



СОДЕРЖАНИЕ

CONTENTS

Авиационная техника

Aircraft Equipment

Артамонов Б.Л. 4

Artamonov B.L.

Расчет затрат топлива на выполнение вертолетом медицинской транспортной операции

Calculation of Fuel Costs for Performing a Medical Transport Operation by Helicopter

Строительная механика
и прочность летательных аппаратов

Structural Mechanics
and Strength of Flight Vehicles

Алгазин С.Д. 17

Algazin S.D.

Нелинейные колебания прямоугольной пластины

Nonlinear Oscillations of a Rectangular Plate

Гайнутдинова Т.Ю., Гайнутдинов В.Г., Ху Чанцин,
Мингазов Р.Ф., Мысовский Н.А., Фазлиев Л.А. 22

Gainutdinova T.Yu., Gainutdinov V.G., Hu Changqing,
Mingazov R.F., Mysovskii N.A., and Fazliev L.A.

О способе решения задачи идентификации обобщенных жесткостных характеристик протяженных силовых конструкций с использованием упругого контрольного элемента

On the Method of Solving the Problem of Generalized Rigidity Characteristics Identifying of Extended Load-Bearing Structures Using an Elastic Checking Unit

Железнов Л.П. 34

Zheleznov L.P.

Устойчивость консольной эллиптической композитной цилиндрической оболочки при поперечном изгибе

Stability of the Cantilever Elliptical Composite Cylindrical Shell during Transverse Bending

Динамика полета
и управление летательными аппаратами

Flight Dynamics
and Control of Flight Vehicles

Кабанов С.А., Митин Ф.В. 44

Kabanov S.A. and Mitin F.V.

Координация группы беспилотных летательных аппаратов при взлете

Coordination of a Group of Unmanned Aerial Vehicles during Takeoff

Лазарева П.А., Маликов А.И., Дегтярев Г.Л.,
Маннанов Р.Т., Шилин Д. 55

Lazareva P.A., Malikov A.I., Degtyarev G.L.,
Mannanov R.T., and Shilin D.

Разработка алгоритма абсолютной визуальной навигации беспилотного летательного аппарата

Development of an Algorithm for Absolute Visual Navigation of an Unmanned Aerial Vehicle

Михайлов Е.А., Федоров В.Б., Капелюшин Ю.Е. 64

Mikhailov E.A., Fedorov V.B., and Kapelyushin Yu.E.

Оценка параметров асимметрии летательного аппарата по данным о динамике полета для коррекции массоинерционных характеристик

Assessment of Aircraft Asymmetry Parameters Based on Flight Dynamics Data for Mass-Inertial Characteristics Correction

Петунин В.И. 72

Petunin V.I.

Синтез логико-динамических систем с селектором каналов управления и коррекцией в обратных связях

Synthesis of Logical-Dynamic Systems with a Control Channel Selector and Feedback Correction

Суслов В.А., Гагарский С.В. 80

Suslov V.A. and Gagarskii S.V.

Исследование характеристик подвижной платформы для автоматической посадки беспилотного воздушного судна

Investigation of Mobile Platform Characteristics for UAV Automatic Landing of Unmanned Aerial Vehicles

Аэро- и газодинамика летательных аппаратов
и их двигателей

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

Батраков А.С., Пискунов Е.В., Гарипова Л.И. 91

Batnikov A.S., Piskunov E.V., and Garipova L.I.

Обзор методов активного управления лопастями несущего винта с целью снижения вибраций вертолета

A Review of Active Rotor Blade Control Methods for Helicopter Vibration Reduction

Варсегов В.Л., Саухин Л.А. 98

Varsegov V.L. and Saukhin L.A.

Аэродинамика устройства реверсирования тяги двухконтурного турбореактивного двигателя на этапе его включения

Aerodynamics of the Thrust Reverser of a Turbofan Engine at the Switch-on Stage

- Вятков В.В., Давыдов А.А., Добровольский И.С.** 105 **Vyatkov V.V., Davydov A.A., and Dobrovol'skii I.S.**
 Исследование аэродинамических характеристик плоской сопловой решетки при наличии обтекателя силовой стойки на входе
 Investigation of Aerodynamic Performance of the Flat Nozzle Blade Cascade with the Support Strut Fairing at the Inlet
- Дудников С.Ю., Кузнецов П.Н., Чернышов П.С.** 115 **Dudnikov S.Yu., Kuznetsov P.N., and Chernyshov P.S.**
 Особенности запуска пропульсивных энергетических профилей и возникновение гистерезиса
 Features of Launching the Propulsive Energy Airfoils and the Occurrence of Hysteresis
- Ajin Branesh, Gurmail Singh Malhi, Harshil Jain, Abhishek Malhan, Sonali Sahni, Singireddy Siddhartha Reddy, Thokala Roopesh** 121 **Ajin Branesh, Gurmail Singh Malhi, Harshil Jain, Abhishek Malhan, Sonali Sahni, Singireddy Siddhartha Reddy, and Thokala Roopesh**
 Design Optimization of Convergent Conical Nozzle Using CFD
 Design Optimization of Convergent Conical Nozzle Using CFD
- Проектирование и доводка авиационных и ракетных двигателей**
Aircraft and Rocket Engine Design and Development
- Мингазов Б.Г., Бакланов А.В.** 122 **Mingazov B.G. and Baklanov A.V.**
 Оптимизация распределения воздуха в камере сгорания и расчет параметров на основе объемного механизма горения
 Optimization of Air Distribution in the Combustion Chamber and Calculation of Parameters Based on the Volumetric Combustion Mechanism
- Пешков Р.А., Третьяков П.А., Куплевацкий Д.В., Худяков М.С.** 135 **Peshkov R.A., Tret'yakov P.A., Kuplevatskii D.V., and Khudyakov M.S.**
 