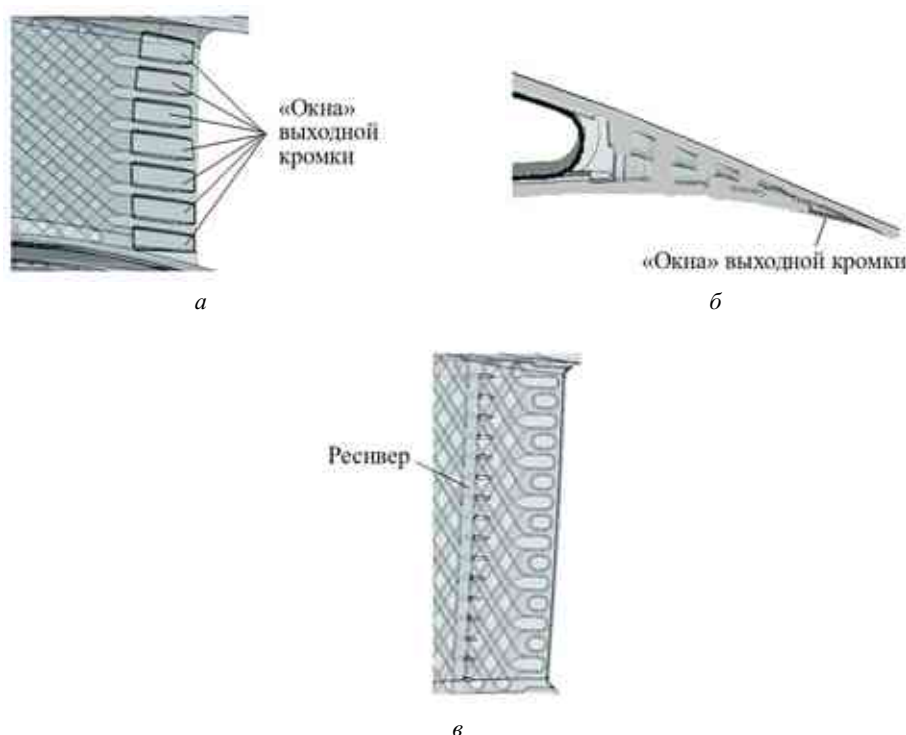


Рис. 1. Схема выходной части сопловой лопатки (а), выполнения «окон» в выходной кромке (б) и пример выполнения ресивера с отверстиями перфорации в вихревой матрице (в)

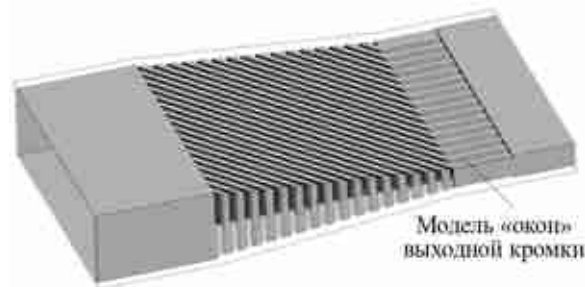


Рис. 2. Модель клиновидного ограниченного вихревого тракта исходной конструкции

В работах [2–4] сужающиеся ограниченные вихревые тракты исследовались применительно к рабочим лопаткам, а также сопловым лопаткам петлевой схемы, когда вначале поток воздуха был радиально ориентирован, а затем поворачивал на угол 90° перед входом в модель матрицы. Результаты единичного эксперимента по исследованию влияния угла клиновидности ограниченного вихревого тракта на интенсификацию теплообмена применительно к сопловым лопаткам приведены в работе [5]. В работе [6] исследовались структура течения, гидравлические потери и локальная теплоотдача в каналах ограниченного вихревого тракта при угле компланарного пересечения $\beta = 45^\circ$ в широком диапазоне углов клиновидности ОВТ $\gamma = 4,5 \div 17^\circ$. Тем не менее при проектировании сопловых лопаток не всегда достигается требуемый температурный уровень в зоне «окон» выходной кромки на выходе из ограниченного вихревого тракта. В подобных ситуациях для обеспечения допустимого теплового состояния прибегают к прямому увеличению расхода охлаждающего воздуха через выходную кромку посредством расширения узкой площади ограниченного вихревого тракта на их выходных участках. Однако указанная мера приводит к увеличению толщины профиля и, как следствие, к росту профильных потерь.

Одним из альтернативных методов охлаждения выходных кромок в области «окон» может рассматриваться подход, заключающийся в сужении каналов ограниченного вихревого тракта на выходе с одновременной подачей воздуха в режиме пленочного охлаждения из ресиверов, интегрированных в вихревую матрицу (рис. 3).

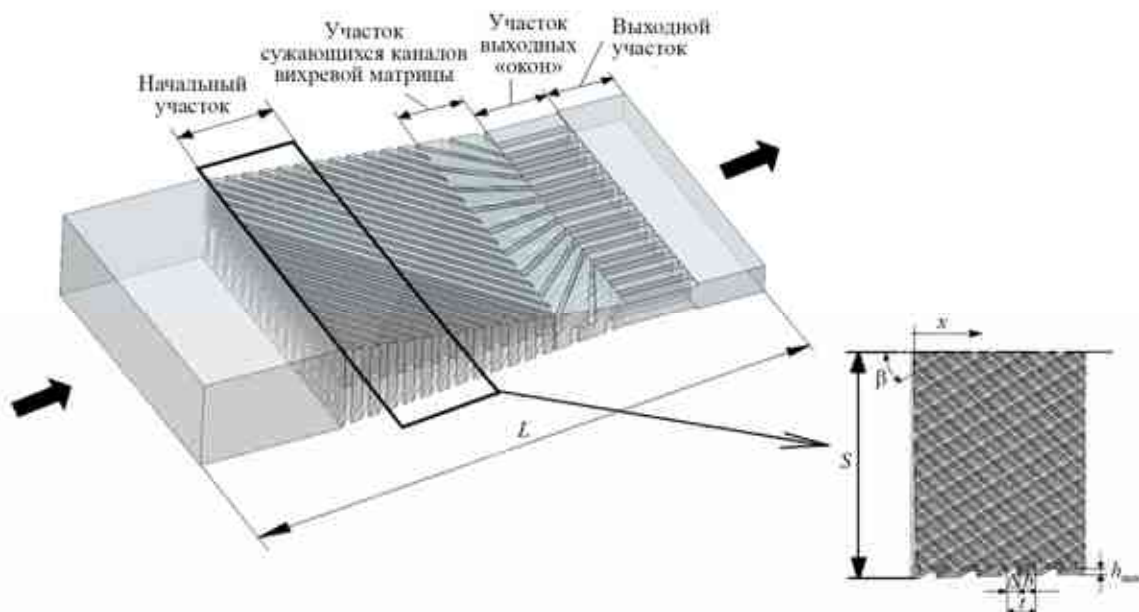


Рис. 3. Схема клиновидного ограниченного вихревого тракта с сужающимися каналами в выходной части и геометрические характеристики ограниченного вихревого тракта ($h_{\text{вых}}$ – высота канала вихревой матрицы на выходе; b – ширина канала; t – шаг ребер; S – ширина вихревого тракта; Δ – ширина ребра)

В представленной работе исследовались структура течения, гидравлические потери и локальная теплоотдача в «окнах» выходной кромки при угле компланарного пересечения $\beta = 45^\circ$ для модели

клиновидного ограниченного вихревого тракта исходной конструкции и модели с веерным сужением каналов вихревой матрицы при угле сужения ограниченного вихревого тракта $\gamma = 6^\circ$ (см. рис. 2, 3). Число Рейнольдса рассчитывалось как $Re = \rho w d_T / \mu$, где ρ – плотность потока воздуха; w – среднерасходная скорость; d_T – гидравлический диаметр канала в сечениях 1–7; μ – коэффициент динамической вязкости воздуха. Число Нуссельта определялось в виде $Nu = \alpha_b d_T / \lambda_b$.

Числа Нуссельта и коэффициенты гидравлического сопротивления нормировались относительно ограниченного вихревого тракта с $\gamma = 6^\circ$ без сужающихся каналов вихревой матрицы на выходе. Сетки для расчетного домена генерировались как тетрасетки при использовании ICEM, размер сетки – 2,2–2,7 млн элементов. Ограниченный вихревой тракт с сужающимися каналами в выходной части исследуемых моделей каналов представлены на рис. 3 при следующих геометрических характеристиках: $\gamma = 6^\circ$; $\Delta = 0,5$ мм; $b = 1,5$ мм; $h_{\text{вых}} = 2,5$ мм; $L / S = 2$.

Изучение распределения давления по каналам вихревой матрицы для исходной геометрии (рис. 4, а) и для сужающихся каналов матрицы (рис. 4, б) проводилось в каналах 1–4. Исследование распределения давления по каналам вихревой матрицы выполнено в диапазоне перепадов давления на вихревой матрице $\pi = P_{\text{inlet}}^* / P_{\text{outlet}} = 1,1 \div 2$, где P_{inlet}^* – полное давление на входе в модель; P_{outlet} – статическое давление на выходе из модели. Установлено, что при перепаде давления $P_{\text{inlet}}^* / P_{\text{outlet}} = 2$ в области исходной вихревой матрицы (рис. 4, а, 5, канал 1) локальное значение относительного давления незначительно ниже по сравнению с вариантом сужающейся вихревой матрицы и отличается на 12 %; в зоне поворота различия в потерях давления практически отсутствуют.

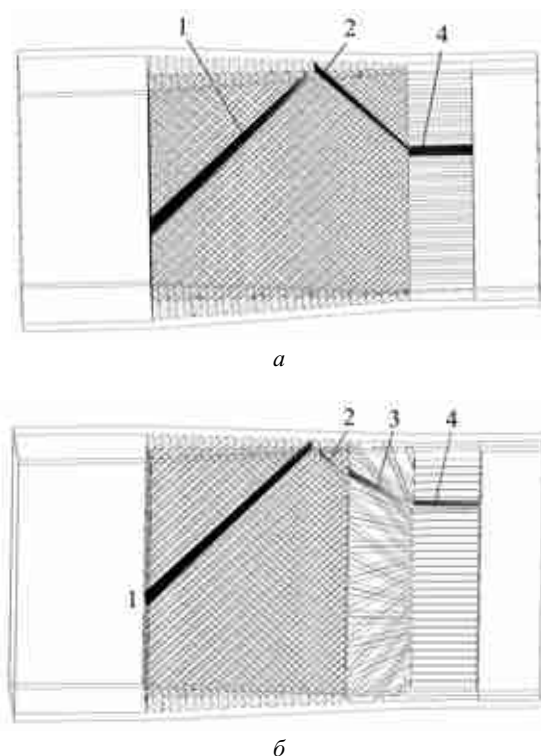


Рис. 4. Нумерация каналов вихревой матрицы для исходной геометрии (а) и при сужающихся каналах матрицы (б) для исследования распределения давления по каналам

В области канала 2 (рис. 4, б, 5) для вихревой матрицы с сужающимися каналами в его входной части потери давления в исходной вихревой матрице выше на 1,5 %, тогда как в выходной части – ниже на 2,8 %. Для канала 3 (рис. 4, б, 5) установлено, что в его передней части относительное давление в сужающейся вихревой матрице превышает соответствующее значение для исходной конструкции на 2 %, а в выходной части, напротив, оказывается ниже на 4,9 %.

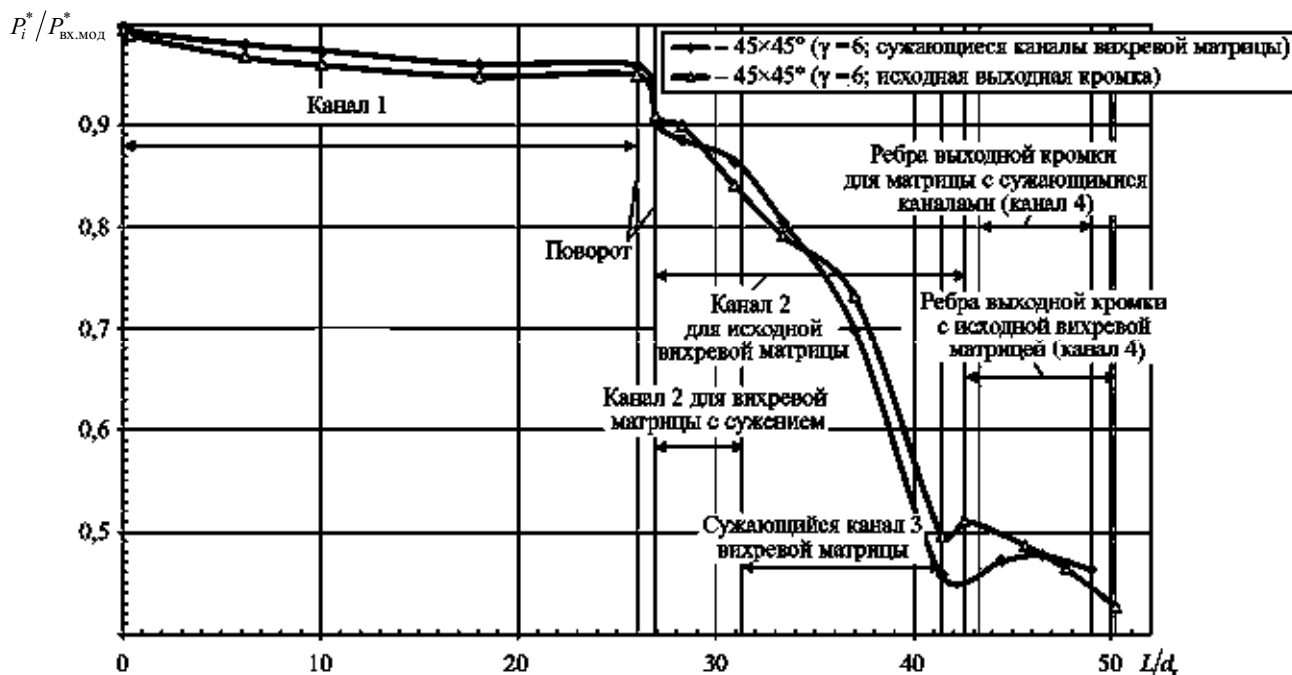


Рис. 5. Распределение $P_i/P_{\text{вх.мод}}^*$ по длине каналов исходной вихревой матрицы и матрицы с сужением при $P_{\text{inlet}}^*/P_{\text{outlet}} = 2$

В канале между ребрами, моделирующем «окна» выходной кромки, в передней части зафиксированы более высокие потери давления для исходной вихревой матрицы (на 6,4 %), тогда как в выходной части они ниже на 4,5 % по сравнению с вариантом сужающихся каналов.

Таким образом, наибольшее различие, составляющее 6,4 %, наблюдается в передней части области «окон» выходной кромки, где потери давления в исходной вихревой матрице превышают соответствующие значения для вихревой матрицы с сужающимися каналами.

Исследование распределения температур и скоростей воздуха по поперечным сечениям ограниченных вихревых трактов проводилось также для перепада давлений на моделях в диапазоне $\pi = P_{\text{inlet}}^*/P_{\text{outlet}} = 1,1 \div 2$ в продольных и поперечных сечениях (рис. 6).

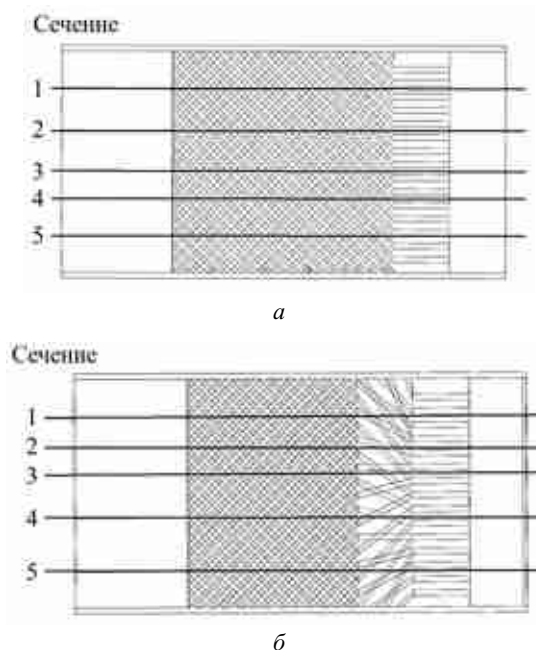


Рис. 6. Продольные (а, б) и поперечные (в, г) сечения исходного ограниченного вихревого тракта (а, в) и ограниченного вихревого тракта (б, г) с сужающимися каналами для исследования теплообмена (Начало)

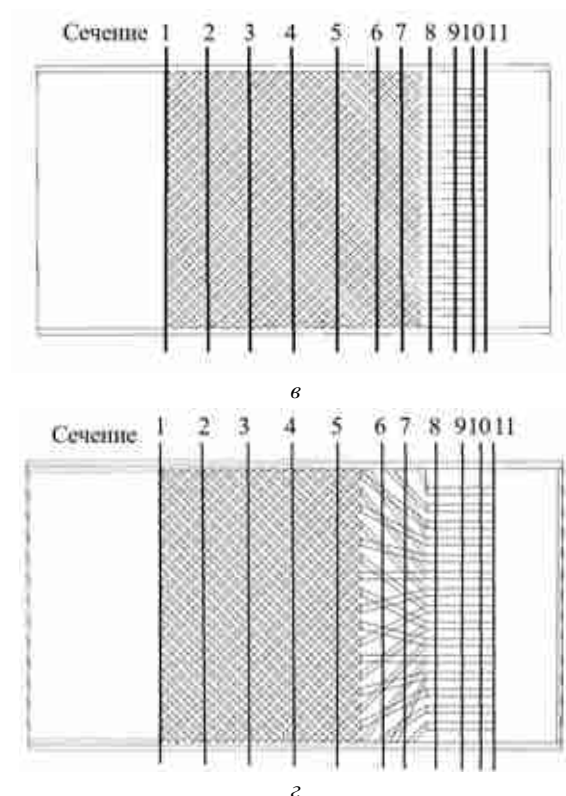


Рис. 6. Продольные (а, б) и поперечные (в, г) сечения исходного ограниченного вихревого тракта (а, в) и ограниченного вихревого тракта (б, г) с сужающимися каналами для исследования теплообмена (Окончание)

Согласно результатам исследований в пяти продольных сечениях в области поперечных сечений 1–6 температуры и скорости воздуха практически не отличаются для исходного ограниченного вихревого тракта и ограниченного вихревого тракта с сужающимися каналами на выходе (рис. 7–10). При наиболее характерном для лопаток перепаде давлений $\pi = 2$ локальные значения температуры воздуха в поперечных сечениях 7–8, 8–9, 9–10, 10–11 (см. рис. 6) для ограниченного вихревого тракта с сужающимися каналами превышают соответствующие значения для исходной вихревой матрицы лишь в продольном сечении 1 (на 94–142 °С), а также в сечении 5 – на 11–71 °С (рис. 7, 8).

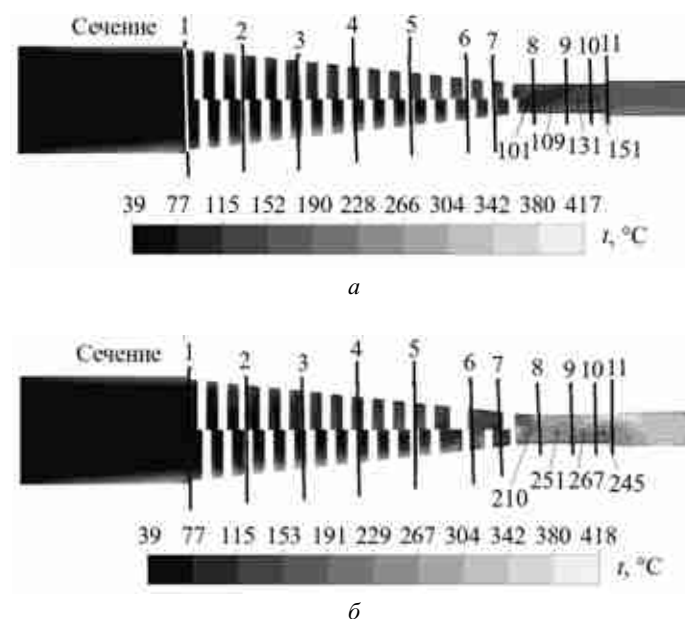


Рис. 7. Температура воздуха в продольном сечении 1 при перепаде давлений на модели $\pi = 2$:
а – исходная геометрия ограниченного вихревого тракта; б – сужающиеся каналы вихревой матрицы на выходе

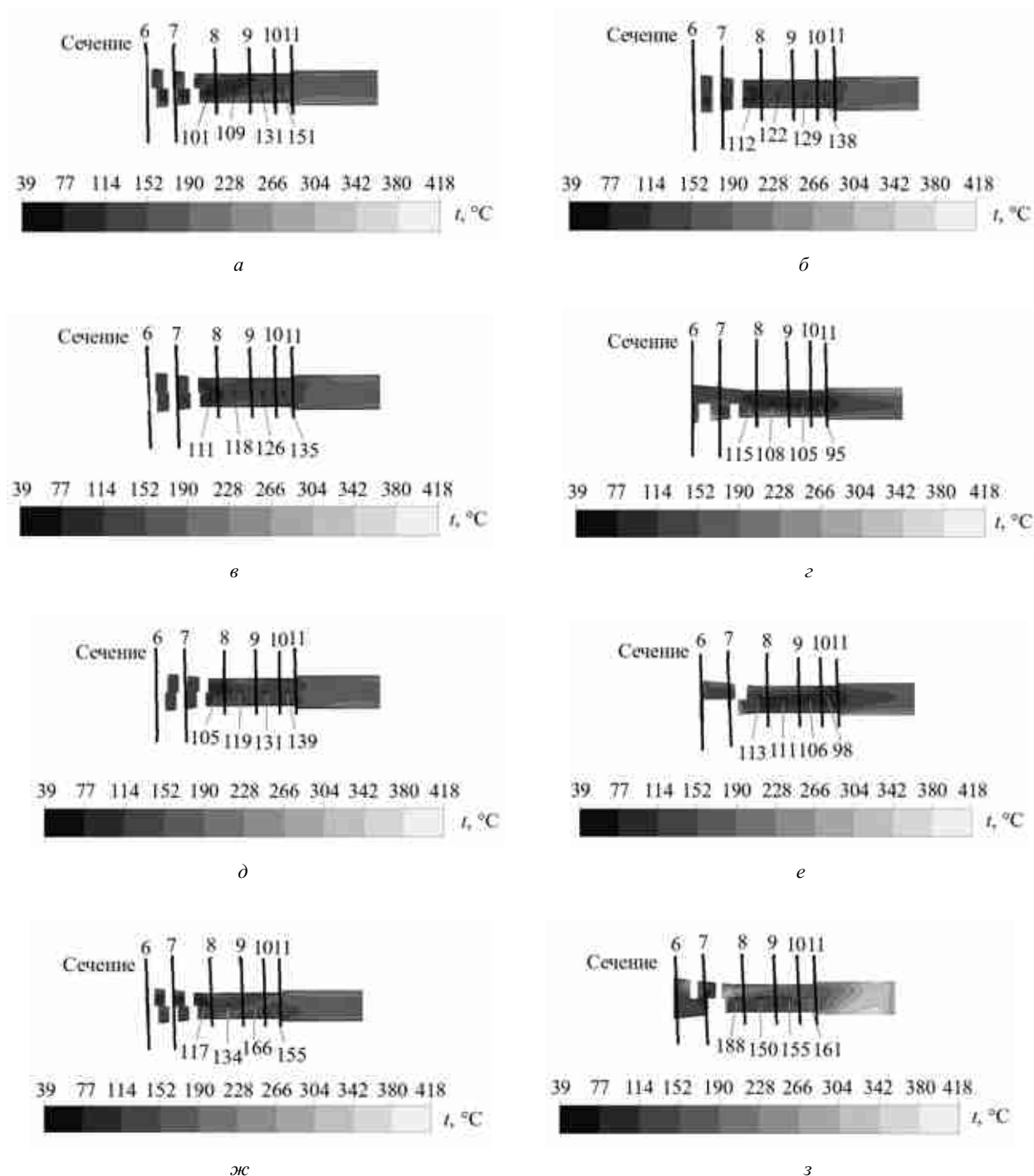


Рис. 8. Температура воздуха в продольных сечениях ограниченного вихревого тракта исходной геометрии (а, в, д, ж) и ограниченного вихревого тракта с сужающимися каналами на выходе (б, г, е, з) при перепаде давлений на модели $\pi = 2$: а, б – продольное сечение 2; в, г – продольное сечение 3; д, е – продольное сечение 4; ж, з – продольное сечение 5

В продольных сечениях 2–4 температура воздуха в ограниченном вихревом тракте с сужающимися каналами (рис. 8, б, г, е) ниже соответствующих температурных значений, зафиксированных для исходной вихревой матрицы (рис. 8, а, в, д), на 15–30 °С, 4–40 °С и 8–41 °С. Наибольшее снижение температуры воздуха (30–40 °С) зафиксировано между поперечными сечениями 10, 11 в наиболее горячей выходной части «окон» выходной кромки (см. рис. 8, а–з).

Исследование при перепаде давлений $\pi = 2$ показало, что локальные значения скорости воздуха между поперечными сечениями 7–8, 8–9, 9–10, 10–11 (см. рис. 6, в, г) для исходной вихревой матрицы превышают значения скорости воздуха для ограниченного вихревого тракта с сужающимися каналами

только в продольном сечении 1 (на 24–250 м/с) (см. рис. 8) и в сечении 5 (на 2–105 м/с) (см. рис. 10). В выходной части «окон» выходной кромки значения скорости воздуха практически одинаковы в продольном сечении 5 (252 и 254 м/с). В продольных сечениях 2–4 (см. рис. 10) значения скорости воздуха для ограниченного вихревого тракта с сужающимися каналами выше значений скорости в исходной вихревой матрице на 62–100 м/с, 20–249 м/с, 8–245 м/с.

Выполненные исследования локальных температур воздуха в поперечных сечениях каналов ограниченного вихревого тракта показали, что повышение температуры воздуха по сравнению с исходной вихревой матрицей наблюдается только у верхней и нижней стенок в продольных сечениях 1, 5 (см. рис. 7, 8). Однако в верхних и нижних сечениях лопаток, соответствующих сечениям 1, 5, эпюра поля температур газа на выходе из камеры сгорания, как правило, оказывается существенно ниже, чем в центральных (средних) сечениях. Следовательно, в указанных сечениях можно ожидать более низких температур материала лопаток. Аналогичным образом, снижение скорости воздуха в «окнах» сужающейся вихревой матрицы по сравнению с исходной вихревой матрицей наблюдается лишь у верхней и нижней стенок в продольных сечениях 1, 5 (рис. 9, 10), что указывает на уменьшение чисел Рейнольдса и, как следствие, коэффициентов теплоотдачи от воздуха в «окнах» сужающейся вихревой матрицы.

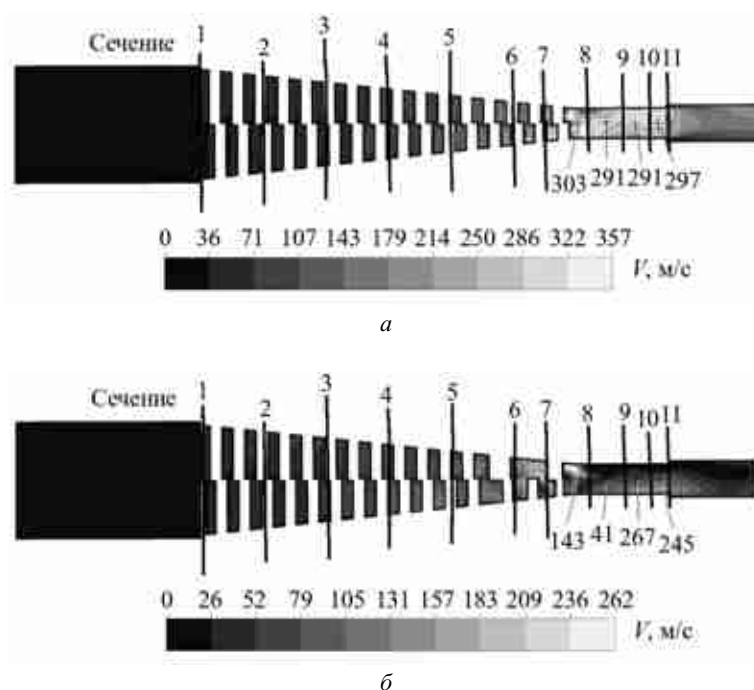


Рис. 9. Скорость воздуха в продольном сечении 1 при перепаде давлений на модели $\pi = 2$:
а – исходная геометрия ограниченного вихревого тракта; б – сужающиеся каналы вихревой матрицы на выходе

Анализ локальных чисел Маха в «окнах» выходной кромки в продольных сечениях 1–5 показал, что наиболее низкие числа Маха локализуются в продольных сечениях 1, 5 как в исходном ограниченном вихревом тракте, так и в ограниченном вихревом тракте с сужением каналов охлаждения на выходе. Так, в продольном сечении 1 в ограниченном вихревом тракте с сужающимися каналами $M = 0,152 \div 0,327$, в продольном сечении 5 для ограниченного вихревого тракта с сужающимися каналами $M = 0,467 \div 0,49$. В сужающихся каналах ограниченного вихревого тракта на выходе зафиксированы локальные сверхзвуковые зоны с числами $M > 1$ (рис. 11). Так, в продольном сечении 2 на входе в «окна» выходной кромки в верхней части канала обнаружена локальная зона с $M = 1,131$ (см. рис. 11), в продольном сечении 3 на выходе из «окон» выходной кромки – зона с $M = 1,064$, а в продольном сечении 4 – зона с $M = 1,049$.

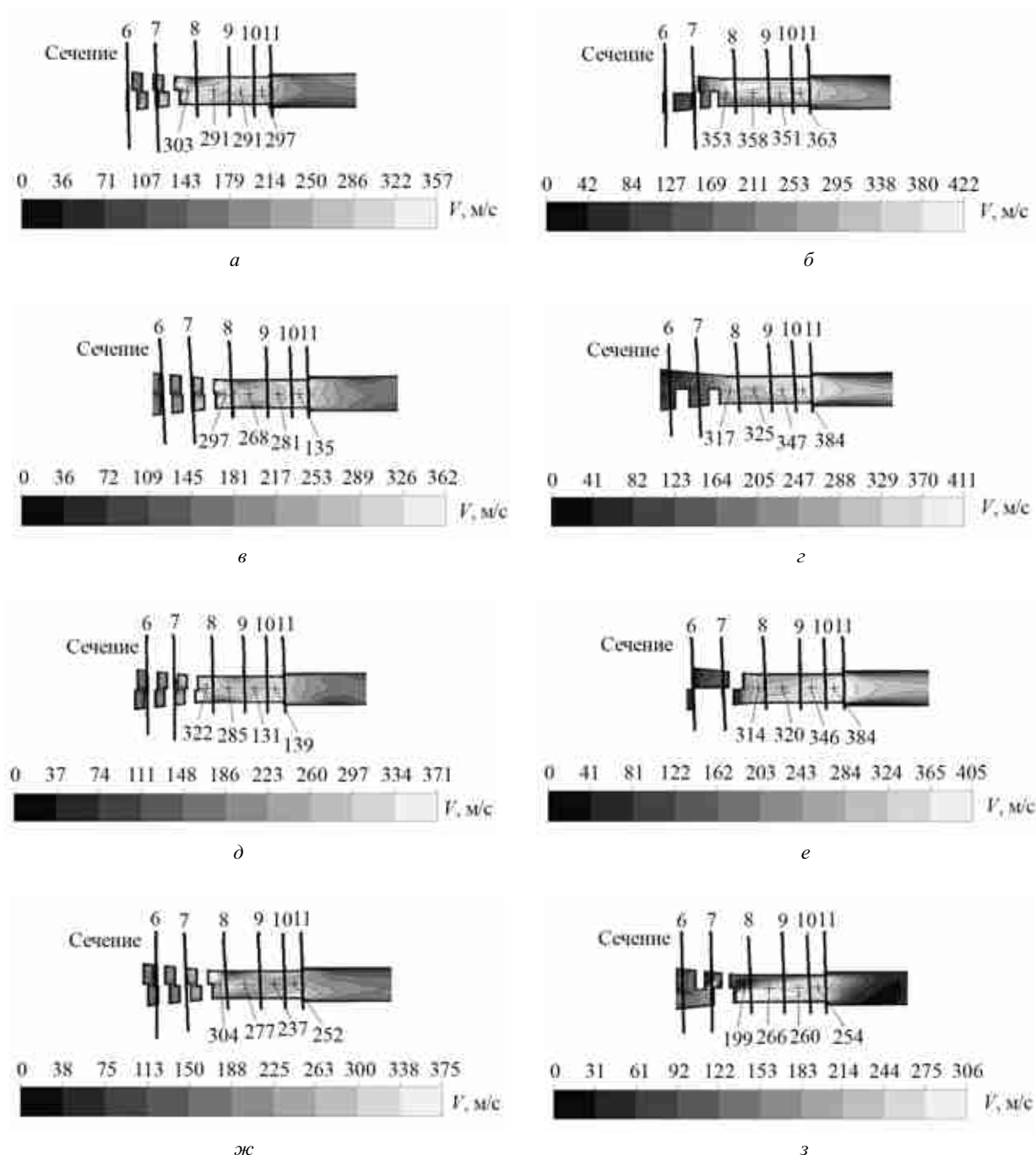
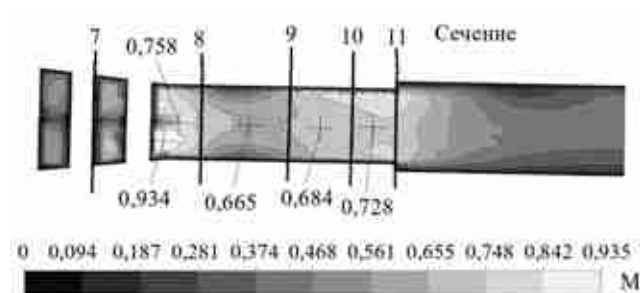


Рис. 10. Скорость воздуха в продольных сечениях ограниченного вихревого тракта исходной геометрии (а, в, д, ж) и ограниченного вихревого тракта с сужающимися каналами на выходе (б, г, е, з) при перепаде давлений на модели $\pi = 2$: а, б – продольное сечение 2; в, г – продольное сечение 3; д, е – продольное сечение 4; ж, з – продольное сечение 5

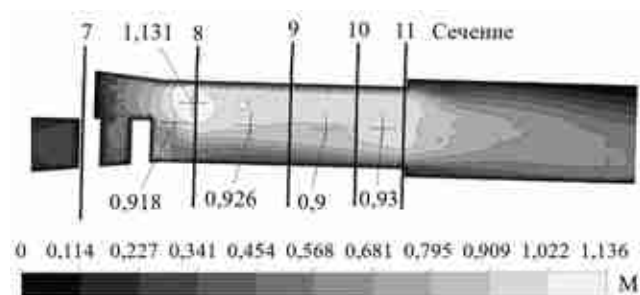
В представленном исследовании интенсификация теплообмена была охарактеризована посредством соотношения симплексов для двух конфигураций ограниченного вихревого тракта с параметрами $45 \times 45^\circ$ и $\gamma = 6$: с сужающимися каналами вихревой матрицы на выходе и с исходной вихревой матрицей:

$$\overline{Nu} = \frac{\left(Nu_d T_{\text{отн}}^{0,55} Pr^{0,4} \right)_{\text{суж.кан ОВТ}}}{\left(Nu_d T_{\text{отн}}^{0,55} Pr^{0,4} \right)_{\text{исх}}},$$

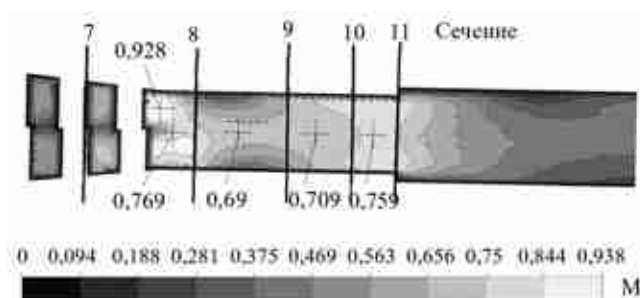
где $T_{\text{отн}} = T_{\text{ст}}/T_{\text{в}}$, $T_{\text{ст}}$ – температура стенки; $T_{\text{в}}$ – температура воздуха.



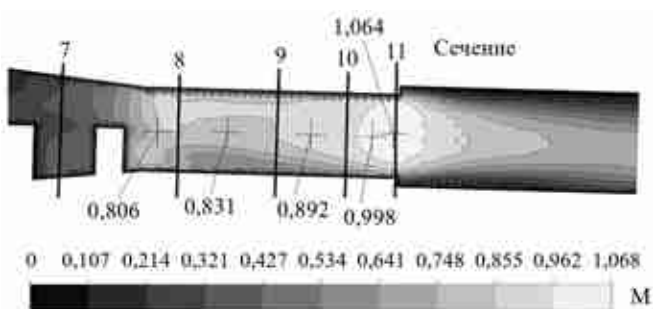
a



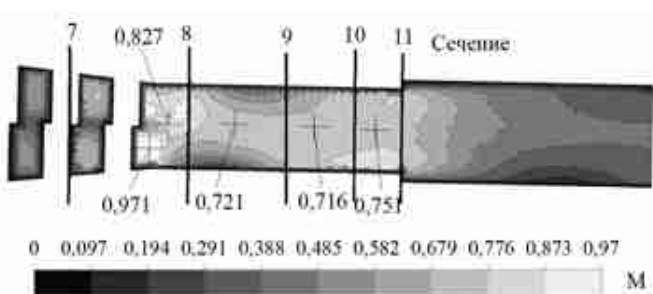
б



в



г



д

Рис. 11. Числа Маха в продольных сечениях ограниченного вихревого тракта исходной геометрии (*a, в, д*) и вихревой матрицы с сужающимися каналами на выходе (*б, г, е*) при перепаде давлений на модели $\pi = 2$:
a, б – продольное сечение 2; *в, г* – продольное сечение 3; *д, е* – продольное сечение 4 (Начало)

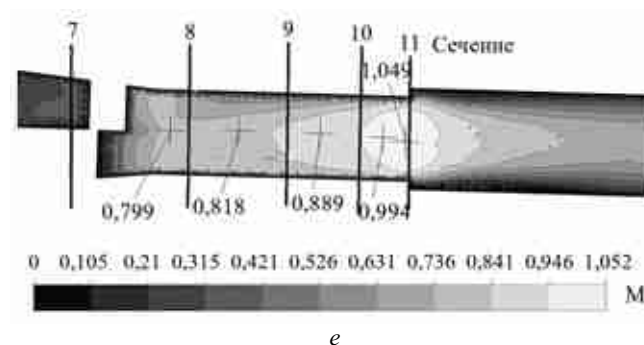


Рис. 11. Числа Маха в продольных сечениях ограниченного вихревого тракта исходной геометрии (а, в, д) и вихревой матрицы с сужающимися каналами на выходе (б, г, е) при перепаде давлений на модели $\pi = 2$: а, б – продольное сечение 2; в, г – продольное сечение 3; д, е – продольное сечение 4 (Окончание)

Результаты 3D-расчета теплообмена, осредненного в поперечных сечениях, показали, что в большинстве сечений интенсификация теплообмена в ограниченном вихревом тракте с сужающимися каналами на выходе превышает интенсификацию теплообмена в исходных ограниченных вихревых трактах во всем диапазоне исследованных чисел Рейнольдса $Re_d = 14290 \div 50270$ ($\overline{Nu} > 1$) (рис. 12). Несколько ниже значение $\overline{Nu}$ для поперечного сечения 2: $\overline{Nu} = 0,946 \div 0,972$ (рис. 12, а). В сечении 9 в средней части «окон» интенсификация теплообмена в ограниченном вихревом тракте с сужающимися каналами на выходе существенно превышает интенсификацию теплообмена в исходных ограниченных вихревых трактах при максимальном числе Рейнольдса $Re_d = 50270$. В сечении 7, расположенном в средней части сужающихся каналов ограниченных вихревых трактов, интенсификация теплообмена в конфигурации с сужающимися каналами на выходе превышает соответствующий показатель для исходных ограниченных вихревых трактов в 1,2 раза. В сечениях 1–9 максимальное превышение зафиксировано в сечении 6 (от 1,12 до 1,96) и сечении 7 (от 1,23 до 1,98) при всех исследованных значениях чисел Рейнольдса в средней области сужающихся каналов. При этом значение $\overline{Nu}$ существенно снижается в сечении 8 на входе в «окна». Однако снижение интенсификации теплообмена в этом сечении можно компенсировать введением дополнительного ряда отверстий перфорации в «ресивере» вихревой матрицы (см. рис. 1).

$$\left(Nu_d T_{\text{отн}} Pr^{-0,4} \right)_{\text{суж.кан}} / \left(Nu_d T_{\text{отн}} Pr^{-0,4} \right)_{\text{исх}}$$

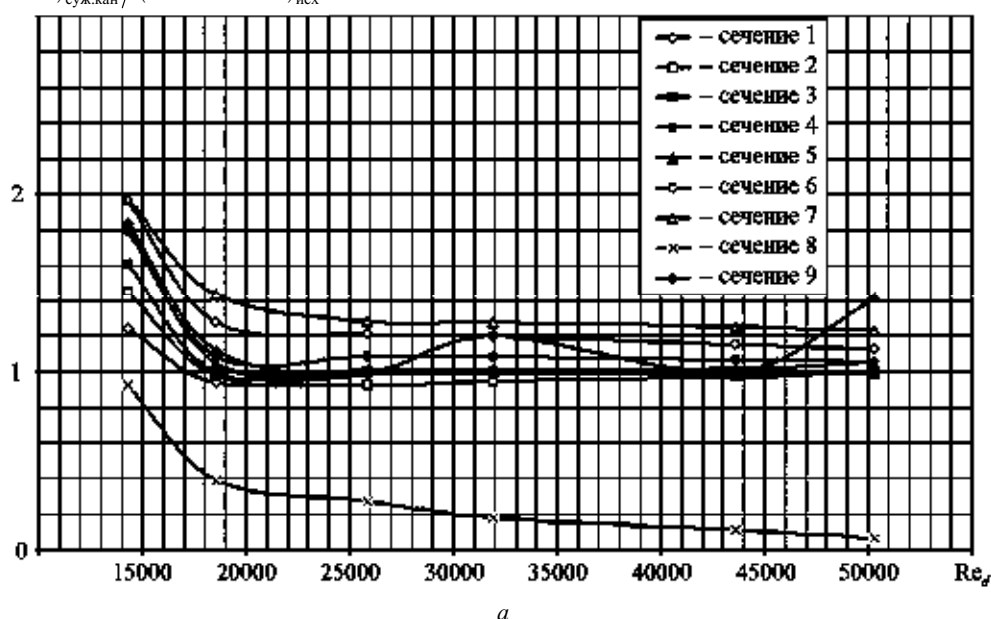


Рис. 12. Изменение показателя интенсификации $\overline{Nu}$ в поперечных сечениях 1–9 (а) и сечениях 10, 11 (б) при варьировании числа $Re_d = 14290 \div 50270$ (Начало)

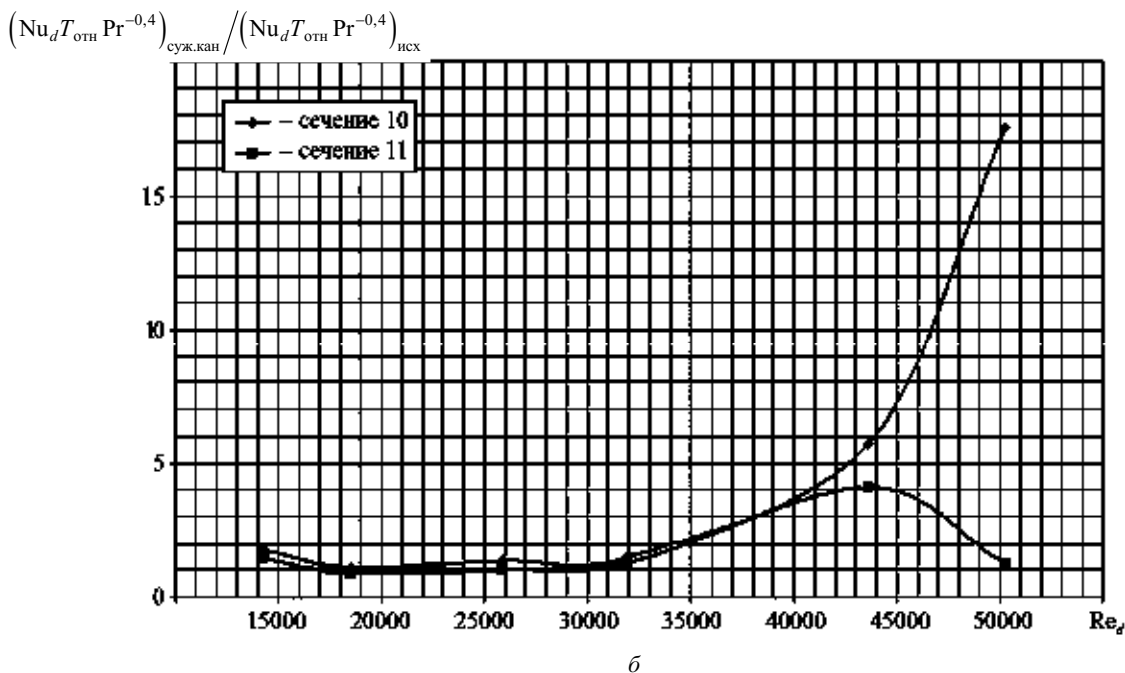


Рис. 12. Изменение показателя интенсификации $\overline{Nu}$ в поперечных сечениях 1–9 (а) и сечениях 10, 11 (б) при варьировании числа $Re_d = 14290 \div 50270$ (Окончание)

Наиболее значительное возрастание интенсификации теплообмена наблюдается в сечении 10, в зоне выхода из «окон», а также в сечении 11 – непосредственно на выходе из «окон», при значениях числа Рейнольдса $Re_d > 31000$ (рис. 12, б). Так, в сечении 10 при $Re_d = 35000; 43620; 50270$ показатель интенсификации $\overline{Nu}$ составляет 2,1; 5,74; 17,54. В сечении 11 при $Re_d = 35000; 43620$ данный показатель равен 2,1 и 4,1. Однако при $Re_d > 43620$ значение указанного соотношения начинает снижаться и при $Re_d = 50270$ достигает 1,22. Снижение интенсификации теплообмена в сечении 11 (см. рис. 6) может быть компенсировано введением дополнительного ряда отверстий перфорации в «ресивере» вихревой матрицы (см. рис. 1).

Результаты исследования гидравлических характеристик ограниченных вихревых трактов с сужающимися каналами показали, что в канале между ребрами, имитирующем «окна» выходной кромки, потери давления в передней части «окон» выше в исходной вихревой матрице на 6,4 %, в выходной части – ниже на 4,5 %. Таким образом, максимальное отличие (6,4 %) получено в передней части «окон» выходной кромки, где потери давления для варианта с исходной вихревой матрицей превышают потери для варианта матрицы с сужающимися каналами. Проведенные исследования распределения температур и скоростей воздуха по поперечным сечениям ограниченных вихревых трактов показали, что повышение температуры воздуха и снижение скорости по сравнению с исходной вихревой матрицей наблюдается только у верхней и нижней стенок, однако в верхних и нижних сечениях лопаток эпюра поля температур газа на выходе из камеры сгорания существенно ниже, чем в их центральных (средних) сечениях. В связи с этим в данных сечениях можно ожидать более низких температур материала лопаток.

Анализ локальных чисел Маха в «окнах» выходной кромки выявил, что наиболее низкие числа Маха локализуются в верхнем и нижнем продольном сечении как в исходном ограниченном вихревом тракте, так и в ограниченном вихревом тракте с сужением каналов охлаждения на выходе. В сужающихся каналах ограниченного вихревого тракта на выходном участке выявлены локальные зоны с превышением скорости звука ($M > 1$), что обуславливает резкое повышение интенсификации теплообмена в данной области. Согласно результатам 3D-расчета теплообмена, осредненного по поперечным сечениям, в большинстве сечений уровень интенсификации теплообмена в конфигурации ограниченных вихревых трактов с сужающимися каналами на выходе превышает соответствующий показатель для исходных ограниченных вихревых трактов во всем диапазоне исследованных чисел Рейнольдса $Re_d = 14290 \div 50270$.

В средней части «окон» выходной кромки уровень интенсификации теплообмена в ограниченных вихревых трактах с сужающимися каналами на выходе существенно выше уровня интенсификации теплообмена в случае исходных ограниченных вихревых трактов при максимальном числе Рейнольдса $Re_d = 50270$, составляя $\overline{Nu} = 1,415$. Наиболее значительное превышение показателей интенсификации теплообмена в сечениях, расположенных до середины «окон» выходной кромки, зафиксировано в средней части сужающихся каналов и составляет от 1,12 до 1,98 во всем диапазоне исследованных значений числа Рейнольдса. При этом значение $\overline{Nu}$ существенно снижается в сечении на входе в «окна», тем не менее снижение интенсификации теплообмена в этом сечении можно компенсировать введением дополнительного ряда отверстий перфорации в «ресивере» вихревой матрицы. Наиболее значительный рост интенсификации теплообмена $\overline{Nu}$ наблюдается в сечении на выходе из «окон» при значениях $Re_d > 31000$, где соответствующий показатель достигает величин 2,1–7,54. Данная зона, как правило, характеризуется максимальными температурами газа в области выходной кромки.

В дальнейшем планируется исследование снижения температуры материала сопловой лопатки в области «окон» выходной кромки при использовании сужающих каналов охлаждения на выходе из клиновидных ограниченных вихревых трактов.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Викулин А.В., Ярославцев Н.Л., Чеснова В.А. Разработка конструктивной схемы охлаждения сопловой лопатки турбины высокого давления ГТД // Изв. вузов. Авиационная техника. 2016. № 1. С. 54–58.
2. Saha K. et al. Heat Transfer and Pressure Measurements in a Lattice-Cooled Trailing Edge of a Turbine Airfoil // ASME Turbo Expo 2008. Vol. 4. P. 1117–1125.
3. Saha K., Acharya S., Nakamata C. Heat Transfer Enhancement and Thermal Performance of Lattice Structures for Internal Cooling of Airfoil Trailing Edges // Journal of Thermal Science and Engineering Applications. 2013. Vol. 5. Iss. 1. Article № 011001.
4. Carcaschi C. et al. Heat Transfer and Pressure Drop Measurements on Rotating Matrix Cooling Geometries for Airfoil Trailing Edges // ASME Turbo Expo 2015. Vol. 5A. Paper № GT2015-42594.
5. Горелов Ю.Г., Иванов В.С. Исследование интенсификации теплообмена в моделях вихревых трактов с несимметрично пересекающимися каналами // Изв. вузов. Машиностроение. 2001. № 2-3. С. 45–53.
6. Горелов Ю.Г. Теплообмен и гидродинамика потока в моделях вихревых трактов с различным углом клиновидности каналов // Изв. вузов. Авиационная техника. 2021. № 1. С. 72–80.

Поступила в редакцию 25.03.26

После доработки 26.03.26

Принята к публикации 30.03.26

Heat Exchange and Hydrodynamics Flow in the “Windows” of Turbine Vanes with Application of Convergent Channels at the Outlet of Vortex Matrix Model

YU.G. GORELOV

ODK-Salyut Branch of United Engine Corporation, Moscow

For the purpose of augmentation of heat transfer enhancement in the trailing edge “windows” at the outlet of vortex matrix, the investigation of averaged characteristics of heat transfer wedged vortex matrix for fan-shaped convergent cooling channels of vortex tract at the outlet is carried out. Consequently, 3D calculation in the ANSYS CFX derived local heat transfer coefficients and hydrodynamics behaviors of vortex tract models for convergent cooling channels at the outlet of vortex matrix, as well as in the “windows” of trailing edge.

Vortex matrix, heat transfer enhancement, wedging, “windows” of trailing edge

А.В. ИЛЬИНКОВ,
канд. техн. наук
(КНИТУ-КАИ, Казань),
А.В. СТАРОДУМОВ
(«ОКБ им. А. Люльки»
ПАО «ОДК-УМПО», Москва),
В.В. ТАКМОВЦЕВ,
канд. техн. наук,
А.В. ШУКИН,
д-р техн. наук,
А.А. КИСЕЛЕВ,
магистрант
(КНИТУ-КАИ, Казань)
a.v.shchukin@rambler.ru

Анализ оптимизации конвективно-пленочного охлаждения турбинных лопаток в двумерной постановке

Представлена оптимизация системы конвективно-пленочного охлаждения участка профиля сопловой турбинной лопатки на основе двумерной расчетной модели. Работоспособность программы подтверждена тестовыми функциями Розенброка, Экли и Бута. Оптимизация методом Нелдера – Мида выполнена для четырех вариантов постановки задачи. Установлено, что наиболее эффективным является четвертый вариант, обеспечивающий наибольшую экономию охлаждающего воздуха.

Система охлаждения турбины высокого давления, экономия охлаждающего воздуха, оптимизация системы конвективно-пленочного охлаждения

Основной задачей системы охлаждения турбинных лопаток является обеспечение температуры стенки профиля лопатки, не превышающей допустимого значения [1–3]. Для решения данной задачи применяются различные конструктивные схемы, однако не все из них являются рациональными с точки зрения эффективности и эксплуатационных характеристик. Неоптимально спроектированная система охлаждения турбины высокого давления может характеризоваться рядом существенных недостатков, включая повышенный расход охлаждающего воздуха, неравномерное распределение температуры по поверхности лопатки, приводящее к возникновению недопустимых термических напряжений, а также избыточную конструктивную сложность. Таким образом, работоспособность системы не является достаточным критерием оценки качества ее проектирования. При этом, несмотря на перечисленные несовершенства, подобная система сохраняет способность выполнять свою основную функцию.

Для получения не просто работоспособной, а эффективной и экономичной системы охлаждения, обеспечивающей равномерное температурное поле стенки лопатки, необходим научно обоснованный подбор параметров конвективной и пленочной ее составляющих, имеющих разные механизмы реализации процесса охлаждения. Поскольку такая задача требует учета многих влияющих факторов и контроля большого числа параметров, целесообразно использовать методы оптимизации [4].

Для оценки возможностей оптимизации системы конвективно-пленочного охлаждения была разработана двумерная модель. За основу модели был взят слой однополостной дефлекторной сопловой лопатки турбины высокого давления (рис. 1, а).

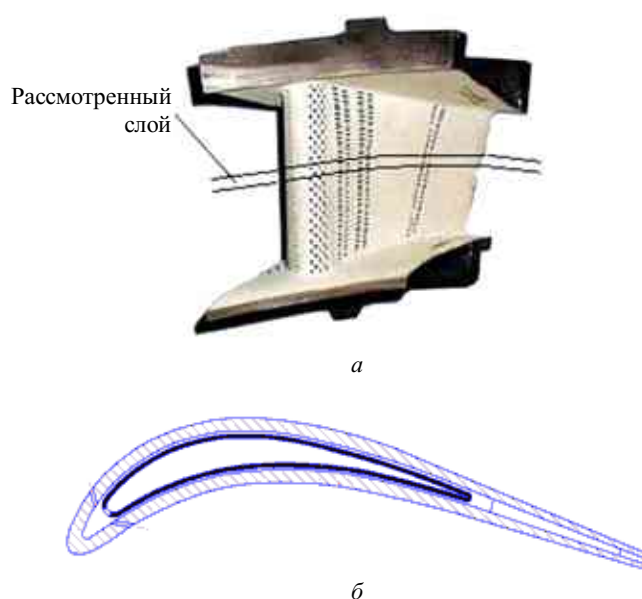


Рис. 1

В первом приближении в качестве расчетной области рассматривается упрощенная схема, представляющая собой поперечное сечение профиля сопловой лопатки (рис. 1, б). Принятая модель включает один ряд цилиндрических отверстий, расположенный в начале расчетного участка, и дефлектор, не формирующий дополнительных импактных струй. Если с помощью данной схемы невозможно обеспечить требуемое температурное поле, то ее усложняют, добавляя пояски перфораций различной формы [5], различные интенсификаторы теплообмена [6–9] и другие элементы конструкции.

Расчетная схема модели (рис. 2) представляет собой спрямленный участок спинки или корыта, кривизна которого учитывается с помощью выбора соответствующих уравнений или коэффициентов влияния для расчета.

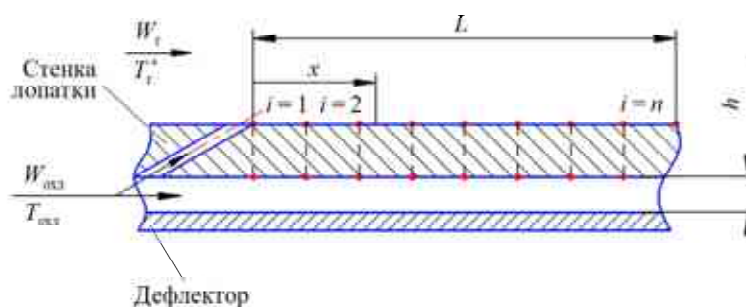


Рис. 2

Стенка лопатки обтекается потоком горячего газа с температурой на входе $T_{\text{г}}^*$ и скоростью $W_{\text{г}}$. Закономерности изменения параметров горячего потока вдоль стенки лопатки к моменту проектирования системы охлаждения уже известны.

Охлаждающий воздух поступает в полость лопатки через систему отверстий в дефлекторе со стороны входной кромки и направляется к расчетному участку с температурой $T_{\text{охл}}^*$ и давлением $P_{\text{охл}}^*$. Далее поток разделяется на две части. Первая часть движется по каналу, образованному наружной теплопроводной стенкой лопатки, выполненной из жаропрочного сплава, и внутренней стенкой охлаждающего канала, которая может быть принята в расчетах за адиабатную стенку по причине очень низкой скорости воздуха в дефлекторе. Второй поток охлаждающего воздуха, пройдя через перфорацию, образует на внешней поверхности лопатки защитную тепловую завесу.

Расчетная область длиной L разделена на участки одинаковой длины, в пределах каждого из которых рассматривается процесс теплопередачи от потока горячего газа через стенку лопатки к охлаждающему воздуху.

Граничные условия теплопередачи определяются следующим образом.

Теплоотдача на внешней поверхности лопатки для каждого расчетного участка определяется по зависимостям, полученным для плоской пластины, обтекаемой внешним потоком:

$$\text{Nu}_{\text{гори}} = 0,0296 \text{Re}^{0,8} \text{Pr}^{0,43},$$

где число Рейнольдса определяется по координате x , отсчитываемой от края отверстия для вдува.

Влияние защитной пленки, которая повышает турбулентность потока и увеличивает теплоотдачу между стенкой и пленкой $\alpha_{\text{пл}i}$, рассчитывается по формуле

$$\alpha_{\text{пл}i} = \frac{\text{Nu}_{\text{гори}} \lambda_{\text{г}}}{x_i} K_i,$$

где $K_i = 1 + \frac{2(W_{\text{вт}}/W_{\text{г}})}{x_i/s_{\text{экр}}}$, $x_i/s_{\text{экр}}$ – относительное расстояние от сечения вдува.

Температура пленки на участке $T_{пли}^*$ зависит от эффективности пленочного охлаждения η и рассчитывается по формуле

$$T_{пли}^* = T_{г}^* - \eta_i (T_{г}^* - T_{охл}^*).$$

Значения η_i определяются на основе экспериментальных данных [10], полученных для цилиндрических отверстий с углом вдува $\alpha = 30^\circ$ в диапазоне изменения параметра вдува $0,25 < m < 3$ (рис. 3).

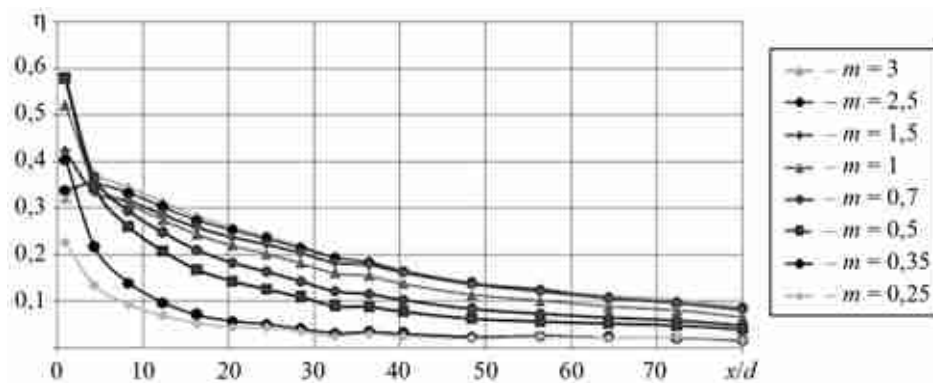


Рис. 3

В качестве переменной, определяющей режим пленочного охлаждения, был использован параметр вдува m :

$$m = (\rho W)_{вт} / (\rho W)_{г},$$

где $(\rho W)_{вт}$ – массовая скорость, рассчитанная по входному сечению отверстия для вдуваемого в основной поток охлаждающего воздуха; $(\rho W)_{г}$ – массовая скорость, осредненная по поперечному сечению межлопаточного канала, расположенного перед рядом отверстий подвода охлаждающего воздуха.

Для определения скорости вдува $W_{вт}$ необходимо рассчитать процесс истечения охлаждающего воздуха через отверстия. Согласно данным [11] скорость вдува охлаждающего воздуха в основной поток связана с перепадом давления:

$$W_{вт} = \varphi \sqrt{\frac{2(P_{охл} - P_{г})}{\rho_{охл}}},$$

где φ – скоростной коэффициент, который при высоких значениях числа Рейнольдса приближается к единице.

Скорость течения воздуха во внутренних каналах системы охлаждения $W_{охл}$ также зависит от перепада давления.

Температура горячего газа $T_{г}^*$ принимается постоянной, тогда как температура охлаждающего воздуха $T_{охл}^*$ изменяется от участка к участку вследствие подвода теплоты от стенки лопатки в процессе теплообмена.

Теплоотдача на внутренней поверхности лопатки рассчитывается как для стенки щелевого канала:

$$Nu_{охл} = 0,021 Re^{0,8} Pr^{0,43},$$

где число Рейнольдса определяется по удвоенной высоте щели h .

Возможность интенсификации на каждом участке определяется коэффициентом Ψ_i :

$$\alpha_{охли} = \frac{Nu_{охл} \lambda_{охл}}{2h} \Psi_i.$$

Плотность теплового потока через стенку находится по формуле

$$q_i = \frac{T_{\text{пл}i}^* - T_{\text{охл}i}^*}{\frac{1}{\alpha_{\text{пл}i}} + \frac{\delta_{\text{ст}}}{\lambda_{\text{ст}}} + \frac{1}{\alpha_{\text{охл}i}}}.$$

Тогда температура охлаждающего воздуха на участке будет рассчитана по формуле

$$T_{\text{охл}i}^* = T_{\text{охл}(i-1)}^* + \frac{q_{(i-1)} F}{C_{p \text{ охл}} G_{\text{охл}}}.$$

В связи с двумерной постановкой задачи расход охлаждающего воздуха $G_{\text{охл}}$ являлся условным расчетным параметром. Его величина выбиралась таким образом, чтобы обеспечить характерный для лопаток уровень подогрева охлаждающего воздуха, и оставалась неизменной во всех вариантах расчета. Скорость течения охлаждающего воздуха и скорость вдува не зависели от $G_{\text{охл}}$.

Температура стенки лопатки на участке со стороны пленочного охлаждения и в охлаждающем щелевом канале рассчитывалась по формулам

$$T_{\text{ст.г}i} = T_{\text{пл}i} - \frac{q_i}{\alpha_{\text{пл}i}};$$

$$T_{\text{ст}xi} = T_{\text{ст.г}i} - q_i \frac{\delta_{\text{ст}}}{\lambda_{\text{ст}}}.$$

Эффективность охлаждения θ определяется следующим образом:

$$\theta = (T_{\text{г}}^* - T_{\text{ст.г}}) / (T_{\text{г}}^* - T_{\text{охл}}^*).$$

Оптимизация производилась методом Нелдера – Мида. Разработанная программа позволяла использовать до ста варьируемых параметров, в том числе задаваемых дискретно, и до ста независимых функций цели.

В рассматриваемой задаче оптимизации в зависимости от исследуемого варианта число варьируемых параметров достигало 12, а количество целевых функций – 11. При этом на варьируемые параметры, а также на функционально зависящие от них величины накладывались 12 ограничений первого рода и 10 ограничений второго рода.

Сначала работоспособность программы и ее настройка проверялась поиском минимума классических тестовых функций: Розенброка, Экли, Бута. Успешное решение этих тестовых задач подтвердило правомерность использования данной методики расчета в оптимизационных задачах.

Далее была выполнена серия задач оптимизации температурного состояния расчетного участка лопатки, представленного на рис. 2. Получение практически значимых результатов требует научно обоснованной постановки задачи оптимизации, поскольку используемый программный комплекс предоставляет широкие возможности по выбору состава варьируемых параметров, целевых функций и ограничений. В связи с этим было рассмотрено несколько вариантов постановки задачи, описание которых приведено далее.

Во всех рассмотренных случаях варьировались два параметра – диаметр цилиндрических отверстий для вдува d и высота h канала системы внутреннего конвективного охлаждения лопатки. На них накладывались ограничения (в мм): $0 < d < 1$ и $0,1 < h < 1$. В части рассматриваемых вариантов дополнительными варьируемыми параметрами являлись коэффициенты интенсификации теплоотдачи Ψ_i в каналах системы охлаждения с ограничением $1 < \Psi_i < 2$. Функции цели и ограничения второго рода в каждом варианте были разными.

В первом варианте оптимизации формулировалась простейшая постановка задачи: функция цели – наружная температура стенки лопатки по участкам; ограничения второго рода и интенсификаторы внут-

ренного конвективного теплообмена отсутствуют. Результаты расчетов показали при этом высокую эффективность системы охлаждения, соответствующую значению $\theta \approx 0,65$.

Следует отметить, что для рабочих лопаток турбины высокого давления с вихревой системой охлаждения и интенсификаторами внутреннего конвективного теплообмена в виде компланарных каналов, расположенных на участках спинки и корытца профиля, без применения пленочного охлаждения достигаются значения $\theta = 0,5 \div 0,62$. Однако в рассматриваемом случае гладкого щелевого канала значение $\theta \approx 0,65$ достигается за счет существенного увеличения диаметра отверстий для вдува d и высоты щелевого канала h , которые принимают максимальные значения. Это приводит к максимальному расходу охлаждающего воздуха, вследствие чего рассматриваемая система охлаждения характеризуется низкой экономичностью. Полученные результаты, обеспечивающие достижение допустимых значений $T_{ст.г}$ при использовании неинтенсифицированных охлаждающих каналов с тепловой завесой, могут быть приняты в качестве базового варианта для последующего анализа и сравнения.

Во втором варианте была предпринята попытка повысить эффективность системы охлаждения с использованием интенсификации внутреннего конвективного теплообмена в щелевом канале.

Вначале коэффициенты интенсификации Ψ_i задавались независимо друг от друга на каждом участке. Однако такой подход имеет недостатки. Так, если в варианте без интенсификации теплоотдачи внутри охлаждающего канала граничные условия теплообмена с холодной стороны стенки лопатки определялись в основном температурой охлаждающего воздуха (которая монотонно повышается вдоль охлаждающего канала), то введение независимых коэффициентов привносит в задачу элемент неопределенности. В результате, если ранее стенка лопатки плавно прогревалась, то впоследствии происходят локальные изменения температур, приводящие к дополнительным термическим напряжениям. В связи с этим во всех последующих вариантах коэффициент интенсификации Ψ_i принимался единым для всех участков, что позволило восстановить монотонность распределения температур. Кроме того, значительно (в 10 раз) сократилось количество варьируемых параметров, что сэкономило вычислительные ресурсы.

В результате расчета установлено, что для минимизации температуры стенки профиля лопатки алгоритм оптимизации, аналогично предыдущему случаю, предписывает использование не только предельных значений геометрических параметров d , h , но также и максимально достижимых величин коэффициента интенсификации конвективного теплообмена Ψ_i .

Вследствие реализации возможности интенсификации внутреннего конвективного теплообмена достигнуто повышение эффективности системы охлаждения до значения $\theta \approx 0,84$, при этом расход охлаждающего воздуха сократился на 20 %. Однако и данный вариант постановки задачи не в полной мере удовлетворяет требованиям экономичности. Кроме того, результаты оптимизации с независимым варьированием коэффициентов интенсификации теплообмена по участкам щелевого канала показали, что используемый алгоритм оптимизации не учитывает единичные выбросы получаемых параметров. Это обусловлено тем, что в качестве целевой функции используется сумма локальных температур, вследствие чего единичные температурные выбросы оказывают незначительное влияние на среднюю температуру. Таким образом, можно сделать вывод о том, что температура лопатки $T_{ст.г}$ не должна быть функцией цели.

На основании изложенного был сформирован третий вариант постановки задачи, где в качестве функции цели был принят суммарный расход охлаждающего воздуха, а значения температур стенки лопатки определялись как ограничения второго рода. Допустимые температуры лопатки назначались исходя из условий жаропрочности и жаростойкости используемого сплава и требуемого ресурса эксплуатации турбинных лопаток. Контроль этих ограничений осуществлялся методом штрафных функций, что обеспечивало существенное преимущество: все локальные выбросы температур отслеживались и решение с локальными выбросами не пропусклось, как в случае второго варианта оптимизации. Варьируемыми параметрами являлись диаметр отверстий для вдува d и высота h щелевого канала системы охлаждения лопатки.

В рамках рассматриваемой постановки задачи оптимизации проведена серия вычислительных экспериментов, различающихся по уровню температуры газа на входе в турбину T_g^* .

Полученные значения расхода охлаждающего воздуха (на внутреннее охлаждение, пленочное охлаждение и их суммарный расход) были нормированы по отношению к суммарному расходу охлаждающего воздуха, полученному в базовом варианте расчета (первый вариант оптимизации).

Полученные данные (рис. 4) согласуются с накопленным опытом проектирования охлаждаемых турбин. При сравнительно невысоких значениях температуры газа T_g^* требуемый температурный режим лопатки обеспечивается исключительно средствами внутреннего конвективного охлаждения. С повышением температуры газа возникает необходимость применения пленочного охлаждения, которое учитывается при расчете и проектировании системы охлаждения лопатки.

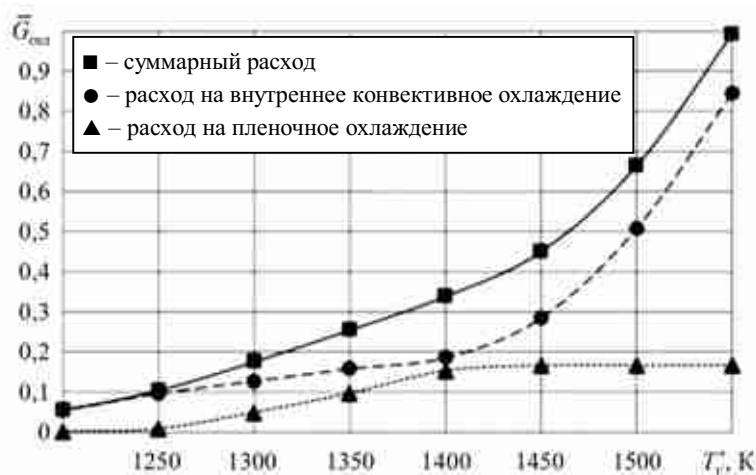


Рис. 4

С учетом того что базовый расчет выполнялся при температуре потока горячего газа $T_g^* = 1500 \text{ K}$, предложенная постановка задачи позволила снизить суммарный расход охлаждающего воздуха более чем на 30 %. Однако при $T_g^* > 1400 \text{ K}$ расход воздуха, направляемого на формирование защитной пленки, перестает увеличиваться вследствие достижения предельно допустимого диаметра отверстий для вдува. В результате дальнейшее повышение эффективности системы охлаждения обеспечивается исключительно за счет увеличения расхода воздуха на внутреннее конвективное охлаждение. Таким образом, при $T_g^* = 1400 \text{ K}$ система охлаждения без интенсификации внутреннего теплообмена становится недостаточно экономичной.

В связи с этим был сформирован четвертый вариант оптимизации, отличающийся от предыдущего только включением в варьируемые параметры коэффициента интенсификации Ψ_i , единого для всех участков.

Результаты оптимизации представлены на рис. 5.

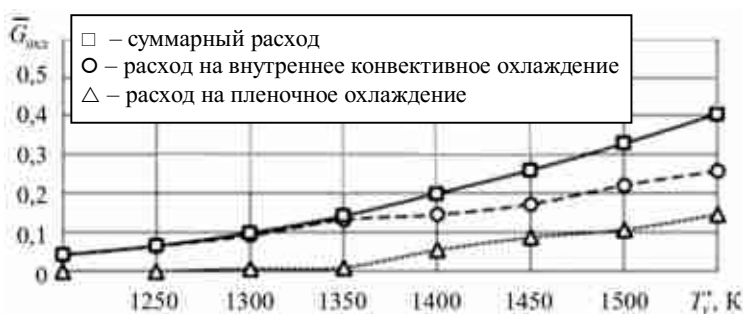


Рис. 5

Результаты четвертого варианта оптимизации системы охлаждения показали, что данный подход является наиболее эффективным с точки зрения экономичности. В этом случае рост расхода охлаждающего воздуха происходит менее интенсивно по сравнению с предыдущими вариантами. Так, при $T_{\Gamma}^* = 1500$ К достигается снижение суммарного расхода охлаждающего воздуха более чем на 60 %.

Выполненный сравнительный анализ различных вариантов двумерной оптимизации конвективно-плёночной системы охлаждения турбинных лопаток позволил определить наиболее рациональную постановку задачи оптимизации воздушного охлаждения. Разработанная математическая модель и реализованный алгоритм оптимизации обеспечивают результаты, удовлетворительно согласующиеся с данными экспериментальных исследований, что подтверждает их адекватность и возможность применения в дальнейших исследованиях. Перспективным направлением развития предложенной методики является расширение состава варьируемых параметров за счет включения рекомендованных конструктивных решений с профилированными отверстиями и режимных – с наложенными на вторичный поток пульсациями, обеспечивающими повышение эффективности плёночного охлаждения турбинных лопаток [10].

Таким образом, на основе выполненных численных расчетов в двумерной постановке продемонстрирована возможность эффективного применения методов оптимизации для снижения расхода охлаждающего воздуха в системе конвективно-плёночного охлаждения лопаток турбины высокого давления газотурбинного двигателя при обеспечении заданных температурных условий их эксплуатации.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Горелов Ю.Г., Тюльков К.В. 3D-сопряженные исследования эффективности плёночного охлаждения сопловых лопаток с «меридиональным поджатием» и профилированными отверстиями // Изв. вузов. Авиационная техника. 2018. № 1. С. 51–56.
2. Иноземцев А.А. и др. Авиационный двигатель ПС-90А. М.: Физматлит, 2007. 320 с.
3. Данильченко В.П. и др. Проектирование авиационных газотурбинных двигателей. Самара: СНЦ РАН, 2008. 619 с.
4. Виноградов К.А. Повышение эффективности газовой турбины путем структурно-параметрической оптимизации обводов переходного канала и формы отверстий плёночного охлаждения: Автореф. дис. ... канд. техн. наук. Рыбинск, 2015. 16 с.
5. Тихонов А.С., Самохвалов Н.Ю. Анализ использования профилированных отверстий перфорации для повышения качества плёночного охлаждения спинки сопловых лопаток турбин // Вестник Уфимского государственного авиационного технического университета. 2012. № 5 (50). С. 20–27.
6. Исаев С.А., Леонтьев А.И., Щелчков А.В. Интенсификация теплообмена овальными лунками // Тез. докл. и сообщений 15-го Минского междунар. форума по тепло- и массообмену, г. Минск, Беларусь, 23–26 мая 2016. Минск: Институт тепло- и массообмена имени А.В. Лыкова НАН Беларуси, 2016. Т. 1. С. 102–105.
7. Терехов В.И., Калинина С.В., Мишвидобадзе Ю.М. Экспериментальное исследование развития течения в канале с полусферической каверной // Сибирский физико-технический журнал. 1992. № 1. С. 77–85.
8. Ануров Ю.М. Эффективные методы интенсификации теплообмена в системах охлаждения лопаточных аппаратов высокотемпературных газовых турбин: Автореф. дис. ... д-ра техн. наук. СПб.: Компания «Энергомаш (ЮК) Лимитед», 2005. 36 с.
9. Дрейцер Г.А. Критический анализ современных достижений в области интенсификации теплообмена в каналах // Тр. 2-й Рос. науч. конф. по теплообмену. М.: МЭИ, 1998. Т. 6. Интенсификация теплообмена. С. 91–98.
10. Марчуков Е.Ю. и др. Сравнительный анализ эффективности тепловой завесы за поясками веерных и цилиндрических отверстий в широком диапазоне изменения угла и параметра вдува // Теплофизика и аэромеханика. 2021. № 5. С. 691–702.
11. Идельчик И.Е. Справочник по гидравлическим сопротивлениям. М. – Л.: Госэнергоиздат, 1960. 464 с.

Поступила в редакцию 22.02.26

После доработки 24.02.26

Принята к публикации 24.02.26

Analyzing Optimization of Convective Film Cooling of Turbine Vanes in Two-Dimensional Setting

A.V. IL'INKOV¹, A.V. STARODUMOV², V.V. TAKMOVTSEV¹,
A.V. SHCHUKIN¹, AND A.A. KISELEV¹

¹ Tupolev Kazan National Research Technical University, Kazan

² A. Lyul'ka Design Bureau PJSC "UEC-UMPO", Moscow

The system of convective film cooling of nozzle guide vanes is optimized based on a two-dimensional computational model. Operability of the program was confirmed by Rosenbrock, Ackley, and Booth test functions. The Nelder–Mead method was employed for optimization of four versions of the problem setup. The fourth version was shown to be the most efficient and saving the largest amount of cooling air.

Cooling system of high-pressure turbine, saving of cooling air, optimization of convective film cooling system

Экспериментальная оценка эффективности энергопреобразующей аппаратуры космического аппарата со стабилизированным напряжением питания нагрузки

В.Г. БУКРЕЕВ,
д-р техн. наук
(ИШЭ ТПУ, Томск),
М.В. НЕСТЕРИШИН,
Р.В. КОЗЛОВ,
канд. техн. наук,
Д.Д. ДУБОВ,
аспирант
(АО «РЕШЕТНЕВ»,
Железногорск)
dubovdd@iss-reshetnev.ru

Представлена методика экспериментальной оценки эффективности энергопреобразующей аппаратуры системы электропитания космического аппарата со стабилизированной выходной шиной питания, основанная на использовании коэффициента передачи мощности и мощности собственного потребления. Рассмотрены особенности оптимизации выбора режимов эксперимента и построения матрицы значений измеряемых параметров по критерию «точность/количество измерений». Применимость предложенной методики подтверждается результатами обработки экспериментальных данных и вычислительным экспериментом.

Космический аппарат, система электропитания, энергопреобразующая аппаратура, коэффициент передачи мощности, мощность собственного потребления

Формирование требований, предъявляемых к системе электропитания космического аппарата, производится на основе расчета энергетического баланса. В числе задач данного расчета – определение и последующее использование обоснованных параметров энергетической эффективности преобразовательной аппаратуры, что позволяет обеспечить выполнение целевых функций системы электропитания во всех режимах эксплуатации при рационально заданных резервах мощности.

Указанная задача решается с учетом широкого диапазона входных и выходных мощностей и напряжений, а также разветвленной структуры энергопреобразующей аппаратуры [1] и энергетической системы космического аппарата в целом.

В классических работах по системам электропитания космических аппаратов [2] оценка энергетической эффективности узлов энергопреобразующей аппаратуры, как правило, осуществляется на основе кпд [3–5]. Такой подход закрепился как в образовательной литературе, так и в практике инженерного проектирования систем электропитания, его применение целесообразно на этапе схмотехнического анализа. Вместе с тем использование данного подхода при выполнении проектных расчетов для систем со стабилизированной выходной шиной питания сопряжено с ограничениями, обусловленными выраженной нелинейной зависимостью кпд от уровня передаваемой мощности и режимов функционирования аппаратуры.

В более поздних работах [6, 7] предлагается применение параметрических энергетических моделей, базирующихся на двух показателях – коэффициенте передачи мощности и мощности собственного потребления энергопреобразующей аппаратуры. Использование указанных моделей позволяет осуществить линеаризацию описания энергетических процессов и тем самым упростить проведение анализа баланса мощностей. Вместе с тем в публикациях [6, 7] основное внимание сосредоточено на построении самой модели и интерпретации входящих в нее параметров, тогда как вопросы экспериментальной идентификации коэффициентов, а также влияние структуры измерительных данных на точность их оценки остаются проработанными недостаточно полно. Между тем решение данных вопросов представляет существенную практическую значимость, что обусловлено рядом особенностей энергопреобразующей аппаратуры.

Анализ доступных публикаций показывает, что методические аспекты формирования матрицы измерений, обеспечивающей устойчивую оценку коэффициентов энергетической эффективности при существенном различии масштабов преобразуемых мощностей, в явном виде не рассматриваются [8, 9]. В связи с этим разработка формализованной методики экспериментальной оценки энергетической

эффективности энергопреобразующей аппаратуры космического аппарата со стабилизированной выходной шиной питания, ориентированной на обоснованное формирование экспериментальных данных, является актуальной научно-технической задачей.

В настоящей статье рассматривается способ оценки энергетической эффективности энергопреобразующей аппаратуры космического аппарата со стабилизированной выходной шиной питания, ориентированный на формализованное формирование матрицы измерений и обеспечение устойчивости идентификации коэффициента передачи мощности и мощности собственного потребления энергопреобразующей аппаратуры.

Оценка энергетической эффективности энергопреобразующей аппаратуры космического аппарата со стабилизированной выходной шиной питания основывается на экспериментально-аналитическом определении энергетических характеристик, связывающих входные и выходные мощности основных функциональных узлов [10–12]. В соответствии с ранее предложенным подходом энергетическую эффективность энергопреобразующей аппаратуры целесообразно описывать не классическим КПД, а совокупностью параметров – коэффициентом передачи мощности и мощностью собственного потребления энергопреобразующей аппаратуры, что позволяет корректно учитывать наличие стабилизации выходного напряжения и перераспределение потоков энергии между узлами.

В общем виде энергетическое состояние энергопреобразующей аппаратуры в установившемся режиме может быть описано линейной зависимостью между входными и выходными мощностями отдельных узлов:

$$P_{\text{вых}} = \sum_{i=1}^n K_i P_{\text{вх}i} - P_{\text{соб}}, \quad (1)$$

где $P_{\text{вых}}$ – мощность, передаваемая в нагрузку по стабилизированной шине питания; K_i – коэффициенты передачи мощности соответствующих узлов; $P_{\text{вх}i}$ – мощности, подводимые к энергопреобразующей аппаратуре от i -го источника; $P_{\text{соб}}$ – мощность собственного потребления энергопреобразующей аппаратуры.

Формула (1) является базовой моделью для последующей идентификации параметров K_i , $P_{\text{соб}}$ по результатам экспериментальных измерений. Пример распределения входных и выходных мощностей в системе электропитания космического аппарата приведен на структурной схеме, приведенной на рис. 1. Здесь: $K_{\text{CH}27}$, $K_{\text{CH}100}$ – коэффициент передачи мощности стабилизатора напряжения по выходной шине с напряжением 27 и 100 В; $K_{\text{ЗУ}}$, $K_{\text{РУ}}$ – коэффициент передачи мощности зарядного и разрядного устройств; $P_{\text{БС}}$ – мощность солнечной батареи; $P_{\text{н}27}$, $P_{\text{н}100}$ – мощность, потребляемая нагрузкой по стабилизированной шине с напряжением 27 и 100 В; $P_{\text{зар}}$, $P_{\text{раз}}$ – зарядная и разрядная мощность аккумуляторной батареи.

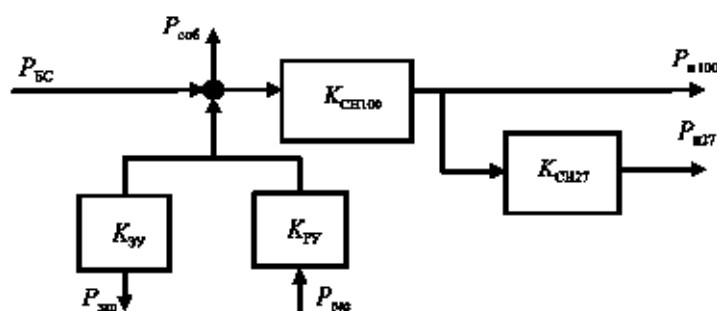


Рис. 1

Практическое определение коэффициентов K_i и собственного потребления $P_{\text{соб}}$ осуществляется на основе обработки экспериментальных данных методом наименьших квадратов [13]. Для этого форми-

руется матрица измерений, включающая набор значений входных мощностей источников и соответствующие значения выходной мощности стабилизированной шины:

$$\bar{Y} = X\bar{\theta} + \bar{\varepsilon}, \quad (2)$$

где $\bar{Y}$ – вектор измеренных значений выходной мощности; X – матрица измерений, столбцы которой соответствуют входным мощностям отдельных узлов и свободному члену; $\bar{\theta}$ – вектор оцениваемых параметров; $\bar{\varepsilon}$ – вектор случайных погрешностей измерений.

Оценка параметров осуществляется стандартным решением задачи линейной регрессии:

$$\bar{\theta} = (X^T X)^{-1} X^T Y. \quad (3)$$

Одним из ключевых факторов, определяющих точность оценки параметров $\bar{\theta}$, является структура матрицы измерений X . В частности, при существенном различии порядков величин столбцов матрицы, соответствующих различным узлам энергопреобразующей аппаратуры, задача регрессии становится плохо обусловленной. Это приводит к тому, что вклад случайной погрешности измерений в оценку отдельных коэффициентов оказывается несоразмерным.

В контексте функционирования энергопреобразующей аппаратуры описанная ситуация возникает в силу того, что уровни мощности, передаваемой по стабилизированной шине питания, обычно составляют от единиц до десятков киловатт, тогда как мощности, соответствующие процессам заряда или разряда аккумуляторной батареи, могут быть на порядок ниже. При этом собственное потребление самой преобразовательной аппаратуры находится в характерном диапазоне порядка десятков ватт. Вследствие этого даже незначительная абсолютная погрешность измерений мощности приводит к существенному относительному отклонению оценки параметра $P_{\text{соб}}$.

Таким образом, задача формирования матрицы измерений сводится к выбору таких режимов эксперимента, при которых значения входных мощностей различных узлов оказываются соизмеримыми по порядку величины, что обеспечивает устойчивость решения (3) и снижение дисперсии оценок параметров.

Блок-схема алгоритма оценки эффективности представлена на рис. 2.

На первом этапе (блок 1) задаются допустимые диапазоны изменения токов и напряжений основных функциональных узлов энергопреобразующей аппаратуры, определяемые техническими характеристиками испытуемого прибора и условиями его эксплуатации. В частности, задаются интервалы токов заряда и разряда аккумуляторной батареи, напряжений солнечной батареи и аккумуляторной батареи, а также диапазон токов и напряжений нагрузки. Данные ограничения определяют область допустимых экспериментальных режимов, в пределах которой формируется матрица измерений.

В блоке 1 приняты следующие обозначения: $I_{\text{АБ}}$ – ток заряда/разряда аккумуляторной батареи; $U_{\text{БС}}$, $U_{\text{АБ}}$ – напряжения солнечной и аккумуляторной батареи; $I_{\text{н}}$, $U_{\text{н}}$ – ток и напряжение нагрузки.

На втором этапе (блок 2) формируются матрицы исходных измеряемых величин для каждого энергетического узла энергопреобразующей аппаратуры. Матрицы содержат дискретные значения токов и напряжений солнечной и аккумуляторной батарей, а также нагрузки, получаемые в различных режимах работы. Каждая строка матриц соответствует отдельной точке измерения, а совокупность матриц определяет структуру экспериментальных данных, используемых для дальнейшей обработки.

В блоке 2 приняты следующие обозначения: A – матрица измерений солнечной батареи; B – матрица измерений аккумуляторной батареи; C – матрица измерений нагрузки.

На третьем этапе (блок 3) выполняются экспериментальные измерения токов и напряжений на входах и выходах энергопреобразующей аппаратуры в соответствии с заданной матрицей режимов. Измерения проводятся в установившихся режимах работы энергопреобразующей аппаратуры, что обеспечивает воспроизводимость результатов и корректность последующего вычисления мощностей. Полученные данные используются для заполнения матриц A , B , C .

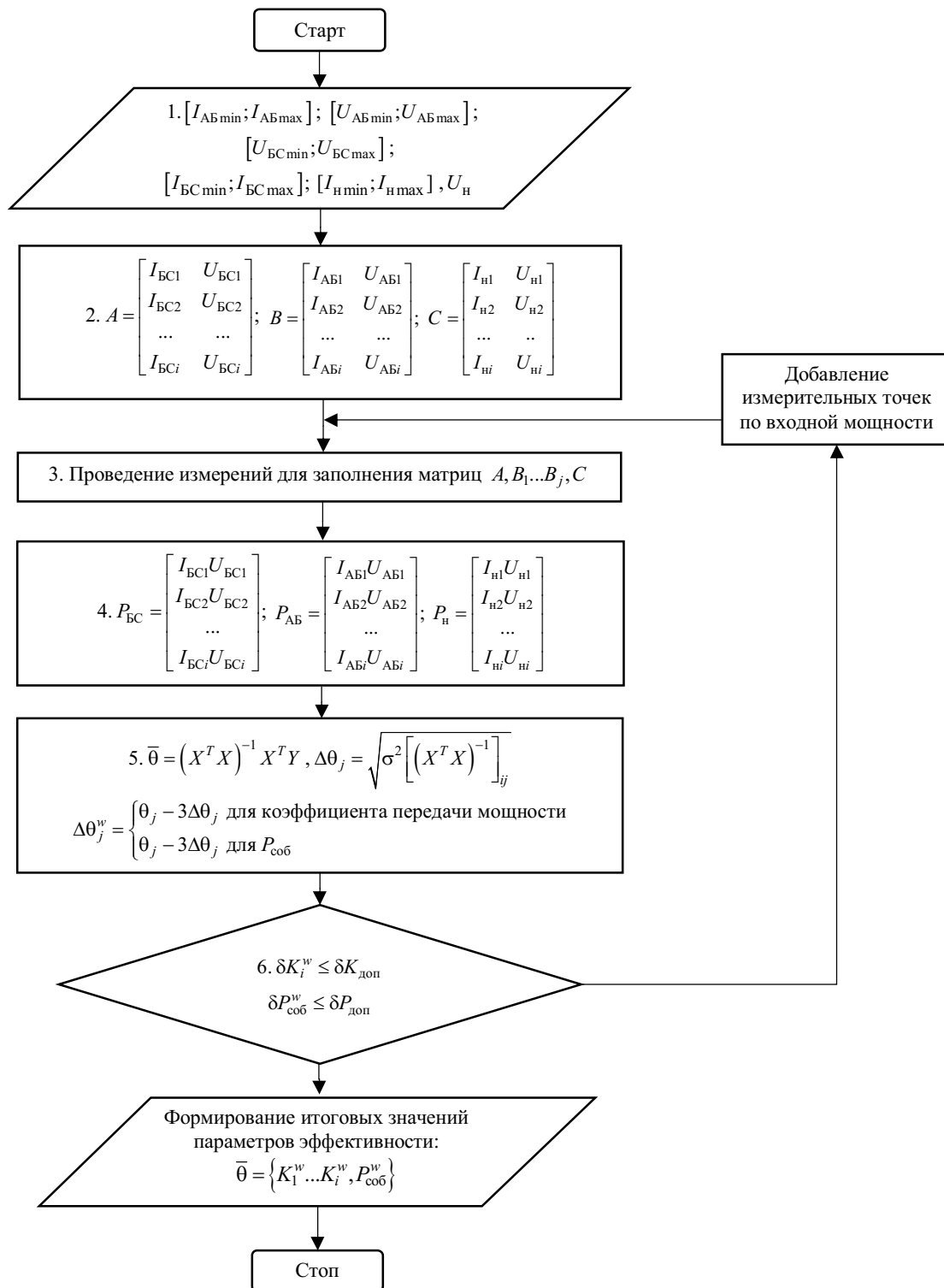


Рис. 2

На четвертом этапе (блок 4) на основе измеренных токов и напряжений рассчитываются соответствующие мощности для каждого узла энергопреобразующей аппаратуры. Для каждой точки измерения мощность определяется как произведение измеренных значений тока и напряжения. В результате формируются матрицы мощностей солнечной батареи, аккумуляторной батареи (в режимах заряда и разряда) и нагрузки, используемые в качестве регрессоров и выходных данных при идентификации параметров энергетической эффективности.

В блоке 4 P_{BC} , P_{AB} , P_n – матрицы мощностей соответствующих узлов.

На пятом этапе (блок 5) выполняется идентификация параметров эффективности энергопреобразующей аппаратуры методом наименьших квадратов. Вектор оцениваемых параметров включает коэффициенты передачи мощности функциональных узлов и величину собственного потребления. Одновременно с оценкой параметров вычисляются их статистические погрешности на основе ковариационной матрицы метода наименьших квадратов.

В блоке 5 приняты следующие обозначения: $\bar{\theta}$ – вектор оцененных параметров; $\Delta\theta_j$ – средне-квадратическая погрешность параметров; $\Delta\theta_j^w$ – значение параметров в наихудшем случае.

На шестом этапе (блок 6) осуществляется проверка соответствия относительных погрешностей коэффициентов передачи мощности и относительной погрешности собственного потребления энергопреобразующей аппаратуры допустимым значениям. Если погрешности превышают установленный допуск, результаты идентификации признаются недостаточно точными, и требуется расширение экспериментальной выборки.

В блоке 6 приняты следующие обозначения: δK_i^w – относительная погрешность коэффициента передачи мощности; $\delta P_{\text{соб}}^w$ – относительная погрешность собственного потребления; $\delta P_{\text{доп}}$ – допустимая погрешность собственного потребления; $\delta K_{\text{доп}}$ – допустимое значение погрешности коэффициента передачи мощности. Относительная погрешность i -го коэффициента передачи мощности составляет $\pm 3\sigma$.

На заключительном этапе (блок 7) формируются итоговые значения параметров энергетической эффективности энергопреобразующей аппаратуры. В качестве результирующих параметров принимаются оцененные коэффициенты передачи мощности и собственное потребление с учетом наихудших значений, определенных по критерию $\pm 3\sigma$. Полученные параметры используются при анализе энергетического баланса космического аппарата и в проектных расчетах систем электропитания.

Рис. 3 иллюстрирует влияние различия порядков величин входных данных на устойчивость задачи идентификации параметров.

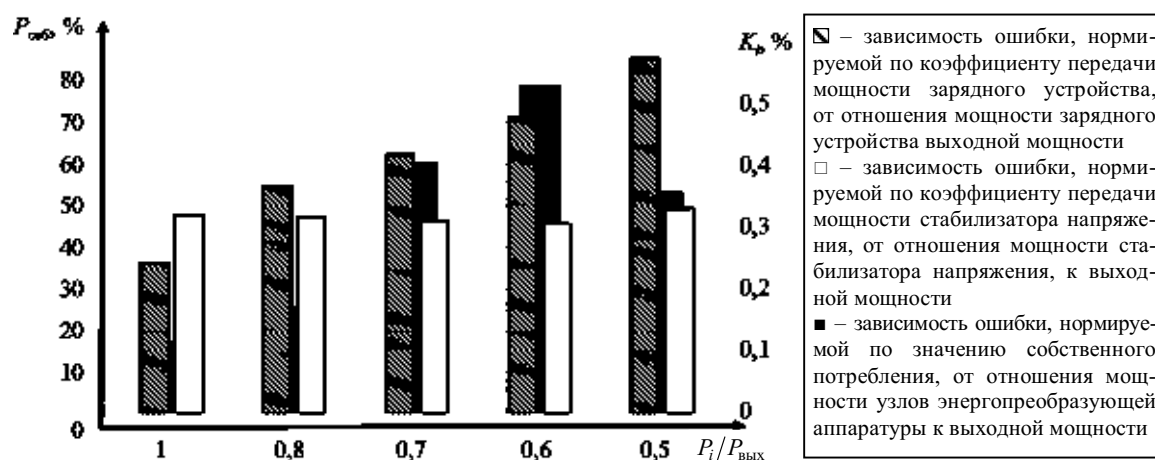


Рис. 3

Из анализа диаграмм (см. рис. 3) следует, что дисбаланс столбцов матрицы измерений обуславливает снижение устойчивости решаемой задачи регрессии, что, в свою очередь, влечет повышение чувствительности оценок коэффициентов к случайным погрешностям измерений. Относительная ошибка определения собственного потребления слабо зависит от степени сбалансированности матрицы измерений и изменяется главным образом из-за высокой чувствительности этой величины к погрешностям измерений. Это связано с тем, что мощность собственного потребления существенно ниже выходной мощности системы, и даже небольшая ошибка измерения (порядка 1 %) может приводить к колебаниям оценки собственного потребления на уровне десятков ватт.

Ошибка определения коэффициента передачи мощности стабилизатора выходного напряжения практически не зависит от сбалансированности матрицы измерений, поскольку мощность, передаваемая

в нагрузку, во всех рассматриваемых режимах остается неизменной. В то же время погрешность определения коэффициента передачи мощности зарядного устройства демонстрирует существенный рост в условиях, когда мощность нагрузки значительно превышает мощность заряда аккумуляторной батареи.

С учетом изложенного задачей настоящей работы является разработка и обоснование методики формирования экспериментальных данных для оценки коэффициентов передачи мощности и мощности собственного потребления энергопреобразующей аппаратуры, обеспечивающей устойчивость регрессионной идентификации параметров и воспроизводимость результатов при практических испытаниях.

Для обоснования предложенной методики формирования матрицы измерений выполнен вычислительный эксперимент, в котором анализируется влияние масштабов входных данных и количества измерений на точность оценки коэффициентов передачи мощности и мощности собственного потребления энергопреобразующей аппаратуры.

В рамках эксперимента формировались синтетические массивы данных, соответствующие идеализированной линейной модели энергопреобразования вида (1). Для каждого набора исходных данных задавались эталонные значения [14, 15] коэффициентов передачи мощности K_i^* и мощности собственного потребления $P_{\text{соб}}^*$, после чего вычислялись соответствующие значения выходной мощности:

$$P_{\text{вых}}^* = \sum_{i=1}^n K_i^* P_{\text{вх}i} - P_{\text{соб}}^* . \quad (4)$$

Для обеспечения соответствия условий вычислительного эксперимента реальным измерительным процедурам к рассчитанным значениям входных и выходных мощностей прибавлялась случайная погрешность, моделируемая нормально распределенной случайной величиной [16]:

$$P = P^* + \Delta P, \Delta P \sim N(0, \sigma^2), \quad (5)$$

где σ определяет уровень относительной погрешности измерений.

Для синтеза массива данных относительная погрешность измерений была установлена на уровне 1 %, так как данное значение наиболее приближено к фактической погрешности измерительной аппаратуры, применяемой для испытаний энергопреобразующей аппаратуры.

Для каждого набора данных выполнялась оценка параметров модели с использованием стандартного метода наименьших квадратов. По результатам регрессии определялись оценки коэффициентов K_i , $P_{\text{соб}}$.

Приведем графики зависимостей потерь узлов энергопреобразующей аппаратуры от выходной мощности соответствующих узлов энергопреобразующей аппаратуры – стабилизатора напряжения нагрузки (рис. 4, а), разрядного устройства (рис. 4, б) и зарядного устройства (рис. 4, в). Расчет параметров энергетической эффективности энергопреобразующей аппаратуры выполнен при различном количестве итераций измерений в режимах стабилизации напряжения нагрузки с разрядом аккумуляторной батареи и стабилизации напряжения нагрузки с зарядом аккумуляторной батареи. Графики зависимости ошибки по мощности собственного потребления и суммарной ошибки по коэффициенту передачи мощности от количества итераций измерений в режимах приведены на рис. 4, г. Здесь: 1 – зависимость потерь на стабилизаторе напряжения (см. рис. 4, а), разрядном устройстве (см. рис. 4, б), зарядном устройстве (см. рис. 4, в) от выходной мощности соответствующего узла, при одной итерации измерений в режиме стабилизации напряжения и заряда и одной итерации измерений в режиме стабилизации напряжения и разряда; 2 – зависимость потерь на стабилизаторе напряжения (см. рис. 4, а), разрядном устройстве (см. рис. 4, б), зарядном устройстве (см. рис. 4, в) от выходной мощности соответствующего узла, при трех итерациях измерений в режиме стабилизации напряжения и заряда и одной итерации измерений в режиме стабилизации напряжения и разряда; 3 – зависимость потерь на стабилизаторе напряжения (см. рис. 4, а), разрядном устройстве (см. рис. 4, б), зарядном устройстве (см. рис. 4, в) от выходной мощности соответствующего узла, при пяти итерациях измерений в режиме стабилизации напряжения и заряда и трех итерациях измерений в режиме стабилизации напряжения и разряда; 4 – зависимость

потерь на стабилизаторе напряжения (см. рис. 4, а), разрядном устройстве (см. рис. 4, б), зарядном устройстве (см. рис. 4, в) от выходной мощности соответствующего узла при заданной ошибке; 5 – зависимость суммарной ошибки по коэффициенту передачи мощности от количества итераций измерений в режимах стабилизации напряжения и разряда (заряда) (N – количество итераций в режиме стабилизации напряжения и разряда; n – количество итераций в режиме стабилизации напряжения и заряда); 6 – зависимость ошибки по $P_{\text{сое}}$ от количества итераций измерений в режимах стабилизации напряжения и разряда (заряда) (N – количество итераций в режиме стабилизации напряжения и разряда; n – количество итераций в режиме стабилизации напряжения и заряда).

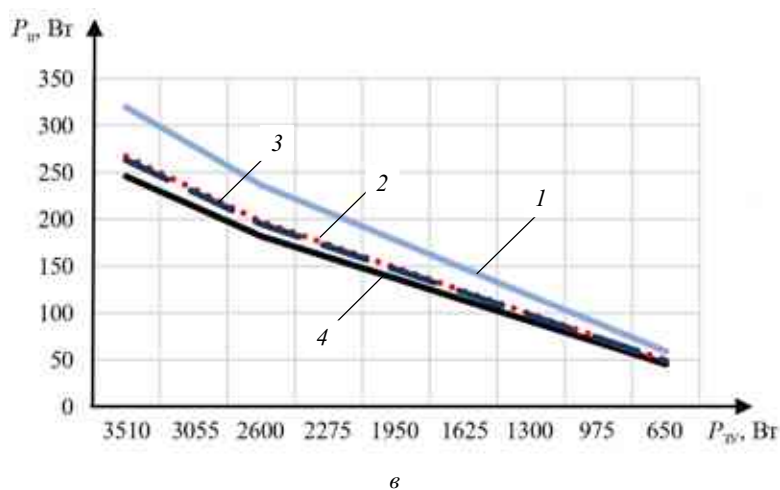
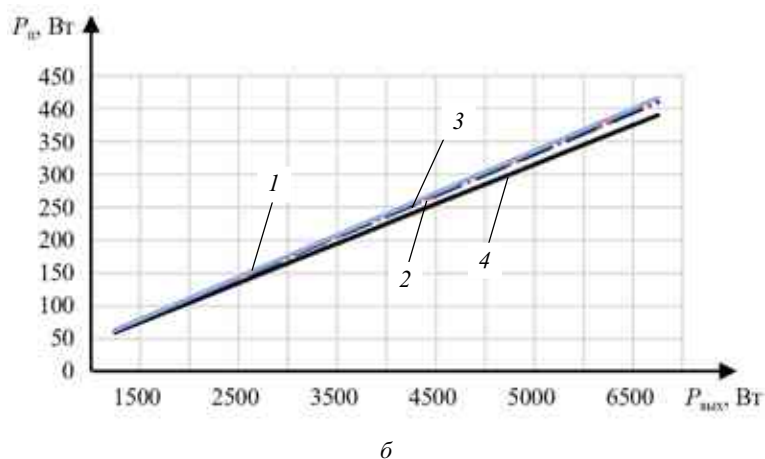
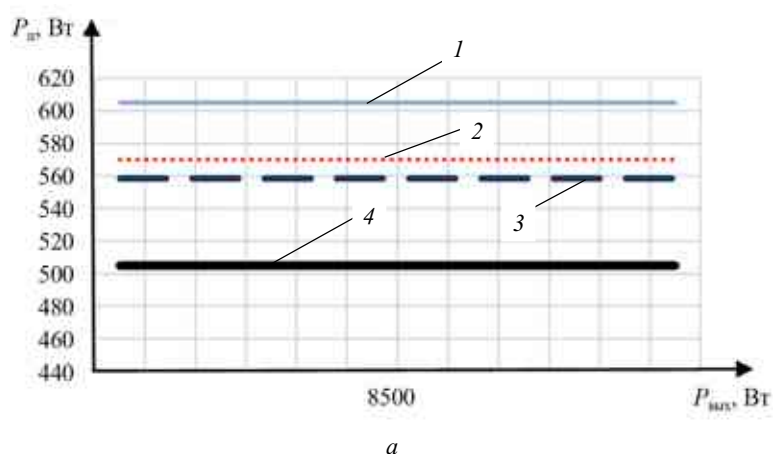


Рис. 4 (Начало)

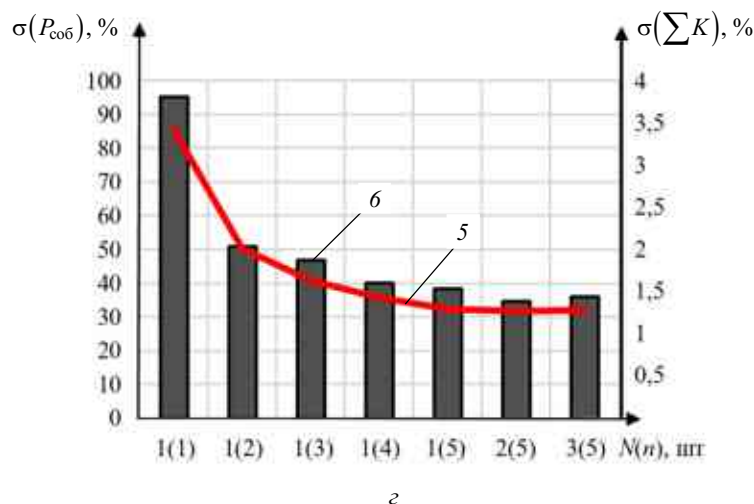


Рис. 4 (Окончание)

Анализ зависимостей (см. рис. 4) свидетельствует о том, что наибольший вклад в суммарную ошибку определения параметров энергетической эффективности вносит погрешность оценки коэффициента передачи мощности зарядного устройства. Указанная особенность обусловлена тем, что в режиме «стабилизатор напряжения – зарядное устройство» через зарядное устройство передается существенно меньшая мощность по сравнению со стабилизатором напряжения и разрядным устройством, что приводит к повышению чувствительности оценки коэффициента к погрешностям измерений. При этом увеличение числа итераций измерений в режиме «стабилизатор напряжения – разрядное устройство» оказывает сравнительно меньшее влияние на точность определения коэффициента передачи мощности стабилизатора напряжения и разрядного устройства.

Согласно полученным результатам для достоверного определения параметров энергетической эффективности энергопреобразующей аппаратуры достаточно выполнения одной итерации измерений в режиме стабилизации напряжения нагрузки с разрядом аккумуляторной батареи. Для режима «стабилизатор напряжения – зарядное устройство» требуется выполнение нескольких итераций измерений, обеспечивающих уменьшение ошибки определения коэффициента передачи мощности зарядного устройства и мощности собственного потребления энергопреобразующей аппаратуры. В рамках проведенного вычислительного эксперимента достаточно было выполнить три итерации измерений.

Экспериментальная апробация предложенной методики выполнена на основе данных, полученных при испытаниях энергопреобразующей аппаратуры космического аппарата со стабилизированной выходной шиной питания: количество выходных шин – 1 шт.; напряжение на выходных шинах – 100 В; максимальная выходная мощность – 8500 Вт; ток солнечной батареи не более 165 А; напряжение солнечной батареи в оптимальной точке – 65–100 В; максимальный зарядный ток аккумуляторной батареи – 15 А; максимальный разрядный ток аккумуляторной батареи – 60 А; напряжение аккумуляторной батареи – 65–92 В. Погрешность применяемой измерительной аппаратуры не более 1 %.

Измерения проводились в установившихся режимах работы энергопреобразующей аппаратуры при целенаправленно сформированных сочетаниях входных и выходных мощностей, обеспечивающих соизмеримость энергетических потоков в основных узлах аппаратуры.

На основании измеренных значений токов и напряжений рассчитывалась мощность источников и нагрузки, после чего формировалась матрица измерений для последующей идентификации коэффициентов передачи мощности и мощности собственного потребления методом наименьших квадратов. Обработка экспериментальных данных выполнялась при фиксированном числе измерений, достаточном для устойчивой оценки параметров модели.

Результаты расчетов коэффициентов передачи мощности и собственного потребления приведены в таблице. Полученные значения характеризуются стабильностью при повторной обработке данных и

соответствуют ожидаемым техническим характеристикам энергопреобразующей аппаратуры данного класса.

Параметр	Номинальное значение	Ошибка σ , отн. ед.	Ошибка с учетом нормального распределения 3 σ , отн. ед.	Ошибка с учетом нормального распределения 3 σ , %	Значение с учетом 3 σ , отн. ед.
Коэффициент передачи мощности стабилизатора напряжения, отн. ед.	0,954	0,0009	0,0028	0,30	0,951
Коэффициент передачи мощности зарядного устройства, отн. ед.	0,939	0,0031	0,0093	0,99	0,930
Коэффициент передачи мощности разрядного устройства, отн. ед.	0,949	0,0011	0,0033	0,34	0,946
Собственное потребление, Вт	-120,0	7,38	22,15	-18,46	-142,1
Коэффициент передачи мощности стабилизатора напряжения, отн. ед.	0,954	0,0008	0,0025	0,26	0,957
Коэффициент передачи мощности зарядного устройства, отн. ед.	0,940	0,0017	0,0051	0,54	0,945
Коэффициент передачи мощности разрядного устройства, отн. ед.	0,948	0,0010	0,003	0,32	0,951
Собственное потребление, Вт	-110,0	6,17	18,51	16,83	128,5

Таким образом результаты (см. таблицу) свидетельствуют о возможности устойчивого определения коэффициентов передачи мощности и собственного потребления энергопреобразующей аппаратуры на основе предложенной методики. Полученные оценки параметров согласуются с ожидаемыми характеристиками аппаратуры данного класса, что подтверждает применимость разработанного подхода при обработке данных, полученных в ходе практических испытаний.

В работе предложена методика оценки энергетической эффективности энергопреобразующей аппаратуры космического аппарата со стабилизированной выходной шиной питания, основанная на использовании коэффициентов передачи мощности и мощности собственного потребления.

Показано, что структура экспериментальных данных оказывает существенное влияние на вычислительную устойчивость регрессионной модели энергетической эффективности. Установлено, что дисбаланс мощностей в матрице измерений приводит к росту чувствительности оценки коэффициентов передачи мощности к погрешностям измерений, что наиболее существенно проявляется при определении коэффициента передачи мощности зарядного устройства.

На основании результатов вычислительного эксперимента и экспериментальной апробации установлено, что для практического определения параметров энергетической эффективности энергопреобразующей аппаратуры достаточно проведения серии измерений в режиме стабилизации напряжения нагрузки с дополнительным разрядом аккумуляторной батареи и нескольких итераций измерений в режиме стабилизации напряжения при заряде аккумуляторной батареи. При этом измерения в режиме стабилизации напряжения при заряде аккумуляторной батареи должны проводиться с учетом сбалансированности мощностей на стабилизаторе напряжения нагрузки и зарядном устройстве, что обеспечивает устойчивость оценки коэффициентов передачи мощности.

Полученные результаты могут быть использованы при экспериментальной отработке энергопреобразующей аппаратуры и при проектировании систем электропитания космических аппаратов со стабилизированной выходной шиной питания.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Шушпанов Д.В.* О построении многоконтурной отрицательной обратной связи в импульсном преобразователе напряжения // Изв. вузов. Авиационная техника. 2025. № 1. С. 194–218.

2. Mukund R. Patel, Omid Beik. *Spacecraft Power Systems*. CRC Press, 2019. 691 p.
3. Проектирование автоматических космических аппаратов для фундаментальных научных исследований: в 3 т. / Под ред. В.В. Ефанова, К.М. Пичхадзе. М.: МАИ-Принт, 2013. Т. 1. 492 с.
4. Qi Chen et al. *Spacecraft Power System Technologies*. Springer, 2020. 307 p.
5. Нестершин М.В. и др. Повышение эффективности использования литий-ионных аккумуляторных батарей в энергосистемах космических аппаратов // Изв. вузов. Авиационная техника. 2022. № 3. С. 132–140.
6. Нестершин М.В. и др. Методика оценки энергетической эффективности энергопреобразующей аппаратуры систем электропитания космических аппаратов // Доклады Томского государственного университета систем управления и радиоэлектроники. 2018. № 1. С. 112–118.
7. Козлов Р.В. Оптимизация энергомассовых характеристик системы электропитания геостационарного космического аппарата: Автореф. дис. ... канд. техн. наук. Томск, 2021. 24 с.
8. Ravindran R., Massoud A.M. State-of-the-Art DC-DC Converters for Satellite Applications: A Comprehensive Review // *Aerospace*. 2025. Vol. 12. Iss. 2. Article № 97.
9. Козлов Р.В., Букреев В.Г., Лелеков А.Т. Методика оптимизации энергомассовых характеристик системы электропитания геостационарного космического аппарата // Доклады Томского государственного университета систем управления и радиоэлектроники. 2021. № 1. С. 83–90.
10. Черная М.М. Исследование и разработка энергопреобразующей аппаратуры высоковольтных систем электропитания космических аппаратов: Автореф. дис. ... канд. техн. наук. Томск, 2017. 23 с.
11. Юдинцев А.Г. Энергопреобразующие комплексы для наземной отработки и подтверждения прогнозируемой надежности систем электропитания космических аппаратов // Доклады Томского государственного университета систем управления и радиоэлектроники. 2019. № 3. С. 95–102.
12. Юдинцев А.Г. Разработка и исследование энергосберегающего нагрузочного комплекса для испытаний систем электропитания космических аппаратов: Автореф. дис. ... канд. техн. наук. Томск, 2010. 21 с.
13. Амосов А.А., Дубинский Ю.А., Конченкова Н.В. *Вычислительные методы*. СПб.: Лань, 2025. 672 с.
14. Sukhorukov M.P. et al. Experimental Studies of Using the Digital Control System in Power Conversion Equipment of High-Voltage Power Supply Systems in Spacecrafts with a Hydrogen Energy Accumulator // *International Journal of Hydrogen Energy*. 2023. Vol. 48. № 86. P. 33644–33655.
15. Marín-Coca S., Roibás-Millán E., Pindado S. New Sizing Methodology and Efficiency Analysis of Satellite's Electrical Power Subsystem // *Journal of Spacecraft and Rockets*. 2023. Vol. 60. Iss. 6. P. 1805–1817.
16. Ross S. *A First Course in Probability*. Boston: Pearson, 2018. 848 p.

Поступила в редакцию 7.05.26

После доработки 18.05.26

Принята к публикации 28.05.26

Experimental Estimation of the Efficiency of Spacecraft Power Conversion Equipment with a Stabilized Load Supply Voltage

V.G. BUKREEV¹, M.V. NESTERISHIN², R.V. KOZLOV², AND D.D. DUBOV²

¹ TPU ISE, Tomsk

² AO "RESHETNEV", Zheleznogorsk

A methodology for the experimental estimation of the efficiency of power conversion equipment in spacecraft power supply systems with a stabilized output power bus is presented. The methodology is based on the use of the power transfer coefficient and internal power consumption. The specific features of optimizing the selection of experimental modes and constructing a matrix of measured parameters based on the "accuracy-to-number of measurements" criterion are discussed. The applicability of the proposed methodology is confirmed by the results of experimental data processing and a computational experiment.

Spacecraft, power supply system, power conversion equipment, power transfer coefficient, internal power consumption

Аналитическое определение законов распределения случайных параметров искровых разрядов в полупроводниковых свечах емкостных систем зажигания авиационных двигателей

Ф.А. ГИЗАТУЛЛИН,
д-р техн. наук
(УГНТУ, Уфа),
О.А. ЮШКОВА,
канд. техн. наук
(УУНУТ, Уфа)
yushkova-usatu@bk.ru

Представлены результаты теоретического определения законов распределения вероятностных параметров искровых разрядов в полупроводниковых свечах емкостных систем зажигания (максимального разрядного тока, энергии и длительности разрядов) по известным законам распределения двух диагностических параметров, связанных с параметрами разрядов функциональными зависимостями. Задача актуальна для допускового контроля систем зажигания при невозможности прямых измерений в камерах сгорания газотурбинных двигателей. В качестве диагностических параметров использованы напряжение на накопительном конденсаторе в момент перехода подготовительной стадии разряда в искровую и остаточное напряжение при погасании разряда.

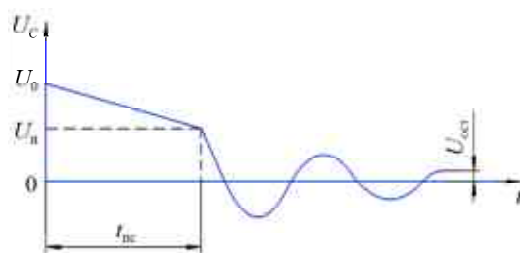
Емкостная система зажигания, закон распределения, параметры искровых разрядов, диагностические величины

Основными параметрами, определяющими энергетическую эффективность и воспламеняющую способность емкостных систем зажигания, являются параметры искровых разрядов в полупроводниковых свечах – энергия, длительность разрядов и амплитуда тока. Как показано в работах [1, 2], указанные параметры имеют вероятностный характер и меняются в достаточно широких пределах даже в течение одного цикла запуска газотурбинного двигателя. Отклонение значений этих параметров от регламентированных допусковых областей является причиной недостаточной эффективности работы системы зажигания.

Допусковый контроль предполагает оценку вероятностей попадания случайных параметров искровых разрядов в границы допусковых областей. В условиях реальных двигателей оценка статистического разброса параметров искровых разрядов инструментальными методами при проведении допускового контроля является практически неразрешимой задачей из-за необходимости использования измерительных датчиков, встраиваемых в разрядные цепи агрегатов зажигания и в полупроводниковые свечи в камерах сгорания. Подобная задача может решаться с использованием аналитических расчетных методов на основе результатов моделирования разрядных процессов с учетом нелинейных элементов разрядных цепей – разрядников и полупроводниковых свечей. При этом расчетные методы основываются на измерении легкодоступными способами диагностических параметров, связанных с параметрами искровых разрядов аналитическими зависимостями.

Решение задач, связанных с проведением допускового контроля параметров емкостных систем зажигания, осуществлялось в работах [2, 3]. В качестве вероятностных диагностических величин рассматривалась длительность подготовительной стадии разрядов в полупроводниковой свече $t_{\text{пс}}$, а также остаточное напряжение на накопительном конденсаторе после погасания разряда в свече $U_{\text{ост}}$. Экспериментально установленные законы распределения диагностических величин дают возможность аналитически вычислять законы распределения параметров разрядов с применением методов теории вероятностей и математической статистики. Данная задача решалась в работе [2]. В последующем исследовании [4] установлено, что увеличение точности аналитического определения параметров разрядов и законов их распределения обеспечивается заменой диагностического параметра $t_{\text{пс}}$ на напряжение на накопительном конденсаторе $U_{\text{и}}$, фиксируемое в момент перехода подготовительной стадии разряда в искровую.

На рисунке приведен график зависимости напряжения на накопительном конденсаторе $U_{\text{с}}$ во времени, где U_0 – напряжение заряда накопительного конденсатора.



Целью настоящего исследования является аналитическое определение законов распределения случайных параметров искровых разрядов в полупроводниковых свечах емкостных систем зажигания. Решение данной задачи осуществляется на основе известных законов распределения диагностических параметров, а именно напряжения U_n , соответствующего моменту перехода подготовительной стадии разряда в искровую, и остаточного напряжения $U_{ост}$ на накопительном конденсаторе в момент гашения разряда.

С учетом нового введенного диагностического параметра U_n выражения для параметров искровых разрядов в полупроводниковой свече емкостной системы зажигания получены в работе [4] в следующем виде:

$$I_m = \sqrt{\frac{C}{L}} U_n \exp\left(-\frac{\pi}{4Q}\right); \quad (1)$$

$$t_{и} = \frac{2L}{R} \ln \left| \frac{U_n}{U_{ост}} \right|; \quad (2)$$

$$W_{св} = CU_m \frac{1 + \exp\left(-\frac{\pi}{2Q}\right)}{1 - \exp\left(-\frac{\pi}{2Q}\right)} (U_n - |U_{ост}|), \quad (3)$$

где C – емкость накопительного конденсатора; L – индуктивность разрядной цепи; R – активное сопротивление разрядной цепи; U_m – амплитудное значение напряжения в свече в течение искровой стадии разряда; $Q = \sqrt{\frac{L}{C}} \frac{1}{R}$ – добротность разрядной цепи.

В ходе исследований, испытаний и оценки эффективности емкостных систем зажигания в условиях газотурбинных двигателей или специализированных стендов диагностические параметры U_n , $U_{ост}$ могут фиксироваться осциллографическим методом по методике [2], а также с использованием разработанных для этих целей цифровых измерителей [5, 6].

В работе [7] установлено, что случайный диагностический параметр U_n подчинен логарифмически нормальному закону распределения с плотностью вероятности вида [8]:

$$f(U_n) = \frac{A}{\sigma \sqrt{2\pi} U_n} \exp\left(-\frac{(\lg U_n - c)^2}{2\sigma^2}\right), \quad (4)$$

где $A = \lg e$.

Параметры c , σ этого распределения связаны с математическим ожиданием и дисперсией величины U_n следующими формулами [8]:

$$m_{U_n} = e^{(c/A + \sigma^2/2A^2)}; \quad (5)$$

$$D_{U_n} = e^{(2c/A + \sigma^2/A^2)} (e^{\sigma^2/A^2} - 1). \quad (6)$$

В работах [2, 7] показано, что случайный диагностический параметр $U_{\text{ост}}$ подчинен усеченному нормальному закону распределения с плотностью вероятности [8]:

$$f(U_{\text{ост}}) = c_0 \exp\left(-\frac{(U_{\text{ост}} - m_{U_{\text{ост}}})^2}{2\sigma_{U_{\text{ост}}}^2}\right), \quad (7)$$

где $m_{U_{\text{ост}}}$, $\sigma_{U_{\text{ост}}}$ – математическое ожидание и дисперсия величины $U_{\text{ост}}$. Величина c_0 выбирается из условия

$$\int_0^{U_0} f(U_{\text{ост}}) dU_{\text{ост}} = 1$$

и равна

$$c_0 = \frac{\frac{2}{\pi}}{\sigma_{U_{\text{ост}}} \left[\Phi\left(\frac{U_0 - m_{U_{\text{ост}}}}{\sqrt{2}\sigma_{U_{\text{ост}}}}\right) + \Phi\left(\frac{m_{U_{\text{ост}}}}{\sqrt{2}\sigma_{U_{\text{ост}}}}\right) \right]}, \quad (8)$$

где $\Phi\left(\frac{U_0 - m_{U_{\text{ост}}}}{\sqrt{2}\sigma_{U_{\text{ост}}}}\right)$, $\Phi\left(\frac{m_{U_{\text{ост}}}}{\sqrt{2}\sigma_{U_{\text{ост}}}}\right)$ – интегралы вероятности вида [8]

$$\Phi(x) = \frac{2}{\pi} \int_0^x e^{-t^2} dt. \quad (9)$$

При теоретическом определении законов распределения и числовых характеристик параметров искровых разрядов I_m , $t_{\text{и}}$, $W_{\text{св}}$ примем следующие допущения: добротность разрядной цепи Q – величина, постоянная от разряда к разряду; напряжение на накопительном конденсаторе в момент перехода подготовительной стадии разрядов в искровую $U_{\text{и}}$ и остаточное напряжение на накопительном конденсаторе $U_{\text{ост}}$ – независимые случайные величины.

Справедливость принятых допущений определяется следующим. Убывающий характер разрядного тока через свечу, меняющегося по закону затухающей синусоиды [9], определяется добротностью $Q = \sqrt{\frac{L}{C}} \frac{1}{R}$. При изменении параметров L , C в условиях постоянства потребляемой системой зажигания мощности величина R может меняться не более, чем на 10 % [2]. С достаточным основанием можно принять, что $Q = \text{const}$.

Справедливость допущения о независимости величин $U_{\text{и}}$, $U_{\text{ост}}$ определяется механизмом гашения разряда в свече. Гашение разряда в условиях интенсивных деионизационных явлений происходит по аналогии с дуговым разрядом потому, что после перехода тока через нуль электрическая прочность остаточного столба превышает восстанавливающееся напряжение в свече. Отсюда следует, что условия гашения разряда определяются величиной напряжения на конденсаторе, но не зависят от явлений, предшествующих искровой стадии разряда.

По заданным законам распределения и числовым характеристикам случайных величин $U_{\text{и}}$, $U_{\text{ост}}$ найдем законы распределения и числовые характеристики параметров I_m , $t_{\text{и}}$, $W_{\text{св}}$.

Известно [8], что если непрерывная случайная величина с плотностью распределения $f(x)$ связана с другой величиной y функциональной зависимостью

$$y = \varphi(x),$$

то плотность распределения величины y определяется выражением

$$g(y) = f[\psi(y)]|\psi'(y)|, \quad (10)$$

где ψ – функция, обратная φ .

Величины I_m , $U_{\text{и}}$ связаны зависимостью (1). В соответствии с выражением (10) для плотности распределения величины I_m получена формула

$$g(I_m) = \frac{A\sqrt{\frac{L}{C}}e^{-\frac{\pi}{4Q}}}{U_{\text{и}}\sigma\sqrt{2\pi}} \exp\left(-\frac{(\lg U_{\text{и}} - c)^2}{2\sigma^2}\right). \quad (11)$$

С учетом того что зависимость $I_m = f(U_{\text{и}})$ линейная, на основании формулы (1) запишем [8]:

$$m_{I_m} = \sqrt{\frac{L}{C}}m_{U_{\text{и}}}e^{-\frac{\pi}{4Q}}; \quad (12)$$

$$D_{I_m} = \frac{C}{L}D_{U_{\text{и}}}e^{-\frac{\pi}{4Q}}. \quad (13)$$

Для определения плотности распределения величины $t_{\text{и}}$, являющейся функцией двух случайных параметров $U_{\text{и}}$, $U_{\text{ост}}$, необходимо найти функцию распределения величины $t_{\text{и}}$:

$$G(t_{\text{и}}) = \iint_D g(U_{\text{и}}, U_{\text{ост}}) dU_{\text{и}} dU_{\text{ост}}, \quad (14)$$

где D – область интегрирования, для которой $t_{\text{и}}$ меньше некоторого фиксированного значения $\bar{t}_{\text{и}}$ [8]; $g(U_{\text{и}}, U_{\text{ост}})$ – плотность распределения системы случайных величин $(U_{\text{и}}, U_{\text{ост}})$.

Из условия независимости величин $U_{\text{и}}$, $U_{\text{ост}}$ следует, что

$$g(U_{\text{и}}, U_{\text{ост}}) = f(U_{\text{и}})f(U_{\text{ост}}). \quad (15)$$

С учетом формулы (15) имеем

$$G(t_{\text{и}}) = \iint_D f(t_{\text{и}})f(U_{\text{ост}}) dU_{\text{и}} dU_{\text{ост}}. \quad (16)$$

Область интегрирования D определяется следующим образом.

На плоскости $U_{\text{ост}} - O - U_{\text{и}}$ определяется соответствие параметров $U_{\text{и}}$, $U_{\text{ост}}$ при фиксированной величине $\bar{t}_{\text{и}}$ и фиксируется, в какой части плоскости $t_{\text{и}} < \bar{t}_{\text{и}}$ [8].

Подставляя в формулу (16) формулы (4), (7), получим:

$$G(t_{\text{и}}) = \frac{Ac_0}{\sigma\sqrt{2\pi}} \int_0^{\infty} \int_{U_{\text{и}}e^{-\frac{t_{\text{и}}R}{2L}}}^{U_0} \frac{1}{U_{\text{и}}} \exp\left[-\frac{(\lg U_{\text{и}} - c)^2}{2\sigma^2} - \frac{(U_{\text{ост}} - m_{U_{\text{ост}}})^2}{2\sigma_{U_{\text{ост}}}^2}\right] dU_{\text{и}} dU_{\text{ост}}. \quad (17)$$

Плотность распределения случайной величины $t_{\text{и}}$ определяется в результате дифференцирования выражения (17) по $t_{\text{и}}$:

$$g(t_{\text{и}}) = \frac{Ac_0}{\sigma L 2\sqrt{2\pi}} \operatorname{Re} e^{-\frac{t_{\text{и}}R}{2L}} \int_{t_{\text{и}}c}^{\infty} \frac{U_{\text{и}}}{t_{\text{и}}} \exp\left[-\frac{(\lg U_{\text{и}} - c)^2}{2\sigma^2} - \frac{\left(U_{\text{и}}e^{-\frac{t_{\text{и}}R}{2L}} - m_{U_{\text{ост}}}\right)^2}{2\sigma_{U_{\text{ост}}}^2}\right] dU_{\text{и}}. \quad (18)$$

Определим математическое ожидание и дисперсию величины $t_{\text{и}}$ [8]:

$$m(t_{\text{и}}) = \int_0^{\infty} \int_0^{U_0} \varphi(U_{\text{и}}, U_{\text{ост}}) g(U_{\text{и}}, U_{\text{ост}}) dU_{\text{и}} dU_{\text{ост}}.$$

С учетом формул (2), (15) имеем:

$$m(t_{\text{и}}) = \frac{\sqrt{2}Ac_0L}{\sigma R\sqrt{\pi}} \int_0^{\infty} \int_0^{U_0} \frac{1}{U_{\text{и}}} \ln \left| \frac{U_{\text{ост}}}{U_{\text{и}}} \right| \exp \left[-\frac{(\lg U_{\text{и}} - c)^2}{2\sigma^2} - \frac{(U_{\text{ост}} - m_{U_{\text{ост}}})^2}{2\sigma_{U_{\text{ост}}}^2} \right] dU_{\text{и}} dU_{\text{ост}}; \quad (19)$$

$$D_{t_{\text{и}}} = \int_0^{\infty} \int_0^{U_0} [\varphi(U_{\text{и}}, U_{\text{ост}}) - m_{t_{\text{и}}}]^2 g(U_{\text{и}}, U_{\text{ост}}) dU_{\text{и}} dU_{\text{ост}} = \frac{Ac_0}{\sigma\sqrt{2\pi}} \times \\ \times \int_0^{\infty} \int_0^{U_0} \left(-\frac{2L}{R} \ln \left| \frac{U_{\text{ост}}}{U_{\text{и}}} \right| - m_{t_{\text{и}}} \right)^2 \frac{1}{U_{\text{и}}} \exp \left[-\frac{(\lg U_{\text{и}} - c)^2}{2\sigma^2} - \frac{(U_{\text{ост}} - m_{U_{\text{ост}}})^2}{2\sigma_{U_{\text{ост}}}^2} \right] dU_{\text{и}} dU_{\text{ост}}. \quad (20)$$

Найдем плотность распределения случайной величины $W_{\text{св}}$. Из формулы (3) следует, что $W_{\text{св}}$ является функцией двух случайных величин $U_{\text{и}}$, $U_{\text{ост}}$.

Представим формулу (3) в виде

$$W_{\text{св}} = N(U_{\text{и}} - |U_{\text{ост}}|), \quad (21)$$

где $N = CU_m \frac{1 + \exp\left(-\frac{\pi}{2Q}\right)}{1 - \exp\left(-\frac{\pi}{2Q}\right)}.$

Функция распределения $G(W_{\text{св}})$ с учетом независимости $U_{\text{и}}$, $U_{\text{ост}}$ запишется в виде

$$G(W_{\text{св}}) = \iint_D f(U_{\text{и}}) f(U_{\text{ост}}) dU_{\text{и}} dU_{\text{ост}}, \quad (22)$$

где область интегрирования D определяется из условия, что $W_{\text{св}}$ меньше некоторого фиксированного значения $\bar{W}_{\text{св}}$ [8].

Подставив формулы (4), (7) в формулу (22) и определив пределы интегрирования, получим

$$G(W_{\text{св}}) = \frac{Ac_0}{\sigma\sqrt{2\pi}} \int_0^{\infty} \int_{U_{\text{и}} - \frac{W_{\text{св}}}{N}}^{U_0} \frac{1}{U_{\text{и}}} \times \\ \times \exp \left[-\frac{(\lg U_{\text{и}} - c)^2}{2\sigma^2} - \frac{(U_{\text{ост}} - m_{U_{\text{ост}}})^2}{2\sigma_{U_{\text{ост}}}^2} \right] dU_{\text{и}} dU_{\text{ост}}. \quad (23)$$

Дифференцируя выражение (23) по $W_{\text{св}}$, для плотности распределения $g(W_{\text{св}})$ имеем

$$g(W_{\text{св}}) = \frac{Ac_0}{\sigma N\sqrt{2\pi}} \int_0^{\infty} \frac{1}{U_{\text{и}}} \exp \left[-\frac{(\lg U_{\text{и}} - c)^2}{2\sigma^2} - \frac{\left(\left(U_{\text{и}} - \frac{W_{\text{св}}}{N} \right) - m_{U_{\text{ост}}} \right)^2}{2\sigma_{U_{\text{ост}}}^2} \right] dU_{\text{и}}. \quad (24)$$

Функция $W_{\text{св}} = f(U_{\text{и}}, U_{\text{ост}})$ линейная, поэтому на основании формулы (3) и в соответствии с работой [8] для математического ожидания $m_{W_{\text{св}}}$ и дисперсии $D_{W_{\text{св}}}$ получим:

$$m_{W_{\text{св}}} = CU_m \frac{1 + \exp\left(-\frac{\pi}{2Q}\right)}{1 - \exp\left(-\frac{\pi}{2Q}\right)} (U_{\text{и}} - m_{U_{\text{ост}}}); \quad (25)$$

$$D_{W_{\text{св}}} = C^2 U_m^2 \frac{\left(1 + \exp\left(-\frac{\pi}{2Q}\right)\right)^2}{\left(1 - \exp\left(-\frac{\pi}{2Q}\right)\right)^2} (U_{\text{и}} - D_{U_{\text{ост}}}). \quad (26)$$

Полученные теоретически законы распределения случайных параметров I_m , $t_{\text{и}}$, $W_{\text{св}}$ и их числовые характеристики подтверждены экспериментально.

Правые части формул (18), (24) не могут быть выражены в элементарных функциях, поэтому величины $g(t_{\text{и}})$ и $g(W_{\text{св}})$ были вычислены приближенно по формуле парабол (Симпсона) [10]:

$$\int_a^b f(x) dx \approx \frac{\Delta x}{3} (y_0 + 4y_1 + 2y_2 + \dots + 2y_{n-2} + 4y_{n-1} + y_n),$$

где $\Delta x = \frac{b-a}{n}$, n – четное число точек деления отрезка $[a, b]$.

Принято, что $n = 4$, причем точки деления $a = x_0, x_1, \dots, x_n = b$; $y_0, y_1, \dots, y_n$ – значения функции $f(x)$ в точках $x_0, x_1, \dots, x_n$, т. е. $y_0 = f(x_0)$, $y_1 = f(x_1)$, ..., $y_n = f(x_n)$.

В таблице приведены экспериментальные и расчетные значения математических ожиданий и дисперсий величин I_m , $t_{\text{и}}$, $W_{\text{св}}$. Расчетные значения $m_{t_{\text{и}}}$, $D_{t_{\text{и}}}$ вычислены приближенно по формуле парабол Симпсона.

Тип данных	Параметр					
	m_{I_m}	D_{I_m}	$m_{t_{\text{и}}}$	$D_{t_{\text{и}}}$	$m_{W_{\text{св}}}$	$D_{W_{\text{св}}}$
Эксперимент	290	782	6,3	2,88	0,0724	0,000105
Расчет	307	727	5,8	2,62	0,078	0,000140
Расхождения, %	5,9	7	7,9	9	7,7	33

Теоретические кривые плотностей вероятности и расчетные значения числовых характеристик искомых случайных величин удовлетворительно согласуются с экспериментальными статистическими распределениями и числовыми характеристиками данных величин. Расхождение эксперимента и расчетов в определении математических ожиданий величин I_m , $t_{\text{и}}$, $W_{\text{св}}$ не превышает 8 %.

Таким образом, в результате теоретического анализа вероятностных параметров разрядов на основании заданных законов распределения диагностических величин $U_{\text{и}}$, $U_{\text{ост}}$ и функциональных зависимостей параметров I_m , $t_{\text{и}}$, $W_{\text{св}}$ от величин $U_{\text{и}}$, $U_{\text{ост}}$ определены законы распределения и числовые характеристики параметров I_m , $t_{\text{и}}$, $W_{\text{св}}$, определяющих эффективность системы зажигания.

Полученные формулы позволяют в процессе проведения допускового контроля по результатам доводочных испытаний рассчитать законы распределения параметров разрядов в свечах, исходя из изменений статистического разброса диагностических параметров $U_{\text{и}}$, $U_{\text{ост}}$.

При допусковом контроле определяются вероятности попадания параметров разрядов в пределы допусковых областей, т. е. вероятности выполнения условий

$$\begin{cases} (I_m \in S_{I_m}) \equiv (I_m^- \leq I_m \leq I_m^+); \\ (t_{\text{и}} \in S_{t_{\text{и}}}) \equiv (t_{\text{и}}^- \leq t_{\text{и}} \leq t_{\text{и}}^+); \\ (W_{\text{св}} \in S_{W_{\text{св}}}) \equiv (W_{\text{св}}^- \leq W_{\text{св}} \leq W_{\text{св}}^+), \end{cases} \quad (27)$$

где $S_{I_m} = [I_m^-, I_m^+]$, $S_{t_{\text{и}}} = [t_{\text{и}}^-, t_{\text{и}}^+]$, $S_{W_{\text{св}}} = [W_{\text{св}}^-, W_{\text{св}}^+]$ – области допустимых значений параметров I_m , $t_{\text{и}}$, $W_{\text{св}}$ с заданными границами.

Вероятность выполнения условий (27), как известно, равна приращению функций распределения параметров в допусковой области [8]. Данная вероятность вычисляется на основании полученных законов распределения случайных параметров (11), (18), (24) по соотношениям

$$\begin{cases} P(I_m \in S_{I_m}) = \int_{I_m^-}^{I_m^+} g(I_m) dI_m; \\ P(t_{\text{и}} \in S_{t_{\text{и}}}) = \int_{t_{\text{и}}^-}^{t_{\text{и}}^+} g(t_{\text{и}}) dt_{\text{и}}; \\ P(W_{\text{св}} \in S_{W_{\text{св}}}) = \int_{W_{\text{св}}^-}^{W_{\text{св}}^+} g(W_{\text{св}}) dW_{\text{св}}. \end{cases} \quad (28)$$

Нижние пределы полей допусков I_m^- , $t_{\text{и}}^-$, $W_{\text{св}}^-$ находятся по формулам (1) – (3) в соответствии с предварительно заданными величинами $U_{\text{и}}$, $U_{\text{ост}}$ и выбранными или заданными параметрами элементов системы зажигания.

Верхние пределы полей допусков I_m^+ , $t_{\text{и}}^+$, $W_{\text{св}}^+$ определяются по формулам (1) – (3) при условии, что $U_{\text{и}} = U_0$, $U_{\text{ост}} = U_{\text{ост min}}$.

Таким образом, решена задача аналитического определения законов распределения вероятностных параметров искровых разрядов в полупроводниковых свечах емкостных систем зажигания по заданным законам распределения двух диагностических параметров – напряжений на накопительном конденсаторе при переходе подготовительной стадии разрядов в искровую и в момент окончания искрового разряда. Найденные законы распределения параметров разрядов являются основой для проведения допускового контроля емкостных систем зажигания при невозможности инструментального определения параметров разрядов в условиях реальных камер сгорания или пусковых воспламенителей авиационных газотурбинных двигателей.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Вахитов Р.Ш., Гизатуллин Ф.А., Комиссаров Г.В. Разрядные процессы в системе зажигания с полупроводниковой свечой припуске ГТД // *Авиационная промышленность*. 1979. № 9. С. 24–25.
2. Гизатуллин Ф.А. Емкостные системы зажигания. Уфа: УГАТУ, 2002. 249 с.
3. Гизатуллин Ф.А., Юшкова О.А., Абросов А.В. Допусковый контроль воспламеняющей способности емкостных систем зажигания с полупроводниковыми свечами // *Изв. РАН. Энергетика*. 2024. № 1. С. 54–62.
4. Гизатуллин Ф.А., Юшкова О.А. Расчетное определение параметров искровых разрядов в емкостных системах зажигания газотурбинных двигателей на основе диагностирования напряжений на накопительных конденсаторах // *Известия Российской академии наук. Энергетика*. 2024. № 6. С. 88–97.
5. Измеритель динамических пробивных напряжений разрядных устройств: пат. на полезную модель 142876 Рос. Федерация, № 2014109751/28; заявл. 13.03.2014; опубл. 10.07.2014, Бюл. № 19.
6. Измеритель остаточного напряжения на накопительном конденсаторе в емкостных системах зажигания: пат. 2179322 Рос. Федерация, № 2000111612/09; заявл. 10.05.2000; опубл. 10.02.2002, Бюл. № 4.

7. Гизатуллин Ф.А., Юшкова О.А. Законы распределения случайных диагностических параметров искровых разрядов в полупроводниковых свечах емкостных систем зажигания // Изв. вузов. Авиационная техника. 2025. № 2. С. 108–113.
8. Вентцель Е.С. Теория вероятностей. М.: Высшая школа, 2006. 575 с.
9. Котенко П.С., Гизатуллин Ф.А. Перспективы совершенствования электрооборудования летательных аппаратов. Общие вопросы эксплуатации и ремонта. Уфа: РИК УГАТУ, 2018. 295 с.
10. Пискунов Н.С. Дифференциальное и интегральное исчисления: в 2 т. М.: Интеграл-Пресс, 2002. Т. 1. 416 с.

Поступила в редакцию 28.02.26

После доработки 18.03.26

Принята к публикации 25.03.26

Analytical Determination of Statistical Distribution Laws for Probabilistic Parameters of Spark Discharges in Semiconductor Spark Plugs of Capacitive Ignition Systems for Aircraft Engines

F.A. GIZATULLIN¹ AND O.A. YUSHKOVA²

¹ USPTU, Ufa

² UUST, Ufa

The paper presents the problem solving results of theoretical determining the distribution laws of spark discharges probabilistic parameters in semiconductor spark plugs. These parameters determine the efficiency of capacitive ignition systems—the maximum value of discharge current, energy, and discharge duration—according to known, specified distribution laws of two probabilistic diagnostic parameters related to the discharge parameters by functional dependencies. Such problems arise during tolerance control of ignition system parameters when their instrumental recording is impossible in the conditions of real gas turbine engine combustion chambers. Two voltages on storage capacitors are defined as diagnostic parameters: the voltage at the transition moment from the discharges preparatory stage in semiconductor spark plugs to the spark stage and the residual voltage at discharge extinction.

Capacitive ignition systems, statistical distribution laws, spark discharges parameters, diagnostic quantities

Волоконно-оптическая система измерения воздушных параметров движения самолета с фюзеляжным приемником набегающего воздушного потока

Подчеркивается значимость информации о воздушных параметрах движения самолета для решения задач пилотирования, автоматического управления и обеспечения безопасности полетов самолета и других классов летательных аппаратов в приземном слое атмосферы. Отмечены особенности и ограничения по применению традиционных и разрабатываемых систем измерения воздушных параметров движения с выступающими за обшивку фюзеляжа приемниками и датчиками первичной информации с отверстиями для восприятия параметров набегающего воздушного потока. Обоснована важность и актуальность работ по построению системы измерения воздушных параметров движения относительно окружающей среды с невыступающими фюзеляжными приемниками и использованием волоконно-оптических датчиков первичной информации о параметрах набегающего воздушного потока. Рассмотрены принципы построения, особенности восприятия, преобразования и обработки первичной информации волоконно-оптической системы измерения воздушных параметров движения самолета с фюзеляжным приемником параметров набегающего воздушного потока. Представлены преимущества указанной системы и области ее эффективного применения.

В.М. СОЛДАТКИН,

д-р техн. наук,

В.В. СОЛДАТКИН,

д-р техн. наук,

Е.С. ЕФРЕМОВА,

канд. техн. наук,

А.Ж. САХАБУТДИНОВ,

д-р техн. наук,

Т.А. АГЛИУЛЛИН,

канд. техн. наук

(КНИТУ-КАИ, Казань)

w-soldatkin@mail.ru

Самолет, воздушные сигналы, измерение, волоконно-оптическая система, фюзеляжный приемник, преимущества

Полет самолета и других летательных аппаратов осуществляется в пределах атмосферы, и для пилотирования, автоматического управления и обеспечения безопасности необходима достоверная информация о воздушных параметрах движения относительно окружающей среды, определяющих аэродинамические характеристики, управляемость и устойчивость летательных аппаратов к внешним воздействиям [1–3].

Для определения параметров движения летательного аппарата относительно окружающей воздушной среды широко применяются системы, в которых восприятие характеристик набегающего потока осуществляется с помощью вынесенных за пределы обшивки фюзеляжа приемников и датчиков [4–7]. Указанные устройства имеют отверстия для регистрации параметров потока, которые в реальных условиях эксплуатации подвержены засорению, попаданию влаги и обледенению, а также увеличивают радиолокационную заметность траектории полета в атмосфере.

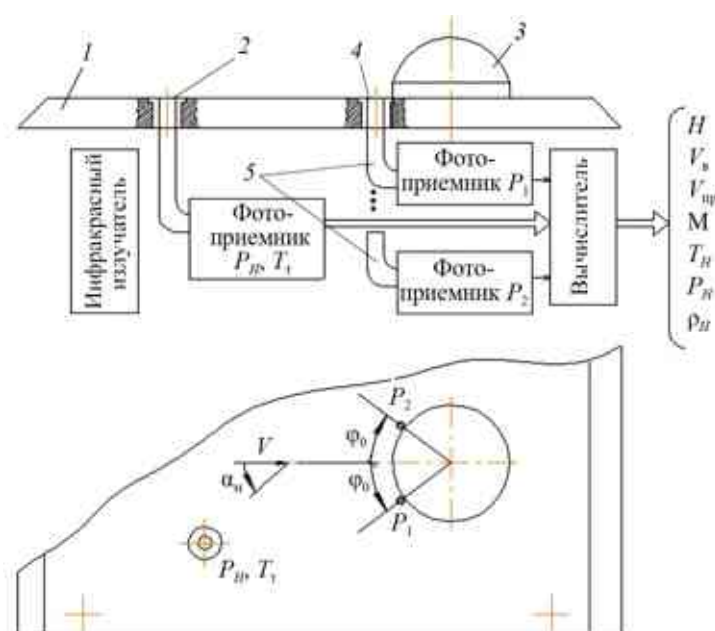
Это определяет важность и актуальность исследования по разработке систем измерения воздушных параметров движения самолета с неподвижным невыступающим приемником набегающего воздушного потока. В рамках этого направления в работе [8] раскрываются теоретические основы построения, модели формирования и обработки сигналов системы измерения воздушных параметров с интегрированным фюзеляжным приемником набегающего воздушного потока.

Другой важной задачей является повышение надежности работы системы измерения воздушных параметров движения, в том числе с фюзеляжным приемником набегающего воздушного потока, за счет устранения возможности засорения, попадания влаги и замерзания отверстий для восприятия параметров набегающего воздушного потока в реальных условиях эксплуатации, использования волоконно-оптических каналов восприятия и измерения информативных параметров набегающего воздушного потока.

В основу построения волоконно-оптической системы измерения воздушных параметров движения самолета с фюзеляжным приемником набегающего воздушного потока положен широко используемый на самолетах плиточный (фюзеляжный) приемник статического давления [9] с аэрометрическим компенсатором аэродинамической методической погрешности, обусловленной искажением невозмущенного

набегающего воздушного потока на удалении от самолета при его движении относительно окружающей среды и обтекании контура фюзеляжа.

Особенности построения волоконно-оптической системы измерения воздушных параметров движения самолета относительно окружающей воздушной среды с фюзеляжным приемником набегающего воздушного потока иллюстрирует рисунок.



Фюзеляжный приемник набегающего воздушного потока включает устанавливаемую на фюзеляже самолета плиту 1, на которой расположено отверстие 2 для восприятия статического давления P_H набегающего воздушного потока, имеющего скорость V . Для устранения влияния искажения невозмущенного набегающего потока при движении самолета и обтекании контура фюзеляжа используется аэродинамический компенсатор 3, выполненный в виде полусферы с цилиндрическим основанием.

В целях получения информации о воздушных параметрах движения самолета относительно окружающей воздушной среды в окрестностях аэродинамического компенсатора под углом φ_0 к оси симметрии фюзеляжного приемника, ориентированной на самолете параллельно его продольной оси, размещены отверстия 4, предназначенные для восприятия давлений P_1 и P_2 .

Место расположения отверстия 2 для восприятия статического давления P_H относительно аэродинамического компенсатора определяется из условия максимальной компенсации аэродинамической методической погрешности восприятия статического давления по результатам летных испытаний фюзеляжного приемника на конкретном типе самолета для конкретного места установки на фюзеляже плиты с использованием технологии [10].

Для преобразования давлений P_H , P_1 , P_2 в электрические сигналы используются волоконно-оптические интерферометры Фабри – Перо с волоконно-брэгговскими решетками [11]. При этом интерферометр для преобразования статического давления P_H одновременно регистрирует температуру T_T заторможенного воздушного потока. Системы оптических волокон брэгговских решеток устанавливаются в отверстия 2, 4, их торцы, контактирующие с набегающим воздушным потоком, устанавливаются заподлицо с плитой.

Кабели 5 оптических волокон с чувствительными элементами подключены к соответствующим фотоприемникам – для регистрации статического давления P_H и температуры T_T , давления P_1 , P_2 . Выходные сигналы фотоприемников в виде электрических токов, пропорциональных P_H , T_T , P_1 , P_2 , по-

даются на вход вычислителя. Вычислитель обеспечивает усиление и аналого-цифровое преобразование входных сигналов, их обработку по разработанным и приведенным далее аналитическим моделям, формирование цифровых выходных сигналов по измеряемым воздушным параметрам движения самолета относительно окружающей среды – барометрической высоте H , истинной воздушной скорости V_v , приборной скорости $V_{пр}$, числу Маха, а также по температуре T_H , давлению P_H и плотности воздуха ρ_H на текущей высоте полета H .

Входы всех кабелей 5 оптических волокон с чувствительными элементами облучаются широкополосным инфракрасным излучателем, в качестве которого используется суперлюминесцентный диод. Трехпортовые циркуляторы обеспечивают направленную передачу оптического излучения между портами в заданной последовательности.

Таким образом, первичными информативными параметрами волоконно-оптической системы измерения воздушных параметров движения с фюзеляжным приемником набегающего воздушного потока являются давления P_H , P_1 , P_2 и температура T_t . По разработанным авторами и известным аналитическим моделям вычислитель определяет и формирует выходные сигналы системы.

В работе [12] приведены результаты исследования распределения давлений на скользящей поверхности вблизи полусферического и цилиндрического тел обтекания. Как показал анализ полученных результатов, для повышения чувствительности канала измерения местного аэродинамического угла α_m целесообразно аэродинамический компенсатор выполнить в виде полусферы радиуса r_0 , установленной на цилиндрическом основании того же радиуса высотой порядка $0,25 \dots 0,3r_0$.

Тогда давления P_1 и P_2 , воспринимаемые вблизи такого аэродинамического компенсатора, будут определяться выражениями [12]:

$$\begin{aligned} P_1 - P_H &= \eta \frac{\rho_H V^2}{2} [4 \cos^2(\varphi_0 - \alpha_m) - \eta - 2] = \eta \frac{\rho_H V^2}{2} [4(1 - \sin^2(\varphi_0 - \alpha_m)) - \eta - 2]; \\ P_2 - P_H &= \eta \frac{\rho_H V^2}{2} [4 \cos^2(\varphi_0 + \alpha_m) - \eta - 2] = \eta \frac{\rho_H V^2}{2} [4(1 - \sin^2(\varphi_0 + \alpha_m)) - \eta - 2], \end{aligned} \quad (1)$$

где $\eta = \left(\frac{r_0}{r}\right)^2$ – безразмерный конструктивный параметр, определяющий радиус r расположения отверстий для восприятия давлений P_1 , P_2 относительно поверхности аэродинамического компенсатора в виде полусферы с цилиндрическим основанием радиуса r_0 ; $\frac{\rho_H V^2}{2}$ – динамическое давление (скоростной напор) набегающего воздушного потока; $\varphi_0 - \alpha_m = \varphi_1$, $\varphi_0 + \alpha_m = \varphi_2$ – углы, определяющие текущие угловые положения φ_1 , φ_2 отверстий для восприятия давлений P_1 , P_2 относительно направления вектора V скорости набегающего воздушного потока; ρ_H – плотность воздуха на высоте H .

С учетом тригонометрических соотношений

$$\sin^2(\varphi_0 \mp \alpha_m) = \frac{1}{2} [1 - \cos 2(\varphi_0 \mp \alpha_m)];$$

$$\cos(2\varphi_0 \mp 2\alpha_m) = \cos 2\varphi_0 \cos 2\alpha_m \pm \sin 2\varphi_0 \sin 2\alpha_m$$

полученные выражения (1) принимают вид

$$\begin{aligned} \Delta P_1 = P_1 - P_H &= 2\eta \frac{\rho_H V^2}{2} \left(\cos 2\varphi_0 \cos 2\alpha_m + \sin 2\varphi_0 \sin 2\alpha_m - \frac{\eta}{2} \right); \\ \Delta P_2 = P_2 - P_H &= 2\eta \frac{\rho_H V^2}{2} \left(\cos 2\varphi_0 \cos 2\alpha_m - \sin 2\varphi_0 \sin 2\alpha_m - \frac{\eta}{2} \right), \end{aligned} \quad (2)$$

где ΔP_1 , ΔP_2 – информативные перепады давлений, воспринимаемых интегрированным фюзеляжным приемником потока.

Выражения (2) позволяют получить аналитические модели для определения местного угла атаки α_m и истинной воздушной скорости $V_b = V$. С этой целью получим выражения для разности $\Delta P_1 - \Delta P_2$ и суммы $\Delta P_1 + \Delta P_2$:

$$\Delta P_1 - \Delta P_2 = 4\eta \frac{\rho_H V^2}{2} \sin 2\varphi_0 \sin 2\alpha_m; \quad (3)$$

$$\Delta P_1 + \Delta P_2 = 4\eta \frac{\rho_H V^2}{2} \left(\cos 2\varphi_0 \cos 2\alpha_m - \frac{\eta}{2} \right). \quad (4)$$

При выборе значения угла расположения отверстий для восприятия давлений P_1 , P_2 равным $\varphi_0 = 45^\circ$ получим

$$\Delta P_1 - \Delta P_2 = 4\eta \frac{\rho_H V^2}{2} \sin 2\alpha_m; \quad (5)$$

$$|\Delta P_1 + \Delta P_2| = 2\eta^2 \frac{\rho_H V^2}{2}. \quad (6)$$

С учетом выражений (5), (6) получим отношение вида

$$\frac{\Delta P_1 - \Delta P_2}{|\Delta P_1 + \Delta P_2|} = \frac{2}{\eta} \sin 2\alpha_m. \quad (7)$$

Тогда аналитическая модель для определения местного аэродинамического угла α_m в измерительном канале системы измерения воздушных параметров движения летательного аппарата с интегрированным фюзеляжным приемником будет иметь вид:

$$\alpha_m = \frac{1}{2} \arcsin \left(\frac{\eta}{2} \frac{\Delta P_1 - \Delta P_2}{|\Delta P_1 + \Delta P_2|} \right). \quad (8)$$

С учетом выражения для определения плотности ρ_H воздуха на высоте H вида [13]

$$\rho_H = \rho_0 \frac{P_H T_0}{P_0 T_H} \quad (9)$$

аналитическая модель для определения истинной воздушной скорости V_b в измерительном канале рассматриваемой системы измерения воздушных параметров движения летательного аппарата с использованием выражения (3) будет иметь вид

$$V_b = \sqrt{\frac{|\Delta P_1 + \Delta P_2| P_0 T_H}{\eta^2 \rho_0 T_0 P_H}}, \quad (10)$$

где $\rho_0 = 1,225 \text{ кг/м}^3$; $T_0 = 288,15 \text{ К}$; $P_0 = 101325 \text{ Па}$ – плотность, абсолютная температура и давление воздушной среды на высоте $H = 0$ стандартной атмосферы [14].

Температура T_H наружного воздуха на данной высоте H определяется по регистрируемой температуре T_t торможения набегающего воздушного потока по известной аналитической модели вида [6]

$$T_H = \frac{T_t}{1 + 0,2\xi M^2}, \quad (11)$$

где $\xi = 0,98 \div 1,02$ – коэффициент торможения набегающего воздушного потока.

Аналогично с использованием связи числа Маха и истинной воздушной скорости V_B вида [5]

$$M = \frac{V_B}{a_H} = \frac{V_B}{\sqrt{kgRT_H}}, \quad (12)$$

где a_H – скорость звука в воздухе на высоте H ; $k=1,4$ – показатель адиабаты воздуха; $g=9,80665 \text{ м/с}^2$ – ускорение свободного падения; $R=29,27125 \text{ м/К}$ – газовая постоянная, аналитическая модель для определения числа Маха в измерительных каналах системы измерения воздушных параметров движения летательного аппарата с интегрированным фюзеляжным приемником будет иметь вид

$$M = \sqrt{\frac{|\Delta P_1 + \Delta P_2| P_0}{\eta^2 kg R \rho_0 T_0 P_H}}. \quad (13)$$

Аналитическая модель для определения приборной скорости $V_{пр}$ в измерительных каналах системы измерения воздушных параметров движения летательного аппарата с учетом связи истинной воздушной скорости V_B и приборной скорости $V_{пр}$ вида [5]

$$V_{пр} = \sqrt{\frac{\rho_H}{\rho_0}} V_B = \sqrt{\frac{P_H T_0}{P_0 T_H}} V_B \quad (14)$$

будет иметь вид

$$V_{пр} = \sqrt{\frac{|\Delta P_1 + \Delta P_2|}{\eta^2 \rho_0}}. \quad (15)$$

По статическому давлению P_H , воспринимаемому на скользящей поверхности с аэродинамическим компенсатором, по известным аналитическим моделям [6] определяется барометрическая (абсолютная) высота H :

- при $-2000 < H \leq 11000 \text{ м}$

$$H = \frac{T_0}{\tau} \left[1 - \left(\frac{P_H}{P_0} \right)^{\tau R} \right]; \quad (16)$$

- при $11000 \leq H < 15000 \text{ м}$

$$H = H_{11} + RT_{11} \ln \frac{P_{11}}{P_H}, \quad (17)$$

где $\tau=0,0065 \text{ К/м}$ – температурный градиент; $T_{11}=216,65 \text{ К}$; $P_{11}=22632 \text{ Па}$.

При необходимости в каналах системы измерения воздушных параметров можно определить скорость звука $a = \sqrt{kgRT_H}$ на данной высоте H .

Таким образом, только по первичным информативным параметрам P_H , P_1 , P_2 , T_t , воспринимаемым фюзеляжным приемником потока и измеряемым в волоконно-оптических каналах, во встроенном вычислителе по полученным аналитическим моделям определяются и формируются все воздушные параметры движения самолета относительно окружающей воздушной среды. Вследствие отсутствия вынесенных в набегающий воздушный поток приемников и датчиков первичной информации, благодаря использованию встроенного вычислителя упрощается конструкция, снижаются масса и стоимость, не нарушается аэродинамика обтекания фюзеляжа, не увеличивается радиолокационная заметность траектории движения летательного аппарата. Конструктивное решение, исключаящее наличие отверстий для восприятия информативных сигналов, нивелирует риски загрязнения, проникновения влаги и

замерзания. Все это определяет конкурентные преимущества и расширяет возможные области применения рассматриваемой системы воздушных параметров движения относительно окружающей воздушной среды, особенно на малоразмерных и сверхлегких самолетах, на беспилотных и дистанционно пилотируемых летательных аппаратах различного класса и назначения. Полученные результаты являются научно-технической основой для системотехнического и схемотехнического проектирования, исследования методических и инструментальных погрешностей измерительных каналов разрабатываемых вариантов волоконно-оптической системы измерения воздушных параметров движения самолета с фюзеляжным приемником набегающего воздушного потока.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Практическая аэродинамика маневренных самолетов / Под общ. ред. Н.М. Лысенко. М.: Воениздат, 1977. 439 с.
2. Макаров Н.Н. Теоретические основы построения интегрированной системы обеспечения безопасности функционирования бортового эргатического комплекса // Изв. вузов. Авиационная техника. 2007. № 4. С. 48–52.
3. Деревянкин В.П. Обнаружение нештатных ситуаций и предотвращение критических режимов полета самолета // Изв. вузов. Авиационная техника. 2004. № 2. С. 54–57.
4. Ключев Г.И. и др. Измерители аэродинамических параметров летательных аппаратов. Ульяновск: Изд-во УлГТУ, 2005. 509 с.
5. Браславский Д.А. Приборы и датчики летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1970. 392 с.
6. Боднер В.А. Приборы первичной информации. М.: Машиностроение, 1981. 344 с.
7. Солдаткин В.М. Методы и средства построения бортовых информационно-управляющих систем обеспечения безопасности полета. Казань: Изд-во Казан. гос. техн. ун-та, 2004. 350 с.
8. Солдаткин В.М. и др. Теоретические основы построения системы воздушных сигналов с неподвижным невыступающим приемником // Изв. вузов. Авиационная техника. 2023. № 4. С. 153–158.
9. А. с. 271140 РФ (СССР), МКИ G01P 5/12. Фюзеляжный приемник статического давления с аэродинамическим компенсатором / Б.И. Абрамов, В.А. Смольцов, М.И. Петрова (РФ). № 1241422/18-10; заявл. 14.05.1968; опубл. 12.05.1970; Бюл. № 17.
10. Харин Е.Г., Копылов И.А. Технология летных испытаний бортового оборудования летательных аппаратов с применением комплекса бортовых траекторных измерений. М.: МАИ-Принт, 2012. 360 с.
11. Фадеев К.М. и др. Волоконно-оптический датчик одновременного измерения температуры и давления с использованием интерферометра Фабри – Перо и волоконной береговой решетки // Приборы и техника эксперимента. 2020. № 4. С. 115–119.
12. Солдаткин В.М. Методы и средства измерения аэродинамических углов летательных аппаратов. Казань: Изд-во Казан. гос. техн. ун-та, 2001. 448 с.
13. Залманзон Л.А. Проточные элементы пневматических приборов контроля и управления. М.: Изд-во АН СССР, 1961. 247 с.
14. ГОСТ 4401–81. Атмосфера стандартная. Параметры. М.: Изд-во стандартов, 1981. 179 с.

Поступила в редакцию 20.04.26

После доработки 27.04.26

Принята к публикации 28.04.26

Fiber-Optic System for Measuring Aircraft Air Parameters with a Fuselage Air Flow Receiver

V.M. SOLDATKIN, V.V. SOLDATKIN, E.S. EFREMOVA,
A.ZH. SAKHABUTDINOV, AND T.A. AGLIULLIN

Tupolev Kazan National Research Technical University, Kazan

The importance is highlighted of aircraft airborne data for piloting, automatic control, and flight safety of aircraft and other types of flight vehicles in the ground layer of the atmosphere. The specific features and limitations of conventional and developing airborne data measurement systems with receivers protruding from the fuselage skin and primary data sensors with apertures for detecting oncoming airflow parameters are highlighted. The importance and relevance of developing a system for measuring airborne motion parameters relative to the surrounding environment with flush-mounted receivers and fiber-optic sensors for primary airflow data

are substantiated. The design principles, features of sensing, converting, and processing primary data for a fiber-optic system for measuring aircraft airflow parameters with a fuselage-mounted receiver for incident airflow parameters, as well as its advantages and areas of effective application, are described.

Aircraft, air signals, measurement, fiber optic system, fuselage receiver, advantages

Оценка влияния разброса свойств авиационных жаропрочных сплавов на стабильность процесса резания методом Монте-Карло

Проведена количественная оценка влияния вариативности механических характеристик жаропрочных сплавов авиационного назначения на устойчивость процесса механической обработки резанием. Для решения поставленной задачи разработана вероятностная модель, реализованная методом Монте-Карло. Установлено, что двумерный анализ, учитывающий совместное распределение предела прочности и твердости, позволяет выявить дополнительный резерв нестабильности, недооцениваемый при одномерном подходе на 15–20 %, а также расширяет диапазон температур резания до интервала 700...875 °С. Показано, что рассматриваемая система проявляет демпфирующие свойства: относительный разброс выходного параметра не превышает аналогичного показателя на входе модели.

Б.А. АБЗАЛОВ,
аспирант,

Р.М. ЯНБАЕВ,
канд. техн. наук,

А.Р. АБЗАЛОВ,
канд. техн. наук
(КНИТУ-КАИ, Казань)
abzalov_bulat@inbox.ru

Метод Монте-Карло, статистическое моделирование, температура резания, жаропрочные сплавы, авиационные материалы

В авиационном двигателестроении операции механической обработки резанием жаропрочных сплавов (ВЖЛ-12, ЖС6-У, ЖС-36, ЭП 220) выполняются на различных этапах технологического цикла – финишной токарной обработке литых лопаток, чистовом точении штампованных и кованных деталей; подрезке и обрезке кромок листовых и сварных конструкций [1]. Повышение эффективности лезвийной обработки компрессорных лопаток, в частности, обсуждается в работе [2]. Во всех этих случаях даже незначительная вариация механических свойств обрабатываемого материала (предела прочности, твердости) способна привести к нестабильности температурного поля в зоне резания, преждевременному износу инструмента и появлению прижогов, что для ответственных деталей ГТД недопустимо. В связи с этим определение количественного влияния вариативности механических свойств обрабатываемых материалов на технологический процесс резания представляет собой актуальную научно-техническую задачу в области авиационного производства. Согласно исследованиям предел прочности и твердость жаропрочных сплавов демонстрируют статистическую изменчивость как между различными плавками, так и в пределах одной заготовки, причем разброс значений может достигать 8–12 % при соблюдении всех нормативных требований к поставке [3, 4]. Указанная изменчивость обусловлена сложностью металлургических процессов и многоэтапностью термической обработки, характерных для технологий производства данных сплавов

Традиционные инженерные методы расчета режимов резания базируются на детерминированном подходе: используются средние (паспортные) значения свойств, а режимы назначаются по справочным таблицам [5]. Такой подход принципиально не учитывает стохастическую природу реальных заготовок. Как следствие, даже при строгом соблюдении расчетных режимов обработки фактические технологические параметры (сила резания, температура, уровень вибраций) могут выходить за пределы установленных допустимых значений. Следствием этого являются непрогнозируемый износ режущего инструмента, деградация качества поверхностного слоя обрабатываемой детали и рост процента бракованных изделий. В авиационной промышленности, где любой дефект критичен с точки зрения летной безопасности, подобные ситуации не приемлемы.

Влияние вариации свойств материала на температуру резания вызывает особый научный интерес, поскольку температурный режим является одним из главных факторов, определяющих стойкость инструмента и целостность поверхностного слоя детали [6]. В современных исследованиях наблюдается устойчивая тенденция к применению статистических методов анализа. Тем не менее на настоящий момент недостаточно систематических работ, в которых устанавливалась бы количественная связь между

разбросом механических свойств авиационных сплавов и вероятностным распределением температуры в зоне резания.

Таким образом, существует научно-техническое противоречие: с одной стороны, известен значительный разброс свойств реальных заготовок из жаропрочных сплавов, с другой, отсутствуют количественные оценки того, как этот разброс трансформируется в нестабильность выходных параметров процесса резания. Устранение данного противоречия является необходимым условием для перехода к вероятностному назначению режимов обработки, а также для научно обоснованного установления допусков на входные свойства материалов.

Целью работы является количественная оценка влияния статистического разброса предела прочности и твердости жаропрочного сплава на температуру резания методом Монте-Карло применительно к авиационному производству.

Для описания связи между параметрами процесса и температурой в зоне обработки использована степенная модель, широко применяемая в инженерных расчетах [7]:

$$T = KV^a F^b A^c \sigma_u^d,$$

где T – температура в зоне резания, °C; V – скорость резания, м/мин; F – подача, мм/об; A – глубина резания, мм; σ_u – предел прочности обрабатываемого материала, МПа; K – масштабирующий коэффициент; a, b, c, d – эмпирические показатели степени, характеризующие влияние соответствующих факторов.

Численные значения коэффициентов приняты на основе литературных данных для жаропрочных никелевых и титановых сплавов [8]: $K = 80$; $a = 0,25$; $b = 0,12$; $c = 0,08$; $d = 0,20$. В соответствии с рекомендациями [9] параметры режима резания, применяемые при обработке авиационных деталей, были приняты следующими: $V = 60$ м/мин; $F = 0,15$ мм/об; $A = 2$ мм.

В соответствии с данными о статистическом разбросе механических характеристик жаропрочных сплавов [3] предел прочности σ_u рассматривается как случайная величина, подчиняющаяся нормальному закону распределения. Параметры распределения приняты на основе анализа сертификатов качества для сплава типа ЖС-6У: математическое ожидание $\mu = 1200$ МПа, среднеквадратическое отклонение $\sigma = 50$ МПа. Коэффициент вариации входного параметра составляет 4,2 %. Для исключения физически некорректных значений использовано усечение по правилу «трех сигм» (1050...1350 МПа).

Использован алгоритм моделирования Монте-Карло: реализован метод статистических испытаний объемом $N = 5000$ итераций. Для каждой итерации генерировалось значение σ_u с последующим расчетом температуры по степенной модели. Выполнена статистическая обработка полученной выборки, а также двумерный анализ чувствительности с учетом коррелированной вариации предела прочности (1050...1400 МПа) и твердости (40–52 HRC, коэффициент корреляции $\rho = 0,7$).

Моделирование выполнялось формированием выборки случайных значений предела прочности σ_u , подчиняющихся нормальному закону распределения с параметрами $\mu = 1200$ МПа, $\sigma = 50$ МПа. Полученное распределение представлено гистограммой на рис. 1, а с диапазоном $\sigma_u = 1050 \pm 1350$ МПа. Форма эмпирического распределения приближается к теоретической кривой Гаусса. При этом максимальная частота встречаемости значений, составляющая до 250 наблюдений на интервал, наблюдается в центральной области диапазона – 1150...1250 МПа.

Распределение температуры резания после 5000 итераций (рис. 1, б) близко к нормальному, но имеет небольшой сдвиг вправо из-за нелинейной связи $T(\sigma_u)$. Разница между средним значением по Монте-Карло (773,8 °C) и расчетным значением (773,9 °C) не превышает 0,1 °C.

При вариации предела прочности $\sigma = 50$ МПа ($\pm 4,2$ %) температура резания изменяется в интервале 747,7...812,3 °C (размах составляет 64,6 °C). Коэффициент вариации температуры равен 0,84 %, что в пять раз ниже аналогичного показателя для входного параметра. С доверительной вероятностью 90 % температура резания находится в интервале 763,2...784,2 °C, ширина которого равна 21 °C. Критический

порог 950 °C не был достигнут ни в одной из реализаций; оценка вероятности его превышения составляет менее 0,02 %.

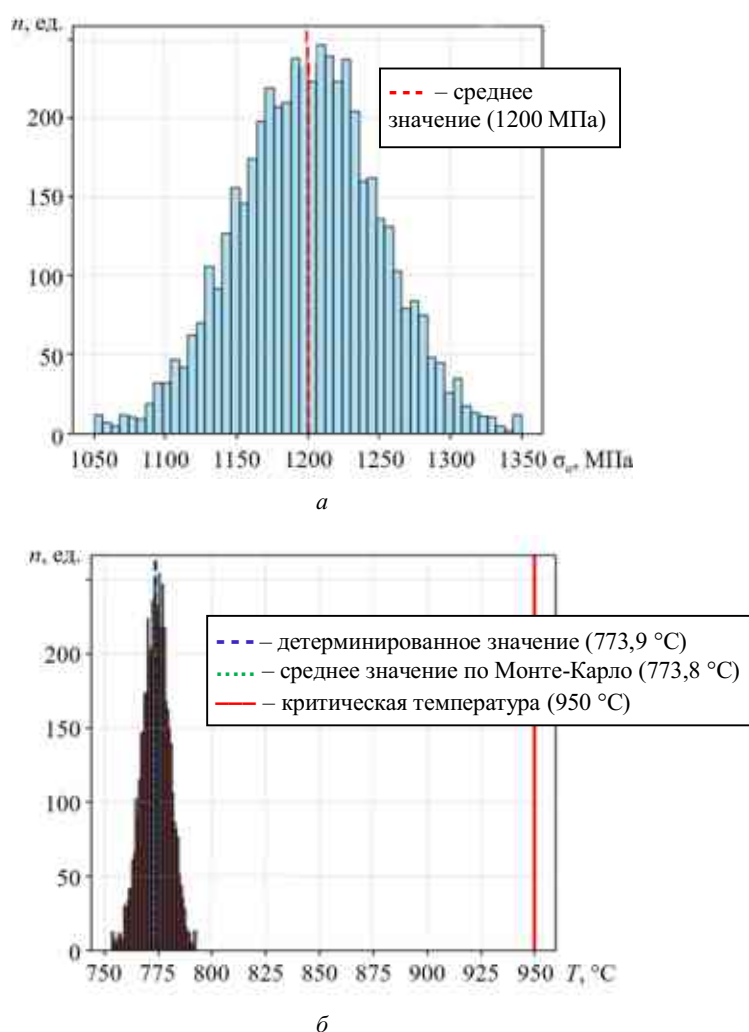


Рис. 1

Поле корреляции (рис. 2, а) показывает линейную зависимость: коэффициент Пирсона $r = 0,97$ ($R^2 = 0,94$). Таким образом, разброс предела прочности объясняет 94 % дисперсии температуры резания.

Как показано на рис. 2, а, между исследуемыми параметрами наблюдается линейная корреляционная связь. Аппроксимация экспериментальных данных дает уравнение регрессии вида $T = 0,129\sigma_{\text{л}} + 618,8$ с коэффициентом детерминации $R^2 = 0,94$. Значение коэффициента 0,129 °C/МПа интерпретируется следующим образом: увеличение предела прочности на 100 МПа приводит к повышению температуры резания на 12,9 °C.

Согласно диаграмме размаха (рис. 2, б) медианное значение температуры резания составляет 773,9 °C и совпадает со средним значением. Интерквартильный размах равен приблизительно 9 °C. Границы «усов» соответствуют 5-му и 95-му процентиллям. Выбросы до 812 °C соответствуют прочности 1300–1350 МПа.

Анализ кумулятивной функции распределения (рис. 3, а) позволяет получить следующие вероятностные оценки. С доверительной вероятностью 95 % температура резания не превышает 784 °C. Значения температуры 760, 770, 780 °C достигаются с вероятностью менее 5 %, приблизительно 30 % и около 85 %.

Сравнительный анализ четырех величин, приведенный на рис. 3, б, включает детерминированный расчет (773,9 °C), среднее значение по Монте-Карло (773,8 °C), а также границы 5-го и 95-го

процентилей (763,2 и 784,2 °C). Совпадение детерминированного результата со средним значением подтверждает несмещенность модели. Ширина 90 %-го доверительного интервала (5–95 процентиля) составляет 21 °C.

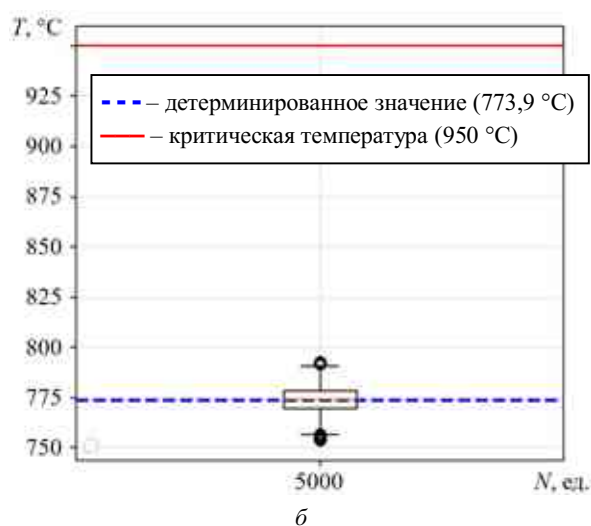
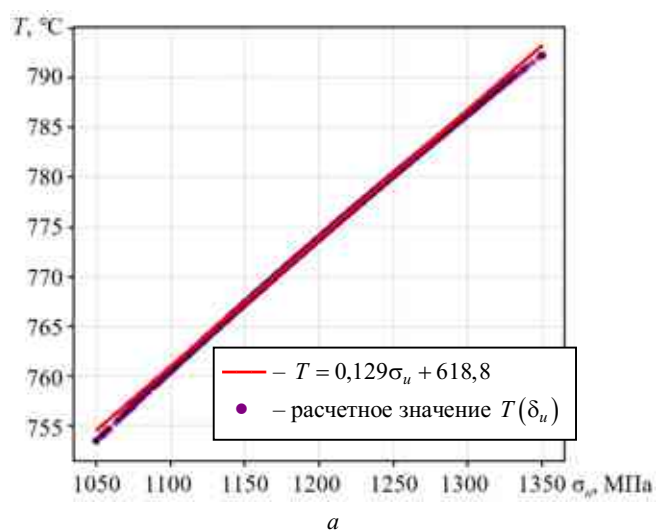


Рис. 2

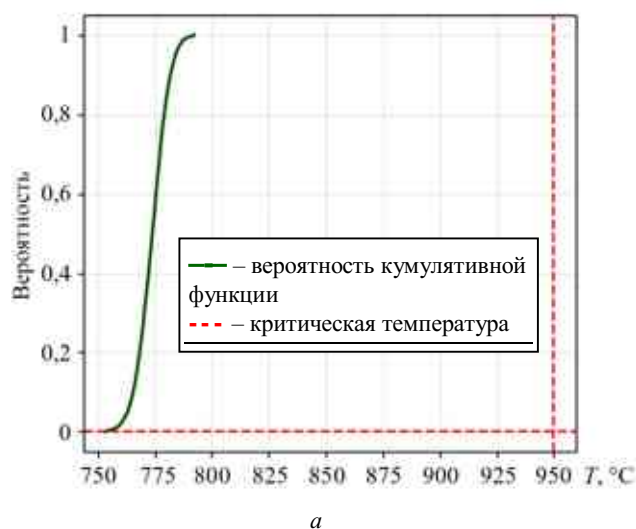


Рис. 3 (Начало)

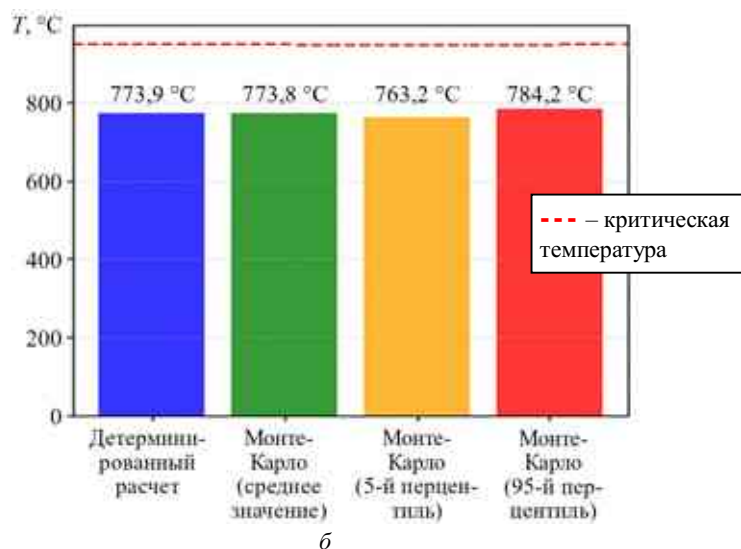


Рис. 3 (Окончание)

Игнорирование этого интервала (ориентация только на детерминированное значение) может привести к тому, что в 50 % случаев фактические условия обработки будут отличаться от расчетных.

Представленные результаты (см. рис. 1–3) получены в предположении, что единственным варьируемым параметром является предел прочности материала. Однако в реальных условиях механические свойства заготовок изменяются коррелированно: увеличение прочности, как правило, сопровождается ростом твердости. Для оценки совместного влияния этих факторов на температуру резания выполнен двумерный анализ чувствительности методом Монте-Карло.

На рис. 4 представлена поверхность отклика, характеризующая зависимость температуры резания T от предела прочности σ_u и твердости HRC.

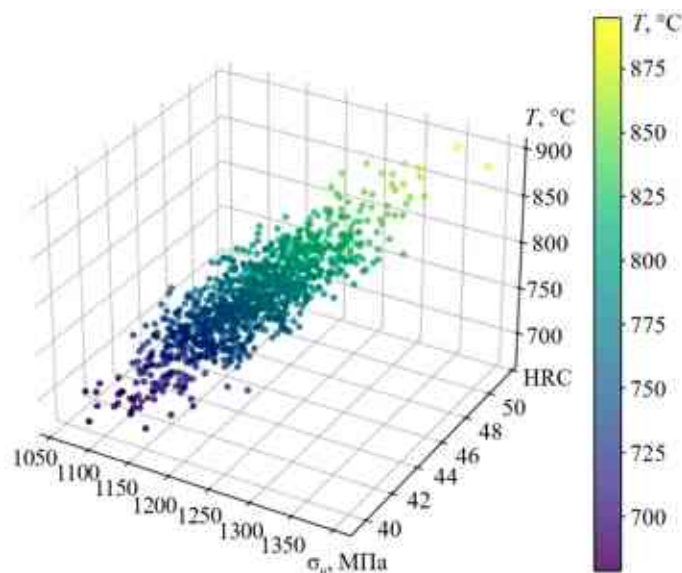


Рис. 4

В соответствии с реальными данными о разбросе свойств жаропрочных сплавов [4] предел прочности варьировался в пределах 1050...1400 МПа, твердость – в диапазоне 40...52 HRC. Генерация выборок осуществлялась с учетом корреляции между параметрами ($RHO = 0,7$), что отражает реальную физическую связь этих характеристик.

При совместной вариации предела прочности и твердости (см. рис. 4) диапазон изменения температуры резания расширяется до 700...875 °C, среднее значение составляет 785 °C, стандартное

отклонение – 28 °С. Полученные результаты демонстрируют существенно более широкий размах температурных колебаний по сравнению с одномерным анализом, где диапазон ограничен интервалом 750...790 °С (см. рис. 1, б).

Поверхность отклика (см. рис. 4) в исследованном диапазоне варьируемых параметров демонстрирует линейный характер. Коэффициент детерминации соответствующего уравнения регрессии составляет $R^2 = 0,97$:

$$T = 425 + 0,21\sigma_u + 4,8HRC.$$

Коэффициент влияния твердости на разброс температуры резания (4,8 °С/HRC) существенно превышает аналогичный показатель для предела прочности (0,21 °С/МПа). При этом исключение из рассмотрения вариации твердости приводит к занижению разброса температуры на 15–20 %.

По результатам моделирования методом Монте-Карло (5000 итераций) построена вероятностная модель резания авиационных жаропрочных сплавов.

Результаты анализа демонстрируют, что при относительном разбросе входного параметра (предела прочности), составляющем 4,2 %, выходной параметр (температура резания) характеризуется меньшей вариабельностью – 3,6 %, при этом коэффициент вариации равен 0,84 %. Установлено, что 90 % всех возможных значений температуры находятся в интервале 735...835 °С. Выявлена весьма тесная связь между механическими свойствами материала и температурой резания: коэффициент корреляции достигает 0,97.

Моделирование двумерной вариации механических свойств (предел прочности в диапазоне 1050...1400 МПа, твердость – 40–52 HRC) показало расширение температурного коридора до 700...875 °С, а также увеличение дисперсии температуры резания на 18 % по сравнению с изолированным учетом только прочности. Количественные оценки влияния каждого из факторов следующие: повышение предела прочности на каждые 100 МПа приводит к росту температуры на 21 °С, тогда как увеличение твердости на 1 HRC вызывает ее рост на 4,8 °С.

Исходя из технологического ограничения по стойкости режущего инструмента (температура резания не должна превышать 820 °С при чистовом точении), определены допустимые диапазоны колебания механических свойств материала заготовок. Для обеспечения вероятности 90 % непревышения критического температурного порога установлено, что отклонения предела прочности не должны выходить за пределы ± 80 МПа, а отклонения твердости – за пределы ± 3 HRC.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Сидоров В.В., Каблов Д.Е., Ригин В.Е. *Металлургия литейных жаропрочных сплавов: технология и оборудование*. М.: ВИАМ, 2016. 368 с.
2. Юсупов Ж.А., Юсупов Д.Э. Программирование обработки на станках с CNC-системой ЧПУ на оптимальных переменных режимах резания // *Изв. вузов. Авиационная техника*. 2023. № 1. С. 128–134.
3. Ласуков А.А. Влияние основных факторов процесса резания на стружкообразование при точении жаропрочных сплавов // *Горный информационно-аналитический бюллетень (научно-технический журнал)*. 2010. № S3. С. 356–366.
4. Химушин Ф.Ф. *Жаропрочные стали и сплавы*. М.: Металлургия, 1969. 752 с.
5. Дальский А.М. и др. *Справочник технолога-машиностроителя: в 2 т.* М.: Машиностроение, 2003. Т. 1. 255 с.
6. Резников А.Н. *Теплофизика процессов механической обработки материалов*. М.: Машиностроение, 1981. 279 с.
7. Розенберг А.М., Еремин А.Н. *Элементы теории процесса резания металлов*. М.: Машгиз, 1956. 319 с.
8. Shaw M.C. *Metal Cutting Principles*. Oxford: Oxford University Press, 2005. 651 p.
9. Старовойтов С.В., Красников И.П., Гайлиш М.Д. Повышение эффективности лезвийной обработки компрессорных лопаток за счет объемного строгания // *Изв. вузов. Авиационная техника*. 2023. № 1. С. 121–127.

Поступила в редакцию 10.05.26

После доработки 22.05.26

Принята к публикации 22.05.26

Monte Carlo Assessment of Property Scatter Effects on Cutting Stability for Aviation Heat-Resistant Alloys

B.A. ABZALOV, R.M. YANBAEV, AND A.R. ABZALOV

Tupolev Kazan National Research Technical University, Kazan

A quantitative assessment of the influence of variability in the mechanical properties of aviation heat-resistant alloys on the stability of the machining process was carried out. To solve this problem, a probabilistic model based on the Monte Carlo method was developed. It has been established that a two-dimensional analysis accounting for the joint distribution of ultimate tensile strength and hardness reveals an additional reserve of instability underestimated by 15–20% in the one-dimensional approach, and also extends the cutting temperature range to 700–875 °C. It is shown that the system under consideration exhibits damping properties, namely, the relative scatter of the output parameter does not exceed that of the model input.

Monte Carlo method, statistical modeling, cutting temperature, superalloys, aviation materials

Компьютерная модель способа осадки осесимметричной оболочки с направленным изменением толщины

Е.Г. ДЕМЬЯНЕНКО,

д-р техн. наук,

К.А. НИКОЛЕНКО,

канд. техн. наук,

И.П. ПОПОВ,

д-р техн. наук

(Самарский университет,

Самара)

e-dem@mail.ru

Проведена оценка возможностей процесса осадки при формообразовании осесимметричных оболочек, типовыми представителями которых являются элементы трубопроводов – переходы, отводы. Проанализированы процесс осадки в замкнутом контейнере с постоянным внутренним давлением и распределение толщины оболочки из материала Д16АМ с применением программного продукта LS-DYNA. Выявлены особенности процесса формообразования на различных стадиях. Выполнена проверка аналитической зависимости для расчета высоты заготовки и ее влияние на распределение толщины детали.

Осесимметричная оболочка, способ, замкнутый контейнер, листовая штамповка, осадка, направленное изменение толщины, внутреннее давление, компьютерная модель

При формообразовании осесимметричных оболочек, типовыми представителями которых являются элементы трубопроводов – переходы [1], отводы [2, 3], – важным является не только получение требуемой геометрии, но и заданного распределения толщины вдоль образующей детали. Распределение толщины можно получить, применяя при изготовлении последовательную штамповку. При этом первая операция направлена на получение предварительного профилирования толщины, а последующие – на получение заданной толщины и формы. Например, при изготовлении детали «Переход» [1] с заданным распределением толщины, первой операцией является операция осадки, а второй – операция раздачи. При осадке подвижный торец заготовки утолщается, при раздаче – утоняется. В результате такой последовательности достигается равномерное распределение толщины и требуемая форма изделия.

Предложенный способ формообразования осесимметричных трубных заготовок находит применение в производстве элементов трубопроводных систем, а также при получении заготовок для дальнейшего изготовления изделий с переменным профилем толщины стенки – переходников, отводов [1–3].

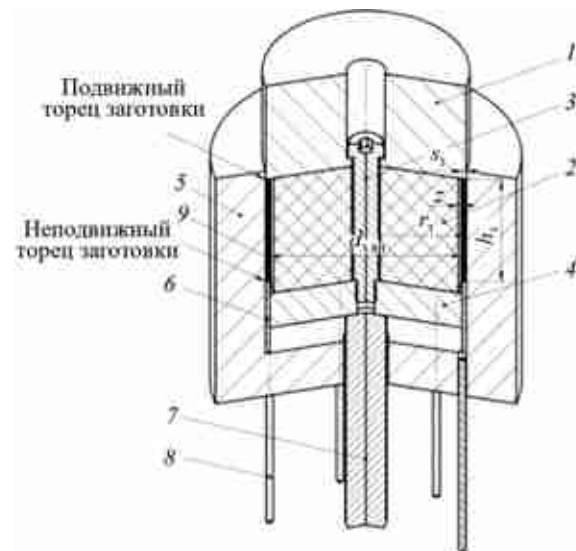
Управление толщиной стенки осуществляется за счет поддержания постоянного значения внутреннего давления q . Процесс осадки производится в замкнутом контейнере, при этом давление на внутреннюю поверхность заготовки создается до начала деформирования и сохраняется неизменным на всех его этапах [4].

Предложенный способ позволяет повысить качество штампованных деталей за счет формирования монотонно возрастающей толщины стенки вдоль образующей детали (от фиксированного торца к подвижному). Такое распределение материала обеспечивается поддержанием постоянного внутреннего давления эластичного наполнителя внутри заготовки, помещенного в замкнутый контейнер [5].

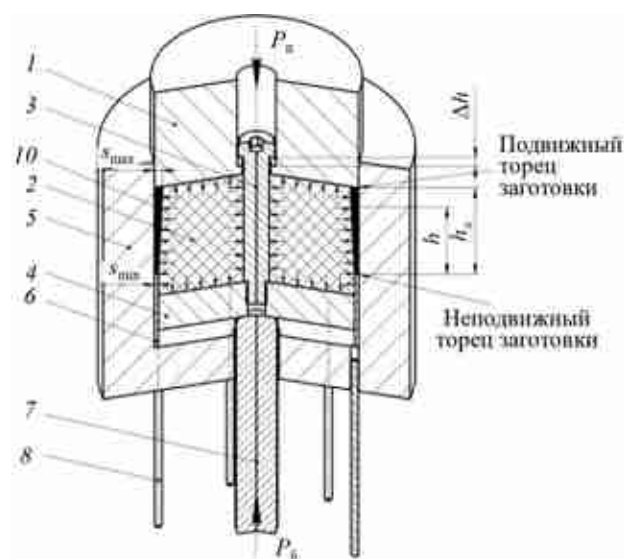
Конструктивная схема устройства состоит из двух основных узлов – неподвижного и подвижного блоков (рис. 1).

Подвижный блок содержит следующие элементы: пуансон 1, эластичный наполнитель 2, стержень крепления эластичного наполнителя к верхней плите 3, упор фиксирующий 4. Неподвижный блок состоит из контейнера 5, выталкивателя 6, центральной 7 и боковой 8 шпилек.

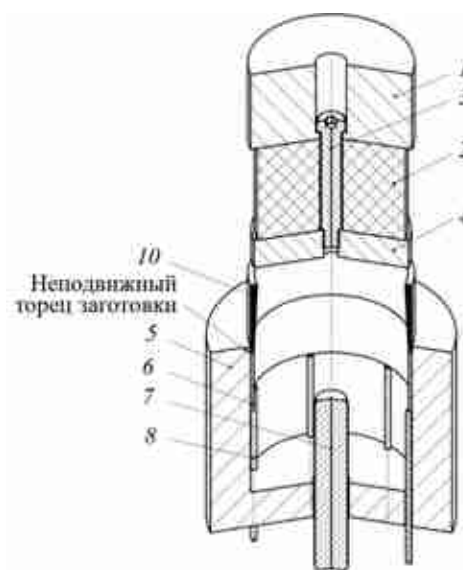
Процесс осуществляется постадийно. На первой стадии (рис. 1, а) заготовка 9 устанавливается в контейнере на выталкиватель. Подвижный блок опускается вниз до упора пуансоном в заготовку. При этом эластичный наполнитель, закрепленный на пуансоне стержнем крепления и фиксирующим упором, размещается внутри заготовки с небольшим зазором z между внутренней поверхностью контейнера и наружной поверхностью эластичного наполнителя. Зазор зависит от остаточной деформации $\varepsilon_{\text{ост}}$ эластичного наполнителя и определен выражением $z = \varepsilon_{\text{ост}} d_{\text{заг.вн}}$, где $d_{\text{заг.вн}}$ – внутренний диаметр заготовки [6].



a



б



в

Рис. 1

На второй стадии происходит осадка заготовки (рис. 1, б). Центральная шпилька перемещается в осевом направлении (вниз) в процессе деформирования заготовки, испытывая постоянное сопротивление со стороны эластичного наполнителя P_6 . На начальном этапе рабочего хода верхний блок с пуансоном перемещается равномерно под действием внешней силы $P_{\text{п}}$. Сопротивление, определяемое усилием P_6 , инициирует увеличение усилия $P_{\text{п}}$. Достижение условия равновесия сил ($P_{\text{п}} = P_6$) соответствует установлению необходимого постоянного давления q эластичного наполнителя на внутреннюю поверхность заготовки.

При дальнейшем перемещении происходит процесс осадки заготовки в замкнутом контейнере с заданным постоянным усилием P_6 и внутренним давлением q [7].

Для обеспечения постоянства давления верхний блок перемещается вместе с центральной шпилькой и боковыми шпильками вниз, при этом выталкиватель неподвижен. Перемещение осуществляется на заданную величину осадки заготовки Δh .

Данная величина определяется по формуле

$$\Delta h = h_{\text{заг}} - h_{\text{д}}, \quad (1)$$

где $h_{\text{заг}}$ – высота заготовки; $h_{\text{д}}$ – высота детали.

На распределение толщины детали влияет величина внутреннего давления. Возникающее давление способствует увеличению сил трения, направленных от неподвижного торца заготовки к ее подвижному торцу. Указанное обстоятельство обеспечивает заданное распределение толщины материала вдоль образующей детали. При этом максимальная толщина s_{max} формируется на подвижном торце, тогда как минимальная s_{min} – на неподвижном торце заготовки. По завершении перемещения верхнего блока на величину заданной осадки $h_{\text{д}}$ процесс перераспределения толщины заготовки, реализуемый посредством осадки при внутреннем постоянном давлении, считается завершённым. При этом усилия $P_{\text{п}}$, P_6 снижаются до нулевых значений.

Третья стадия – извлечение детали с заданным распределением толщины (рис. 1, в).

После выполнения осадки верхний блок поднимается. Размеры эластичного буфера возвращаются к исходным. Затем центральная шпилька, боковые шпильки и выталкиватель поднимаются вверх. При этом выталкиватель давит на неподвижный торец детали 10, перемещая ее на удобную для извлечения из контейнера величину.

Важной геометрической характеристикой при осадке, от которой также зависит распределение толщины заготовки, является ее высота. Высота заготовки рассчитывается из условия постоянства объемов заготовки и детали с учетом геометрических размеров заготовки и требуемого распределения толщины готовой детали [8]:

$$V_{\text{д}} = V_{\text{заг}}; \quad (2)$$

$$V_{\text{заг}} = 2\pi R_0 h_{\text{заг}} s_{\text{заг}}; \quad (3)$$

$$V_{\text{д}} = 2\pi R_0 h_{\text{д}} \bar{s}_{\text{д}}, \quad (4)$$

где $V_{\text{д}}$, $V_{\text{заг}}$ – объем детали и объем заготовки; $\bar{s}_{\text{д}}$ – среднее значение толщины детали.

Толщина готовой детали меняется от неподвижного нижнего торца к подвижному верхнему. Для расчета примем допущение о линейном распределении толщины детали от неподвижного торца к подвижному. Таким образом, распределение толщины может быть выражено следующей линейной зависимостью:

$$s_{\text{ид}} = a + b h_{\text{ид}}, \quad (5)$$

где a , b – коэффициенты линейной аппроксимации распределения толщины детали. При этом толщина на неподвижном торце равна минимальному значению толщины детали, на подвижном – максимальному [9].

Из геометрических соображений средняя толщина детали может быть представлена в виде линейной функции:

$$\bar{s}_d = a + \frac{1}{2}bh_d. \quad (6)$$

Подставив в выражение (2) формулы (3), (4), (6), преобразовав и выразив относительно $h_{\text{заг}}$, получим формулу для расчета высоты заготовки с учетом литейного распределения толщины детали

$$h_{\text{заг}} = \frac{h_d \left(a + \frac{bh_d}{2} \right)}{s_{\text{заг}}}. \quad (7)$$

Коэффициенты a , b с учетом принятого линейного распределения толщины детали могут быть рассчитаны по следующим формулам:

$$a = s_{\min}; \quad (8)$$

$$b = \frac{s_{\max} - s_{\min}}{h_d}, \quad (9)$$

где $s_{\min}$ – минимальная толщина детали (толщина на неподвижном, нижнем торце детали при $h_{\text{ид}} = 0$); $s_{\max}$ – максимальная толщина детали (толщина на подвижном верхнем торце детали при $h_{\text{ид}} = h_d$).

Моделирование процесса осадки цилиндрической оболочки в замкнутом контейнере с неизменным внутренним давлением выполнено с использованием программного продукта LS-DYNA. Для моделирования использована согласованная система единиц – килограммы, миллиметры, секунды, ньютоны [10].

Геометрическая модель разрабатывалась в программном комплексе Unigraphics NX и экспортировалась в формат .stp для последующего импорта в среду LS-DYNA. На основе импортированной геометрии в LS-DYNA была построена конечно-элементная сетка.

Приведем геометрические размеры (рис. 2, а), трехмерную (рис. 2, б) и конечно-элементную (рис. 2, в) модели.

Для определения размеров заготовки выполнен расчет геометрических размеров заготовки для осадки цилиндрической осесимметричной оболочки в замкнутом контейнере.

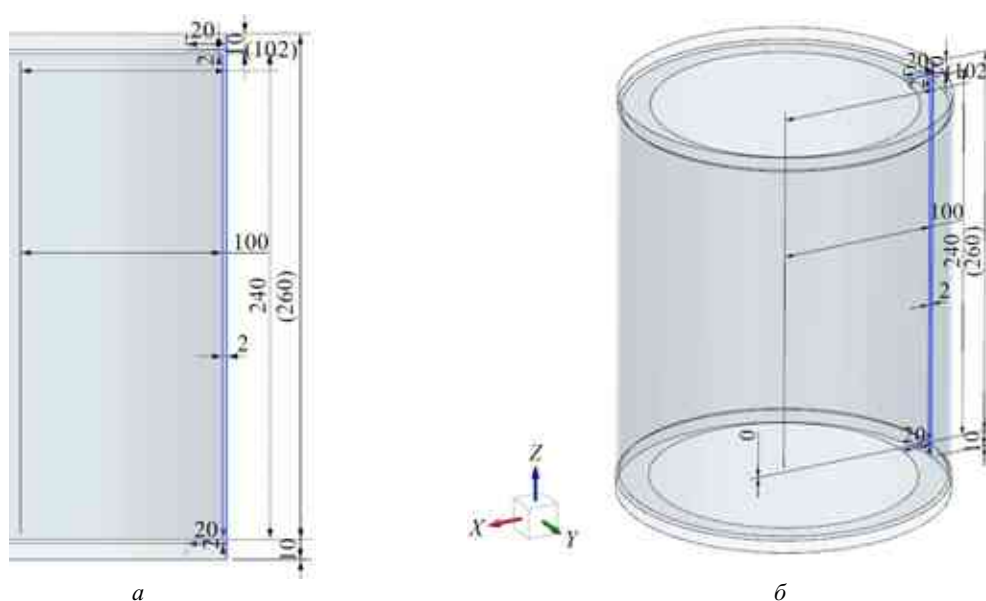


Рис. 2 (Начало)

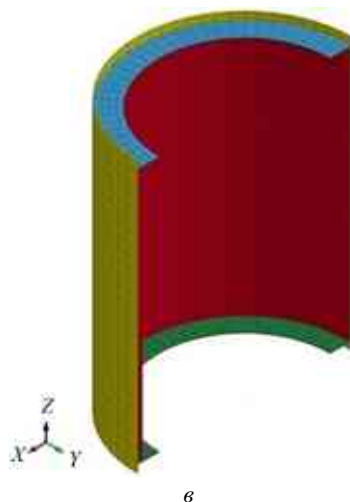


Рис. 2 (Окончание)

Основными геометрическими характеристиками являются размеры заготовки: радиус заготовки по средней поверхности $R_0 = 100$ мм, толщина заготовки $s_{\text{заг}} = 4$ мм. Высота заготовки рассчитана по формуле (7) для дальнейшего распределения толщины детали от $s_{\text{min}} = 4,2$ мм (толщина на неподвижном торце) до $s_{\text{max}} = 5,4$ мм (толщина на подвижном торце) при высоте детали $h_d = 200$ мм. Высота детали и распределение толщины являются исходными данными для расчета и задаются с учетом требований операционного эскиза на деталь.

Определим высоту заготовки по формуле (7) с учетом линейного распределения и значений толщины и высоты детали:

$$a = 4,2; \quad b = \frac{5,4 - 4,2}{200} = 0,006; \quad h_{\text{заг}} = \frac{200 \left(4,2 + \frac{0,006 \cdot 200}{2} \right)}{4} = 240 \text{ мм}.$$

По формуле (1) определим величину осадки $\Delta h = 240 - 200 = 40$ мм для получения требуемого в детали распределения толщины.

Приведем технологические параметры компьютерной модели.

Трение между инструментом и заготовкой – 0,15; модель трения – *CONTACT_AUTOMATIC_SURFACE_TO_SURFACE; кинематика движения инструмента, перемещение пуансона – 40 мм; постоянное давление, действующее на внутреннюю стенку заготовки в процессе осадки, – $q = 5$ Н/мм² [11].

Модель материала оснастки – *MAT_RIGID; модель материала заготовки – *MAT_PIECEWISE_LINEAR_PLASTICITY. Свойства материала заготовки соответствуют свойствам алюминиевого сплава Д16АМ [12]. Плотность – $2,77 \cdot 10^{-9}$ кг/мм³; модуль упругости – 72000 МПа; относительное равномерное удлинение материала – 0,13.

Кривая упрочнения материала представлена на рис. 3 [13, 14].

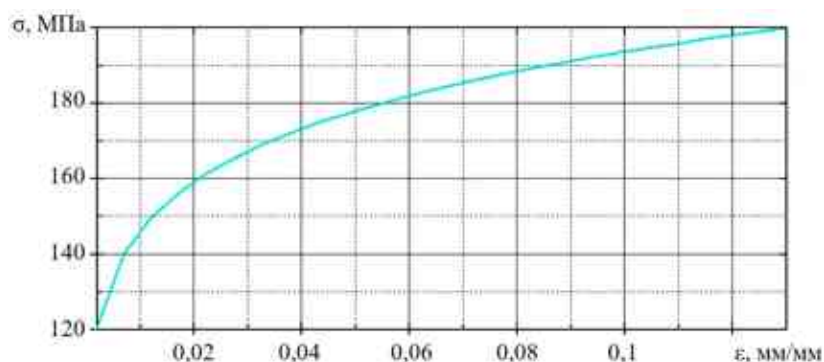


Рис. 3

В результате моделирования получены эпюры распределения толщины для стадий процесса формообразования – перемещение пуансона на 10 мм (рис. 4, а), 20 мм (рис. 4, б), 30 мм (рис. 4, в), 40 мм (рис. 4, г) на заключительной стадии процесса.

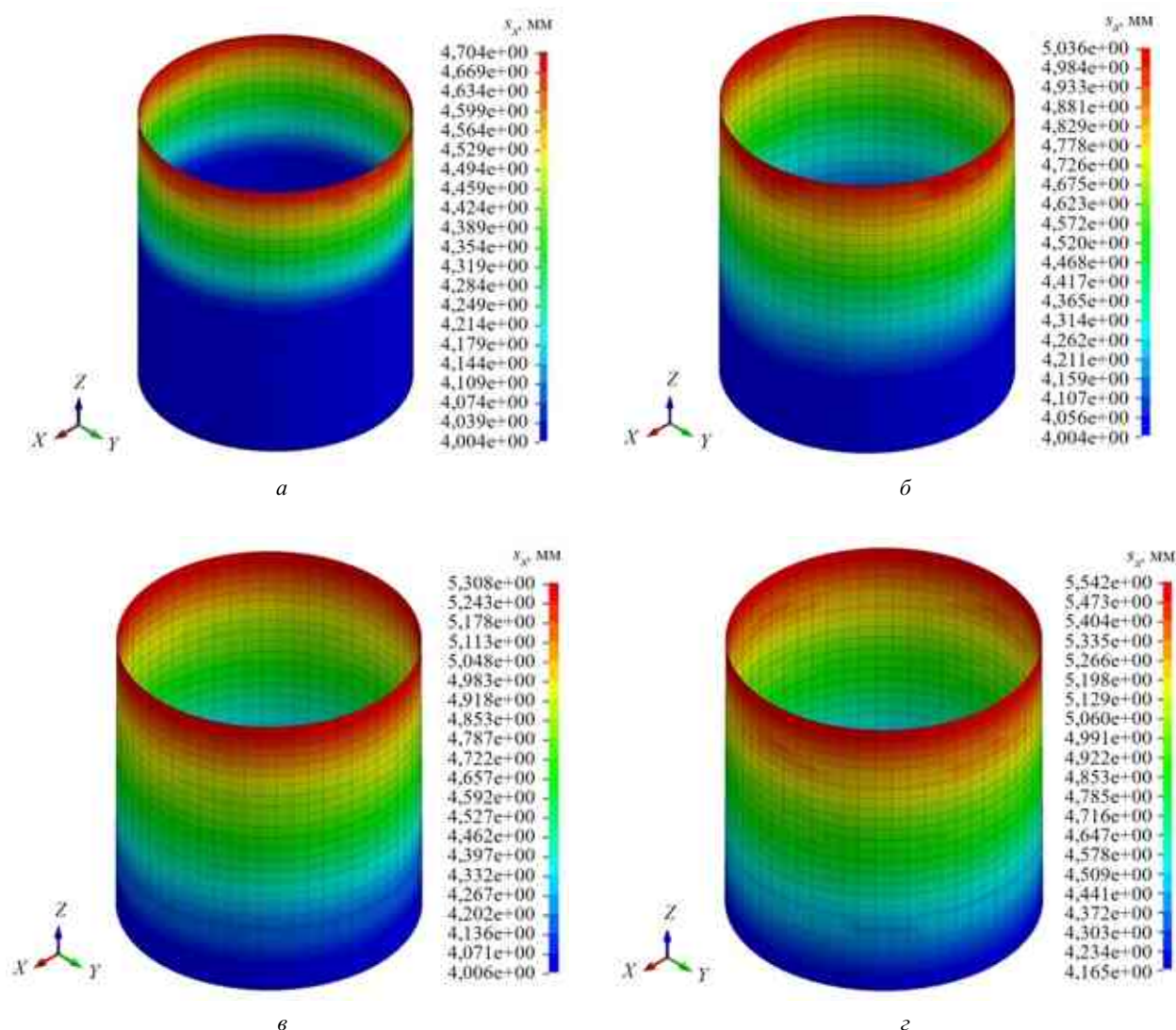


Рис. 4

Построен сравнительный график распределения толщины в радиальном направлении, т. е. по образующей детали (рис. 5), на стадиях процесса.

Как следует из представленного графика (см. рис. 5), по мере уменьшения высоты заготовки наблюдается увеличение толщины материала по направлению от подвижного торца к неподвижному. Такой характер деформации по толщине обусловлен силами трения и внутренним давлением. Чем меньше внутреннее давление и трение наружной поверхности заготовки о внутреннюю поверхность контейнера, тем меньше разница толщины между неподвижным и подвижным торцами. В частном случае, при минимальном трении, толщина будет увеличиваться с минимальной разницей на торцах [15].

В процессе деформирования увеличение толщины в сечениях, расположенных вдоль образующей, происходит пропорционально. Величина разности толщин на торцах определяется исходной высотой заготовки и значением внутреннего давления. При фиксированной высоте заготовки и в заданных условиях постоянное внутреннее давление выступает в качестве управляющего параметра, регулирующего распределение толщины в процессе осадки. Изменяя внутреннее давление, можно получить требуемое распределение толщины [16].

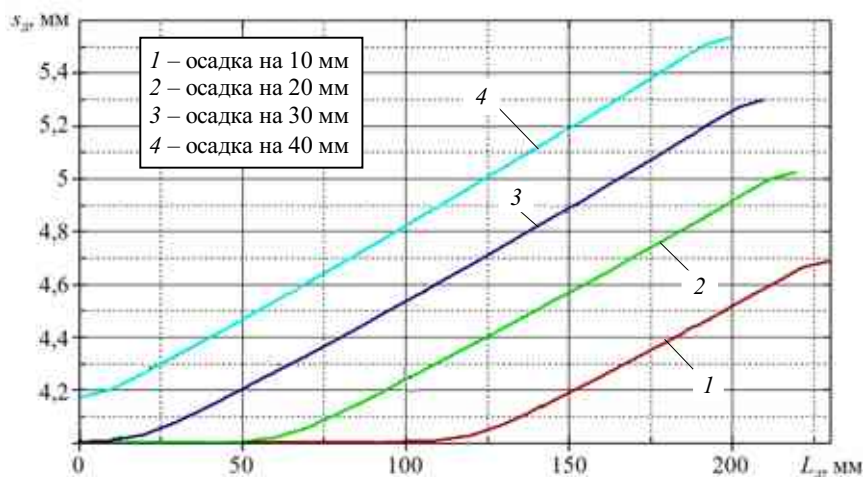


Рис. 5

Таким образом, в результате проведенного исследования можно сделать следующие выводы.

В технологии производства деталей трубопроводных систем особую значимость приобретает задача обеспечения заданного распределения толщины стенки в процессе первичной деформации – осадки цилиндрической заготовки. Для предотвращения потери устойчивости в процессе и получения заданного распределения толщины осадку рекомендуется производить в замкнутом контейнере с постоянным внутренним давлением. Для осуществления такой операции разработан способ осадки в замкнутом контейнере с постоянным давлением.

Результаты моделирования свидетельствуют о наличии в приторцевых зонах (как подвижного, так и неподвижного торца) протяженностью порядка 5 мм участка смятия, характеризующегося постоянной толщиной материала. Изменение толщины подчиняется линейному закону, что подтверждает справедливость принятого допущения о линейном характере распределения толщины в процессе осадки. Увеличение толщины наблюдается по направлению от подвижного торца к неподвижному, причем значение толщины неподвижного торца остается неизменным и определяется высотой исходной заготовки, а также величиной внутреннего давления.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

- ГОСТ 17378–2001. Детали трубопроводов бесшовные приварные из углеродистой и низколегированной стали. Переходы. Конструкция. М.: Стандартинформ, 2010. 15 с.
- ГОСТ 17375–2001. Детали трубопроводов бесшовные приварные из углеродистой и низколегированной стали. Отводы крутоизогнутые типа 3D ($R \approx 1,5 \text{ DN}$). Конструкция и размеры. М.: Стандартинформ, 2010. 10 с.
- ГОСТ 17380–2001 (ИСО 3419-81). Детали трубопроводов бесшовные приварные из углеродистой и низколегированной стали. Общие технические условия. М.: Стандартинформ, 2010. 31 с.
- Попов И.П., Николенко К.А., Фомичев Д.С. Профилирование толщины трубных заготовок способом осадки с внутренним давлением // Методы, средства и технологии получения и обработки измерительной информации: Материалы 16-й Междунар. науч.-техн. конф. с элементами научной школы и конкурсом научно-исследовательских работ для студентов, аспирантов и молодых ученых, г. Пенза, 6–7 нояб. 2024. Пенза: ПГУ, 2024. С. 241–243.
- Замараева Ю.В., Логинов Ю.Н. Влияние толщины оболочки на результаты осесимметричной осадки магния в холодном состоянии // Magnitogorsk Rolling Practice: Материалы 4-й Междунар. молодеж. науч.-практ. конф., г. Магнитогорск, 4–7 июня 2019. Магнитогорск: МГТУ им. Г.И. Носова, 2019. С. 62–64.
- Романовский В.П. Справочник по холодной листовой штамповке. Л.: Машиностроение, 1979. 520 с.
- Способ изготовления биметаллических переходников малого диаметра многопереходной штамповки [Электронный ресурс]. URL: <https://patents.google.com/patent/RU2403117C2/ru> (дата обращения: 24.03.2026).
- Николенко К.А., Попов И.П., Фомичев Д.С. Расчет технологических параметров процесса осадки трубной заготовки с внутренним давлением // Наука и кадры для авиастроения: Сб. тр. конф., г. Новосибирск, 17–21 дек. 2024. Новосибирск: НГТУ, 2024. С. 176–181.

9. Катаев Ю.П. Расчет параметров процесса раздачи – калибровки труб // Изв. вузов. Авиационная техника. 2010. № 3. С. 57–59.
10. Егорова Е.И., Лунев А.Н., Курьлев Д.В. Методика формирования базы знаний интеллектуальной системы проектирования технологических процессов // Изв. вузов. Авиационная техника. 2025. № 2. С. 227–232.
11. Хасанов Р.Р., Султанмагомедов В. Моделирование напряженного состояния тройника при недопустимых перемещениях основного трубопровода и трубопровода-отвода // Новые технологии нефтегазовому региону: Материалы всерос. науч.-практ. конф. студентов, аспирантов и молодых ученых. Тюмень: ТюмГНГУ, 2012. С. 116–117.
12. Марочник стали и сплавов [Электронный ресурс]. URL: https://splav-kharkov.com/mat_start.php (дата обращения: 24.03.2026).
13. Сидельников С.Б. и др. Моделирование и автоматизированные технологические процессы обработки металлов давлением. Красноярск: СФУ, 2019. 252 с.
14. Илюшкин М.В., Марковцев В.А., Баранов А.С. Применение программы инженерного анализа ANSYS/LS-DYNA для моделирования процессов металлообработки // Инновационные технологии в металлообработке: Сб. науч. тр. всерос. науч.-практ. заочн. конф., г. Ульяновск, 12 нояб. 2016. Ульяновск: УлГТУ, 2017. С. 321–327.
15. Олехвер А.И. Анализ существующих решений по автоматизированному проектированию технологий изготовления штампуемых изделий // Известия Тульского государственного университета. Технические науки, 2023. № 9. С. 56–62.
16. Виноградов Ю.И. Исследование концентрации напряжений в локально нагруженных оболочках // Изв. вузов. Авиационная техника. 2022. № 2. С. 26–34.

Поступила в редакцию 24.04.26

После доработки 28.04.26

Принята к публикации 28.04.26

Computer Model of the Method of Upsetting of an Axisymmetric Shell with a Directional Change in Thickness

E.G. DEM'YANENKO, K.A. NIKOLENKO, AND I.P. POPOV

Samara University, Samara

The possibilities of the upset forging process during the shaping of axisymmetric shells, typical representatives of which are pipeline elements such as transitions and bends, was estimated. The process of upsetting in a closed container with constant internal pressure and the distribution of the thickness of the D16AM shell were analyzed using the LS-DYNA software product. The features of the shaping process at various stages were identified. The analytical dependence for calculating the workpiece height and its effect on the thickness distribution of the part was verified.

Axisymmetric shell, method, closed container, sheet stamping, upsetting, directional change of thickness, internal pressure, computer model

Влияние методов нагрева формообразующей оснастки на длительность изготовления композитных сэндвич-конструкций

Д.Ю. КОНСТАНТИНОВ,
В.И. ХАЛИУЛИН,
д-р техн. наук,
В.В. БАТРАКОВ,
канд. техн. наук
(КНИТУ-КАИ, Казань),
И.В. МАЛЫШЕВ
(ООО «Аэрокон», Казань)
pla.kai@mail.ru

Предлагается альтернативный технологический подход к изготовлению изделий из композиционных материалов, основанный на интенсивном методе формования. Разработанный процесс реализуется посредством гибридной схемы, предусматривающей формование композитной заготовки в металлической матрице с использованием пуансона из силиконовой смеси. Представлены результаты экспериментального исследования влияния способов нагрева формообразующей оснастки на продолжительность технологического цикла изготовления композитных конструкций. Выполнена сравнительная оценка эффективности различных методов.

Композиционные материалы, сотовый наполнитель, «сухой» метод выкладки, силиконовый пуансон, прессовое формование

Современные тенденции развития авиационной техники, направленные на снижение массы и стоимости летательных аппаратов, а также повышение точности их изготовления, обуславливают необходимость внедрения новых материалов и передовых производственных технологий [1–7]. Одним из характерных примеров является переход от традиционного автоклавного формования композиционных конструкций к внеавтоклавным технологиям производства. В частности, перспективным направлением считается применение связующих материалов с альтернативными методами отверждения, включая воздействие ультрафиолетового излучения [8], микроволнового излучения [9] и других видов энергетического воздействия [10, 11]. Однако неоднородная передача энергии по толщине и площади детали приводит к неравномерному отверждению связующего и возникновению внутренних напряжений [12]. Технологические способы, являющиеся альтернативой автоклавному формованию (трансферные технологии подачи связующего), позволяют снизить стоимость изготовления, особенно изделий сложной конфигурации с высокой степенью интегральности. Тем не менее в настоящий момент многие отрасли промышленности используют в качестве материалов для изготовления изделий препрег.

Для сохранения технологических качеств изделия, сравнимых с автоклавной технологией, и уменьшения времени изготовления были разработаны альтернативные технологии изготовления изделий на основе препрега. Среди внеавтоклавных технологий переработки препрегов, применяемых при изготовлении авиационных конструкций, выделяется технология компании Quickstep Technologies Ltd [13]. Ее использование благодаря применению препрегов специального состава позволяет сократить продолжительность процесса отверждения более чем в три раза по сравнению с традиционными технологиями. В качестве альтернативного технологического решения рассматривается также термопрессовое формование в штампах, один из которых выполнен из эластичного материала. Технология термопрессового формования позволяет многократно сократить продолжительность производственного цикла. Однако существенным недостатком представленных технологических схем является сложность обеспечения равномерного давления и температуры [12], особенно для изделий сэндвич-конструкции. С учетом сказанного для изготовления изделий сэндвич-конструкций несложной геометрической формы наиболее перспективно применение «термопрессового» формования препрега в штампах.

В настоящей работе за основу взят элемент сэндвич-конструкции типа лонжерон (рис. 1), являющийся элементом силового каркаса летательного аппарата.

При рассмотрении технологической схемы изготовления лонжерона был использован «сухой» метод выкладки, который заключается в использовании заранее произведенного полуфабриката – препрега. Препрег представляет собой армирующую ткань, пропитанную связующим на специальных машинах

в заводских условиях. Как правило, содержание связующего в препреге строго дозировано, что позволяет получать детали с высокой весовой эффективностью.



Рис. 1

Рассматривались два варианта изготовления лонжерона – традиционный метод и метод интенсивного формования.

Традиционный метод предполагает использование «мокрой» технологии выкладки, когда арматура и связующее совмещаются непосредственно на формообразующей оснастке во время выкладки с использованием большого количества расходных материалов.

Метод интенсивного формования предполагает применение технологических схем, не предусматривающих применения сложных технологических операций без использования большого количества вспомогательных материалов и применения «сухой» технологии получения заготовки.

Таким образом, рассматривается метод интенсивного формования.

Данный метод может быть реализован вакуумно-мембранным и прямым прессовым формованием с применением универсальной металлической матрицы из алюминиевого сплава Д16 и силиконового пуансона.

Рис. 2, а иллюстрирует вакуумно-мембранный метод, рис. 2, б – прямой прессовый метод. Здесь: 1 – подогреваемый пресс; 2 – металлическая оснастка; 3 – формируемое изделие; 4 – силиконовый пуансон; 5 – дренажный материал; 6 – силиконовая мембрана; 7 – сотовый наполнитель; 8 – верхняя обшивка; 9 – нижняя обшивка.

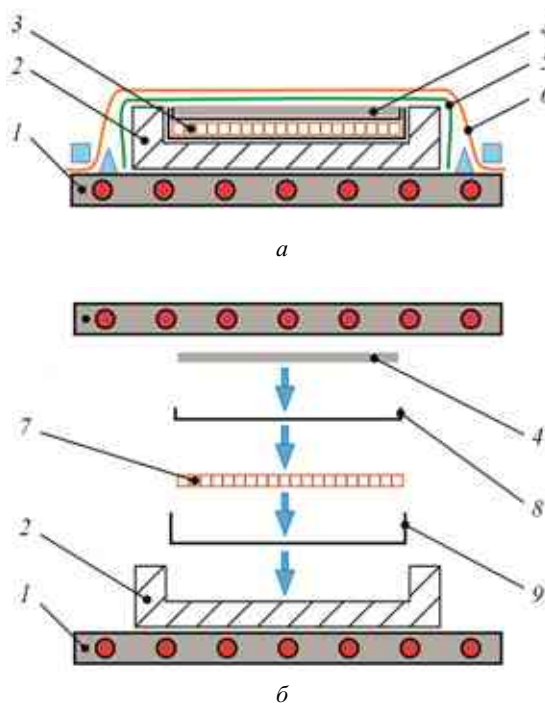


Рис. 2

Реализация указанных технологических схем обеспечивает высокую производительность процесса и достижение повышенных показателей качества формируемой поверхности изделий.

Схемы прямого прессового и вакуумно-мембранного формования характеризуются сходством на начальном этапе подготовки изделий, однако существенно различаются по способу создания и передачи давления. Общность подготовительных операций обусловлена использованием аналогичных технологических процедур и близких по конструкции элементов оснастки.

В качестве материала обшивок был выбран препрег АСМ 1208 со следующими характеристиками: конечная температура отверждения – 120 °С; время гелеобразования (ГОСТ 32653–2014) при температуре 120 °С – 10 мин; температура стеклования (ГОСТ Р 57739–2017) – 120 °С (стандарт испытания – DIN 16945); технологическая жизнеспособность при комнатной температуре – 30 сут.

В качестве заполнителя использовался сотовый блок из арамидной бумаги ССП-7-8Т (ТУ 1–596–466–2009), плотность – 48 кг/м³, высота – 5 мм.

Для проведения технологических экспериментов была изготовлена алюминиевая оснастка.

Режим формования для выбранных методов иллюстрирует рис. 3. Здесь: t_1 – время прогрева матрицы, цулаги и препрега (примерно 10 мин); t_2 – время полимеризации (примерно 20 мин).

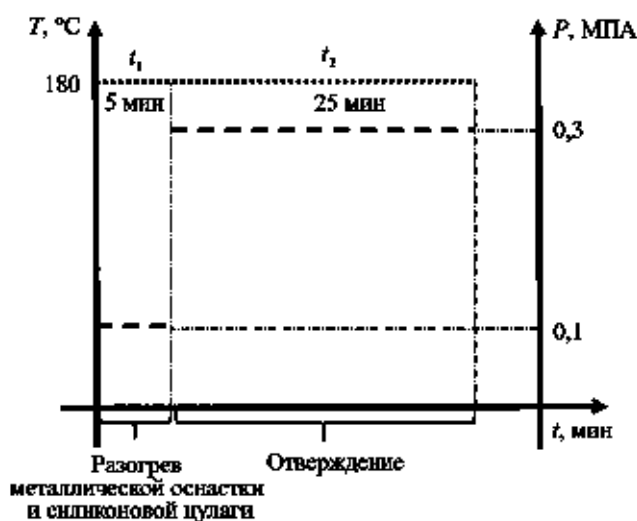


Рис. 3

Режим полимеризации при вакуумно-мембранном методе отличался от режима при прямом прессовом методе отсутствием избыточного давления.

Основанием для выбора рассматриваемого технологического режима являлась необходимость сокращения общей продолжительности производственного цикла. Используемое связующее характеризуется сравнительно небольшим временем полимеризации – около 20 мин при температуре 150 °С. Однако с учетом этапов нагрева и последующего охлаждения суммарная продолжительность процесса формования достигает 90 мин. Повышение температуры полимеризации и исключение длительных переходных стадий нагрева и охлаждения позволяют существенно сократить общее время формования.

Для проверки выдвинутой гипотезы были изготовлены экспериментальные образцы с использованием различных технологий формования. Анализ полученных результатов показал, что наилучшее качество был достигнуто при применении метода прямого прессового формования. Образец, изготовленный методом вакуумно-мембранного формования, продемонстрировал признаки неполной полимеризации, что подтверждается отслаиванием его верхней части. Полученные результаты свидетельствуют о том, что выбранные температурно-временные параметры процесса являются недостаточными для проведения интенсивной полимеризации при вакуумно-мембранном методе.

В дальнейшем с использованием метода прямого прессового формования была спроектирована, рассчитана и изготовлена формообразующая оснастка для изготовления лонжерона. Оснастка состоит из жесткой алюминиевой матрицы и силиконового пуансона. Силовое замыкание частей оснастки осуществляется в прессе.

Для снижения влияния термического расширения оснасток на изделие матрица была спроектирована с учетом расчетных значений расширения алюминия.

С целью определения времени отверждения композитной заготовки в технологической оснастке проводилось моделирование процесса полимеризации. Процесс отверждения проходил в два этапа. На первом этапе неотвержденная преформа в формообразующей оснастке помещалась под плиты пресса, нагретые до 180 °С. Далее недоотвержденная композитная заготовка извлекалась из оснастки и помещалась в разогретую до 150 °С печь до достижения требуемой степени отверждения.

Следует отметить, что нижняя обшивка находится в непосредственном контакте с алюминиевой частью оснастки, тогда как от верхней обшивки она отделена сотовым заполнителем с низкой теплопроводностью. Вследствие этого отверждение обеих обшивок происходит раздельно. Кроме того, теплопроводность силикона значительно ниже теплопроводности алюминия. По этой причине основное внимание уделяется верхней обшивке, поскольку нижняя обшивка отверждается существенно быстрее.

Перед началом расчета была построена модель материалов всех элементов, входящих в расчет. Теплоемкость алюминия $Q_{ал} = 922$ Дж/(кг·°С), теплопроводность $k_{ал} = 130$ Вт/(м·°С). Теплоемкость силикона $Q_{сил} = 2000$ Дж/(кг·°С), теплопроводность $k_{сил} = 0,5$ Вт/(м·°С). Теплоемкость материала сот $Q_{гофр} = 922$ Дж/(кг·°С), теплопроводность $k_{гофр} = 0,5$ Вт/(м·°С). Основные параметры модели материала связующего – энтальпия $H = 460000$ Дж/кг и автокаталитическое уравнение кинетики

$$f(T, a) = 1,5 \cdot 10^8 e^{\frac{-9203,15}{T}} a^{0,9173} (1 - a)^{3,3533}. \quad (1)$$

В расчетной модели верхней поверхности силиконового пуансона и нижней поверхности алюминиевой оснастки задавалась температура 180 °С. Для модели оснастки корневой нервюры с толщиной силиконового слоя 12,4 мм были построены зависимости степени конверсии (отверждения) от времени для нижней и верхней обшивок, представленные на рис. 4.

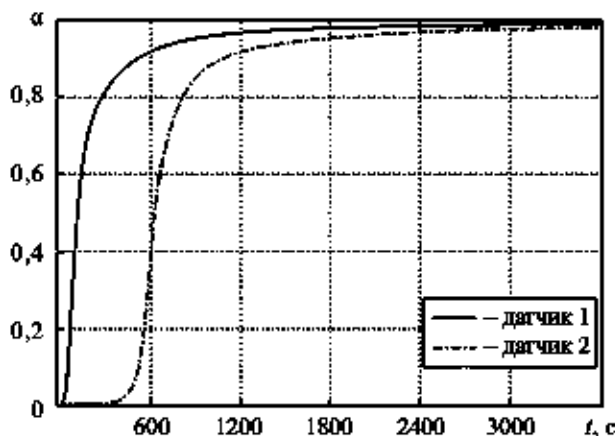


Рис. 4

Согласно графику (см. рис. 4) нижняя обшивка благодаря непосредственному контакту с алюминиевой оснасткой с высокой теплопроводностью достигает степени отверждения 90 % уже через 8,5 мин. Для верхней обшивки аналогичный уровень отверждения достигается лишь через 17 мин. Кроме того, увеличение высоты силиконового пуансона приводит к дальнейшему увеличению времени, необходимого для достижения требуемой степени отверждения верхних слоев конструкции.

По результатам численного моделирования технологической оснастки с различной толщиной силиконового пуансона были построены зависимости времени достижения степеней конверсии 60 и 90 % от толщины пуансона. На основании полученных данных определены уравнения, описывающие характер изменения указанных временных параметров (рис. 5).



Рис. 5

Анализ зависимостей, где y – это функция аппроксимации, а R^2 – функция детерминации, представленных на рис. 5, позволяет определить продолжительность выдержки изделия под прессом, необходимую для достижения заданной степени конверсии связующего (60 или 90 %) в зависимости от толщины силиконового пуансона. На основе полученных расчетных данных были также определены аппроксимирующие функции, устанавливающие связь между временем формования композитных изделий и толщиной силиконового слоя оснастки для указанных значений степени конверсии:

$$t_{60\%} = 0,2547h^{1,3842}; \quad (2)$$

$$t_{90\%} = 0,7701h^{1,2198}, \quad (3)$$

где h – высота силиконового пуансона, мм; $t_{60\%}$ – время формования композитной заготовки в прессе до степени конверсии 60 %, мин; $t_{90\%}$ – время формования композитной заготовки в прессе до степени конверсии 90 %, мин со степенью корреляции более 99 %.

На рис. 6 приведены диаграммы затраты времени в зависимости от метода формования.

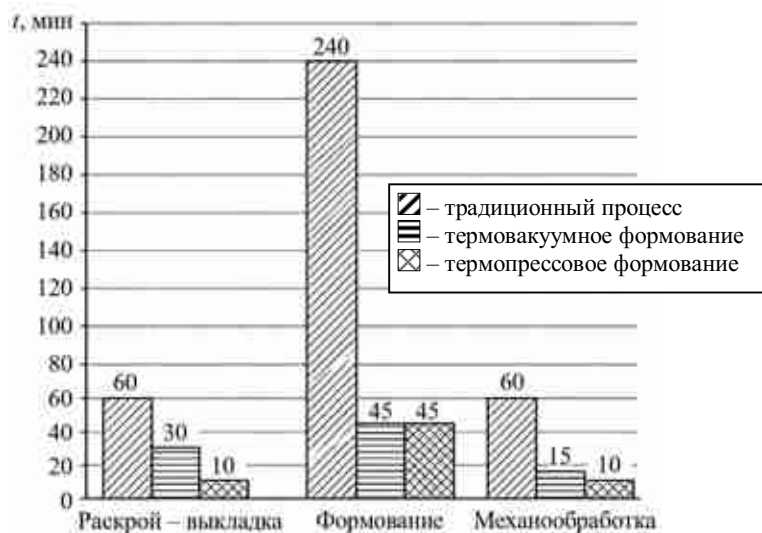


Рис. 6

По результатам исследований можно сделать следующие выводы.

Применение схем формования с использованием внешней и внутренней оснастки (пуансона и матрицы) обеспечивает высокую производительность процесса и достижение требуемого качества поверхностного слоя изделий. При этом с позиций организации интенсивного поточного производства наиболее рациональным представляется метод прямого прессового формования.

Применение методов интенсивного формования по сравнению с традиционными технологиями позволяет снизить стоимость изготовления композитных деталей за счет использования менее энерго-

емкого оборудования и сокращения расхода вспомогательных материалов. При этом обеспечивается достижение характеристик композита, сопоставимых с показателями изделий, изготовленных по автоклавным технологиям с использованием соответствующих технологических материалов.

Статья подготовлена в рамках передовой инженерной школы «Комплексная авиационная инженерия» (соглашение 075-152025-129).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Халиулин В.И., Батраков В.В. Анализ применения инновационных методов для производства интегральных конструкций из композитов // Изв. вузов. Авиационная техника. 2016. № 3. С. 129–133.
2. Дудченко А.А. и др. Расчет, проектирование и технология изготовления термостабильного композитного стержня // Конструкции из композиционных материалов. 2016. № 1 (141). С. 3–11.
3. Константинов Д.Ю., Батраков В.В., Шабалин Л.П. Исследование смещения сотового заполнителя при совмещенном формировании клиновидных сэндвич-конструкций // Вестник КГТУ им. А.Н. Туполева. 2016. № 1. С. 9–16.
4. Халиулин В.И. и др. Исследование процесса интенсивного формирования композитных элементов беспилотного летательного аппарата // Вестник КГТУ им. А.Н. Туполева. 2016. № 1. С. 67–71.
5. Федяев В.Л. и др. Математическое моделирование вакуумирования сухого технологического пакета семипрегов. II // Изв. вузов. Авиационная техника. 2023. № 4. С. 178–183.
6. Федяев В.Л. и др. Оптимизация вакуумирования сухого пакета семипрегов при формировании изделий из композитов // Изв. вузов. Авиационная техника. 2025. № 3. С. 192–199.
7. Глебов Г.А., Кириченко Д.С., Сабитов А.Ш. Экспериментальное исследование полимерных композиционных материалов на огнестойкость и огнепроницаемость // Изв. вузов. Авиационная техника. 2025. № 2. С. 51–55.
8. Чесноков А.В. Исследование влияния технологических параметров плетения на структуру поверхностного слоя // Авиационно-космическая техника и технология. 2008. № 3. С. 37–40.
9. Saunders C.B. et al. Electron-Beam Curing of Aramid-Fiber-Reinforced Composites // Radiation Effects on Polymers / Eds. R.L. Clough, S.W. Shalaby. Washington: American Chemical Society. 1991. Vol. 475. P. 251–261.
10. Dispenza C., Alessi S., Spadaro G. Carbon Fiber Composites Cured by γ -Induced Polymerization of an Epoxy Resin Matrix // Advances in Polymer Technology. 2008. Vol. 27. Iss. 3. P. 163–171.
11. Boey F.Y.C., Lee W.L. Microwave Radiation Curing of a Thermosetting Composite // Journal of Materials Science Letters. 1990. Vol. 9. Iss. 10. P. 1172–1173.
12. Strong A.B. Fundamentals of Composites Manufacturing: Materials Methods, and Applications. Dearborn: Society of Manufacturing Engineers, 2008. 620 p.
13. Khan L.A., Kausar A., Day R.J. Aerospace Composite Cured by Quickstep and Autoclave Processing Techniques: Evaluation and Comparison of Reaction Progress // Aerospace Science and Technology. 2017. Vol. 65. P. 100–105.

Поступила в редакцию 18.11.25

После доработки 8.12.25

Принята к публикации 25.12.25

Effect of Mold Heating Methods on the Manufacturing Time of Composite Sandwich Structures

D.YU. KONSTANTINOV¹, V.I. KHALIULIN¹, V.V. BATRAKOV¹, AND I.V. MALYSHEV²

¹ Tupolev Kazan National Research Technical University, Kazan

² ООО Aerocon, Kazan

An alternative process for manufacturing composite components based on intensive molding is proposed. The developed process uses a hybrid tooling arrangement in which a composite blank is molded in a metal die using a silicone-rubber punch. Experimental results on the effect of mold-heating methods on the production-cycle time of composite structures are presented. The efficiencies of the different methods are compared.

Composite materials, honeycomb core, dry prepreg lay-up, silicone punch, compression molding

Исследование характеристик поверхностного слоя никелевого сплава после лазерной ударной обработки

С.В. САВУШКИНА,
д-р техн. наук,

М.А. ЛЯХОВЕЦКИЙ,
канд. техн. наук,

М.А. КАТАНОВ
(МАИ, Москва),

А.А. АШМАРИН,

канд. техн. наук

(АО ГНЦ «Центр Келдыша»,
Москва)

maxkatanov@yandex.ru

Исследовано влияние лазерной ударной обработки с защитным ПВХ-покрытием и без него на структуру и свойства поверхностного слоя сплава ЭП718. Установлено формирование остаточных напряжений сжатия до 400 МПа на глубине до 0,5 мм, при этом применение защитного покрытия обеспечивает несколько более высокий уровень напряжений. Показано, что лазерная ударная обработка приводит к изменению фазового состояния материала, измельчению субзеренной структуры и повышению микротвердости поверхностного слоя до 500 HV на глубине до 0,7 мм.

Лазерная ударная обработка, никелевый сплав, рентгенофазный анализ, остаточные напряжения, поверхностное пластическое деформирование, характеристики поверхностного слоя, упрочнение поверхностного слоя

Воздействие экстремальных эксплуатационных факторов, включая повышенные температуры, термоциклирование, коррозию и эрозию, характерное для двигателей летательных аппаратов и энергетических установок, инициирует ускоренную деградацию поверхностного слоя деталей из никелевых сплавов (например, лопаток газотурбинных двигателей), что сопровождается существенным снижением их прочностных характеристик [1, 2]. Повышение сопротивления усталости деталей достигается посредством формирования в их поверхностном слое остаточных напряжений сжатия [3, 4].

Лазерная ударная обработка – это перспективная технология модификации поверхности металла, основанная на использовании высокоэнергетического (от 1 Дж и выше) и короткого (10...90 нс) лазерного импульса, который вызывает образование расширяющейся плазмы за счет абляции вещества. Для защиты поверхности материала от тепловых эффектов лазерного излучения и плазмы может быть нанесено ПВХ-покрытие или алюминиевая лента. Использование такого защитного покрытия в общем случае не является обязательным. Перед лазерным импульсным воздействием на поверхность обрабатываемого материала наносится удерживающая среда, прозрачная для лазерного излучения (например, вода). В процессе абляции образующаяся плазма оказывается локализованной в ограниченном объеме, что обеспечивается наличием водяного слоя. Данная конфигурация способствует накоплению плазмой энергии, достаточной для генерации давления, превышающего предел упругости по Гюгонио материала упрочняемой детали. Вследствие этого возникает локальная пластическая деформация материала, сопровождающаяся формированием в поверхностном слое двухосного сжимающего напряжения [5].

Технология лазерного ударного упрочнения относится к числу перспективных методов поверхностной пластической деформации. Применение данной технологии обеспечивает существенное повышение усталостной выносливости металлических изделий. По совокупности эксплуатационных характеристик лазерное ударное упрочнение превосходит традиционные способы, включая дробеструйную обработку, ультразвуковую обработку шариками и галтовку. Ключевое преимущество рассматриваемого метода заключается в создании поля остаточных напряжений сжатия на глубине 1–2 мм, что значительно превышает глубину упрочненного слоя, достигаемую при использовании дробеударных технологий [6]. В ряде исследований продемонстрирован полезный эффект лазерной ударной обработки – улучшение усталостной прочности, в том числе при повышенных температурах. В исследовании [7] установлено, что усталостная долговечность образцов из алюминиевого сплава Al2024-T351, подвергнутых лазерной обработке, приблизительно в 3,5 раза превышает долговечность необработанных образцов. В работе [8] показано, что усталостная долговечность обработанных лазером образцов TC4 увеличилась более чем на 100 % по сравнению с исходными образцами. В исследовании [9] подтверждено, что применение лазерной ударной обработки магниевых сплавов AZ91D инициирует процессы поверхностной нанокристаллизации, реализуемые посредством интенсивной пластической деформации материала. Обнару-

жены измельченные зерна в поверхностном слое чистого титана [10], и наблюдается улучшение усталостных характеристик сплава ВТ6 в результате лазерной ударной обработки [11].

При исследовании сплава LSP 718Plus [12] установлено, что модифицированный посредством лазерной ударной обработки поверхностный слой сохраняет остаточное напряжение сжатия на уровне приблизительно -70 МПа, что составляет 68 % от исходного значения остаточного напряжения, даже после 140 ч высокотемпературной выдержки при 650 °С. Кроме того, расчетные скорости роста усталостных трещин для обработанного сплава оказались на 72 % ниже по сравнению с необработанным материалом.

В исследовании [13] установлено, что лазерная ударная обработка лопаток турбин из суперсплава GH4133B приводит к улучшению их усталостных характеристик, что обусловлено поверхностной нанокристаллизацией материала. В работе [14] также зафиксировано улучшение механических свойств в результате лазерной ударной обработки, при этом выявлена зависимость вязкости материала от энергии ударного воздействия: с увеличением энергии вязкость возрастает, достигая максимального значения при 6 Дж, после чего снижается. В работе [14] установлено, что средняя усталостная долговечность обработанных лазером образцов была в 2 раза больше, чем у необработанных образцов, что объясняется остаточным напряжением сжатия и измельчением зерна.

В работе [15] на примере никелевого сплава Monel K-400 установлено, что лазерная ударная обработка, проводимая без применения защитного покрытия, обеспечивает формирование остаточных напряжений сжатия и повышение микротвердости материала. Вместе с тем зафиксировано существенное увеличение шероховатости обработанной поверхности. В работе [16] также исследован процесс лазерной ударной обработки без покрытия применительно к никелевому суперсплаву DD6. Тепловой эффект способствовал формированию слоистой гетерогенной приповерхностной микроструктуры, включающей переплавленный слой (толщиной 0,8 мкм) и сильно деформированный слой.

В данной работе проведены сравнительные исследования структуры и механических характеристик образцов никелевого сплава ЭП718, упрочненных лазерной ударной обработкой и в режимах с использованием абляционного ПВХ-покрытия и без покрытия.

Образцы размером 70×13 мм и толщиной 3 мм изготавливали из сплава ЭП718. Поверхности были отшлифованы, отполированы и термически обработаны для снятия остаточных напряжений после механического воздействия. Термическая обработка выполнялась в вакуумной печи при температуре 700 °С в течение 5 ч с последующим охлаждением в вакууме до температуры 150 °С. Образцы подвергались лазерной ударной обработке как с нанесением абляционного покрытия, так и без него. В качестве абляционного покрытия использовалась ПВХ-лента, а в качестве ограничивающего слоя – вода. Лазерную ударную обработку образцов осуществляли на установке LS85 с диаметром пятна 1,1 мм при плотности мощности лазерного излучения около $5,5$ ГВт/см². Технические характеристики установки LS85 следующие: длина волны лазерного излучения – 1064 нм; энергия импульса – 1 Дж или менее; длительность импульса – 16 нс; частота следования импульсов – 10 Гц или менее. Перекрытие между пятнами составляло 40 %. Обработывалась вся поверхность образца с одной стороны.

Для определения шероховатости, волнистости, а также диагностики изменения формы образцов использовали конфокальный лазерный микроскоп Olympus LEXT OLS 5000. Сканирование поверхностей образцов выполняли при 20-кратном увеличении. Исследование структуры и элементного состава поверхности, а также поперечного шлифа проводили с использованием растрового электронного микроскопа Carl Zeiss EVO-40, оснащенного системой рентгеноспектрального анализа. Фазовый состав определяли с помощью рентгеновского дифрактометра Empyrean PANalytical (CuK α -излучение). Оценку остаточных напряжений проводили механическим методом Н.Н. Давиденкова. Исследование микротвердости по глубине образца производили на микротвердомере ПМТ-3М с нагрузкой 2Н и выдержкой 15 с. Для оценки изменения микротвердости по глубине образца были подготовлены образцы с косым шлифом под углом 30° .

Шероховатость поверхности, возникшая при лазерной ударной обработке с абляционным покрытием, возросла незначительно, при этом волнистость увеличилась в 3 раза относительно исходного образца (табл. 1). При лазерной ударной обработке без абляционного покрытия шероховатость возросла более чем в 5 раз, а волнистость почти в 10 раз.

Таблица 1

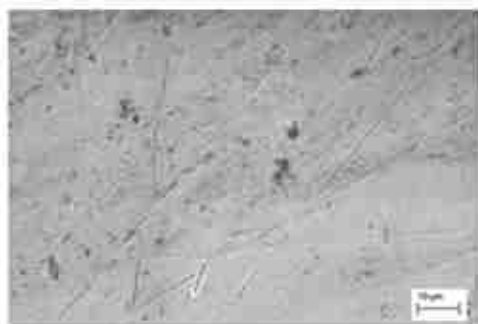
Образец	R_a , мкм	R_z , мкм	W_a , мкм
Без обработки	0,16–0,20	2,3–3,0	0,05–0,08
Лазерная ударная обработка с абляционным покрытием	0,20–0,23	2,6–2,9	0,15–0,22
Лазерная ударная обработка без абляционного покрытия	1,0–1,4	9,9–10,8	0,45–0,50

В табл. 2 представлены результаты рентгеноспектрального анализа элементного состава сплава до и после обработки. Количественное содержание углерода, присутствующего в составе сплава, исключено из табличных данных ввиду завышения значений, характерного для данного вида анализа. Для поверхностного слоя, подвергнутого лазерной ударной обработке без использования абляционного покрытия, зафиксировано повышенное содержание кислорода.

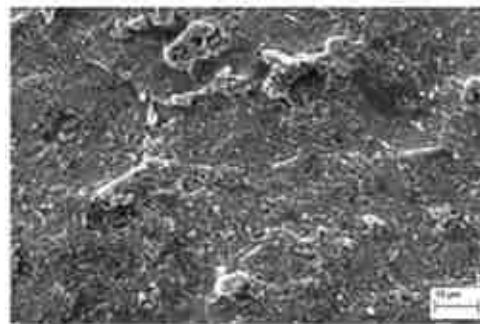
Таблица 2

Образец	Количественное содержание элемента, ат. %								
	Ni	Cr	Fe	Mo	Al	Ti	Nb	W	O
Исходный	44,4	17,1	28,6	3,2	2,5	2,7	0,5	1,1	-
С покрытием	44,6	16,9	29,2	3,0	2,1	2,6	0,6	0,9	-
Без покрытия	33,6	13,1	23,4	1,9	1,7	1,8	0,3	0,7	23,5

Приведем изображения поверхности, полученные с помощью сканирующего электронного микроскопа, после лазерной ударной обработки с покрытием (рис. 1, а) и без покрытия (рис. 1, б).



а



б

Рис. 1

После лазерной ударной обработки с применением абляционного покрытия на поверхности образцов сохраняются следы предварительной механической обработки; в целом рельеф поверхности идентичен исходному состоянию. После обработки без покрытия наблюдается формирование глобулярной структуры, характерной для образования аморфной оксидной пленки. В данном случае присутствуют поры, отдельные борозды и выступы, что свидетельствует о неоднородности поверхностного слоя по толщине. Области с повышенной плотностью пор и крупными неровностями преимущественно соответствуют оксидной пленке, тогда как более гладкие участки представляют собой расплавленные и повторно затвердевшие слои сплава. Наличие оксидной пленки подтверждается повышенным содержанием кислорода по результатам рентгеноспектрального анализа. Неоднородность оксидного слоя может быть обусловлена отрывом части оксидного слоя во время распространения импульса давления.

Структура сплава как в исходном состоянии, так и после обработки характеризуется равноосными зернами со средним размером 20 мкм (рис. 2, а). Сплав демонстрирует выраженную двухфазную микроструктуру, которая состоит из фазы γ' (Ni_3AlTiFe), когерентно внедренной в зерна гранецентрированной кубической γ -матрицы (рис. 2, б). Фаза γ' равномерно распределена, наблюдается ее различная ориентация в зависимости от ориентации зерна. Анализ диаграммы фазового состава, рассчитанной в программе JMatPro 7, показал возможное наличие μ -, σ -фаз, фаз Лавеса, а также карбидных фаз. В структуре сплава до обработки прослеживаются включения, характерные для топологически плотноупакованных фаз различной геометрии, а также карбидов. На рис. 2, б видны нерегулярно распределенные фазы неправиль-

ной и игольчатой формы размерами от 1...5 мкм, вероятно относящиеся к фазам Лавеса с возможной стехиометрией $(\text{Ni, Cr, Fe})_2(\text{Nb, Mo, Ti})$. Высокое содержание железа (28,6 ат. %) и молибдена (3,2 ат. %) в исследуемом сплаве создает благоприятные условия для образования фаз Лавеса. Для никель-хромовых сплавов, обогащенных молибденом и железом, характерно преимущественное формирование фаз Лавеса структурного типа Fe_2M . По границам зерен можно также заметить мелкодисперсные пластинчатые выделения, возможно относящиеся к μ -, σ -фазам и карбидам. Наличие вольфрама (1,1 ат. %) в сочетании с молибденом (3,2 ат. %) способствует формированию μ -фазы. В целом общая микроструктура поверхностного слоя не изменяется в результате лазерной ударной обработки без покрытия (рис. 2, а). На границах зерен также присутствуют мелкодисперсные пластинчатые фазы (рис. 2, з). Заметна некоторая деформация γ' фазы в приграничном слое (рис. 2, д). В случае обработки без покрытия в поверхностном слое можно заметить перпендикулярно ориентированную γ' фазу относительно поверхности, что можно объяснить как влиянием лазерной ударной обработки, так и ориентацией зерна в поверхностном слое (рис. 2, е). Как указано в работе [17], дислокационное скольжение является основным механизмом пластической деформации в никелевом сплаве, подвергнутом лазерной ударной обработке, а скольжение наблюдается вдоль плоскости $(11\bar{1})$. Вдоль границы зерна также наблюдаются выделения фаз неправильной формы, что контрастирует с пластинчатой формой выделений, характерной для исходного образца и образца после лазерной ударной обработки. Это может быть связано с растворением вторичных фаз в результате лазерной ударной обработки, например, разложением и аморфизацией карбидных фаз.

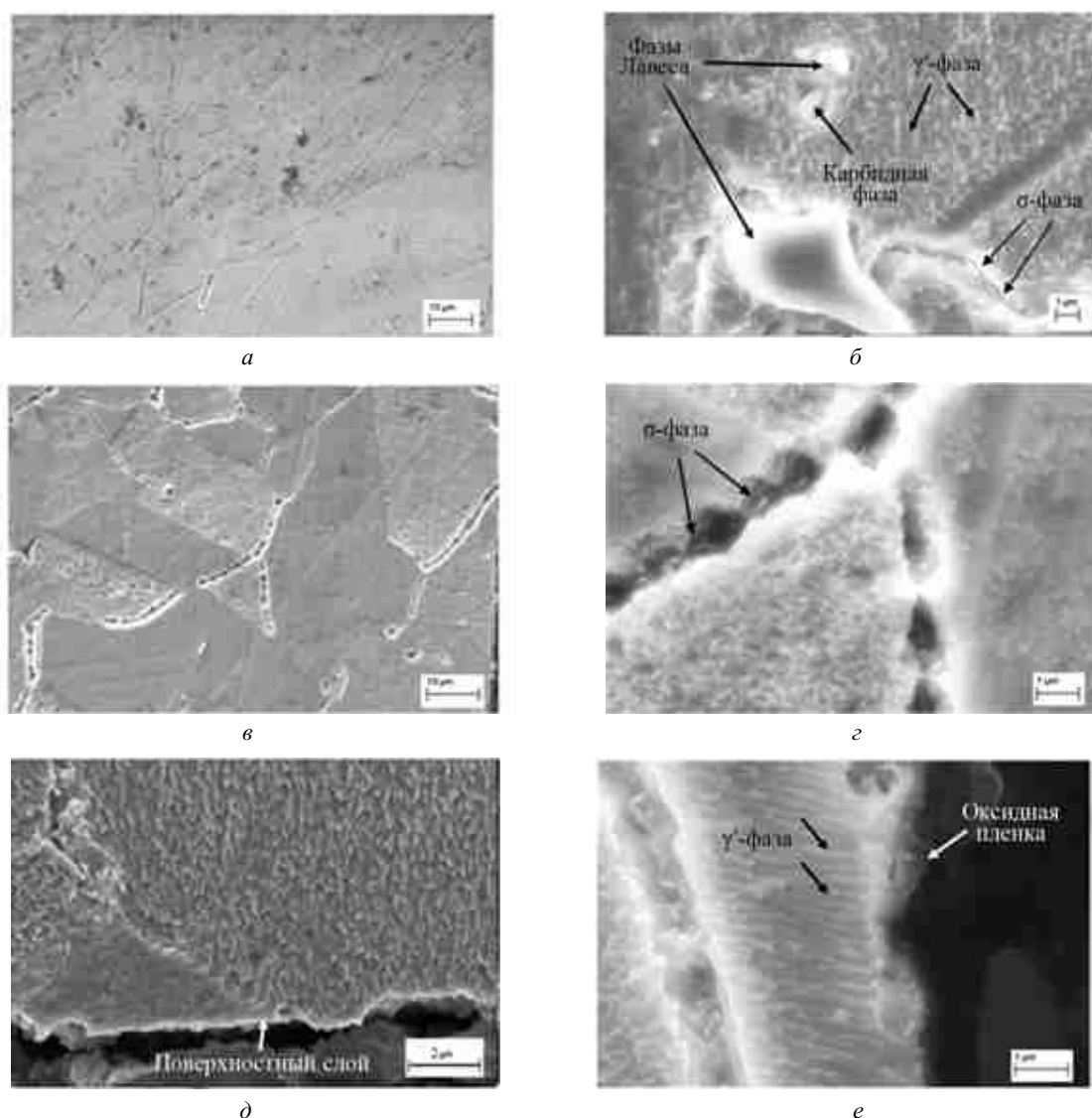
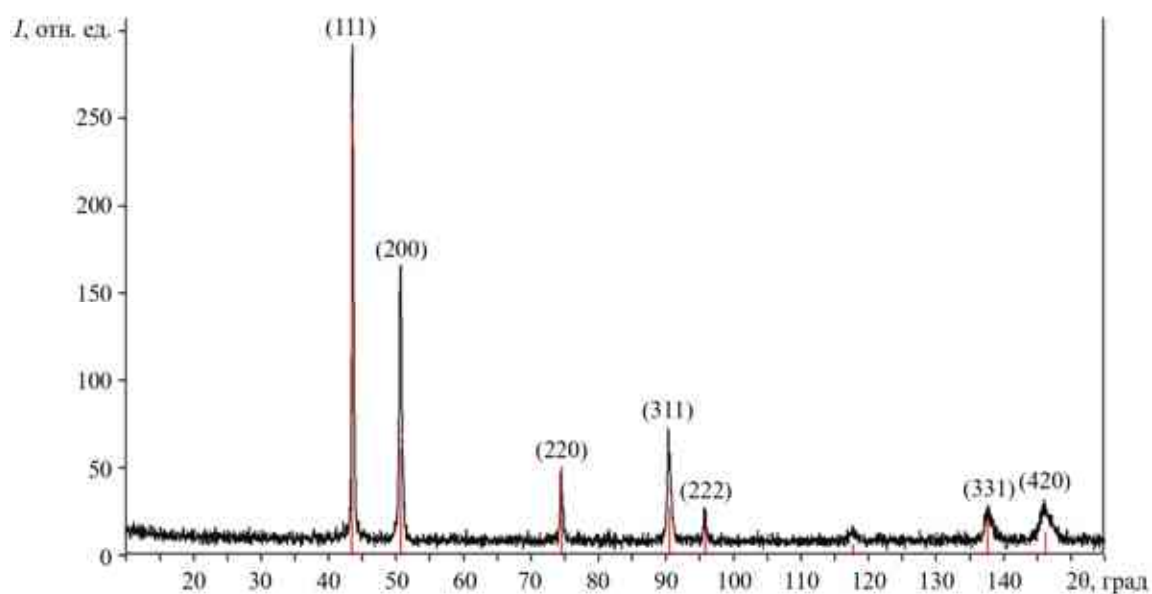


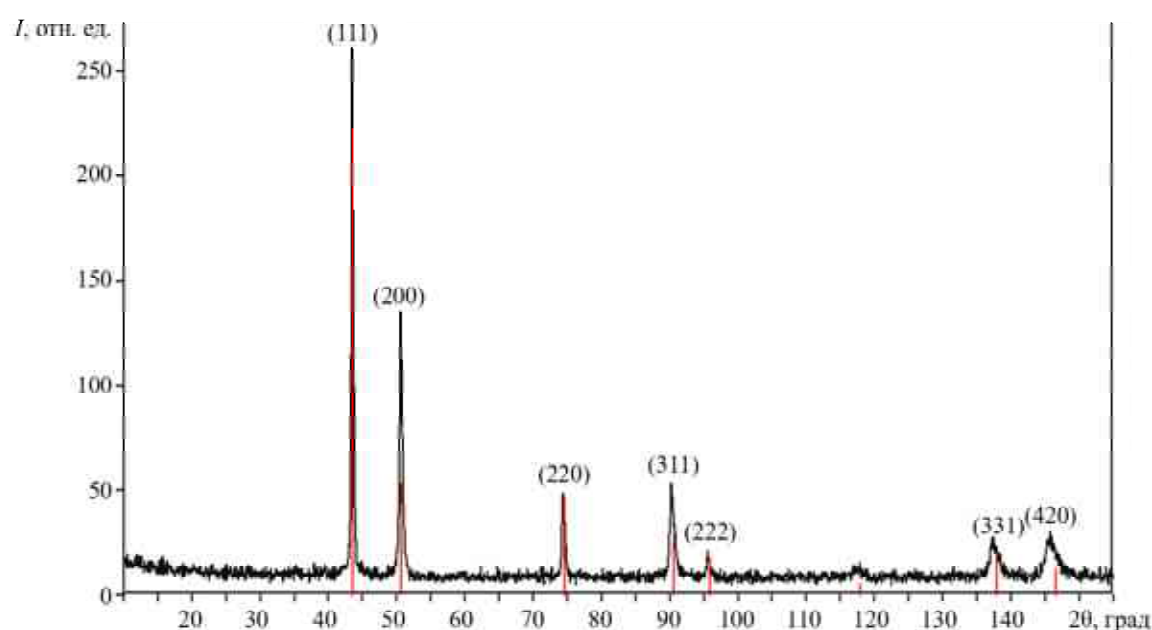
Рис. 2

На поперечном шлифе образца после лазерной ударной обработки без абляционного покрытия выявлено формирование на поверхности оксидной пленки, толщина которой варьируется в диапазоне от одного до нескольких микрон. Данная пленка плавно переходит в структуру сплава, проникая вглубь преимущественно по области γ' -фазы в сравнении с γ -матрицей, что объясняется электрохимической гетерогенностью процессов окисления различных фаз (см. рис. 2, д).

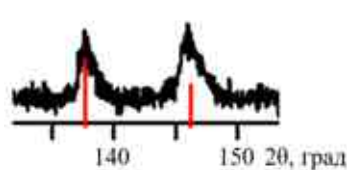
На рис. 3 показаны дифрактограммы поверхностного слоя образцов сплава ЭП718 до (рис. 3, а) и после лазерной ударной обработки с покрытием (рис. 3, б).



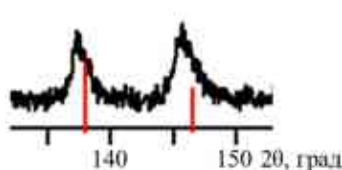
а



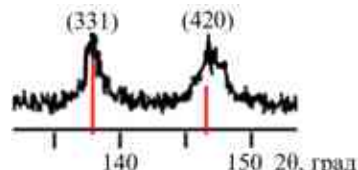
б



в



г



д

Рис. 3

Как следует из рис. 3, *а, б* фазовый состав не изменяется. На дифрактограммах наблюдаются рефлексы γ -фазы, соответствующей гранецентрированной кубической решетке. Рефлексы γ' -фазы Ni_3FeAlTi не выявляются вследствие ее когерентности с γ -матрицей, что приводит к наложению дифракционных максимумов γ' -фазы на рефлексы γ -фазы. Интенсивность дифракционных пиков образцов до и после обработки практически не изменяется. После лазерной ударной обработки с абляционным покрытием наблюдается незначительное смещение дифракционных линий в область меньших углов 2θ , что в соответствии с законом Брэгга указывает на увеличение межплоскостных расстояний. Это явление может быть связано с остаточным напряжением, вызванным обработкой, а также увеличением плотности дислокаций. Смещение в область меньших углов 2θ наиболее заметно для рефлексов (311) и (420) (рис. 3, *з*), что может свидетельствовать о возрастании межплоскостных расстояний по сравнению с необработанным образцом (рис. 3, *в*) и возможном наличии растягивающих напряжений в поверхностном слое. Однако в работе [18] сделано предположение, что смещение рефлекса в область меньших углов 2θ также может происходить в результате растворения вторичной фазы на кристаллических гранях в результате лазерной ударной обработки, что подавляет эффект наличия остаточных напряжений сжатия. В работе [19] показано, что воздействие лазерной ударной обработки на нержавеющую сталь AISI 420 вызывает интенсивную пластическую деформацию субмикронной карбидной фазы. Результатом данного процесса являются фрагментация и аморфизация карбидов, а также уменьшение содержания хрома в их составе. Аналогично, в результате лазерной ударной обработки сплава ЭП718 могло происходить дополнительное растворение хрома в никелевой матрице, что приводило к увеличению межплоскостных расстояний.

Значение параметра a , определенное по дифракционному рефлексу (420) для поверхностного слоя материала, составило в исходном состоянии 0,3602 нм, после лазерной ударной обработки с абляционным покрытием – 0,3605 нм, после лазерной ударной обработки без абляционного покрытия – 0,3596 нм.

В случае образца, подвергнутого лазерной ударной обработке без абляционного покрытия, наблюдается незначительное смещение дифракционных пиков относительно дифрактограммы необработанного образца (рис. 3, *д*), сопровождающееся уменьшением параметра кристаллической решетки a . Данный эффект, вероятно, обусловлен влиянием оксидного слоя, выявленного при исследованиях растровым электронным микроскопом: указанный слой характеризуется увеличенным объемом и индуцирует в поверхностном слое состояние остаточных напряжений сжатия. Оценка размера области когерентного рассеяния показала значения 0,28 мкм для необработанного образца и образца после лазерной ударной обработки без абляционного покрытия, а также 0,26 мкм для образца после лазерной ударной обработки с покрытием. Полученные результаты могут свидетельствовать о некотором измельчении субзерна в поверхностном слое в результате обработки.

Микротвердость исследована на косом шлифе до толщины приблизительно 0,7 мм (рис. 4).

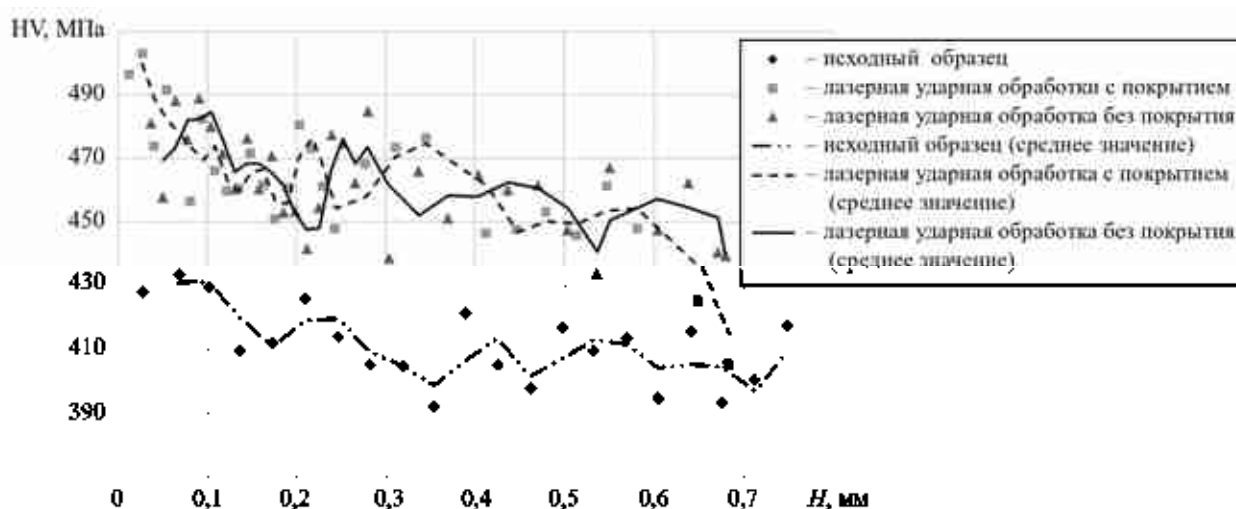


Рис. 4

Микротвердость исходного сплава варьируется в интервале 390...440 HV. После проведения лазерной ударной обработки наблюдается повышение микротвердости поверхностного слоя. Для режима с абляционным покрытием значение микротвердости достигает 500 HV, а для режима без покрытия превышает 470 HV, что соответствует степени наклепа около 20 и 18 %. Вариации значений микротвердости по толщине обусловлены структурной гетерогенностью сплава, что связано, в частности, с различной ориентацией упрочняющей γ' -фазы в отдельных зернах. Следует отметить, что в приповерхностном слое толщиной до 100 мкм значения микротвердости выше для образцов, подвергнутых лазерной ударной обработке с абляционным покрытием, тогда как на больших глубинах различия нивелируются. Более низкая микротвердость поверхностного слоя для режима без покрытия, вероятно, обусловлена наличием на поверхности рыхлой оксидной пленки.

Определение поверхностных остаточных напряжений механическим методом Н.Н. Давиденкова основано на последовательном удалении исследуемых слоев посредством электрохимического травления и одновременном измерении отклонения свободного конца образца, возникающего вследствие перераспределения напряженно-деформированного состояния.

Распределение остаточных напряжений в образцах, подвергнутых лазерной ударной обработке с использованием абляционного ПВХ-покрытия, показано на рис. 5, а, без покрытия – на рис. 5, б.



а



б

Рис. 5

До обработки для образца ЭП718 были характерны растягивающие напряжения величиной до 20 МПа в слое до 70 мкм. В результате лазерной ударной обработки были получены сжимающие напряжения величиной до –300 МПа, глубина упрочненного слоя составляла приблизительно 450 мкм. На отдельных площадках величина остаточных напряжений достигала –400 МПа. Максимальные значения напряжений сжатия зафиксированы в интервале глубин 100...150 мкм. При проведении лазерной удар-

ной обработки без использования абляционного покрытия величина остаточных напряжений сжатия на отдельных площадках достигала -300 МПа. Глубина залегания максимальных остаточных напряжений сжатия составила $75-100$ мкм, тогда как глубина упрочненного слоя достигала приблизительно 400 мкм. Получение положительных значений остаточных напряжений в тонком приповерхностном слое, вероятно, связано с более низкой чувствительностью используемого метода к их оценке по сравнению с рентгенофазовым анализом. Это может быть обусловлено как физическими особенностями метода, так и поверхностного слоя образца, в частности наличием оксидного слоя.

Проведенный сравнительный анализ режимов лазерной ударной обработки сплава ЭП718 показал, что применение абляционного покрытия обеспечивает более высокий уровень остаточных напряжений сжатия, увеличение толщины модифицированного поверхностного слоя, а также уменьшение размера субзерна (по оценке области когерентного рассеяния). Указанные изменения должны благоприятным образом влиять на усталостную прочность образцов. В случае лазерной ударной обработки без абляционного покрытия наблюдается формирование неоднородного по толщине оксидного слоя в приповерхностном слое; при этом значения остаточных напряжений несколько ниже, тогда как микротвердость практически идентична показателям образцов, обработанных с покрытием. Тем не менее можно ожидать, что проведение лазерного ударного упрочнения без абляционного покрытия также позволяет достигать достаточно высокого уровня остаточных сжимающих напряжений и обеспечивать возможное улучшение таких эксплуатационных характеристик, как коррозионная стойкость и износостойкость.

Таким образом, в результате проведенного исследования можно сделать следующие выводы.

После применения лазерной ударной обработки при диаметре пятна $1,1$ мм и плотности мощности лазерного излучения примерно $5,5$ ГВт/см² в образцах сплава ЭП718 получены остаточные напряжения сжатия, достигающие значений -400 МПа при общей толщине модифицированного слоя более $0,45$ мм.

При проведении лазерной ударной обработки без защитного покрытия уровень остаточных напряжений немного ниже, чем при проведении с защитным ПВХ-покрытием, а на поверхности формируется оксидная пленка неоднородной толщины.

При рентгенофазовом анализе для образца, подвергнутого лазерной ударной обработке с защитным покрытием, выявлено смещение дифракционных рефлексов в область меньших углов 2θ , что свидетельствует об увеличении межплоскостных расстояний. Данное явление может быть обусловлено разложением вторичных фаз. Для образца, обработанного без покрытия, напротив, наблюдается смещение рефлексов в область больших углов 2θ , указывающее на уменьшение межплоскостных расстояний. Это может быть связано как с формированием остаточных напряжений сжатия в результате лазерной ударной обработки, так и с влиянием оксидного слоя, образовавшегося на поверхности образца. Размер субзерна уменьшился в поверхностном слое образца после лазерной ударной обработки с покрытием.

В результате лазерной ударной обработки произошло увеличение микротвердости до 500 HV, что соответствует степени наклепа примерно 20 %. С увеличением глубины наблюдается снижение микротвердости, при этом толщина упрочненного слоя составляет около $0,7$ мм.

Работа выполнена при финансовой поддержке Российского научного фонда (грант № 25-29-01342).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Zhang W.-J. Thermal Mechanical Fatigue of Single Crystal Superalloys: Achievements and Challenges // Materials Science and Engineering A. 2016. Vol. 650. P. 389–395.
2. Li R. et al. Unveiling the Origins of Work-Hardening Enhancement and Mechanical Instability in Laser Shock Peened Titanium // Acta Materialia. 2022. Vol. 229. Article № 117810.
3. Qin Z. et al. Effect of Shot Peening on High Cycle and Very High Cycle Fatigue Properties of Ni-Based Superalloys // International Journal of Fatigue. 2023. Vol. 168. № 3. Article № 107429.
4. Klotz T., Lévesque M., Brochu M. Effects of Rolled Edges on the Fatigue Life of Shot Peened Inconel 718 // Journal of Materials Processing Technology. 2019. Vol. 263. P. 276–284.
5. Gill A. et al. Comparison of Mechanisms of Advanced Mechanical Surface // Materials Science and Engineering A. 2013. Vol. 576. P. 346–355.
6. Королев Д.Д. и др. Влияние режимов лазерного ударного упрочнения на физико-механические свойства поверхностного слоя алюминиевого сплава Д16 // Изв. вузов. Авиационная техника. 2023. № 4. С. 159–166.

7. Correa C. et al. Influence of Pulse Sequence and Edge Material Effect on Fatigue Life of Al2024-T351 Specimens Treated by Laser Shock Processing // International Journal of Fatigue. 2015. Vol. 70. P. 196–204.
8. Zhou J.Z. et al. Effects of Laser Peening on Residual Stresses and Fatigue Crack Growth Properties of Ti–6Al–4V Titanium Alloy // Optics and Lasers in Engineering. 2014. Vol. 52. P. 189–194.
9. Ren X.D. et al. Surface Nano-Crystallization of AZ91D Magnesium Alloy Induced by Laser Shock Processing // Materials & Design. 2015. Vol. 86. P. 421–426.
10. Lu J.Z. et al. Microstructural Response and Grain Refinement Mechanism of Commercially Pure Titanium Subjected to Multiple Laser Shock Peening Impacts // Acta Materialia. 2017. Vol. 127. P. 252–266.
11. Ляховецкий М.А. и др. Исследования свойств поверхностного слоя и усталостных характеристик титанового сплава ВТ6, упрочненного лазерной ударной обработкой // Поверхность. Рентгеновские, синхротронные и нейтронные исследования. 2025. № 9. С. 108–116.
12. Zhou L.C. et al. Improvement of High-Temperature Fatigue Performance in the Nickel-Based Alloy by LSP-Induced Surface Nanocrystallization // Journal of Alloys and Compounds. 2018. Vol. 744. P. 156–164.
13. Wanli Ma, Changzhi Jia. Effect Analysis of Laser Shock Peening on Nickel-Based Alloys by Laser Solid Forming // Journal of Physics: Conference Series. 2021. Vol. 1865. Iss. 2. Article № 022049.
14. Tang Y. et al. Improvement of Fatigue Life of GH3039 Superalloy by Laser Shock Peening // Materials. 2020. Vol. 13. Iss. 17. Article № 3849.
15. Kulkarni A. et al. Effect of Laser Shock Peening (LSP) without Coating on the Surface Morphology and Mechanical Properties of Nickel Alloy // International Journal of Peening Science and Technology. 2018. Vol. 1. P. 87–98.
16. Xiaofeng Dang et al. Surface Strengthening and Fatigue Life Improvement of Single Crystal Ni-Based Superalloys via Laser Shock Peening without Coating // Materials & Design. 2023. Vol. 232. Article № 112097.
17. Geng Y. et al. Evolutions of Microstructure, Phase, Microhardness, and Residual Stress of Multiple Laser Shock Peened Ni-Based Single Crystal Superalloy after Shortterm Thermal Exposure // Optics & Laser Technology. 2020. Vol. 123. Article № 105917.
18. Zhang H. et al. The Effect of Laser Shock Peening with Different Power Density on the Microstructure Evolution and Mechanical Properties of MAR-M247 Nickel-Base Alloy // Journal of Materials Research and Technology. 2024. Vol. 30. P. 3340–3354.
19. Wang C. Carbide-Facilitated Nanocrystallization of Martensitic Laths and Carbide Deformation in AISI 420 Stainless Steel during Laser Shock Peening // International Journal of Plasticity. 2022. Vol. 150. Article № 103191.

Поступила в редакцию 15.05.26

После доработки 1.06.26

Принята к публикации 1.06.26

Study of the Nickel Alloy Surface Layer Properties after Laser Shock Peening

S.V. SAVUSHKINA¹, M.A. LYAKHOVETSKII¹, M.A. KATANOV¹, AND A.A. ASHMARIN²

¹ Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow

² Keldysh Research Center, Moscow

The effect of laser shock processing with and without protective PVC coating on the structure and properties of the surface layer of EP718 alloy was investigated. Formation of compressive residual stresses up to 400 MPa at a depth of up to 0.5 mm has been established, while the use of the protective coating provides higher level of stresses. It was shown that laser shock processing leads to a change in the phase state of the material, refinement of the subgrain structure, and an increase in the microhardness of the surface layer up to 500 HV at a depth of up to 0.7 mm.

Laser shock peening, nickel alloy, X-ray diffraction analysis, residual stresses, surface plastic deformation, surface layer characteristics, surface hardening

Консолидация углепластиков на основе пленочного полифениленсульфидного связующего и термоформование изделий на их основе

Р.И. СОЛОВЬЕВ,

аспирант

(КНИТУ-КАИ, Казань),

Д.А. БАЛЬКАЕВ,

канд. техн. наук

(КФУ, Казань),

М.А. ШАРАПОВ

(КНИТУ-КАИ, Казань),

М.М. ГАНИЕВ,

д-р техн. наук

(Набережночелнинский

институт (филиал) КФУ,

Набережные Челны),

Л.М. АМИРОВА,

д-р хим. наук

(КНИТУ-КАИ, Казань)

rilov992@mail.ru

Предложен метод консолидации композиционных материалов на основе термопластичной матрицы, в частности углепластиков с матрицей из полифениленсульфидной пленки, основанный на совместном применении компрессионного давления прессы и вакуумного воздействия на пакет армирующих слоев. Для реализации разработанного подхода спроектирована и изготовлена специализированная оснастка, предназначенная для вакуумно-прессовой консолидации конструктивных термопластичных композиционных материалов. С использованием методов дифференциальной сканирующей калориметрии и реометрического анализа выполнена оптимизация температурно-временных параметров процессов консолидации и термоформования. Эффективность предложенного метода подтверждена изготовлением консолидированных пластин, которые были использованы для термоформования тестового изделия типа «полусфера».

Термопластичные композиционные материалы, консолидация, термоформование, полифениленсульфид, углепластик, препрег

Полимерные композиционные материалы, сформированные на основе термопластичных матриц, получают все более широкое распространение в авиационной, космической и автомобильной промышленности. Это обусловлено рядом их преимуществ, включая сокращенную продолжительность технологического цикла формования, высокую ударную вязкость, ремонтпригодность и экологичность [1]. Среди конструктивных термопластов особый научный и практический интерес представляет полифениленсульфид, который характеризуется высокой термической и ударной стойкостью, низкой плотностью и незначительным влагопоглощением. Кроме того, данный полимер отличается высокой химической устойчивостью к воздействию агрессивных сред, в том числе кислот, масел и различных видов топлива [2].

Консолидированные углепластики на основе полифениленсульфида демонстрируют удельную прочность на изгиб, сопоставимую с эпоксидными углепластиковыми [3, 4]. Кроме того, углепластики на основе полифениленсульфида отличаются лучшими показателями горючести и дымообразования по сравнению с эпоксидными смолами. Полифениленсульфид характеризуется способностью к самозатуханию и не поддерживает самостоятельного горения в отсутствие антипиреновых добавок, что подтверждается его классификацией по степени огнестойкости V-0. Указанное свойство обуславливает перспективность применения данного полимера в изделиях аэрокосмического и автомобильного назначения [5]. Дополнительным преимуществом композитов на основе термопластичных матриц является сокращенная продолжительность циклов формования изделий. Технологический процесс вторичной переработки сводится к нагреву консолидированной пластины до температуры высокоэластичного состояния, последующему формованию методом штамповки и охлаждению [6–9].

Несмотря на перспективность применения полифениленсульфида в качестве полимерной матрицы для композиционных материалов, реализация данного подхода сопряжена с технологическими трудностями, обусловленными высокой вязкостью его расплава, что существенно осложняет процесс получения консолидированных (монокристаллических) пластиков. В отличие от реактопластов, термопластичные полимеры в расплавленном состоянии характеризуются пониженной способностью к проникновению в межфилламентное пространство волокнистого наполнителя, что повышает вероятность неполной консолидации и возникновения дефектов сплошности в виде пор [10].

В последнее время получили развитие аддитивные подходы к консолидированию термопластичных композитов, подразумевающие использование лазерного и роботизированного оборудования [11]. Однако ввиду контактного характера приложения усилия и повышенной температуры полученные по данной технологии композиты характеризуются пористостью и нерегулируемой кристаллическостью

термопласта [12, 13]. Равномерного приложенного усилия и низкого температурного градиента удастся достичь при прессовой консолидации термопластичных композитов с использованием связующего в виде порошка или пленки [14], но в таком случае высокая вязкость расплава полифениленсульфида приводит к запираанию воздуха между слоями ткани. Для удаления воздуха приходится прикладывать высокое давление, что приводит к травмированию армирующей структуры [15].

Применение порошкообразной формы связующего обеспечивает минимизацию длины пути течения расплава до поверхности армирующего волокна, что способствует существенному снижению пористости композиционного материала [16]. Вместе с тем данная технология сопряжена с рядом технологических ограничений, среди которых сложность измельчения полимера и необходимость соблюдения мер промышленной безопасности, обусловленных повышенной запыленностью производственной среды.

Использование пленочного связующего обеспечивает высокую точность коэффициента наполнения и однородное распределение. К преимуществам данного метода также относится безопасность и экологичность процесса, стабильность при хранении полуфабрикатов, простота автоматизации производственного процесса, в связи с чем применение данного метода перспективно для создания композитов на основе термопластичных матриц [17]. Главной технологической сложностью данного метода остается высокая вязкость термопластичных полимеров, приводящая к запираанию воздуха в слоях армирующей структуры расплавом пленки. Потенциально данная проблема может быть решена снижением вязкости благодаря использованию полимера с меньшей молекулярной массой. Уменьшение молекулярной массы ухудшает термические и механические свойства полимера, однако лучшая инфильтрация армирующей структуры может способствовать увеличению прочностных характеристик композита в целом [18]. Дополнительная минимизация эффекта запираания воздушного слоя возможна благодаря увеличению поперечной проницаемости пакета посредством перфорации пленки и использования двухстадийного процесса консолидации – вакуумного этапа и прессового, что существенно снижает пористость получаемых пластин [19, 20].

Качество конечного композиционного изделия определяется совокупностью технологических параметров процесса консолидации, среди которых ключевую роль играют температура консолидации, величина прикладываемого давления и длительность выдержки [21–24]. Хотя существующие технологические режимы могут быть эффективны для решения узкоспециализированных задач отдельных исследований, они зачастую не позволяют выявить фундаментальные закономерности взаимосвязи между параметрами процесса и эксплуатационными характеристиками конечных изделий. В связи с этим актуальной научной и прикладной задачей является установление оптимальных условий формования композитных пластин на основе полифениленсульфида, обеспечивающих формирование структуры материала с максимально достижимым уровнем физико-механических характеристик. Во многом качество конечного изделия определяется эффективностью пропитки армирующего наполнителя, которая, в свою очередь, зависит от реологических характеристик полимерной матрицы при заданном режиме консолидации. Также на процесс пропитки могут влиять молекулярно-массовые характеристики полимера [25], скорости сдвига [26] и кинетика кристаллизации расплава [27]. Для корректного определения оптимального диапазона условий пропитки требуется углубленное исследование указанных параметров, поскольку в существующей научной литературе представлено недостаточное количество данных, характеризующих их влияние на процессы консолидации.

В качестве армирующего материала использована углеткань АСМ С200Т производства компании «Umatex» (Россия) саржевого переплетения 2×2 на основе нити 3К, матрицы полифениленсульфида с показателем текучести расплава 200 г/10 мин при 316 °С и нагрузке 5 кг. Диаметр фильеры – 2 мм.

Расчет толщины пленочного связующего осуществлялся с учетом целевого коэффициента наполнения (60 %) получаемого композиционного материала по следующей формуле:

$$h = \frac{\rho_s (1-k)}{\rho_r k},$$

где h – толщина пленочного связующего; ρ_s – поверхностная плотность армирующего материала; ρ_r – плотность связующего; k – целевой коэффициент наполнения.

Необходимая толщина пленки полифениленсульфида ($\rho_r = 135 \text{ г/см}^3$) для углеткани АСМ С200Т ($\rho_s = 200 \text{ г/м}^2$) составила 100 мкм.

Для изготовления пленки использовалась экструзионная линия EXL-25 (Welber, Китай) с плоско-щелевой фильерой с зазором 100 мкм [28]. Для минимизации эффекта запыления воздушного слоя и увеличения поперечной проницаемости пакета слоев, оказывающего существенное влияние на пористость [29], производилась перфорация пленки полифениленсульфида. Методика формирования перфорационной картины и выбранная плотность распределения отверстий представлены в работе [30].

С целью установления оптимальных температурных режимов консолидации и термоформования полифениленсульфида ранее были проанализированы температура и энтальпия плавления, а также зависимость вязкости расплава от температуры [31].

На основании данных, полученных дифференциальной сканирующей калориметрией, определена температура пика плавления ($278,4 \text{ }^\circ\text{C}$) и удельная энтальпия плавления ($33,7 \text{ Дж/г}$).

При выборе оптимальных параметров процессов консолидации и термоформования необходимо учитывать реологические характеристики полимерной матрицы, поскольку они определяют качество композиционного материала. Минимальное значение динамической вязкости расплава полифениленсульфида, составляющее $460 \text{ Па}\cdot\text{с}$, фиксируется при температуре $350 \text{ }^\circ\text{C}$. Однако, принимая во внимание склонность данного полимера к термоокислительной сшивке, сопровождающейся повышением вязкости [32–34], представляется необходимым провести анализ кинетических закономерностей изменения реологических характеристик расплава во времени в диапазоне температурных режимов (рис. 1).

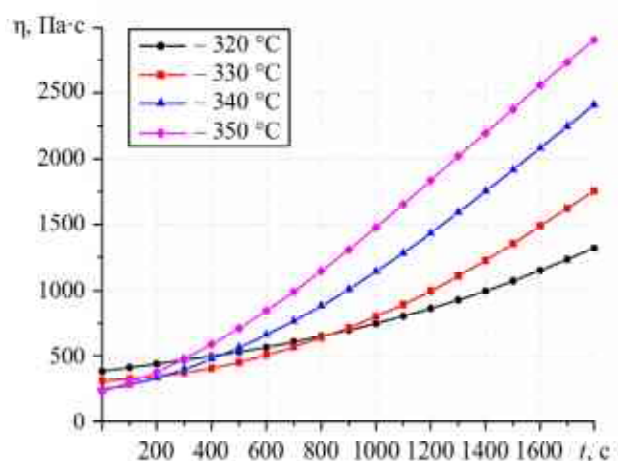


Рис. 1

С учетом полученных зависимостей выявлено нарастание вязкости, вызванное термоокислительной сшивкой, которая значительно ускоряется при нагреве полимера.

Таким образом, оптимальной температурой консолидации является $330 \text{ }^\circ\text{C}$, при которой вязкость расплава составляет $642 \text{ Па}\cdot\text{с}$. Повышение температуры до $340 \text{ }^\circ\text{C}$ сопровождается лишь незначительным снижением вязкости до $520 \text{ Па}\cdot\text{с}$, однако существенно интенсифицируются процессы термоокислительной сшивки. В частности, после изотермической выдержки в течение 1800 с вязкость расплава возрастает в 2,8 раза при $330 \text{ }^\circ\text{C}$ и в 4,6 раза при $340 \text{ }^\circ\text{C}$.

Преформа для изготовления консолидированной пластины состояла из десяти слоев армирующего материала – углеткани габаритами $390 \times 390 \text{ мм}$, – уложенных в ортогональной ориентации ($0^\circ/90^\circ$). Между каждым слоем армирующего наполнителя размещали слои перфорированной полимерной пленки полифениленсульфида размером $370 \times 370 \text{ мм}$. Схема преформы представлена на рис. 2.



Рис. 2

Для предотвращения залипания материала в процессе консолидации на поверхность оснасток для вакуумной и прессовой консолидации был нанесен антиадгезионный состав Loctite Frekote 770-NC (шесть слоев) с промежуточной сушкой 15 мин.

Для реализации процесса вакуумно-термической консолидации была разработана конструкция вакуумного мешка (рис. 3), изготовленного из алюминиевой фольги толщиной 200 мкм. Герметизация по периметру заготовки, а также крепление вакуумного штуцера осуществлялись с использованием высокотемпературного герметика Loctite 5399, сохраняющего работоспособность при температурах до 350 °C.



Рис. 3

Использование металлической сетки было обусловлено необходимостью дополнительного проводящего слоя в пакете, поскольку при плавлении полифениленсульфид заполняет углеткань и ограничивает распределение вакуума.

Выкладка пакета слоев осуществлялась на предварительно подготовленную оснастку для вакуумной консолидации, поверх слоев укладывалась металлическая сетка.

Вакуумно-термическую консолидацию проводили при температуре 330 °C с изотермической выдержкой пакета в течение 20 мин при непрерывном поддержании вакуума (остаточное давление – 500 Па или выше) на протяжении всего технологического цикла (рис. 4).

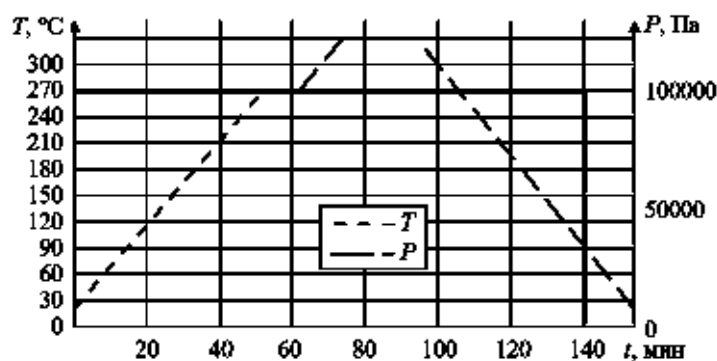


Рис. 4

Применение двухступенчатого режима нагрева способствовало обеспечению равномерного распределения температуры по объему заготовки, что являлось необходимым условием для синхронного начала течения расплава полифениленсульфида и его равномерного распределения по всей площади углеткани. После вакуумной консолидации наблюдалось сокращение толщины преформы на 28,6 % (начальная толщина преформы – 4,2 мм, после вакуумной консолидации – 3 мм), что свидетельствовало о неполной инфильтрации полифениленсульфида в углеткань из-за недостатка давления.

Для повышения степени пропитки армирующего наполнителя и достижения расчетного коэффициента наполнения, равного 60 %, консолидацию осуществляли в гидравлическом прессе с применением кольцевого упора толщиной 2 мм, установленного в оснастке для прессовой консолидации. Процесс проводили в соответствии с температурно-силовым режимом, представленным на рис. 5.

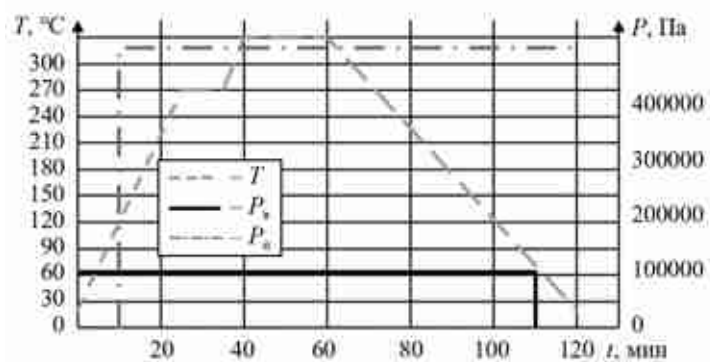


Рис. 5

Применение вакуумирования в рабочей полости оснастки при прессовании обеспечивало начальное смыкание оснастки, дегазацию материала и отсутствие доступа к кислороду, являющемуся сильным окислителем.

Принципиальная схема оснастки для вакуумно-прессовой консолидации представлена на рис. 6: *а* – разнесенный вид; *б* – вид разреза. Здесь: 1 – пуансон; 2 – вертикальная стенка матрицы; 3 – кольцевой упор; 4 – горизонтальная плита матрицы; 5 – болт; 6 – кольцевое медное уплотнение; 7 – рабочая полость пресс-формы; 8 – вакуумный канал; 9 – вакуумный штуцер конического типа.

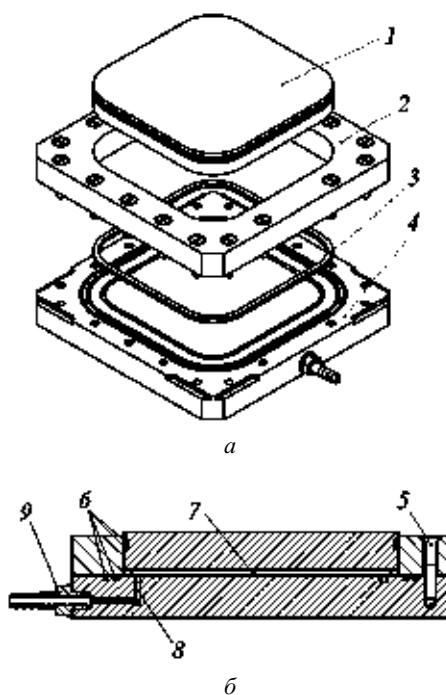


Рис. 6

Механизм герметизации оснастки реализуется следующим образом. В процессе нагрева пресса происходит тепловое расширение кольцевого медного уплотнительного элемента, установленного на вертикальной стенке пуансона и горизонтальной плите матрицы. В результате обеспечивается герметичное скользящее соединение между вертикальной стенкой матрицы и вертикальной стенкой пуансона, а также герметичное статическое соединение между вертикальной стенкой пуансона и плитой матрицы.

В результате применения разработанной оснастки для комбинированной вакуумно-прессовой консолидации получен углепластик на основе полифениленсульфида толщиной 2 мм.

Результаты испытаний консолидированной пластины и параметры образцов приведены в таблице.

Испытание	Номер образца	Ширина, мм	Толщина, мм	Предел прочности, МПа	Модуль упругости, ГПа
Растяжение	1	15,04	2,15	582,5	86,7
	2	15,02	2,11	580,3	86,5
	3	15,03	2,13	583,1	86,6
Изгиб	4	15,01	2,38	716,4	50,6
	5	15,03	2,33	715,9	50,8
	6	15,03	2,36	716,1	50,7

Результаты механических испытаний консолидированных пластин свидетельствуют о достижении высоких физико-механических показателей: предел прочности при растяжении составил $582 \pm 1,4$ МПа, модуль упругости – $86,6 \pm 0,1$ ГПа, предел прочности при изгибе – $716,1 \pm 0,3$ МПа, модуль при изгибе – $50,7 \pm 0,1$ ГПа.

В качестве тестового изделия для термоформования была выбрана полусферическая геометрия, которая часто используется в качестве эталонного образца теста штамповки [35–39]. При перемещении нагретой заготовки в рабочую зону пресса важна минимизация тепловых потерь, так как охлаждение заготовки в процессе переноса может привести к обратному переходу полимера из высокоэластического состояния в стеклообразное и в конечном счете к невозможности проведения формования. Для минимизации тепловых потерь при перемещении листовой заготовки использовалась система рельсов, движение по которым осуществлялось при помощи подвижной рамки. Для закрепления листовой заготовки в подвижной рамке использовались четыре диагонально растягивающие пружины.

Аналогичное решение для закрепления листовой заготовки представлено в работе [40]. Установлено, что при термоформовании изделий двойной кривизны диагональное расположение прижимных пружин является более эффективным с точки зрения предотвращения складкообразования в рабочей области детали. При этом наибольший эффект может быть достигнут за счет фиксации композитной пластины с использованием конфигурации пружин, размещенных в зонах, наиболее склонных к образованию складок. Такой подход способствует снижению вероятности возникновения складок и других технологических дефектов, особенно в областях, прилегающих к формуемому элементу [41].

Закрепленная листовая заготовка перемещалась в зону нагрева, где при помощи инфракрасной лампы производился нагрев до 330 °С. Термоформование проводили на гидравлическом прессе Pressotechnic (Германия) при температуре 330 °С. Оснастку выдерживали в сомкнутом состоянии в течение 10 мин при постоянном давлении 500000 Па на протяжении всего этапа охлаждения заготовки (рис. 7).

Экспериментально установлено, что оптимальная температура пресс-формы для полифениленсульфида, обеспечивающая баланс между деформируемостью заготовки и производительностью цикла, составляет 135 °С.

В ходе термоформования углепластика на основе полифениленсульфида было получено тестовое изделие «полусфера».

Результат термоформования хорошо согласуется с ранее полученными результатами термоштамповки тестового изделия «двойной купол». Диагональное размещение пружин при термоформовании форм двойной кривизны способствует локализации складкообразования за рабочей зоной изделия [31].

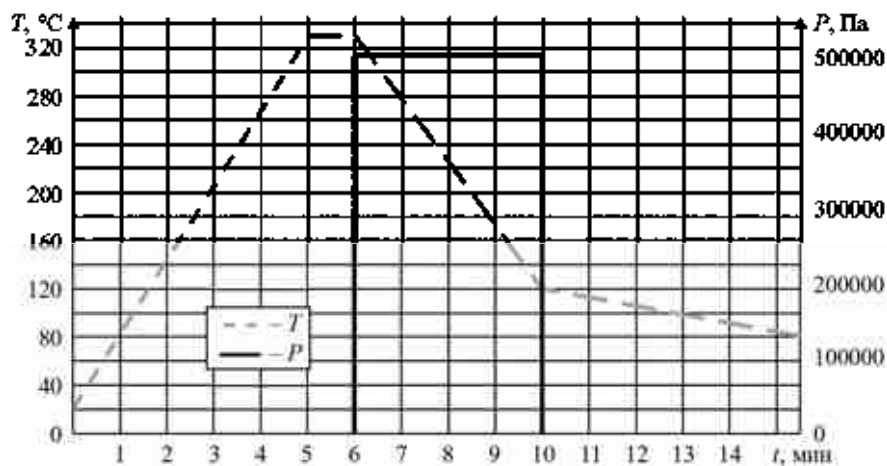


Рис. 7

Контроль отклонений геометрической формы отформованных полусфер осуществляли с использованием координатно-измерительной машины с 3D-сканером Hexagon Absolute Arm 85 (Франция) (рис. 8). Полученные данные использованы для оценки коробления заготовок и последующего введения упреждающих корректировок в геометрию формообразующей оснастки.

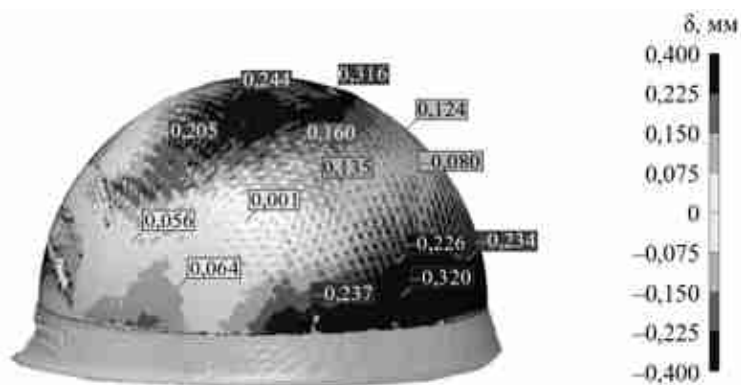


Рис. 8

Среднее отклонение геометрии изделия по всей поверхности составило 0,166 мм. При этом анализ результатов показал наличие локальных областей как с положительными отклонениями, достигающими 0,320 мм, так и с отрицательными отклонениями до 0,237 мм относительно номинальной геометрии. В связи с этим возникает необходимость построения компенсационной геометрии рабочих поверхностей матрицы и пуансона, учитывающей поверхность отклонения полученного изделия.

В ходе проведенного исследования разработан и экспериментально апробирован метод консолидации углепластика на основе пленочного полифениленсульфида и углеткани, сочетающий вакуумное воздействие и компрессионное давление. Методами дифференциальной сканирующей калориметрии и торсионной реометрии оптимизированы режимы консолидации и термоформования. Исследование механического поведения консолидированных образцов выявило их высокие прочностные и деформационные свойства. В частности, модуль упругости при растяжении составил $86,6 \pm 0,1$ ГПа, а при изгибе – $50,7 \pm 0,1$ ГПа.

Экспериментально подтверждена технологическая эффективность метода термоформования консолидированных пластин при температуре 330 °C и давлении 500000 Па. Использование диагональной конфигурации пружинных фиксаторов в подвижной рамке позволило минимизировать образование складок при формовании изделий двойной кривизны, что успешно продемонстрировано на примере получения полусферического тестового образца.

Исследование теплофизических свойств и изготовление пленки полифениленсульфида проведено в рамках работы, выполненной за счет средств Программы стратегического академического лидерства Казанского (Приволжского) федерального университета («Приоритет-2030»).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Ozturk F., Cobanoglu M., Ece R.E.* Recent Advancements in Thermoplastic Composite Materials in Aerospace Industry // *Journal of Thermoplastic Composite Materials*. 2024. Vol. 37. Iss. 9. 3084–3116.
2. *Ghanbari L.N. et al.* Thermal History Dependent Rheology, Crystallization, and Fusion Joint Strength of Polyphenylene Sulfide/Carbon Fiber Thermoplastic Composites // *Journal of Thermoplastic Composite Materials*. 2025. Vol. 38. Iss. 10. P. 3825–3840.
3. *Wang Y. et al.* Compressive Behavior of Notched and Unnotched Carbon Woven-Ply PPS Thermoplastic Laminates at Different Temperatures // *Composites Part B: Engineering*. 2018. Vol. 133. P. 68–77.
4. *Montagna L.S. et al.* A Review on Research, Application, Processing, and Recycling of PPS Based Materials // *Polimeros*. 2022. Vol. 32. № 1. Article № e2022005.
5. *Krueger R., Bergan A.* Advances in Thermoplastic Composites over Three Decades – A Literature Review: Technical Memorandum № 20240005376 / NASA. Langley Research Center. Hampton, 2024. 81 p.
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. *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.
8. *Schafer F. et al.* A Hyperelastic Material Model Considering Biaxial Coupling of Tension–Compression and Shear for the Forming Simulation of Woven Fabrics // *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*. 2023. Vol. 165. Article № 107323.
9. *Barocio E. et al.* Validation of Shape Change Predictions for Stamp Forming of Carbon Fiber Thermoplastic Composite Laminates // *Composites Part B: Engineering*. 2024. Vol. 275. Article № 111325.
10. *Liu D. et al.* Experimental Investigation of Carbon Fiber Reinforced Poly (Phenylene Sulfide) Composites Prepared Using a Double-Belt Press // *Composites Part B: Engineering*. 2015. Vol. 77. P. 363–370.
11. *Donough M.J. et al.* Process Modelling of in-situ Consolidated Thermoplastic Composite by Automated Fibre Placement – A Review // *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*. 2022. Vol. 163. Article № 107179.
12. *Tan C. et al.* Laser Joining of CFRTP to Titanium Alloy via Laser Surface Texturing // *Chinese Journal of Aeronautics*. 2021. Vol. 34. Iss. 5. P. 103–114.
13. *Gao J. et al.* Two-Stage Sector Partition Path Planning Method for Automated Fiber Placement on Complex Surfaces // *Computer-Aided Design*. 2021. Vol. 132. Article № 102983.
14. *Qiao Y. et al.* A Review of the Fabrication Methods and Mechanical Behavior of Continuous Thermoplastic Polymer Fiber–Thermoplastic Polymer Matrix Composites // *Polymer Composites*. 2023. Vol. 44. Iss. 2. P. 694–733.
15. *Kang C.-S. et al.* Manufacturing of Carbon Fibers/Polyphenylene Sulfide Composites via Induction-Heating Molding: Morphology, Mechanical Properties, and Flammability // *Polymers*. 2022. Vol. 14. Iss. 21. Article № 4587.
16. *Valente M., Rossitti I., Sambucci M.* Different Production Processes for Thermoplastic Composite Materials: Sustainability Versus Mechanical Properties and Process Parameters // *Polymers*. 2023. Vol. 15. Iss. 1. Article № 242.
17. *Sun Z. et al.* Effect of Polyphenylene Sulphide Particles and Films on the Properties of Polyphenylene Sulphide Composites // *Materials*. 2022. Vol. 15. Iss. 21. Article № 7616.
18. *Vaganov G. al.* Influence of Molecular Weight on Thermal and Mechanical Properties of Carbon-Fiber-Reinforced Plastics Based on Thermoplastic Partially Crystalline Polyimide // *Polymers*. 2023. Vol. 15. Iss. 13. Article № 2922.
19. *Patou J., De Luycker E., Bernhart G.* Influence of Void Content on the Mechanical Properties of Carbon/PPS Laminates // *Proc. of the 17th European Conference on Composite Materials*, June 26–30, 2016, Munich, Germany. P. 26–30.
20. *Халиулин В.И., Батраков В.В., Петров П.А.* Постановка задачи и исследование армирующих компонентов для создания композитных гибридных конструкций // *Изв. вузов. Авиационная техника*. 2022. № 4. P. 184–193.
21. *Diez-Pascual A.M., Naffakh M.* Tuning the Properties of Carbon Fiber-Reinforced Poly (Phenylene Sulphide) Laminates via Incorporation of Inorganic Nanoparticles // *Polymer*. 2012. Vol. 53. Iss. 12. P. 2369–2378.
22. *Zhao L. al.* Fabrication and Characterization of Polyphenylene Sulfide Composites with Ultra-High Content of Carbon Fiber Fabrics // *Advanced Composites and Hybrid Materials*. 2019. Vol. 2. Iss. 3. P. 481–491.
23. *Guimaraes F. al.* Mechanical Performance of Continuous/Short Carbon Fiber-Reinforced Poly (Phenylene Sulfide) Composites // *Engineering Failure Analysis*. 2022. Vol. 141. Article № 106613.

24. Takeda K. *al.* A New Strengthening Process for Carbon-Fiber-Reinforced Thermoplastic Polyphenylene Sulfide (CFRTP-PPS) Interlayered Composite by Electron Beam Irradiation to PPS Prior to Lamination Assembly and Hot Press // *Materials*. 2023. Vol. 16. Iss. 7. Article № 2823.
25. Fujiyama M., Kitajima Y., Inata H. Rheological Properties of Polypropylenes with Different Molecular Weight Distribution Characteristics // *Journal of Applied Polymer Science*. 2002. Vol. 84. Iss. 12. P. 2128–2141.
26. Xiang P. *al.* Research on the Rheological Properties of Polyphenylene Sulfide (PPS) Resin // *Advanced Materials Research*. 2011. Vol. 332–334. P. 949–954.
27. Batista N.L. *al.* Correlation between Degree of Crystallinity, Morphology and Mechanical Properties of PPS/Carbon Fiber Laminates // *Materials Research*. 2016. Vol. 19. Iss. 1. P. 195–201.
28. Композиция на основе высокотекучего полифениленсульфида и способ получения пленки с ее использованием: пат. 2850020 Рос. Федерация, № 2025107187; заявл. 25.03.2025; опубл. 1.11.2025, Бюл. № 31.
29. Федяев В.Л. и др. Оптимизация вакуумирования сухого пакета семипрегов при формировании изделий из композитов // *Изв. вузов. Авиационная техника*. 2025. № 3. С. 192–199.
30. Соловьев Р.И., Балькаев Д.А., Амирова Л.М. Термоформование изделий из консолидированных листовых заготовок на основе армированного стеклотканью полипропилена // *Изв. вузов. Авиационная техника*. 2014. № 1. С. 164–171.
31. Соловьев Р.И., Балькаев Д.А., Амирова Л.М. Консолидация углепластиков на основе порошкового полифениленсульфидного связующего // *Изв. вузов. Авиационная техника*. 2025. № 4. С. 136–144.
32. Ghanbari L.N. *et al.* Wiggins, Polyphenylene Sulfide for High-Rate Composite Manufacturing: Impacts of Processing Parameters on Chain Architecture, Rheology, and Crystallinity // *Polymer Degradation and Stability*. 2023. Vol. 218. Article № 110580.
33. Hu S. *et al.* Competition of Memory Effect and Thermal Degradation on the Crystallization Behavior of Polyphenylene Sulfide // *Polymer*. 2022. Vol. 262. Article № 125427.
34. Yan P. *et al.* Investigation on Thermal Degradation Mechanism of Poly (Phenylene Sulfide) // *Polymer Degradation and Stability*. 2022. Vol. 197. Article № 109863.
35. Alsayednoor J. *et al.* Influence of Specimen Pre-Shear and Wrinkling on the Accuracy of Uniaxial Bias Extension Test Results // *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*. 2017. Vol. 101. P. 81–97.
36. Abbassi F. *et al.* Experimental and Numerical Investigations of a Thermoplastic Composite (Carbon/PPS) Thermoforming // *Structural Control and Health Monitoring*. 2011. Vol. 18. Iss. 7. P. 769–780.
37. Wang H., Bai L., Hui Y. Hemispherical Molding Experiment and Simulation of Unidirectional Carbon Fiber Prepreg // *International Journal of Polymer Science*. 2022. Vol. 1. Article № 1196567.
38. Liu K. *et al.* Experimental Characterization and Analysis of Fiber Orientations in Hemispherical Thermoforming for Unidirectional Thermoplastic Composites // *International Journal of Material Forming*. 2019. Vol. 12. Iss. 1. P. 97–111.
39. Vieille B. *et al.* About the Influence of Stamping on Thermoplastic-Based Composites for Aeronautical Applications // *Composites Part B: Engineering*. 2013. Vol. 45. Iss. 1. P. 821–834.
40. Yildirim H., Uren N., Ozturk F. Effects of Spring Gripper Configuration and Forming Temperature on the Thermo-Stamping of a Carbon-Fiber Woven-Fabric / Polyphenylene Sulfide Composite Sheet // *Measurement Science and Technology*. 2023. Vol. 34. № 8. Article № 085602.
41. Stamopoulos A., Di Ilio A. Numerical and Experimental Analysis of the Thermoforming Process Parameters of Semi-Spherical Glass Fibre Thermoplastic Parts // *Procedia CIRP*. 2021. Vol. 99. P. 420–425.

Поступила в редакцию 24.02.26

После доработки 18.03.26

Принята к публикации 18.03.26

Consolidation and Thermoforming of PPS Film-Based Carbon Fiber Composites

R.I. SOLOV'EV¹, D.A. BAL'KAEV², M.A. SHARAPOV¹,
M.M. GANIEV³, AND L.M. AMIROVA¹

¹ Tupolev Kazan National Research Technical University, Kazan

² Kazan Federal University, Kazan

³ Kazan Federal University, Branch in Naberezhnye Chelny

A method for consolidating composite materials is presented, specifically carbon fiber-reinforced plastics utilizing a thermoplastic polyphenylene sulfide film matrix. The process

entails applying compressive press pressure alongside simultaneous vacuum treatment on the laminate stack. Specialized tooling for vacuum-assisted press consolidation of structural thermoplastics was designed and manufactured to support this method. Consolidation and thermoforming of temperature-time profiles were optimized using differential scanning calorimetry and rheometry. The resulting consolidated panels were subsequently used for the thermoforming of a test component, specifically a “hemisphere”.

Thermoplastic composite materials, consolidation, thermoforming, polyphenylene sulfide, carbon fiber-reinforced plastic, prepreg

Thermo-Mechanical Performance of Additively Manufactured CuCr1Zr Components for Satellite Applications

NARLA VENKATESH

(Division of Aerospace
Engineering, Karunya Institute
of Technology and Sciences,
Coimbatore, Tamilnadu, India),

DODDIGALLU NAGA

CHANDRA TEJA

(GITAM Deemed to be University,
Bangalore, India),

K. ANTON SAVIO LEWIS

(Division of Aerospace
Engineering, Karunya Institute
of Technology and Sciences,
Coimbatore, Tamilnadu, India)
kaslewise@gmail.com

In this paper, the thermo-mechanical performance of CuCr1Zr LPBF-manufactured alloy components for satellite applications is investigated by simulation. As a high thermal conductivity material (350 W/m·K) with moderate mechanical strength, CuCr1Zr can be used in low Earth orbit environments to support thermally loaded structures. To conduct this study, ANSYS Additive Suite and Mechanical Workbench were used for a three-phase Multiphysics simulation with LPBF process simulation, steady-state orbital thermal analysis and coupled structural analysis. Peak build temperatures of 1080 °C and peak stresses in the buildup material exceeding 2.5 GPa were observed in the results, suggesting risks of residual deformation and recoater interference. CuCr1Zr showed better thermal performance than the traditional aerospace materials Aluminium 7075, Titanium Ti-6Al-4v, and Inconel 718. Still, the manufacturing process had to be carefully optimised to overcome the problems with warping and strain concentration. The results of this work emphasise the necessity of integrated manufacturing-performance simulations to design space-grade components from advanced copper alloys.

Additive manufacturing, CuCr1Zr, laser powder bed fusion, satellite applications, thermo-mechanical simulation, thermal conductivity, residual stress

О взаимосвязи кодов Фрэнка как подкласса функций Виленкина – Крестенсона

О.В. ВАРЛАМОВ,

д-р техн. наук,

А.В. ЕРМАКОВА

(МТУСИ, Москва),

И.М. ЛЕРНЕР,

д-р техн. наук

(КНИТУ-КАИ, Казань),

И.А. СЕНИН,

студент

(МТУСИ, Москва)

vov@mtuci.ru

Представлено строгое математическое обоснование принадлежности полифазного кода Фрэнка к классу функций Виленкина – Крестенсона – фундаментальной системе ортонормированных дискретных последовательностей, широко применяемых в радиолокации, телекоммуникациях и цифровой обработке сигналов. На основе проведенного математического доказательства выявлены и сформулированы новые свойства рассматриваемых последовательностей, в том числе связанные с их корреляционной устойчивостью и особенностями фазового построения. Для доказательства свойств используется аппарат дискретной математики и теории групп.

Коды Фрэнка, функции Виленкина – Крестенсона, полифазные коды, билинейный характер, бортовые радиолокационные станции, беспилотные летательные аппараты

В современных условиях усложнения сигнально-помеховой обстановки, в которой функционируют системы передачи информации [1–3], достижение требуемых показателей спектральной эффективности [4–13] неразрывно связано с необходимостью обеспечения высоких показателей подсистем формирования опорных сигналов как на приемной, так и на передающей сторонах. Наиболее остро указанная проблема стоит перед разработчиками систем авиационной радиосвязи [3–5].

Одним из эффективных подходов к построению таких сигналов является применение полифазных ортогональных кодов [14, 15]. Классическими представителями этого семейства являются коды Фрэнка и функции Виленкина – Крестенсона. Эти сигналы отличаются хорошими корреляционными характеристиками и позволяют достигать высокой энергетической концентрации в основном лепестке автокорреляционной функции при сравнительно небольшой длине кода, что представляет особую ценность для бортовых вычислителей с ограниченными вычислительными ресурсами.

Формирование и анализ сигналов с оптимальными корреляционными свойствами является также одной из основных задач при построении радиолокационных, навигационных и телекоммуникационных систем [14, 15]. В условиях авиационной среды, где точность измерения дальности, разрешающая способность и помехоустойчивость непосредственно обуславливают безопасность полетов и эффективность, требования к сигналам существенно ужесточаются [3]. Функционирование воздушных судов сопровождается воздействием таких дестабилизирующих факторов, как интенсивные отражения от подстилающей поверхности, эффекты многолучевого распространения, а также наличие преднамеренных и непреднамеренных помех [1–3].

Для обеспечения надежного функционирования бортовых радиолокационных станций, систем связи «воздух – воздух» и «воздух – земля» необходимо использовать сигналы с низким уровнем боковых лепестков автокорреляционной функции и высокой взаимной ортогональностью при совместной работе нескольких передатчиков [14, 15].

Коды Фрэнка, предложенные в 1975 г. [14, с. 64], широко используются в радиолокационных системах, включая авиационные, благодаря простоте построения и возможности реализации последовательностей с различной длиной и фазовой структурой. Коды формируются на основе двумерной матрицы фаз, значения которой определяются линейной зависимостью индексов [14, 15]. Такая структура обеспечивает хорошую аппроксимацию свойств ортогональности, в связи с чем использование кодов Фрэнка целесообразно для систем с фазовой манипуляцией, в том числе в доплеровских бортовых радиолокационных станциях [3].

С точки зрения математического анализа функции Виленкина – Крестенсона представляют собой более общий математический аппарат, построенный на основе p -адического разложения чисел и ортонормированных систем функций. Данный подход позволяет генерировать множество полифазных сигналов с

заданными корреляционными характеристиками. Одной из ключевых особенностей функций Виленкина – Крестенсона является их способность формировать системы последовательностей с высокой взаимной ортогональностью, что особенно актуально для многопользовательских авиационных систем передачи данных и многоканальных радиолокационных комплексов, размещенных на одном носителе [14, 15].

Несмотря на различия в исходных принципах построения, между кодами Фрэнка и функциями Виленкина – Крестенсона существует тесная взаимосвязь. Коды Фрэнка можно рассматривать как частный случай функций Виленкина – Крестенсона при определенных параметрах разложения, что позволяет не только унифицировать подходы к их анализу, но и расширяет возможности синтеза оптимальных сигналов для авиационных применений за счет использования более общей теории [14].

Функции Виленкина – Крестенсона широко применяются в спектральном анализе, построении цифровых фильтров, фазовых кодов и вейвлет-преобразованиях над конечными группами. Они обобщают как дискретные экспоненты, так и бинарные системы типа Уолша, образуя универсальный математический инструмент для работы с конечными сигналами и дискретными структурами.

Сигналы на основе кодов Фрэнка – это особый класс дискретных комплексных сигналов, используемых в радиолокации, радиосвязи и цифровой обработке сигналов. Они представляют собой последовательности комплексных чисел, у которых фаза каждого элемента зависит квадратично от его позиции в сигнале. Такая форма сигнала означает, что его фаза изменяется по квадратному закону. Отличительной характеристикой сигналов Фрэнка является идеальная автокорреляция. Это свойство заключается в том, что при любом ненулевом циклическом сдвиге значение автокорреляции строго равно нулю. Такая особенность обеспечивает высокую точность оценки временных задержек и повышает эффективность обнаружения целей в радиолокационных системах. Данные сигналы входят в более широкий класс функций, называемых функциями Виленкина – Крестенсона и представляют собой частный случай, где фазовая функция является квадратичной.

Цель работы – математически строгое доказательство того, что полифазные коды Фрэнка являются частным случаем обобщенной системы ортонормированных функций Виленкина – Крестенсона.

Функция Виленкина – Крестенсона представляет собой обобщенную ортонормированную систему, заданную на конечных абелевых группах $\mathbb{Z}_p^r$, где $p \in \mathbb{P}$; r – размерность вектора, определяющего элементы группы. Функция Виленкина – Крестенсона определяется следующим образом:

$$\psi_k(\mathbf{n}) = \exp\left(\frac{2\pi i}{p} \sum_{l=1}^r k_l n_l\right) = \exp\left(\frac{2\pi i}{p} B(\mathbf{k}, \mathbf{n})\right) = \prod_{l=1}^r \chi_{k_l n_l} = \chi_{\prod_{l=1}^r k_l n_l} = \chi_k(\mathbf{n}), \quad (1)$$

где $\mathbf{k}, \mathbf{n} \in \mathbb{Z}_p^r$; $r \in \mathbb{N}^*$; $\mathbf{k} = (k_1, k_2, \dots, k_r)$ – вектор, каждый l -й ($l \in \overline{1, r}$) элемент которого определяет значения для характера из ортонормированной системы; $\mathbf{n} = (n_1, n_2, \dots, n_r)$ – вектор, каждый l -й элемент которого определяет аргумент для l характера $\chi_{k_l n_l}$ (независимая переменная; элемент группы, над которой определена функция); $B(\mathbf{k}, \mathbf{n}) = \sum_{l=1}^r k_l n_l$ – билинейная форма; $\chi_{k_l n_l} = \exp\left(\frac{2\pi i}{p} k_l n_l\right)$ – характер для аргумента $k_l n_l$; $\chi_k(\mathbf{n})$ – характер функции Виленкина – Крестенсона.

В пространстве конечных групп функции Виленкина – Крестенсона позволяют построить полный ортонормированный базис для задач анализа и синтеза сигналов, формирования информационных последовательностей для их кодирования [14].

При $r = 1$ система вырождается в дискретное преобразование Фурье, а при $p = 2$ – в функции Уолша.

В более общем случае при переходе к обобщенным функциям Виленкина – Крестенсона [16, 17] допускается переход от билинейной формы $B(\mathbf{k}, \mathbf{n})$ к квадратичному многочлену $Q(\mathbf{n})$. Так, для одномерного случая ($r = 1$) набор дискретных фаз, задающих код Фрэнка, имеет вид

$$Q(n) = n_1^2 \bmod p, \quad (2)$$

где $\mathbf{n} = \{n_1 | (n_1 \in \mathbb{Z}) \wedge (n_1 = \overline{0; p-1})\}$; $n_1^2 \bmod p$ – операция взятия остатка от деления n_1^2 на p . При этом радиосигнал на несущей частоте ω_n при использовании кода Фрэнка, состоящий из V символов, с длительностью символа τ_c будет иметь следующий вид

$$s(t) = \operatorname{Re} \left\{ \sum_{\mu=1}^V \left(1(t - (\mu-1)\tau_c) - 1(t - \mu\tau_c) \right) s_{\mu}(t) \right\} = \\ = \operatorname{Re} \left\{ \sum_{\mu=1}^V \left(1(t - (\mu-1)\tau_c) - 1(t - \mu\tau_c) \right) \exp \left(\frac{2\pi i}{p} ([\mu-1]^2 \bmod p) + i\omega_n t \right) \right\}, \quad (3)$$

где $1(t)$ – функция Хевисайда.

Необходимо отметить, что использование квадратичного многочлена при построении сигналов позволяет обеспечить их хорошие корреляционные свойства [18, 19].

В то же время для двумерного случая ($r = 2$), т. е. для конечной абелевой группы $\mathbb{Z}_p^2$, квадратичная форма имеет следующий вид:

$$Q(\mathbf{n}) = n_1^2 + n_2^2 \bmod p, \quad \mathbf{n} = (n_1, n_2), \quad \mathbf{n} \in \mathbb{Z}_p^2,$$

где n_1, n_2 – координаты двумерного вектора.

В случае, когда параметр r принимает значения 1 или 2, для характеров конечных групп имеет место следующее соотношение

$$S = \sum_{\mathbf{n} \in G} \psi_a(\mathbf{n}) \psi_b^*(\mathbf{n}) = \begin{cases} |G|, & \text{если } \mathbf{a} = \mathbf{b}; \\ 0, & \text{если } \mathbf{a} \neq \mathbf{b}, \end{cases} \quad (4)$$

где G – рассматриваемая группа поля Галуа; $\psi_b^*(\mathbf{n})$ – функция комплексно-сопряженная $\psi_a(\mathbf{n})$; $\mathbf{a}, \mathbf{b}$ – индексы характеров; $\mathbf{n}$ – аргумент характера. Здесь под $\mathbf{a} = \mathbf{b}$ понимается покомпонентное равенство векторов.

Рассмотрим случай $\mathbf{a} = \mathbf{b}$ и $r = 2$, в этом случае

$$S = \sum_{\mathbf{n} \in G} \psi_a(\mathbf{n}) \psi_b^*(\mathbf{n}) = \sum_{\mathbf{n} \in G} \exp \left(\frac{2\pi i}{p} \sum_{l=1}^2 a_l n_l \right) \exp \left(-\frac{2\pi i}{p} \sum_{l=1}^2 b_l n_l \right) = \\ = \sum_{\mathbf{n} \in G} \exp \left(\frac{2\pi i}{p} \sum_{l=1}^2 (a_l - b_l) n_l \right) = \sum_{n_1=0}^{p-1} \sum_{n_2=0}^{p-1} \exp(0) = \sum_{n_1=0}^{p-1} \sum_{n_2=0}^{p-1} 1 = p^2 = |G|. \quad (5)$$

Рассмотрим случай $\mathbf{a} \neq \mathbf{b}$:

$$S = \sum_{\mathbf{n} \in G} \psi_a(\mathbf{n}) \psi_b^*(\mathbf{n}) = \sum_{\mathbf{n} \in G} \exp \left(\frac{2\pi i}{p} \sum_{l=1}^r (a_l - b_l) n_l \right) = \sum_{n_1=0}^{p-1} \sum_{n_2=0}^{p-1} \exp \left(\frac{2\pi i}{p} \sum_{l=1}^2 d_l n_l \right) = \\ = \sum_{n_1=0}^{p-1} \sum_{n_2=0}^{p-1} \exp \left(\frac{2\pi i}{p} \sum_{l=1}^2 d_l n_l \right) = \sum_{n_1=0}^{p-1} \exp \left(\frac{2\pi i}{p} d_1 n_1 \right) \sum_{n_2=0}^{p-1} \exp \left(\frac{2\pi i}{p} d_2 n_2 \right). \quad (6)$$

Анализ выражения (6) показывает, что оно может быть представлено в виде произведения сумм двух геометрических прогрессий, каждая из которых содержит $p-1$ член. В результате выражение (6) можно представить следующим образом:

$$S = \frac{1 - \exp \left(\frac{2\pi i}{p} d_1 (p-1) \right) \exp \left(\frac{2\pi i}{p} d_1 \right)}{1 - \exp \left(\frac{2\pi i}{p} d_1 \right)} \cdot \frac{1 - \exp \left(\frac{2\pi i}{p} d_2 (p-1) \right) \exp \left(\frac{2\pi i}{p} d_2 \right)}{1 - \exp \left(\frac{2\pi i}{p} d_2 \right)} = 0. \quad (7)$$

или

$$B(\mathbf{x}, \mathbf{y}) = \mathbf{x}A\mathbf{y}^T = (x_1, x_2) \begin{pmatrix} a_{11} & a_{12} \\ a_{21} & a_{22} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} y_1 \\ y_2 \end{pmatrix}, \quad (12)$$

где $a_{11}, a_{12}, a_{21}, a_{22} \in \mathbb{Z}_p$; $A = \begin{pmatrix} a_{11} & a_{12} \\ a_{21} & a_{22} \end{pmatrix}$.

В рассматриваемой случае матрица $A = \begin{pmatrix} 0 & 1 \\ 1 & 0 \end{pmatrix}$, в результате билинейная форма определяется следующим образом:

$$B(\mathbf{x}, \mathbf{y}) = x_1 y_2 + x_2 y_1. \quad (13)$$

Для случая $\mathbf{x} = \mathbf{y} = (x_1, x_2)$ билинейная форма (13) примет вид

$$B((x_1, x_2), (x_1, x_2)) = x_1 x_2 + x_2 x_1 = 2x_1 x_2. \quad (14)$$

В этом случае элемент сигнала, получаемого с использованием выражения (1) на длительности τ_c , задаваемой в комплексной форме $\exp\left(\frac{2\pi i B((x_1, x_2), (x_1, x_2))}{p}\right)$, примет вид $\exp\left(\frac{2\pi i \cdot 2n_1 n_2}{p}\right)$ после замен $x_1 = n_1$ и $x_2 = n_2$.

Полученное выражение соответствует элементу радиосигнала при использовании одномерного кода Фрэнка с точностью до постоянного множителя 2. Этот множитель не влияет на свойство ортогональности (см. выражение (4)), поскольку он лишь масштабирует аргумент экспоненты, но не нарушает ортогональность при суммировании по всем элементам группы.

Таким образом, на основе введенной билинейной формы характер группы имеет вид

$$\chi_y(\mathbf{x}) = \exp\left(\frac{2\pi i B(\mathbf{x}, \mathbf{y})}{p}\right) = \exp\left(\frac{2\pi i (x_1 y_2 + x_2 y_1)}{p}\right), \quad (15)$$

когда $\mathbf{x} = \mathbf{y} = (x_1, x_2)$.

Приведем решение третьей задачи. Билинейная форма над $\mathbb{Z}_p$ может быть задана как

$$B(\mathbf{k}, \mathbf{n}) = (\mathbf{k}, \mathbf{n}) \bmod p, \quad (16)$$

где $\mathbf{k}, \mathbf{n}$ – элементы поля (или кольца вычетов) $\mathbb{Z}_p$; $(\mathbf{k}, \mathbf{n})$ – скалярное произведение векторов $\mathbf{k}$ и $\mathbf{n}$.

Согласно анализу выражений (16) и (2) билинейная форма выражения (16) переходит в квадратичную (2) при $\mathbf{k} = \mathbf{n} = \mathbf{n}_1$. Таким образом, элемент радиосигнала, полученного с помощью одномерного кода Фрэнка, можно представить как

$$s_\Phi = \exp\left(\frac{2\pi i}{p} \cdot Q(\mathbf{n})\right) = \psi_n(\mathbf{n}). \quad (17)$$

В результате каждый элемент радиосигнала, сформированного с помощью одномерного кода Фрэнка, является частным случаем обобщенной функции Виленкина, построенной с использованием квадратичной формы $Q(\mathbf{n}) = n^2$. Следовательно, одномерные коды Фрэнка являются подклассом функции Виленкина – Крестенсона при использовании квадратичной формы.

Приведем решение четвертой задачи. Рассмотрим автокорреляционную функцию для элементов радиосигнала, сформированного с помощью одномерного кода Фрэнка длиной p . В этом случае перио-

дическая автокорреляционная функция $R(k)$ для значения циклического сдвига g определяется следующим образом:

$$R(g) = \sum_{v=0}^{p-1} s_v \cdot s_{(v+g) \bmod p}^* , \quad (18)$$

где $s_v = \exp\left(\frac{2\pi i}{p} v^2\right)$; $s_{(v+g) \bmod p} = \exp\left(\frac{2\pi i}{p} ((v+g) \bmod p)^2\right)$; $g \in [1; p-1]$.

Докажем свойства периодичности значений для операции $(v+g) \bmod p$ с периодом T , т. е. $(v+g) \bmod p = (v+g+T) \bmod p$.

Очевидно, что условие периодичности можно представить следующим образом:

$$v+g-p \left\lfloor \frac{v+g}{p} \right\rfloor - \left(v+g+T-p \left\lfloor \frac{v+g+T}{p} \right\rfloor \right) = 0. \quad (19)$$

Здесь $\lfloor \cdot \rfloor$ – операция округления к наименьшему целому.

После простейшего преобразования данного уравнения получим

$$\left(\left\lfloor \frac{v+g+T}{p} \right\rfloor - \left\lfloor \frac{v+g}{p} \right\rfloor \right) = \frac{T}{p}. \quad (20)$$

Согласно анализу уравнения (20) решением является $T = p$, поскольку левая его часть принимает значения из множества натуральных чисел.

С учетом полученного решения докажем справедливость выражения (19), используя подстановку $T = p$. В результате левая его часть примет вид

$$\begin{aligned} v+g-p \left\lfloor \frac{v+g}{p} \right\rfloor - \left(v+g+p-p \left\lfloor \frac{v+g+p}{p} \right\rfloor \right) = \\ = v+g-p \left\lfloor \frac{v+g}{p} \right\rfloor - \left(v+g+p-p \left\lfloor \frac{v+g}{p} + 1 \right\rfloor \right). \end{aligned} \quad (21)$$

Анализ $\left\lfloor \frac{v+g}{p} + 1 \right\rfloor$ в выражении (21) позволяет записать его в форме $\left\lfloor \frac{v+g}{p} + 1 \right\rfloor = \left\lfloor \frac{v+g}{p} \right\rfloor + 1$, поскольку операция округления к наименьшему $\lfloor \cdot \rfloor$ инвариантна к целым числам. В результате выражение (21) можно упростить следующим образом:

$$\begin{aligned} v+g-p \left\lfloor \frac{v+g}{p} \right\rfloor - \left(v+g+p-p \left\lfloor \frac{v+g}{p} + 1 \right\rfloor \right) = v+g-p \left\lfloor \frac{v+g}{p} \right\rfloor - \\ - \left(v+g+p-p \left\lfloor \frac{v+g}{p} \right\rfloor - p \right) = v+g-p \left\lfloor \frac{v+g}{p} \right\rfloor - \left(v+g-p \left\lfloor \frac{v+g}{p} \right\rfloor \right) = 0. \end{aligned}$$

В силу периодичности значений операции $(v+g) \bmod p$ выражение (18) принимает следующий вид:

$$\begin{aligned} R(g) &= \sum_{v=0}^{p-1} \exp\left(\frac{2\pi i}{p} v^2\right) \cdot \exp\left(-\frac{2\pi i}{p} (v+g)^2\right) = \sum_{v=0}^{p-1} \exp\left(\frac{2\pi i}{p} [v^2 - (v+g)^2]\right) = \\ &= \sum_{v=0}^{p-1} \exp\left(-\frac{2\pi i}{p} (2vg + g^2)\right) = \exp\left(-\frac{2\pi i}{p} g^2\right) \sum_{v=0}^{p-1} \exp\left(-\frac{4\pi i}{p} \cdot vg\right). \end{aligned} \quad (22)$$

Из выражения (22) следует, что второй множитель является суммой геометрической прогрессии S' , состоящей из p членов, ее значение определяется следующим образом:

$$S' = \sum_{v=0}^{p-1} \exp\left(-\frac{4\pi i}{p} \cdot vg\right) = \frac{1 - \exp\left(-\frac{4\pi i}{p} \cdot (p-1)g\right) \exp\left(-\frac{4\pi i}{p} g\right)}{1 - \exp\left(-\frac{4\pi i}{p} g\right)} = \frac{1 - \exp(-4\pi ig)}{1 - \exp\left(-\frac{4\pi i}{p} g\right)}. \quad (23)$$

Из выражения (23) следует, что $S' = 0$ при $g \in [1; p-1]$, в то же время $g = 0$. Выражение (23) представляет неопределенность $(0/0)$, для ее разрешения воспользуемся правилом Лопиталя, в результате получим

$$S' = \lim_{g \rightarrow 0} \frac{\frac{d}{dg}(1 - \exp(-4\pi ig))}{\frac{d}{dg}\left(1 - \exp\left(-\frac{4\pi i}{p} g\right)\right)} = \lim_{g \rightarrow 0} \frac{4\pi i \exp(-4\pi ig)}{\frac{4\pi i}{p} \exp\left(-\frac{4\pi i}{p} g\right)} = p \lim_{g \rightarrow 0} \frac{\exp(-4\pi ig)}{\exp\left(-\frac{4\pi i}{p} g\right)} = p. \quad (24)$$

Таким образом, выражение (22) с учетом формул (23), (24), а также полученных результатов примет следующий вид:

$$R(g) = \begin{cases} p, & \text{если } g = 0; \\ 0, & \text{если } g \in [1; p-1]. \end{cases} \quad (25)$$

Из выражения (25) следует, что радиосигнал, сформированный на основе одномерного кода Фрэнка, характеризуется идеальной циклической автокорреляцией по принимаемому информативному параметру без учета фактических ограничений точности восстановления фазы на приемной стороне, поскольку боковые лепестки принимают нулевые значения при любом ненулевом сдвиге $g \in [1; p-1]$.

Необходимо отметить одно из свойств кодов Фрэнка, которое следует из полученных результатов и позволяет их использовать в многоканальных системах связи и радиолокации.

Матрица циклических сдвигов (циркулянтная матрица) размера $p \times p$, составленных из элементов радиосигнала, сформированных на базе кода Фрэнка, имеет вид [23, с. 367]:

$$C = \begin{bmatrix} s_0 & s_1 & \cdots & s_{p-1} \\ s_{p-1} & s_0 & \cdots & s_{p-2} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ s_1 & s_2 & \cdots & s_0 \end{bmatrix}_{p \times p}. \quad (26)$$

Строки матрицы C – это циклические сдвиги элементов кодов Фрэнка. Из выражения (25) следует, что скалярное произведение любой строки на себя равно p , а на любую другую строку – ноль. В связи с этим $C \cdot C^\dagger = p \cdot I_p$, где $C^\dagger$ – эрмитово сопряженная матрица (комплексное сопряжение и транспонирование); I_p – единичная матрица порядка p . После нормировки на $\sqrt{p}$ строки матрицы становятся ортонормированным базисом в $\mathbb{C}^p$ [24–36].

Таким образом, математически строго доказано, что полифазные коды Фрэнка являются подклассом обобщенной системы ортонормированных функций Виленкина – Крестенсона.

Исследованы корреляционные свойства радиосигнала, сформированного на основе одномерного кода Фрэнка. Показано, что автокорреляционная функция характеризуется идеальной циклической структурой по принимаемому информативному параметру без учета фактических ограничений точности восстановления фазы на приемной стороне, поскольку боковые лепестки принимают нулевые значения при любом ненулевом сдвиге в пределах периода повторения последовательности.

Благодаря полученным результатам открываются новые возможности построения эффективных сигнальных конструкций для адаптивных систем передачи информации.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Тяпкин П.С., Важеннин Н.А., Плохих А.П. Использование методов слепого разделения сигналов в задачах повышения помехоустойчивости систем космической связи с квадратурной амплитудной модуляцией // Изв. вузов. Авиационная техника. 2023. № 3. С. 175–183.
2. Тяпкин П.С., Важеннин Н.А., Плохих А.П. Повышение помехоустойчивости систем дальней космической связи при воздействии помех от стационарных плазменных двигателей // Изв. вузов. Авиационная техника. 2024. № 2. С. 185–196.
3. Чиров Д.С., Лобов Е.М. Выбор сигнально-кодовой конструкции для командно-телеметрической линии радиосвязи с беспилотными летательными аппаратами средней и большой дальности // T-Comm: Телекоммуникации и транспорт. 2017. № 10. С. 21–28.
4. Лернер И.М., 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.
5. Лернер И.М., Чернявский С.М., Кадушкин В.В. К вопросу построения радиотехнической системы передачи информации, функционирующей на основе теории разрешающего времени и использующей ЧМn-сигнал с непрерывной фазой // Научные технологии в космических исследованиях Земли. 2020. № 5. С. 22–35.
6. Лернер И.М., Файзуллин Р.Р., Рябов И.В. Оптимизированный алгоритм оценки пропускной способности каналов связи, функционирующих на базе теории разрешающего времени // Радиотехника. 2022. № 4. С. 91–109.
7. Лернер И.М. и др. Повышение удельной пропускной способности как фундаментальная проблема теории связи. Стратегия развития в постшеноновскую эпоху. Часть 1. Ретроспективный обзор методов приема и обработки сигналов в частотно-селективных каналах связи при скоростях передачи информации выше скорости Найквиста // Успехи современной радиоэлектроники. 2023. № 1. С. 37–50.
8. Lerner I.M. Capacity Determination of Linear Selective Systems under the Acting of PSK-n Signal on Its Input due to the Estimation of the Error Probability per Symbol Caused by the ISI // Proc. of the Systems of Signal Synchronization, Generating and Processing in Telecommunications, July 4–5, 2018, Minsk, Belarus. Article № 8456966.
9. Лернер И.М., Ильин Г.И. Ограничение пропускной способности избирательными системами при воздействии ФМn-сигнала // Нелинейный мир. 2017. № 1. С. 8–12.
10. 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 and Technical Conference on Actual Problems of Electronic Instrument Engineering, Oct. 3–6, 2016, Novosibirsk, Russia. Vol. 1. Part 1. P. 443–447.
11. 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.
12. 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. P. 48–57.
13. 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.
14. Свердлик М.В. Оптимальные дискретные сигналы. М.: Советское радио, 1975. 200 с.
15. Frank R.L. Polyphase Codes with Good Nonperiodic Correlation Properties // IEEE Transactions on Information Theory. 1962. Vol. 9. Iss. 1. С. 43–45.
16. Ermakova A.V., Varlamov O.V. Improving the Energy Efficiency of Radio Access Networks by Using an Adaptive URLLC Slot Structure within the 5G Advanced Architecture // Telecom. 2026. Vol. 7. № 2. P. 36.
17. Ermakova A.V. Improving the Energy Efficiency of 5G and 6G Systems with Linear Recurrent Sequence Synchronization Methods in the Vilenkin-Crestenson Function Basis // Proc. of the Systems of Signal Synchronization, Generating and Processing in Telecommunications, June 30 – July 3, 2025, Tyumen, Russia. P. 1–9.
18. Горгадзе С.Ф., Ермакова А.В. Эффективность вариантов многостанционного доступа для сотовых сетей 5G и 6G // Научные технологии в космических исследованиях Земли. 2022. № 2. С. 19–26.
19. Демко А.И. О связи корреляционных свойств сигналов на основе кодов Фрэнка с погрешностями их формирования // Вестник кибернетики. 2023. № 3. С. 23–31.
20. Горгадзе С.Ф., Ву Ши Дао, Ермакова А.В. Синхронизация последовательностей Голда на основе быстрого преобразования в усеченном базисе функций Уолша – Адамара // Радиотехника и электроника. 2024. № 2. С. 137–145.
21. Горгадзе С.Ф., Ермакова А.В., Кудряшова А.Ю. Многостанционный доступ на основе циркулярных матриц многопозиционных линейных рекуррентных последовательностей // T-Comm: Телекоммуникации и транспорт. 2025. № 3. С. 37–53.

22. Курош А.Г. Теория групп. М.: Наука. Физматлит, 1967. 648 с.
23. Винберг Э.Б. Курс алгебры. М.: МЦНМО, 2014. 590 с.
24. Кочин Н.Е. Векторное исчисление и начала тензорного исчисления. М.: Наука, 1965. 424 с.
25. Громорушкин В.Н., Варламов О.В. Моделирование узлов блока обработки сигналов передатчика с раздельным усилением составляющих // Системы синхронизации, формирования и обработки сигналов. 2025. № 6. С. 4–13.
26. Кузнецов Ю.В. и др. Восстановление сигналов синхронизации высокоскоростных интерфейсов передачи данных // Изв. вузов. Авиационная техника. 2025. № 4. С. 194–206.
27. Малоземов В.Н., Машарский С.М. Обобщенные вейвлетные базисы, связанные с дискретным преобразованием Виленкина – Крестенсона // Алгебра и анализ. 2001. № 1. С. 111–157.
28. Бакулин М.Г. и др. Технология NOMA с кодовым разделением в 3GPP: 5G или 6G? // T-Comm: Телекоммуникации и транспорт. 2022. № 1. С. 4–14.
29. Ермакова А.В., Горгадзе С.Ф. Синхронизация многозначных линейных рекуррентных последовательностей на основе обобщенного быстрого преобразования Фурье // Электросвязь. 2025. № 4. С. 74–86.
30. Виленкин Н.Я. Специальные функции и теория представлений групп. М.: Наука, 1965. 588 с.
31. Агиевич С.Н. Сплай – Виленкина – Крестенсона функции в представлении сигналов // Научное приборостроение. 2002. № 1. С. 79–89.
32. Горгадзе С.Ф., Ву Ши Дао, Ермакова А.В. Синхронизация m-последовательностей на основе быстрого преобразования Адамара // Радиотехника и электроника. 2024. № 2. С. 122–136.
33. Vu S.D., Ermakova A.V., Gorgadze S.F. Fast Spectral Transformations in the Truncated Walsh-Hadamard Basic and Synchronization of M-like Sequences // Proc. of the Systems of Signal Synchronization, Generating and Processing in Telecommunications, July 1–3, 2024, Vyborg, Russia. P. 1–6.
34. Ву Ши Дао, Ермакова А.В., Горгадзе С.Ф. Быстрые спектральные преобразования в усеченном базисе Уолша – Адамара и синхронизация m-подобных последовательностей // Системы синхронизации, формирования и обработки сигналов. 2024. № 5. С. 32–39.
35. Vu Sy Dao, Gorgadze S.F. Probabilistic Characteristics of Accelerated Search Spread Spectrum Signals // Synchroinfo Journal. 2025. Vol. 11. № 3. P. 13–21.
36. Vu Sy Dao, Gorgadze S.F. Device Efficiency for Rough Estimation of Noise-Like Signal Synchronization Parameters // Synchroinfo Journal. 2025. Vol. 11. № 4. P. 25–33.

Поступила в редакцию 11.06.26

После доработки 22.06.26

Принята к публикации 22.06.26

On the Relationship of Frank Codes as a Subclass of Vilenkin–Chrestenson Functions

O.V. VARLAMOV¹, A.V. ERMAKOVA¹, I.M. LERNER², AND I.A. SENIN¹

¹ MTUCI, Moscow

² Tupolev Kazan National Research Technical University, Kazan

A rigorous mathematical justification is presented for the Frank polyphase code's membership in the class of Vilenkin–Chrestenson functions that is a fundamental system of orthonormal discrete sequences widely used in radar, telecommunications, and digital signal processing. Based on the mathematical proof, new properties of the sequences under consideration are identified and formulated, including those related to their correlation stability and phase construction. The proof utilizes the tools of discrete mathematics and group theory.

Frank codes, Vilenkin–Chrestenson functions, polyphase codes, bilinear behavior, airborne radar systems, unmanned aerial vehicles

Антенная решетка высокоскоростной радиолнии связи малого космического аппарата

Е.В. ОВЧИННИКОВА,
д-р техн. наук,
Э.В. ГАДЖИЕВ,
канд. техн. наук,
ЗУИ ЗЫОНГ ДОНГ,
аспирант
(МАИ, Москва)
oea8888@gmail.com

Проведен анализ антенн, используемых в радиолниях передачи данных. Установлено, что их конструктивные особенности преимущественно обусловлены условиями эксплуатации. Определены приоритетные направления совершенствования – снижение массогабаритных показателей, расширение рабочей полосы частот и повышение энергетического потенциала. Исследованы антенные системы высокоскоростных радиолний, а также их статистические характеристики, позволяющие обосновать технологические допуски. Показано, что применение рассматриваемых антенн обеспечивает двукратное снижение массогабаритных параметров при сохранении энергопотенциала системы. Представлена конструкция возбуждителя волны E_{01} и разработанного на его основе вращающегося сочленения. Отмечено, что использование возбуждителей волн высших типов способствует улучшению массогабаритных и энергетических характеристик вращающегося сочленения.

Антенные решетки спутниковой связи, антенные решетки из волноводных излучателей, высокоскоростные радиолнии целевой передачи информации, вращающееся сочленение, возбуждители волн высших типов

На борту малых космических аппаратов устанавливается значительное количество антенн, каждая из которых предназначена для обеспечения функционирования определенной радиотехнической системы.

Задачи интегрирования бортовых комплексов летательных аппаратов, а также вопрос обеспечения электромагнитной совместимости рассматривались в литературе [1, 2], однако не все рассмотренные способы решения могут применяться для построения антенных систем малых космических аппаратов. Условия эксплуатации этих антенн и назначение радиосистемы во многом определяют их параметры. Радиолния передачи целевой информации должна обеспечивать устойчивую высокоскоростную передачу данных в короткие интервалы сеансов связи с наземными станциями, поэтому конструкции антенн радиолний связи в основном разрабатывают с учетом влияния вибрации и радиации на их характеристики. Кроме этих факторов учитывается необходимость сохранения рабочих характеристик в широком диапазоне температур ($-150...150^\circ$). Конфигурация бортовой аппаратуры космического аппарата детерминирована комплексом факторов, включая массу аппарата, целевое назначение миссии и высоту рабочей орбиты.

В литературе приведены сведения об антеннах малых космических аппаратов [3–5]. Однако исследование характеристик и разработка конструкций, сохраняющих требуемые характеристики при выводе спутника на орбиту, а также при эксплуатации в космосе, являются актуальными задачами. В связи с этим необходимо определить направления развития высокоскоростных линий связи, элементов фидерного тракта и элементной базы в целом. Как отмечено в работах [6, 7], значительная часть сканирующих спутниковых антенных систем выполняется на поворотных устройствах.

Вращающиеся сочленения характеризуются высокой электрической и механической прочностью, но из-за применения в них поляризационных фильтров ограничивается рабочая полоса и возникают потери. Прогресс в области технологий производства сверхвысокочастотных устройств стимулировал повышенный научно-прикладной интерес к разработке широкополосных возбуждителей волн высших типов колебаний.

В работах [8, 9] проведено моделирование возбуждителей волн E_{01} , H_{01} , выявившее их широкополосность. Использование таких устройств во вращающихся сочленениях позволит улучшить их частотные и энергетические характеристики.

Таким образом, анализ современных технических решений и методов расчета антенн радиолнии передачи целевой информации позволяет определить направление дальнейшего развития таких систем. Как было указано, применение новых технологий изготовления и возбуждителей волн высших типов в поворотных устройствах антенн радиолнии передачи целевой информации может существенно увеличить

энергопотенциал всей системы. В связи с этим актуальной задачей является исследование характеристик вращающихся сочленений, возбуждаемых широкополосными возбудителями волн высших типов. Использование подобных устройств открывает новые возможности для создания антенн высокоскоростных линий связи.

Для повышения энергетического потенциала антенной системы, а также увеличения скорости передачи данных необходимо перейти в более высокочастотный диапазон и расширить рабочую полосу антенной системы. Решение этой задачи целесообразно проводить численными методами с помощью математического и электродинамического моделирования. Ранее в работах [10, 11] рассматривались антенны радиолинии передачи целевой информации X-диапазона. При переходе в более высокочастотный диапазон требуется исследование характеристик таких антенн, а также их зависимости от технологических погрешностей изготовления.

На рис. 1 показан волноводный излучатель со ступенчатой перегородкой, размеры и высота ступенек которого были рассчитаны на более высокочастотный диапазон. Параметры конструкции оптимизировались таким образом, чтобы получить угловой сектор $\pm 70^\circ$ по коэффициенту эллиптичности не ниже 0,7 (рис. 2).

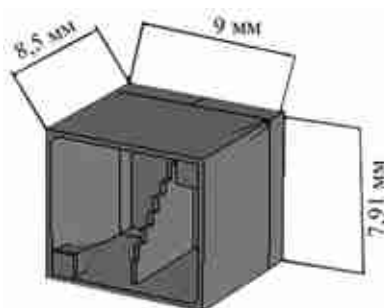


Рис. 1

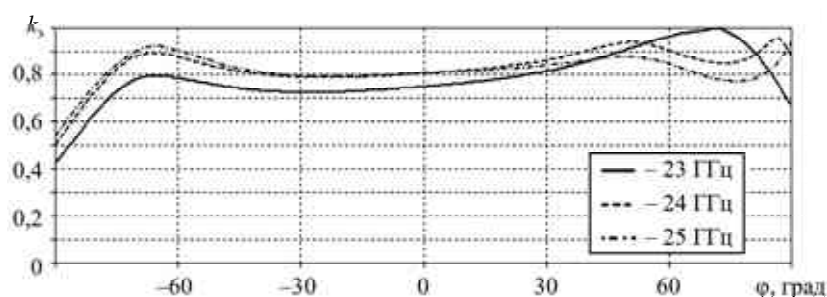


Рис. 2

В контексте спутниковых информационных систем ключевым показателем эффективности выступает энергетический потенциал, величина которого на борту космического аппарата преимущественно определяется коэффициентом усиления антенной системы.

Модель антенной решетки приведена на рис. 3.

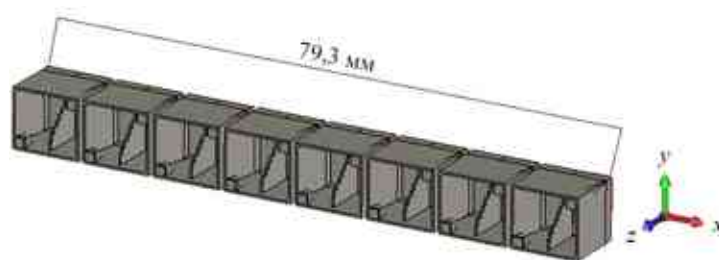


Рис. 3

На рис. 4 показана зависимость коэффициента направленного действия от частоты.

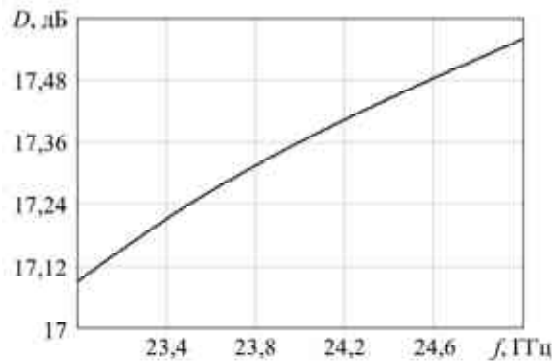


Рис. 4

На рис. 5 приведена зависимость коэффициента направленного действия от угловых координат, на рис. 6 – зависимость коэффициента стоячей волны от частоты для антенной решетки из волноводов со ступенчатыми перегородками.

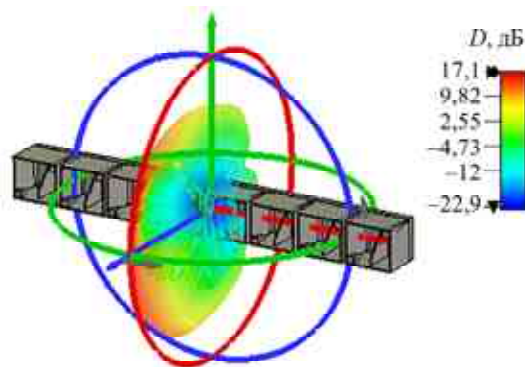


Рис. 5

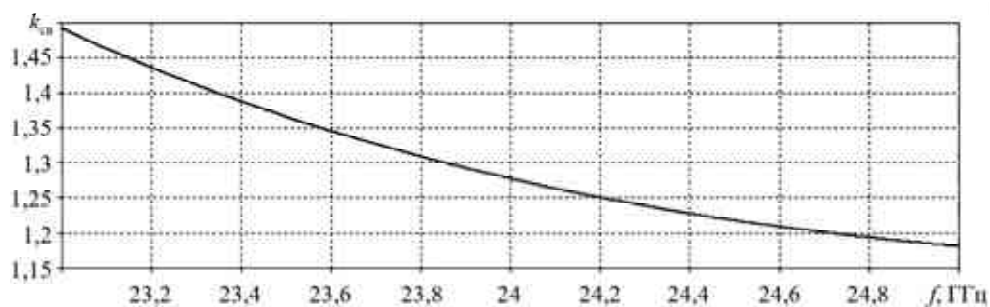


Рис. 6

Анализ полученных результатов позволяет заключить, что исследуемая конструкция антенной решетки в полной мере соответствует совокупности технических требований, предъявляемых к антенным системам бортовых высокоскоростных информационных комплексов, в части коэффициента усиления, коэффициента эллиптичности, а также массогабаритных параметров. Вместе с тем расширение функциональных возможностей антенной системы, достигнутое за счет перехода в более высокочастотный диапазон, обуславливает необходимость последующего определения технологических допусков на ее изготовление.

Как было отмечено, антенны с механическим сканированием применяются в условиях, при которых необходимо учитывать воздействие вибрации, сложного теплового режима и радиации. Модернизация поворотных устройств осуществляется российскими и зарубежными предприятиями. Основными направлениями модернизации вращающихся соединений являются расширение рабочей полосы частот, повышение электрической и механической прочности, увеличение скорости вращения и уменьшение по-

терь энергии. Одним из способов расширения рабочей полосы вращающегося сочленения является возбуждение его волноводным возбудителем волны E_{01} .

Общий вид вращающегося сочленения с возбудителем волны E_{01} показан на рис. 7.



Рис. 7

На рис. 8 приведена зависимость коэффициента стоячей волны от частоты.

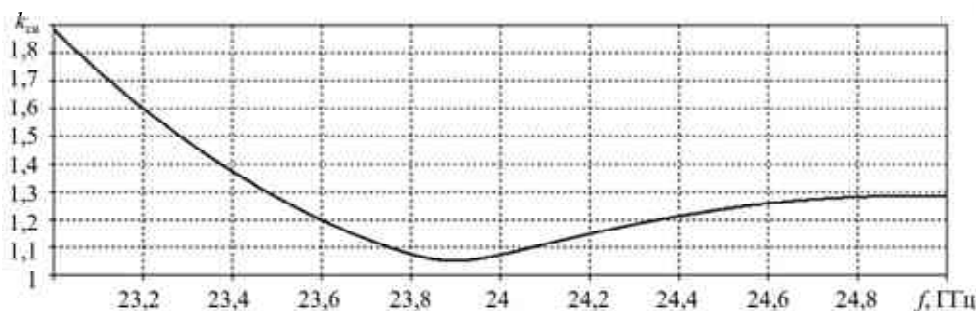


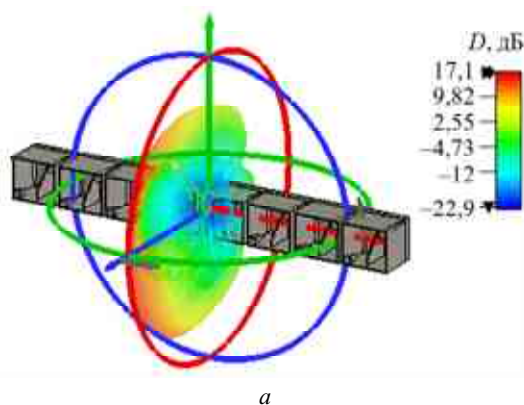
Рис. 8

Дальнейшую модернизацию вращающихся сочленений можно осуществлять подбором материалов и технологий изготовления.

Таким образом, показаны два способа повышения функциональных возможностей антенны радиолинии передачи целевой информации. На первом этапе проводится оптимизация характеристик излучающей системы. На втором этапе осуществляется переход к другой конструкции вращающегося сочленения на основе возбудителей волны E_{01} и модернизация распределительной системы в целом.

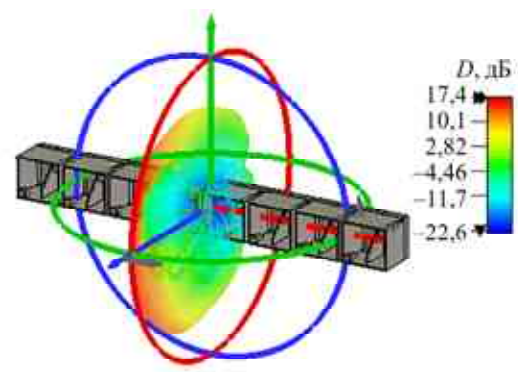
В расчетах использовались следующие исходные данные: рабочий диапазон антенно-фидерного устройства – 23...25 ГГц; угловой сектор – $\pm 70^\circ$ по коэффициенту эллиптичности 0,7; требуемый коэффициент усиления антенной решетки – 17 дБ. Уровень боковых лепестков составляет –13,2 дБ; коэффициент стоячей волны не более 2. При расчете характеристик направленности и частотных характеристик целесообразно использовать численные методы электродинамики, учитывающие краевые эффекты в антенных решетках, а также взаимодействие излучателей.

На рис. 9 представлены зависимости коэффициента направленного действия от пространственных угловых координат для антенной решетки высокоскоростной радиолинии передачи целевой информации на трех частотах рабочего диапазона: a – 23 ГГц; b – 24 ГГц; $в$ – 25 ГГц.

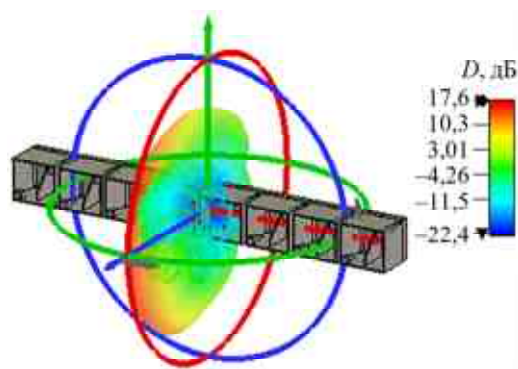


a

Рис. 9 (Начало)



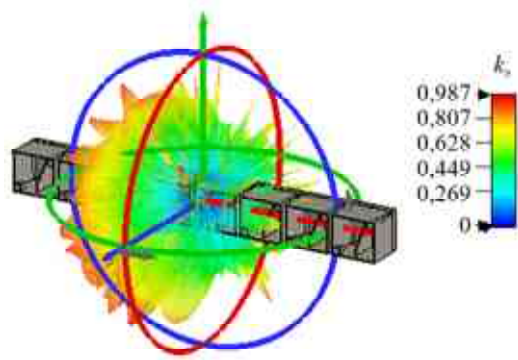
б



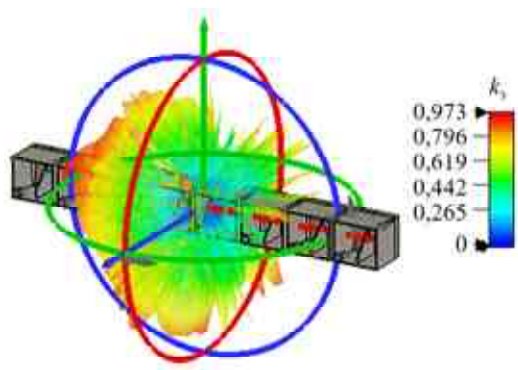
в

Рис. 9 (Окончание)

На рис. 10 показаны зависимости коэффициента эллиптичности от угловых координат на трех частотах рабочего диапазона: а – 23 ГГц; б – 24 ГГц; в – 25 ГГц.



а



б

Рис. 10 (Начало)

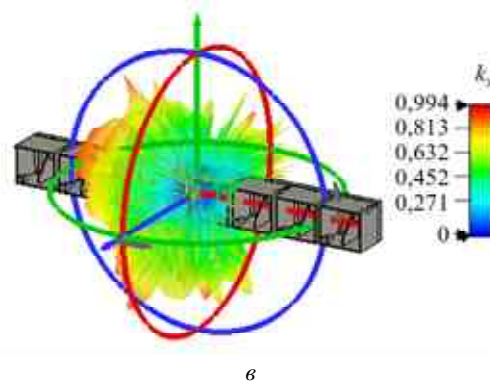


Рис. 10 (Окончание)

Согласно графикам (см. рис. 9) антенная решетка обеспечивает требуемое усиление 17 дБ во всем диапазоне частот, а также имеет коэффициент эллиптичности не ниже 0,7 в секторе углов $\pm 70^\circ$. Таким образом, показана возможность минимизации габаритных размеров антенны радиолинии и повышения ее энергетического потенциала при сохранении требуемых поляризационных характеристик в рабочем диапазоне частот.

На рис. 11 приведено распределение вектора напряженности электрического поля в раскрыве (апертуре) антенной решетки.

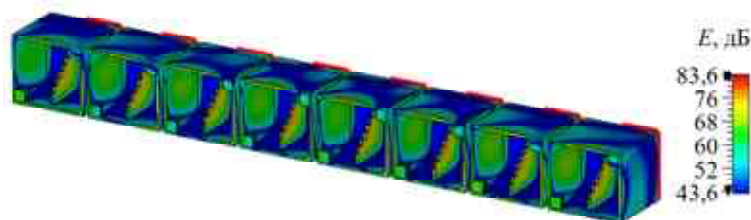


Рис. 11

Распределительную систему антенной решетки целесообразно выполнять на основе восьмиканального волноводного делителя мощности с переходом на коаксиально-волноводное вращающееся сочленение на основе возбuditелей волны E_{01} . Возбудитель волны E_{01} работает в широкой полосе частот при уровне основной волны и волн высших типов в тракте ниже -20 дБ.

Таким образом, разработана структура антенного полотна высокоскоростной радиолинии спутниковой связи. Показано, что переход к более высокочастотным диапазонам позволяет приблизительно в два раза уменьшить габаритные размеры антенной системы при сохранении требуемого энергетического потенциала. Установлено, что применение поворотных устройств на основе возбuditелей волны E_{01} обеспечивает снижение массогабаритных характеристик и уменьшение потерь по сравнению с традиционными вращающимися сочленениями, использующими поляризационные фильтры. Вместе с тем отмечены технологические сложности изготовления фидерного тракта, что обуславливает необходимость статистического анализа для обоснования производственных допусков.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Воскресенский Д.И. и др. Многофункциональные полотна антенных решеток // Антенны. 2006. № 9 (112). С. 5–23.
2. Седельников Ю.Е. и др. Антенные системы радиосредств перспективных БЛА: проблемы и направления решения // Изв. вузов. Авиационная техника. 2015. № 2. С. 81–86.
3. Коноплев Ю.В., Шишов А.Д., Юев А.А. Модернизация системы управления формой радиоотражающей поверхности трансформируемой космической антенны // Изв. вузов. Авиационная техника. 2023. № 2. С. 156–159.
4. Ovchinnikova E.V. et al. Simulating a Microstrip Vibrator Emitter // Journal of Physics: Conference Series. 2020. № 1632. Article № 012022.

5. Коноплев Ю.В., Ширишов А.Д., Юев А.А. Исследование и перспективы применения токопроводящих конструктивных частей рефлектора в целях оптимизирования энергоинформационного обеспечения системы управления формой радиоотражающей поверхности // Изв. вузов. Авиационная техника. 2023. № 4. С. 62–66.
6. Gao S. et al. Advanced Antennas for Small Satellites// Proceedings of the IEEE. 2018. Vol. 106. Iss. 3. P. 391–403.
7. Генералов А.Г., Гаджиев Э.В. К вопросу о построении остронаправленной перенацеливаемой бортовой антенны космических аппаратов. Вопросы электромеханики // Труды ВНИИЭМ. 2018. № 3. С. 26–31.
8. Калошин В.А., Фам В.Ч. Сверхширокополосный возбудитель моды H_{01} круглого волновода // Радиотехника и электроника. 2021. № 6. С. 565–570.
9. Калошин В.А., Фам В.Ч. Широкополосные антенные решетки на основе круглого волновода с модой H_{01} // Радиотехника и электроника. 2021. № 6. С. 594–601.
10. Овчинникова Е.В. и др. Антенные системы радиолинии передачи информации космических аппаратов. Состояние и перспективы развития // Радиотехника. 2021. № 3. С. 86–95.
11. Овчинникова Е.В. и др. Моделирование антенной решетки из волноводных излучателей на основе септум-поляризаторов // Радиотехника. 2021. № 4. С. 108–118.

Поступила в редакцию 30.05.26

После доработки 1.06.26

Принята к публикации 1.06.26

Antenna Array for a High-Speed Radio Communication Link for a Small Spacecraft

E.V. OVCHINNIKOVA, E.V. GADZHIEV, AND DUONG DONG DUY

Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow

An analysis of antennas used in radio data transmission links is conducted. It is established that their design features are primarily determined by operating conditions. Priority directions for further development are identified, including reducing mass and dimensional parameters, expanding the operating bandwidth, and increasing the energy potential. Antenna systems for high-speed radio data transmission links are investigated, as well as their statistical characteristics, which make it possible to identify manufacturing tolerances. It is shown that the use of such antennas not only increases the data transfer rate but also reduces the mass and overall dimensions by a factor of two while maintaining the system energy potential. The design of an E_{01} mode wave exciter and a rotary joint developed on its basis are presented. It is noted that the use of higher-order mode exciters contributes to improving the mass, overall dimensions, and energy characteristics of the rotary joint.

Satellite communication antenna arrays, antenna arrays made of waveguide radiators, high-speed radio links for targeted information transmission, rotary joint, higher-order mode exciters

Частно-временное описание радиотехнических сигналов на основе распределения «время – значение»

Представлено вводное изложение частно-временного подхода к статистическому описанию радиотехнических сигналов. В отличие от классического вероятностного подхода, основанного на ансамблевом усреднении, частно-временное описание формируется непосредственно по единственной наблюдаемой реализации сигнала. Рассмотрены основные элементы зависящего от времени частно-временного описания, получение стационарных частно-временных характеристик усреднением по времени и представление циклостационарных сигналов в виде ряда Фурье по циклическим частотам. Кратко изложены методы оценивания частно-временной плотности по отсчетам цифрового сигнала и основные направления применения подхода в задачах обработки радиотехнических сигналов.

Т.Я. ШЕВГУНОВ
(МАИ, Москва;
НИУ «ВШЭ», Москва),
Е.Н. ЕФИМОВ,
О.А. ГУЩИНА,
Ж.А. ВАВИЛОВА
(МАИ, Москва)
shevgunov@gmail.com

Частно-временной анализ, распределение «время – значение», переменная индикаторная функция, оценивание плотности вероятности, циклостационарные случайные процессы, цифровая обработка сигналов

Сигналы радиотехнических, радиолокационных и телекоммуникационных систем в большинстве практически важных случаев являются реализациями нестационарных случайных процессов, статистические характеристики которых изменяются во времени. Во многих случаях изменение характеристик периодического или почти-периодического [1] характера обусловлено внутренней структурой порождающих сигнал процессов – импульсным режимом работы, тактированием передачи данных, периодическим сканированием. Более естественной для таких сигналов оказывается модель циклостационарного случайного процесса, вероятностные характеристики которого изменяются во времени по периодическим или почти-периодическим законам [2].

Задачи анализа и обработки сигналов с такими свойствами регулярно возникают в радиотехнике, например, обработка циклостационарных сигналов в высокоскоростных интерфейсах передачи данных [3, 4], анализ автокорреляционных функций сигналов, отраженных от вращающихся структур [5], обнаружение воздушных целей в интегрированных системах радиолокации и связи [6], статистическое моделирование многолучевых радиоканалов с помощью стохастических дифференциальных уравнений [7]. Во всех указанных задачах статистическое описание сигналов строится по наблюдениям конечной длительности.

В основе классического способа построения вероятностной модели случайного процесса лежит математическое ожидание, или усреднение по ансамблю независимых реализаций. Надежное оценивание вероятностных характеристик циклостационарного случайного процесса этим способом требует большого числа независимых наблюдений. Однако на практике исследователь чаще всего располагает одной записью сигнала конечной длительности, а независимые повторные наблюдения либо недоступны, либо их статистическая однородность не может быть обоснована в силу изменения ряда параметров при проведении нового наблюдения. В классической теории переход от усреднения по ансамблю к усреднению по времени для одной реализации правомерен лишь при выполнении свойства эргодичности, надежное обоснование которого в условиях ограниченной априорной информации затруднительно.

Альтернативой является частно-временной подход, в рамках которого статистическое описание сигнала формируется непосредственно по одной его реализации, без введения абстрактного вероятностного пространства и без предположений о стационарности и эргодичности. Одна из первых попыток систематического применения статистического анализа к детерминированным функциям времени принята в работе [8]. Понятие частно-временного распределения как функции, имеющей свойства функции распределения случайной величины, но определяемой по единственной реализации, было формализовано в рамках подхода, не опирающегося на вероятностные модели [9, 10]. Строгое математическое

обоснование рассматриваемого подхода было приведено в работах [11, 12], в которых вводится понятие относительной меры.

Несмотря на то что формальный аппарат частно-временного подхода получил развитие в ряде исследований, его ключевой элемент – зависящее от времени частно-временное описание, а также методы его аналитического преобразования – представлены в научной литературе фрагментарно и преимущественно в изложении, ориентированном на специалистов. В связи с этим целью настоящей статьи является формирование у прикладного исследователя, не специализирующегося в области частно-временного анализа, целостного представления об основных положениях данного подхода. Материал изложен по принципу последовательного перехода от интуитивного и физического осмысления рассматриваемых явлений к их формальному математическому описанию. При этом технические аспекты вывода и доказательства результатов, ранее опубликованные в работах [13, 14], в настоящей статье не рассматриваются.

В настоящей статье зависящее от времени частно-временное описание рассматривается как наиболее общий объект подхода: применением к нему усреднения во времени формируется стационарное частно-временное описание, эквивалентное одномерному вероятностному распределению значений сигнала, а для сигналов с периодической структурой оно раскладывается в обобщенный ряд Фурье по циклическим частотам. Аналитические преобразования над этим объектом становятся возможными благодаря его явному представлению, в котором сингулярная составляющая записывается не более чем счетной суммой слагаемых с явным разделением на одномерные компоненты, сомножители которых зависят только от времени или порога. На этой основе выделены два направления приложения подхода: построение аналитических моделей частно-временных характеристик для гармонического сигнала (циклостационарный случайный процесс первого порядка) и сигнала с амплитудно-импульсной модуляцией (циклостационарный случайный процесс второго порядка), а также оценивание частно-временной плотности по отсчетам цифрового сигнала. Полученные характеристики используются при синтезе алгоритмов обнаружения, классификации и оценивания параметров циклостационарных сигналов.

Рассмотрим вещественный сигнал $x(t)$, наблюдаемый на интервале времени конечной длительности T . Определим, какую долю времени наблюдения значение сигнала остается ниже заданного порога ξ . Эта доля, выражаемая числом от нуля до единицы, вычисляется непосредственно по реализации, без привлечения вероятностной модели. Достаточно измерить суммарную длительность тех интервалов, на которых сигнал не превышает порог, и отнести ее к полной длительности наблюдения:

$$F_x(\xi) = \frac{1}{T} \mu(t \in [0, T]: x(t) \leq \xi) = \frac{1}{T} \int_0^T I[x(t) \leq \xi] dt, \quad (1)$$

где $\mu(\bullet)$ – мера Лебега; $I[\bullet]$ – индикаторная функция, принимающая единичное значение, когда аргумент истинный, и нуль – в противном случае.

Выражение (1) описывает неубывающую функцию порога ξ , принимающую значения из интервала $[0, 1]$. Таким образом, функция $F_x(\xi)$ удовлетворяет достаточным формальным условиям, предъявляемым к функции распределения случайной величины, будучи определенной при этом через доли времени, без реконструкции абстрактного вероятностного пространства. Именно в этом состоит исходная идея частно-временного подхода: статистические понятия (распределение, плотность, среднее) переносятся на отдельную реализацию, где роль вероятности играет относительная мера – доля времени, в течение которого выполнено требуемое условие (1), предъявляемое к значению сигнала.

Более строгая формализация получена в работе [11], где вводится понятие предельной относительной меры. Она обобщает долю времени, в течение которой сигнал $x(t)$ не превышает порог ξ на случай относительной меры произвольного объединения временных интервалов. В частности, это позволяет распространить $F_x(\xi)$ на случай сигналов, исследуемых на бесконечных интервалах наблюдения, за счет введения предела в выражении (1).

Частно-временная функция распределения, определяемая как доля времени, характеризует усредненные статистические свойства сигнала $x(t)$ на всем интервале наблюдения, однако не отражает локаль-

ных особенностей его поведения, связанных с изменением распределения значений во времени. Между тем переход к нестационарной модели порождающего сигнал процесса состоит в учете такого изменения во времени. Для этого вводится переменное во времени частно-временное описание, которое является предметом рассмотрения настоящей статьи.

Одной из характеристик переменного частно-временного описания является переменная индикаторная функция. В каждый момент времени t она принимает значение, равное единице, если значение сигнала не превышает порог ξ , и нулю в противном случае. Тем самым определяется положение текущего значения сигнала относительно заданного порогового уровня. Формальное выражение переменной индикаторной функции записывается с использованием функции Хевисайда $u(\bullet)$:

$$I_x(t, \xi) = u(\xi - x(t)). \quad (2)$$

Второй характеристикой переменного частно-временного описания является распределение «время – значение» (Time-Value Distribution (TVD)). Формально оно вводится через производную в обобщенном смысле переменной индикаторной функции (2) по пороговой переменной ξ :

$$\text{TVD}_x(t, \xi) = \frac{d}{d\xi} I_x(t, \xi) = \delta(\xi - x(t)), \quad (3)$$

где $\delta(\bullet)$ – дельта-функция Дирака.

По своему физическому смыслу распределение «время – значение» может быть интерпретировано как мгновенное распределение значений сигнала: для каждого момента времени распределение «время – значение» показывает меру концентрации значений сигнала вблизи этого момента вдоль шкалы порога.

Именно распределение «время – значение», а не стационарная плотность является наиболее общей характеристикой частно-временного подхода: оно содержит полную информацию о том, как распределение значений сигнала изменяется во времени. По смыслу распределение «время – значение» аналогично переменной во времени одномерной плотности вероятности, используемой при описании нестационарных процессов [2], однако строится по единственной реализации.

Усреднение зависящей от времени переменной индикаторной функции (2) по интервалу наблюдения дает частно-временная функция распределения (1):

$$F_x(\xi) = \frac{1}{T} \int_T I_x(t, \xi) dt = \frac{1}{T} \int_T u(\xi - x(t)) dt, \quad (4)$$

которая естественно интерпретируется как стационарная характеристика, не зависящая от текущего времени.

Аналогично принятому в классической теории вероятностей соглашению производная частно-временной функции распределения по переменной порога ξ может рассматриваться как частно-временная плотность $f_x(\xi)$. При выполнении дифференцирования выражения (4) операция взятия производной может быть внесена под знак интеграла, что позволяет составить следующее выражение частно-временной плотности:

$$f_x(\xi) = \frac{d}{d\xi} F_x(\xi) = \frac{1}{T} \int_T \delta(\xi - x(t)) dt = \frac{1}{T} \int_T \text{TVD}_x(t, \xi) dt. \quad (5)$$

По своему физическому содержанию частотно-временная плотность соотносится с распределением «время – значение» таким же образом, каким стационарная одномерная плотность вероятности соотносится с зависящей от времени плотностью вероятности нестационарного процесса. Частно-временная плотность может рассматриваться как плотность вероятности эргодического стационарного процесса, оцениваемая усреднением одной его реализации по времени. Концептуальное различие состоит в том, что в рамках частно-временного подхода частно-временная плотность вводится как характеристика наблюдаемого сигнала, без предположения об эргодичности порождающего его процесса.

Стационарная частно-временная плотность – характеристика, эквивалентом которой в классическом подходе является одномерная плотность вероятности случайного процесса. Например, если сигнал в течение большей части интервала наблюдения принимает значения, близкие к некоторому уровню, стационарная частно-временная плотность будет характеризоваться повышенной концентрацией в окрестности этого уровня. Однако она не позволяет определить, в какие моменты времени наблюдается такая концентрация, поскольку усреднение по времени, выполняемое в соответствии с выражением (5), при переходе от распределения «время – значение» к частно-временной плотности приводит к необратимой утрате информации о временной эволюции распределения значений сигнала в пределах интервала наблюдения. Если в рамках стационарной модели процесса такая потеря информации может быть оправданной, то при нестационарном описании основное внимание, напротив, уделяется анализу изменений распределения «время – значение» во времени. В связи с этим описание нестационарных сигналов не может ограничиваться частно-временной плотностью, а должно быть основано на зависящем от времени распределении «время – значение» и состоит в выборе подходящих моделей, раскрывающих внутреннюю временную структуру сигнала.

Для широкого и практически важного класса циклостационарных сигналов, с явной и скрытой структурной периодичностью из распределения «время – значение» (3) можно извлечь и другие компоненты, помимо стационарной частно-временной плотности. Распределение «время – значение» в случае таких сигналов периодически (или почти-периодически) зависит от времени и допускает представление обобщенным рядом Фурье:

$$\text{TVD}_x(t, \xi) = \sum_{\alpha \in A} f_x^{(\alpha)}(\xi) e^{j2\pi\alpha t}, \quad (6)$$

где A – множество циклических частот, отражающих структурную повторяемость процесса; $f_x^{(\alpha)}(\xi)$ – компонента распределения «время – значение», на циклической частоте α определяемая усреднением за конечное или бесконечное время анализа:

$$f_x^{(\alpha)}(\xi) = \left\langle \text{TVD}_x(t, \xi) e^{-j2\pi\alpha t} \right\rangle_t. \quad (7)$$

Компонента на нулевой циклической частоте $\alpha = 0$, представляющая собой стационарную компоненту ряда Фурье (6) распределения «время – значение», является частно-временной плотностью сигнала, определенной выражением (5).

Компоненты на ненулевых циклических частотах содержат информацию о нестационарной, периодически изменяющейся структуре сигнала. Они могут принимать комплексные значения и не имеют прямого эквивалента в виде плотности вероятности в аппарате классической теории вероятностей. В совокупности компоненты представления (6) описывают изменение распределения значений сигнала во времени.

Аналогичное представление рядом Фурье справедливо и для переменной индикаторной функции:

$$I_x(t, \xi) = \sum_{\alpha \in A} F_x^{(\alpha)}(\xi) e^{j2\pi\alpha t}, \quad (8)$$

где компонентный состав определяется тем же множеством циклических частот A , что и в выражении (6). Сами компоненты определяются усреднением переменной индикаторной функции

$$F_x^{(\alpha)}(\xi) = \left\langle I_x(t, \xi) e^{-j2\pi\alpha t} \right\rangle_t. \quad (9)$$

Между компонентами распределения «время – значение», представленного выражением (6) и переменной индикаторной функцией (8), установлена связь:

$$f_x^{(\alpha)}(\xi) = \frac{d}{d\xi} F_x^{(\alpha)}(\xi), \quad (10)$$

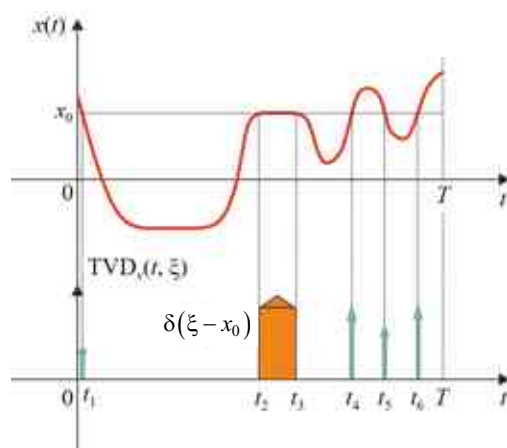
позволяющая покомпонентно переходить от одного представления к другому без необходимости предварительного восстановления.

Следует подчеркнуть, что распределение «время – значение», в отличие от обычной двумерной плотности, является обобщенной функцией. В каждый момент времени t значение наблюдаемого сигнала единственно, поэтому распределение «время – значение» оказывается не распределенным в некоторой области плоскости (t, ξ) , а сосредоточенным полностью на одномерной кривой $\xi = x(t)$, соответствующей графику сигнала, а вне этой кривой распределение «время – значение» равно нулю. Входящая в выражение (3) дельта-функция является строгим формальным выражением такого характера распределения. В связи с этим операции с распределением «время – значение», например дифференцирование, интегрирование, разложение в функциональные ряды (6), должны пониматься в обобщенном смысле. Сингулярный характер распределения «время – значение» затрудняет непосредственную работу с определением (3) и делает необходимым явное представление, в котором эта структура раскрыта в форме, пригодной для аналитических преобразований и вычислений.

В работах по частно-временному анализу [2, 9, 15] операторные преобразования над сингулярной функцией, используемой в записи выражения (3), проводились без детального раскрытия ее структуры. Так, аргумент дельта-функции явно зависит от порога ξ и опосредованно, через сам сигнал, – от времени t . Получение явного представления (3) как функции времени и порога не рассматривалось как самостоятельная задача. Между тем именно явное представление переводит частно-временное описание из сингулярной записи со сложным аргументом в форму, допускающую выполнение аналитических преобразований непосредственно во временной области, а также построение вычислительных алгоритмов.

Раскрыть сингулярную структуру распределения «время – значение» позволяет анализ порогового уравнения $x(t) = \xi$. При фиксированном значении порога ξ это уравнение определяет те моменты времени, в которые сигнал принимает значение ξ , т. е. точки пересечения графика сигнала с горизонтальным уровнем ξ . Корни порогового уравнения подразделяются на два типа. Изолированные корни соответствуют моментам времени, в которые сигнал пересекает уровень ξ с ненулевой скоростью изменения. Неизолированные корни образуют интервалы ненулевой длительности, на протяжении которых значение сигнала остается постоянным и совпадает с пороговым уровнем ξ .

На рисунке представлены два совмещенных с общей осью времени t графика, поясняющие разделение корней.



В системе координат (t, x) представлен произвольный непрерывный сигнал $x(t)$ на интервале $[0, T]$, который пересекает горизонтальный уровень порога $\xi = x_0$ в нескольких изолированных точках и совпадает с одним горизонтальным участком графика на интервале ненулевой длительности, формируя множество неизолированных корней. В системе координат (t, TVD) представлено символическое изображение распределения «время – значение» при выбранном пороге x_0 – $TVD_x(t, x_0)$ как функции времени. Компоненты распределения «время – значение», соответствующие изолированным корням t_1, t_4, t_5, t_6 ,

представляют собой одномерные дельта-функции времени, а компонента, соответствующая интервалу горизонтального участка $[t_2, t_3]$, описывается одномерной дельта-функцией пороговой переменной $\delta(\xi - x_0)$, существующей в пределах этого участка.

Раздельный учет корней двух типов приводит к явному представлению распределения «время – значение», в котором сингулярная дельта-функция распределения «время – значение» (3) заменяется суммой слагаемых с явно разделенной зависимостью от времени и порога:

$$\text{TVD}_x(t, \xi) = \delta(\xi - x(t)) = \sum_m \frac{\delta(t - t_m(\xi))}{|x'(t_m(\xi))|} + \sum_k I[t \in Ru_x(x_k)] \delta(\xi - x_k). \quad (11)$$

Первая сумма в выражении (11) формируется множеством дельта-функций, локализованных в изолированных корнях $t_m(\xi)$. Вес каждой дельта-функции определяется множителем $1/|x'(t_m)|$ и фактически обратно пропорционален скорости изменения сигнала при пересечении порогового уровня. Здесь предполагается, что сигнал является кусочно-гладким, а изолированные корни порогового уравнения являются регулярными, т. е. $x'(t_m) \neq 0$. Вторая сумма в выражении (11) составлена из дельта-функций по переменной ξ , локализованных в точках уровней x_k , отвечающих горизонтальным участкам сигнала. Их множителем является индикаторная функция, отражающая принадлежность множеству неизолированных корней $Ru_x(x_k)$. Следует отметить, что в явном представлении одномерные дельта-функции первой суммы зависят от времени t , а дельта-функции второй суммы – от порога ξ , тем самым сложный аргумент исходной дельта-функции в выражении (3) оказывается корректно разделенным, и интегрирование по времени становится выполнимым в явном виде.

Частно-временной подход может быть использован для решения типовых задач обработки сигналов в радиотехнических системах. Стационарная частно-временная плотность играет роль плотности вероятности значений сигнала и потому применима там, где качество решения определяется точностью ее оценки, например, в задачах обнаружения сигналов на фоне помех [16]. Компоненты распределения «время – значение» на ненулевых циклических частотах содержат информацию о структуре сигнала и являются информативными признаками при решении задач обнаружения, параметрической идентификации и классификации циклостационарных случайных процессов. Тем самым частно-временной подход объединяет усредненный и детальный уровни описания статистических свойств сигнала, что определяет его место среди методов анализа сигналов, применяемых в радиотехнических задачах.

В практических приложениях частно-временного подхода могут быть выделены два направления – синтез аналитических моделей распределения «время – значение» и переменной индикаторной функции радиотехнических сигналов, а также оценивание этих характеристик по единственной наблюдаемой реализации.

Аналитическое моделирование применимо к сигналам, представляющим собой реализации циклостационарных случайных процессов первого и второго порядков. Для сигналов с циклостационарными свойствами первого порядка, к которым, в частности, относятся периодические сигналы с неизвестными параметрами, распределение «время – значение» допускает непосредственное разложение в ряд Фурье (6). Так, было показано, что для гармонического сигнала коэффициенты в записи выражаются в виде явных функций пороговой переменной [13]. Нулевая компонента ряда совпадает с плотностью вероятности стационарного случайного процесса со случайной начальной фазой и мажорирует все остальные компоненты. Компоненты, соответствующие ненулевым циклическим частотам, в общем случае представляют собой комплексные функции и совместно описывают периодическое изменение распределения значений сигнала.

Для сигнала с амплитудно-импульсной модуляцией, представляющего собой характерный пример циклостационарного случайного процесса второго порядка, получены замкнутые аналитические выражения компонент ряда Фурье распределения «время – значение» (6) и переменной индикаторной функ-

ции (8) при произвольной скажности [17]. Нулевая компонента ряда совпадает с плотностью вероятности амплитуд, что подтверждает согласованность результатов, получаемых в рамках частно-временного подхода и классического вероятностного описания. Следует отметить, что коэффициенты ряда Фурье распределения «время – значение» выполняют ту же функцию, что и компоненты циклической корреляционной функции при описании циклостационарного случайного процесса в широком смысле, но на уровне распределения значений реализации процесса, а не его второго момента.

Компоненты на ненулевых циклических частотах представляют собой комплексные функции пороговой переменной и не имеют прямого эквивалента в вероятностном описании. Полученная модель допускает обобщение на многоуровневый алфавит амплитуд, несимметричные вероятности символов и непрямоугольную форму импульсов. Так, в случае импульсов произвольной формы в структуре распределения «время – значение» наряду с сингулярными слагаемыми могут быть включены и регулярные составляющие, отвечающие наклонным участкам сигнала.

Второе направление применения частно-временного подхода связано с разработкой эффективных алгоритмов оценивания частно-временной плотности – аналога плотности вероятности – по последовательности отсчетов цифрового сигнала конечной длительности. Один из разработанных методов основан на использовании кусочно-линейных моделей аппроксимации для восстановления сигнала непрерывного времени между цифровыми отсчетами. При этом частно-временная плотность аналитически вычисляется для каждого фрагмента сигнала, заключенного между соседними отсчетами. Итоговая оценка формируется как сумма регулярной части, соответствующей участкам изменения сигнала, и сингулярной части, описывающей вклад интервалов, на которых значение сигнала остается постоянным [14, 18].

Таким образом, в результате проведенного исследования можно сделать следующие выводы.

Центральным объектом частно-временного подхода является зависящее от времени описание, задаваемое переменной индикаторной функцией и распределением «время – значение» и строящееся по единственной реализации сигнала без предположений о стационарности и эргодичности порождающего сигнал случайного процесса. Возможность аналитической работы с распределением «время – значение» открывает его явное представление, в котором сингулярная дельта-функция заменяется суммой слагаемых с явно разделенной зависимостью от времени и порога. На его основе компоненты рядов Фурье распределения «время – значение» и переменная индикаторная функция получены в замкнутой аналитической форме для гармонического сигнала и сигнала с амплитудно-импульсной модуляцией, являющихся типичными примерами реализаций циклостационарного случайного процесса первого и второго порядков. Явное представление распределения «время – значение» также позволяет аналитически вычислять вклад каждого интервала между соседними отсчетами, что лежит в основе алгоритма оценивания частно-временной плотности цифрового сигнала. Полученные характеристики могут использоваться при синтезе алгоритмов обнаружения, оценивания параметров и классификации циклостационарных сигналов.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда № 25-21-00281, <https://rscf.ru/project/25-21-00281/>.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Бор Г. Почти периодические функции. М.: Книжный дом «Либроком», 2009. 128 с.
2. Napolitano A. Cyclostationary Processes and Time Series: Theory, Applications, and Generalizations. Elsevier, 2019. 626 p.
3. Кузнецов Ю.В. и др. Восстановление сигналов синхронизации высокоскоростных интерфейсов передачи данных // Изв. вузов. Авиационная техника. 2025. № 4. С. 194–206.
4. Кузнецов Ю.В. и др. Разделение циклостационарных сигналов и наводок в линиях передачи печатных плат методом независимых компонент // Известия высших учебных заведений России. Радиоэлектроника. 2024. № 5. С. 6–23.
5. Ясенцев Д.А., Буй Ч.Н. Исследование автокорреляционных функций сигналов, отраженных от вращающихся структур // Изв. вузов. Авиационная техника. 2025. № 4. С. 253–260.
6. Сауленко Е.П., Фокин Г.А. Исследование эффективности работы алгоритма CFAR в задачах обнаружения воздушных целей при работе в сетях ISAC 6G // Изв. вузов. Авиационная техника. 2025. № 4. С. 225–235.

7. Артюшенко В.М., Воловач В.И. Имитационное моделирование многолучевых радиоканалов на основе системы стохастических дифференциальных уравнений // Изв. вузов. Авиационная техника. 2025. № 4. С. 176–186.
8. Kac M. Statistical Independence in Probability, Analysis and Number Theory. John Wiley and Sons, 1959. 94 с.
9. Gardner W.A., Brown W.A. Fraction-of-Time Probability for Time-Series That Exhibit Cyclostationarity // Signal Processing. 1991. Vol. 23. Iss. 3. P. 273–292.
10. Gardner W.A. Statistical Spectral Analysis: A Nonprobabilistic Theory. Prentice Hall, 1988. 591 p.
11. Leśkow J., Napolitano A. Foundations of the Functional Approach for Signal Analysis // Signal Processing. 2006. Vol. 86. Iss. 12. P. 3796–3825.
12. Dehay D., Leśkow J., Napolitano A. Central Limit Theorem in the Functional Approach // IEEE Transactions on Signal Processing. 2013. Vol. 61. Iss. 16. P. 4025–4037.
13. Шевгунов Т.Я. Синтез явных аналитических формул вероятностных моделей сигналов при использовании частно-временного подхода // Т-Comm: Телекоммуникации и транспорт. 2022. № 11. С. 21–29.
14. Shevgunov T., Napolitano A. Fraction-of-Time Density Estimation Based on Linear Interpolation of Time Series // Proc. of the Systems of Signals Generating and Processing in the Field of on Board Communications, March 16–18, 2021, Moscow, Russia, 2021. P. 1–4.
15. Napolitano A., Gardner W.A. Fraction-of-Time Probability: Advancing Beyond the Need for Stationarity and Ergodicity Assumptions // IEEE Access. 2022. Vol. 10. P. 34591–34612.
16. Dehay D. et al. Cyclic Detectors in the Fraction-of-Time Probability Framework // Inventions. 2023. Vol. 8. № 6. Article № 152.
17. Шевгунов Т.Я., Ефимов Е.Н., Гущина О.А. Описание свойств радиотехнических сигналов с использованием стационарных частно-временных плотностей // Авиация и космонавтика: Сб. тез. 24-й Междунар. конф., г. Москва, 17–21 нояб. 2025. М.: Перо, 2025. С. 157.
18. Шевгунов Т.Я. Метод оценки частно-временной плотности вероятности цифрового сигнала с использованием линейной интерполяции // Т-Comm: Телекоммуникации и транспорт. 2024. № 7. С. 4–12.

Поступила в редакцию 14.06.26

После доработки 19.06.26

Принята к публикации 19.06.26

Fraction-of-Time Description of Radio Engineering Signals Based on the Time–Value Distribution

T.YA. SHEVGUNOV^{1,2}, E.N. EFIMOV¹, O.A. GUSHCHINA¹, AND
ZH.A. VAVILOVA¹

¹ Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow

² HSE University, Moscow

An introductory presentation of the fraction-of-time approach to the statistical description of radio engineering signals is given. In contrast to the classical probabilistic approach, which is based on ensemble averaging, the fraction-of-time description is formed directly from a single observed signal record. The main elements of the time-varying fraction-of-time description are considered, as well as obtaining the stationary fraction-of-time characteristics by time averaging and representing the cyclostationary signals as a Fourier series over cyclic frequencies. Methods for estimating the fraction-of-time density from the samples of a digital signal and the main directions of applying the approach in radio engineering signal processing problems are briefly presented.

Fraction-of-time analysis, time-value distribution, time-varying indicator function, probability density estimation, cyclostationary random processes, digital signal processing

Имитационная модель восходящего канала передачи данных LTE в условиях многолучевого распространения

В.А. ШЕВЦОВ,
д-р техн. наук
(МАИ, Москва),
Ю.Г. МИХАЙЛОВ,
канд. техн. наук
(НИУ МИЭТ Москва),
В.И. ГОНЧАРЕНКО,
д-р техн. наук,
А.М. ПЕТРАКОВ,
канд. техн. наук
(МАИ, Москва)
shevtsovva@mai.ru

Рассматриваются вопросы моделирования восходящего канала связи Uplink LTE мобильных терминалов с учетом особенностей излучения, распространения и приема сигналов антенными решетками. Исследуется влияние многолучевости на качество связи в канале Uplink LTE в условиях городской среды или сложного рельефа местности, а также анализируются методы снижения негативного воздействия данного явления. Выполнен обзор и анализ существующих исследований, алгоритмов, технических решений и методических подходов к изучению многолучевости, а также рассмотрены результаты моделирования ее влияния на показатели качества связи. Предлагается усовершенствованная имитационная модель функционирования Uplink LTE, обеспечивающая комплексный учет ключевых факторов, определяющих качество связи, включая модели многолучевости, параметры линии связи, характеристики антенн базовой станции и мобильных терминалов, модели движения терминалов и другие существенные параметры сети.

Антенная решетка, беспроводная связь, LTE, Uplink, многолучевость, MATLAB, QuaDRiGA, пропускная способность

Современный этап общественного развития характеризуется масштабной цифровой трансформацией, сопровождающейся активным внедрением технологий машинного обучения и искусственного интеллекта в беспроводные сети связи, а также широким распространением цифровых решений в экономике, промышленности, образовании, здравоохранении и других сферах деятельности [1–4]. Основу процессов цифровизации составляют информационно-коммуникационные технологии, среди которых важнейшее место занимают системы беспроводной связи. В настоящее время наиболее распространенной технологией мобильной связи остается LTE, соответствующая стандарту 4G [5, 6]. Данная технология обеспечивает высокую пропускную способность каналов передачи данных и низкие значения задержки, что позволяет эффективно поддерживать IP-приложения, услуги широкополосного доступа и сервисы VoLTE.

Несмотря на активное развитие и внедрение сетей 5G NR, технология LTE сохраняет свою актуальность и продолжает широко использоваться в телекоммуникационной инфраструктуре. Сети LTE функционируют как автономно, так и в интеграции с сетями 5G [6, 7].

Одной из основных проблем LTE в восходящем канале Uplink является многолучевое распространение сигналов, обусловленное отражениями, эффектом Доплера и другими факторами [8, 9]. Это приводит к ухудшению отношения сигнал/шум (SNR (Signal-to-Noise Ratio)), межсимвольной и межнесущей интерференции, снижению качества связи и пропускной способности. В связи с этим актуальной задачей является исследование влияния многолучевости на работу Uplink LTE в условиях городской среды и сложного рельефа местности.

В научной литературе предложен ряд решений данной проблемы: моделирование многолучевого распространения [10], алгоритмы интерполяции для SC-FDMA при высоком доплеровском разбросе [11], адаптивные методы оценки канала [12], оптимизация распределения ресурсных блоков [13], использование SISO-эквалайзеров [14], методы расчета затухания радиосигналов на сложных трассах [15], а также применение нейросетевых методов оценки канала [16]. Однако в большинстве исследований рассматриваются отдельные аспекты работы Uplink LTE. В связи с этим актуальной остается задача создания комплексной имитационной модели, учитывающей многолучевость, параметры антенн, характеристики радиоканала, движение мобильных терминалов и другие факторы, влияющие на качество связи.

Для построения имитационной модели Uplink LTE предлагается использовать среду MATLAB и пакет QuaDRiGA [17], представляющий собой трехмерную геометрическую стохастическую модель радиоканала. QuaDRiGA поддерживает модели каналов 3GPP и NR, различные конфигурации антенных решеток, сценарии городской среды и модели движения мобильных терминалов [17–19].

Модель основана на геометрическом стохастическом подходе, при котором параметры канала формируются на основе статистических распределений, полученных по результатам измерений. Для каждого луча задаются задержка, мощность, угол прихода, угол отражения, коэффициент кросс-поляризации и другие параметры. Это позволяет моделировать произвольные двунаправленные радиоканалы с учетом особенностей многолучевого распространения.

Имитационная модель восходящего канала связи LTE включает определение параметров моделирования, формирование канальной характеристики, формирование сигнала передатчика, имитацию распространения сигнала в заданных условиях, синхронизацию, оценку канальной характеристики, демодуляцию, декодирование, анализ результатов и их визуализацию.

В качестве исходных данных используются следующие параметры: сценарий многолучевого распространения сигналов в соответствии с различными моделями (3GPP, WINNER, BERLIN и др.) [20, 21], позиции базовой станции и мобильного терминала, модуляционно-кодовая схема и параметры Uplink LTE, параметры антенны мобильного терминала и базовой станции (тип антенного элемента, вид поляризации, число элементов антенной решетки и ее конфигурация, ориентация в пространстве), модели движения мобильного терминала, отношение сигнал/шум и длительность моделирования.

Рассмотрим принцип формирования сигнала, моделирование канала и обработку сигнала на приемной стороне.

В восходящем канале стандарта LTE используется технология SC-FDMA, позволяющая уменьшить значение отношения пиковой мощности сигнала к его средней мощности.

Представим блок информационных бит с добавленной контрольной суммой после турбокодера, скремблирования и модуляции на поднесущих следующим образом:

$$X = [x_0, x_1, \dots, x_{M-1}]. \quad (1)$$

К блоку модулированных символов применяется дискретное преобразование Фурье размерностью M точек:

$$S[k] = \sum_{m=0}^{M-1} x_m e^{-j \frac{2\pi mk}{M}}, \quad k = 0, \dots, M-1. \quad (2)$$

Полученные частотные компоненты размещаются на выделенные пользователю поднесущие:

$$Y = [0, \dots, 0, S[0], S[1], \dots, S[M-1], 0, \dots, 0]. \quad (3)$$

Длина вектора Y составляет N элементов, что совпадает с количеством точек обратного быстрого преобразования Фурье.

Для перехода во временную область применяется обратное быстрое преобразование Фурье:

$$y[n] = \frac{1}{\sqrt{N}} \sum_{k=0}^{N-1} Y[k] \cdot e^{-j \frac{2\pi nk}{N}}, \quad n = 0, \dots, N-1. \quad (4)$$

Заключительным этапом формирования комплексного сигнала основной полосы (на нулевой несущей) является добавление циклического префикса:

$$s[n] = \begin{cases} y[n + N - N_{CP}] & \text{для } 0 \leq n \leq N_{CP}; \\ y[n - N_{CP}] & \text{для } N_{CP} \leq n \leq N + N_{CP}. \end{cases} \quad (5)$$

Модель канала реализована на основе QuaDRiGA – геометростохастического симулятора канала, создающего реалистичную и изменяющуюся во времени импульсную характеристику канала $h(\tau, t)$ на основе трехмерного сценария (положения передатчика и приемника, рассеивателей и т. д.). На выходе симулятора канала для определенного момента t формируется набор лучей, каждый из которых характеризуется комплексной амплитудой $a_i(t)$, задержкой $\tau_i(t)$ и доплеровским сдвигом $f_{d,i}(t)$.

Тогда непрерывная импульсная характеристика может быть представлена как сумма дельта-функций $\delta(\tau - \tau_i(t))$:

$$h(\tau, t) = \sum_{i=1}^L a_i(t) \cdot e^{j2\pi f d_{i,i}(t)} \cdot \delta(\tau - \tau_i(t)) \cdot A_p, \quad (6)$$

где A_p – матрица затухания для случая моделирования ММО-канала, представляющая произведение векторов направленности приема/передачи от азимута θ_p и угла места φ_p :

$$A_p = \mathbf{a}_r(\theta_p) \mathbf{a}_t^H(\varphi_p). \quad (7)$$

Здесь L – количество лучей.

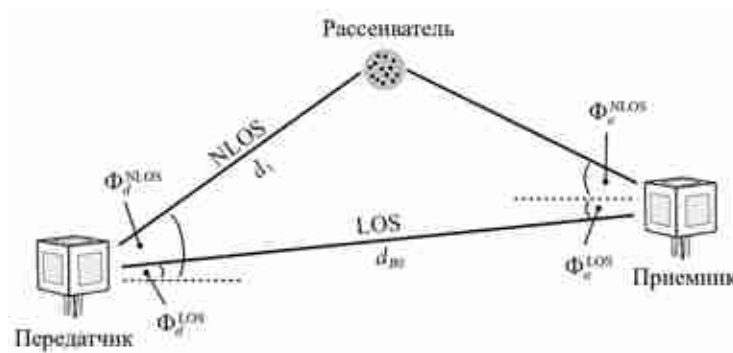
Для случая дискретной модели импульсной характеристики:

$$h[n] = [h_0, h_1, \dots, h_{L-1}].$$

Сигнал на выходе канала с добавлением аддитивного белого гауссовского шума w :

$$r[n] = \sum_{k=0}^{L-1} h[k] s[n-k] + w[n]. \quad (8)$$

Упрощенное графическое представление принципа, используемого в симуляторе канала QuaDRiGA, приведено на рис. 1, а, импульсная характеристика канала – на рис. 1, б.



а



б

Рис. 1

Рассмотрим алгоритм обработки сигнала на приемной стороне. Этап частотной и временной синхронизации реализуется на базе корреляционных методов, которые в математической обобщенной форме могут быть реализованы как

$$CF_{\text{ref,ifo}}(n) = \frac{2 \sum_{k=0}^{N_{\text{ref}}-1} r^*[n+k] s_{\text{ref,ifo}}[n+k]}{\sum_{k=0}^{N_{\text{ref}}-1} |r[n+k]|^2 + \sum_{k=0}^{N_{\text{ref}}-1} |s_{\text{ref,ifo}}[n+k]|^2}; \quad (9)$$

$$\hat{d} = \arg \max_d \{ |CF_{\text{ref,ifo}}(n)| \};$$

$$\Delta\hat{f} = \frac{1}{2\pi NT_S} \text{angle}\left(CF_{\text{ref,ifo}}(\hat{d})\right),$$

где $s_{\text{ref,ifo}}$ – эталонный референсный сигнал с преднамеренно внесенной частотной отстройкой ifo , целочисленно кратной частотной отстройке между поднесущими (15 кГц), для оценки целой части частотной отстройки; N_{ref} – длина референсного сигнала в отсчетах; $\hat{d}$ – оценка момента начала референсного сигнала; angle – оператор вычисления фазы комплексного числа; N – размерность обратного быстрого преобразования Фурье; T_S – период дискретизации, с; $\Delta\hat{f}$ – оценка дробной части частотной отстройки (значения частотной отстройки в пределах $\pm 7,5$ кГц); $*$ – оператор комплексного сопряжения.

При этом процедура синхронизации может быть реализована в два этапа – на основе преамбулы физического канала случайного доступа для получения грубых оценок и сокращения времени поиска сигналов для последующего уточнения по опорным сигналам демодуляции (DMRS (DeModulation Reference Signal)) физического восходящего общего канала.

После процедуры синхронизации производится операция удаления префикса и прямой, быстрое преобразование Фурье и выделение данных с используемых поднесущих. После данных операций сигнал представляется сеткой отсчетов $R[k, l]$, описываемых индексом символа l и индексом поднесущей k . Оценка импульсной характеристики канала производится на основе DMRS-сигналов:

$$\hat{H}[m, l] = \frac{R[k_{\text{DMRS}}, l_{\text{DMRS}}]}{s_{\text{ref DMRS}}[m]}, \quad (10)$$

где $R[k_{\text{DMRS}}, l_{\text{DMRS}}]$ – отсчеты принятого DMRS-сигнала, расположенные в известном приемнику символе l_{DMRS} и поднесущей k_{DMRS} ; $s_{\text{ref DMRS}}[m]$ – референсный DMRS-сигнал.

Ввиду точечного расположения отсчетов DMRS-сигнала для демодуляции данных на других поднесущих и символах использовалась линейная интерполяция:

$$\hat{H}_{\text{data}}[k, l] = \text{Interpolate}\left(\hat{H}[m, l]\right). \quad (11)$$

Процедура эквалайзинга проводится как

$$\hat{S}[k, l] = R[k, l] \frac{\hat{H}_{\text{data}}[k, l]}{\left|\hat{H}_{\text{data}}[k, l]\right|^2 + \frac{1}{\hat{\text{SNR}}}}, \quad (12)$$

где $\hat{\text{SNR}}$ – оценка отношения сигнал/шум по референсным сигналам. После процедуры эквалайзинга используются классические алгоритмы демодуляции и декодирования сигнала. Оценка правильности приема данных производится по контрольной сумме.

Прежде чем перейти к описанию процесса моделирования, следует отметить, что для подтверждения работоспособности имитационной модели в качестве примера приведены типовые графические зависимости характеристик канала Uplink LTE, полученные в результате моделирования. Построение указанных зависимостей осуществляется с использованием блока «Анализ результатов моделирования и построение графиков», входящего в состав модели.

При проведении моделирования с помощью исходных данных сначала рассчитывается карта мощности распространения сигнала, которая наглядно отражает в виде цвета меток уровень мощности сигнала в разных точках сети.

Пример карты мощности приведен на рис. 2. Здесь координаты X, Y соответствуют положению точки на земной поверхности, а координата P – мощности сигнала в данной точке. Далее при заданном расположении приемной антенной решетки базовой станции рассчитываются импульсные характеристики канала для выхода каждого антенного элемента приемной антенной решетки базовой станции.

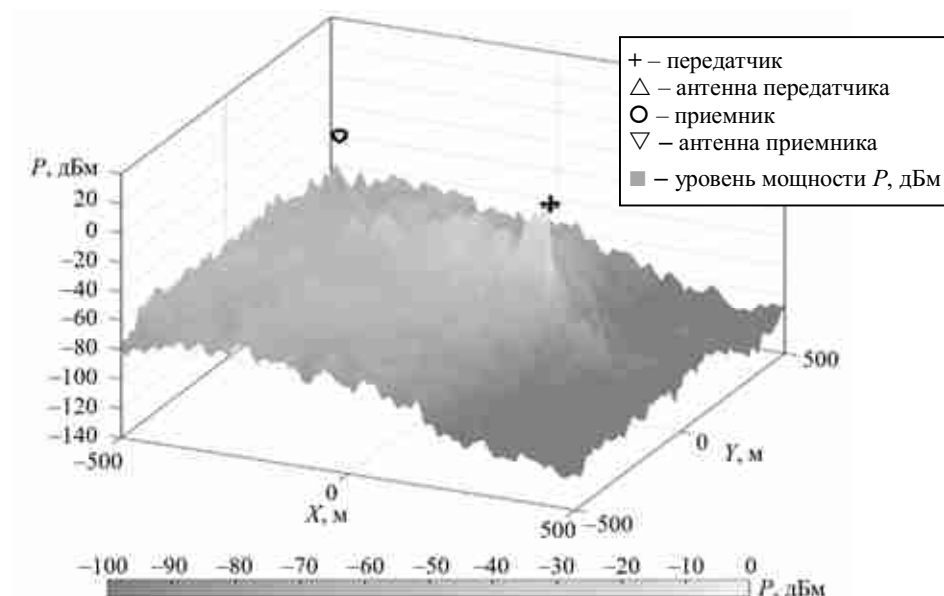


Рис. 2

В процессе работы модели данная импульсная характеристика прикладывается к выходному сигналу передатчика с целью формирования приемных сигналов. Отношение сигнал/шум формируется с учетом средней мощности луча прямого распространения для случая отсутствия многолучевости. Таким образом, достигается возможность моделирования вариации качества сигнала в зависимости от положения антенных элементов и частотной характеристики канала, а также в зависимости от заданной модели многолучевости.

На рис. 3 представлены результаты численного моделирования оценки пространственно-частотной характеристики канала для подвижного приемника, перемещающегося в условиях городской застройки со скоростью 36 км/ч по траектории, ориентированной на базовую станцию. Интервал моделирования составляет 100 мс. Поскольку длительность одного подкадра в стандарте LTE равна 1 мс, на рис. 3 ось времени выражена в количестве подкадров N_{sf} , буквенные обозначения соответствуют отдельным лучам, сформированным в рамках модели для квадратной антенной решетки с размерностью 3×3 элемента.

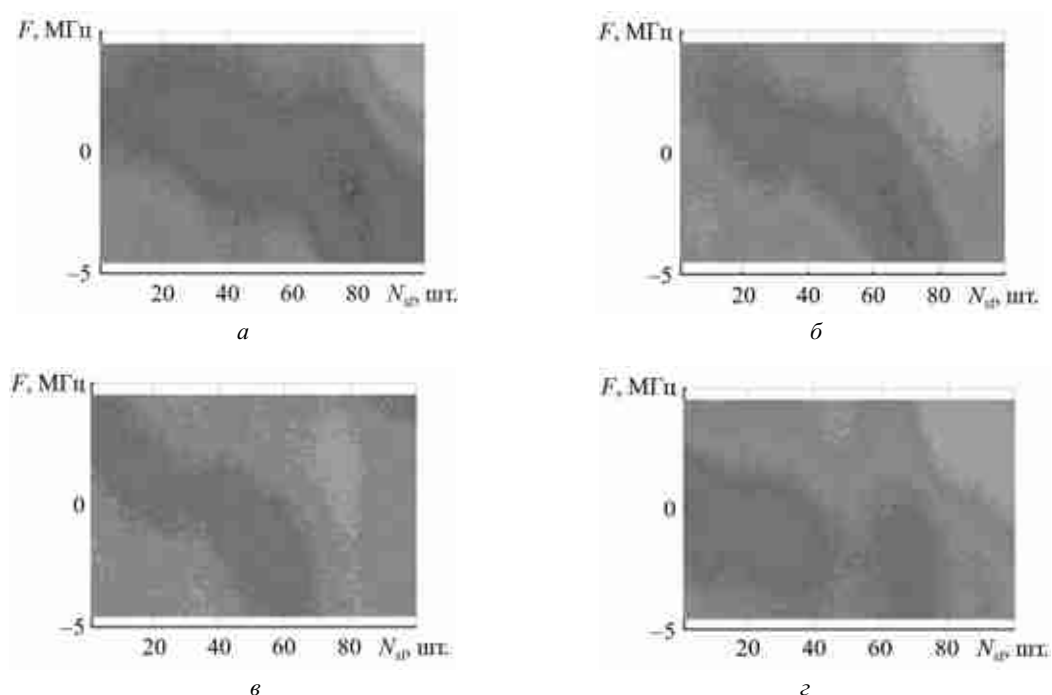


Рис. 3 (Начало)

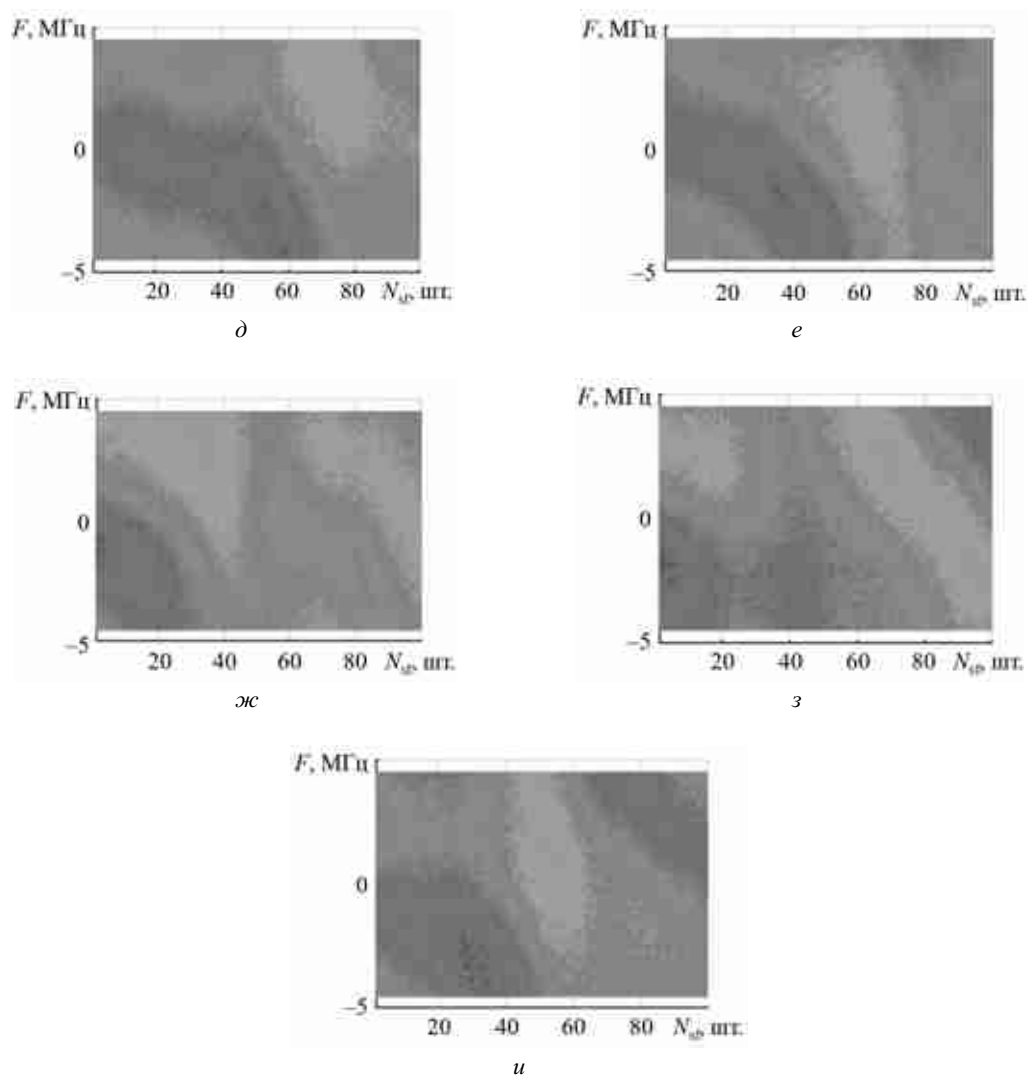


Рис. 3 (Окончание)

На рис. 4 в качестве примера приведены графические зависимости значения BER от отношения сигнал/шум при использовании модели многолучевости WINNER_UMa_C2_LOS. Необходимо отметить, что пакет QuaDRiGA позволяет при моделировании использовать не только сценарий прямой видимости LOS (Line of Sight), но и сценарий не прямой видимости NLOS (Non Line of Sight).

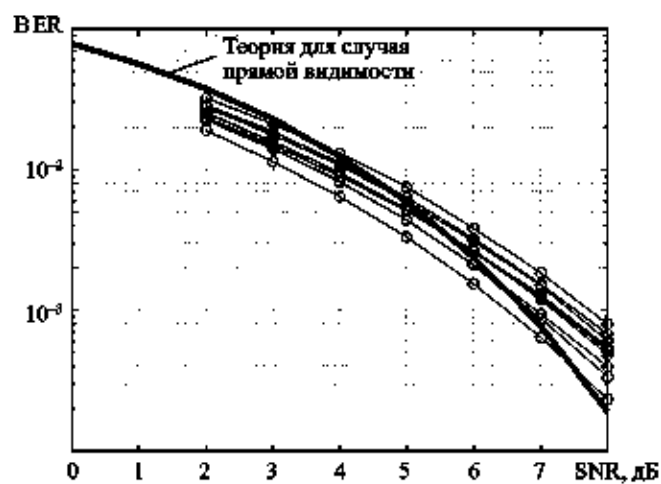


Рис. 4

Также пакет QuaDRiGA позволяет оценить поведение битовой ошибки в процессе движения мобильного терминала (рис. 5).

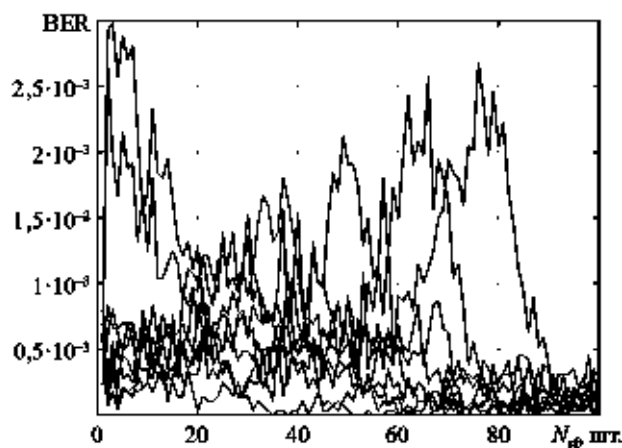


Рис. 5

После выполнения процедуры демодуляции полученные символы передаются на декодер, где осуществляется формирование пакетов данных, содержащих контрольную сумму. На основании результатов ее проверки принимается решение об обработке или пропуске пакета информации. С помощью данной обработки в модели можно также получить оценки пропускной способности канала передачи данных C в процессе движения мобильного терминала в зависимости от отношения сигнал/шум. Пример такой оценки представлен рис. 6: a – абсолютное значение пропускной способности C , Мбит/с; b – нормированное значение пропускной способности C , %.

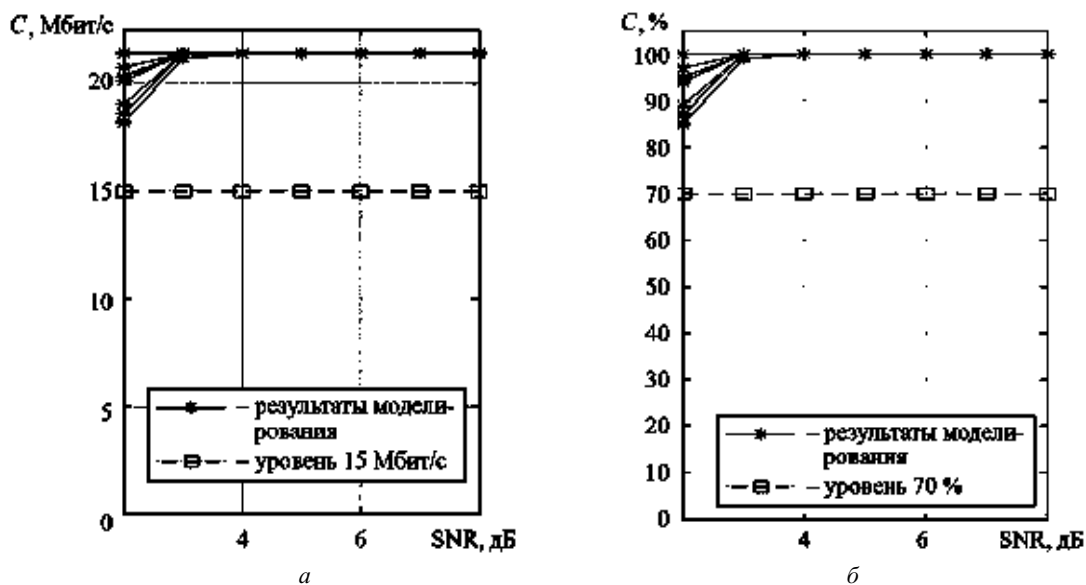


Рис. 6

Разработана имитационная модель Uplink LTE в среде MATLAB с использованием QuaDRiGA, позволяющая комплексно исследовать влияние многолучевости и параметров внешней среды на качество связи. Модель поддерживает различные сценарии городской среды, модели движения мобильных терминалов, технологии MIMO, различные типы поляризации и диаграммы направленности антенных решеток.

Научная новизна работы заключается в комплексном учете факторов, влияющих на функционирование Uplink LTE в условиях многолучевости, включающих шумы и помехи различной природы, межканальную интерференцию, модели многолучевого распространения, диаграммы направленности антенных решеток, частотное смещение при движении абонентов.

Получены типовые зависимости BER и пропускной способности от отношения сигнал/шум для различных сценариев распространения сигнала.

В дальнейшем планируется расширение модели за счет реализации сценариев NLOS, различных алгоритмов эквализации и разработки модели нисходящего канала LTE с использованием OFDMA.

Разработанная имитационная модель Uplink LTE может применяться при проектировании и развертывании мобильных сетей связи в условиях городской среды или сложного рельефа местности. Преимущество предлагаемой модели перед известными моделями заключается в поддержке различных моделей многолучевости, возможности моделирования радиоканалов с несколькими входами и несколькими выходами для различных конфигураций сети мобильной связи, поддержке свободно настраиваемых сетевых схем с несколькими передатчиками и приемниками для различных сценариев городской среды (микро- и макросоты), поддержке широкого диапазона частот для различных моделей движения мобильных терминалов, поддержке технологий с несколькими антеннами и различными видами поляризации и моделировании и импорте диаграмм направленности антенных решеток, в том числе антенн 3GPP.

В настоящее время с помощью разработанной имитационной модели проводятся исследования влияния многолучевости на качество связи в городских условиях, в результате которых будут сформулированы и обоснованы рекомендации по нивелированию этого негативного фактора.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда № 23-69-10084.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Norton A., Shroff S. Digital Transformation: ERP II a Platform for Digital Delivery. Upfront, 2018. 183 p.
2. Cioca L-I. et al. Digital Transformation: Technology, Tools, and Studies. Springer, 2024. 467 p.
3. Cox C. An Introduction to LTE: LTE, LTE-Advanced, SAE, VoLTE and 4G Mobile Communications. Wiley, 2014. 487 p.
4. Ашаев И.П. и др. Определение характера мобильности пользователей в гетерогенных беспроводных сетях с использованием многомерной обработки данных // Вестник Поволжского государственного технологического университета. Сер. Радиотехнические и инфокоммуникационные системы. 2023. № 4 (60). С. 6–23.
5. Сети 6G. Путь от 5G к 6G глазами разработчиков / Под ред. В. Тонг, П. Чжу. М.: ДМК-Пресс, 2022. 624 с.
6. Юркин Ю.В., Иванов Д.А. Эволюция систем мобильной связи // Автоматика, связь, информатика. 2023. № 9. С. 21–25.
7. Barneto C.B. et al. Full-Duplex OFDM Radar with LTE and 5G NR Waveforms: Challenges, Solutions, and Measurements // IEEE Transactions on Microwave Theory and Techniques. 2019. Vol. 67. Iss. 10. P. 4042–4054.
8. Таиатов Н.Н. и др. Моделирование каналов связи с многолучевым распространением сигналов процедурами помехоустойчивого кодирования в рамках стандарта LTE // Радиоэлектроника. Наносистемы. Информационные технологии. 2022. № 1. С. 73–78.
9. Vondrous O., Macejko P., Kocur Z. Multipath TCP in LTE Networks // Advances in Electrical and Electronic Engineering. 2014. Vol. 12. Iss. 4. P. 294–300.
10. Артюшенко В.М., Воловач В.И. Имитационное моделирование многолучевых радиоканалов на основе системы стохастических дифференциальных уравнений // Изв. вузов. Авиационная техника. 2025. № 4. С. 176–187.
11. Bahattin Karakaya, Huseyin Arslan, Hakan Ali Cirpan. Channel Estimation for LTE Uplink in High Doppler Spread // Proc. of the Wireless Communications and Networking Conference, March 31 – April 3, 2008, Las Vegas, USA. P. 1126–1130.
12. Rana M.M., Kim J., Cho W-K. LMS Based Adaptive Channel Estimation for LTE Uplink // Radioengineering. 2010. Vol. 19. № 4. P. 678–688.
13. Zhang X., Li Y. Optimizing the MIMO Channel Estimation for LTE-Advanced Uplink // International Conference on Connected Vehicles and Expo, Dec. 12–16, 2012, Beijing, China. P. 71–76.
14. Гельгор А.Л. и др. Оценка эффективности использования MMSE турбоэквалайзера для приема сигналов Uplink LTE // DSPA: Вопросы применения цифровой обработки сигналов. 2016. № 2. С. 302–307.
15. Вегера Д.В. и др. Оценка распространения сигнала LTE на сложной по рельефу загородной трассе с учетом хвойного леса // Вестник кибернетики. 2021. № 3 (43). С. 23–29.
16. Smirani L. A New Channel Estimation Method for LTE-Advanced Uplink [Electronical Resource]. URL: https://www.researchgate.net/publication/273382550_A_New_Channel_Estimation_Method_for_LTE-Advanced_uplink#references (дата обращения: 29.04.2026).

17. Ксендзов А.В. Оценка производительности мобильного ММО-канала связи на основе трехмерной геометрической стохастической модели // Радиотехника. 2016. № 11. С. 60–67.
18. Jaeckel S. et al. QuaDRiGa: A 3-D Multi-Cell Channel Model with Time Evolution for Enabling Virtual Field Trials // IEEE Transactions on Antennas and Propagation. 2014. Vol. 62. № 6. P. 3242–3256.
19. Burkhardt F. et al. A MIMO Channel Model for Land Mobile Satellite // Proc. of the 8th European Conference on Antennas and Propagation, April 6–11, 2014, The Hague, Netherlands. P. 1274–1278.
20. Ademaj F., Taranetz M., Rupp M. 3GPP 3D MIMO Channel Model: A Holistic Implementation Guideline for Open Source Simulation Tools // EURASIP Journal on Wireless Communications and Networking. 2016. Iss. 1. Article № 55.
21. Narandzic M. et al. Comparison of SCM, SCME, and WINNER Channel Models // Proc. of the 65th IEEE Vehicular Technology Conference, April 22–25, 2007, Dublin, Ireland. P. 413–417.

Поступила в редакцию 29.05.26

После доработки 1.06.26

Принята к публикации 1.06.26

Simulation Model of Uplink LTE Data Transmission under Multipath Conditions

V.A. SHEVTSOV¹, YU.G. MIKHAILOV², V.I. GONCHARENKO¹, AND
A.M. PETRAKOV¹

¹ Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow

² NRU MIET, Moscow

This paper discusses the issues of modeling the uplink LTE channel of mobile terminals taking into account the characteristics of radiation, propagation and reception of signals by antenna arrays. The impact of multipath mode on the uplink LTE communication quality in urban environments or complex terrain is examined, and methods for mitigating the negative impact of this phenomenon are analyzed. The paper reviews and analyzes existing research, algorithms, technical solution and methodological approaches to studying the multipath mode and discusses the results of modeling its impact on communication quality. An improved simulation model of uplink LTE operation is proposed, providing a comprehensive account of key factors determining the communication quality, including multipath patterns, communication line parameters, base station and mobile terminal antenna characteristics, terminal movement patterns and other essential network parameters.

Antenna array, wireless communications, LTE, Uplink, multipath, MATLAB, QuaDRiGA, throughput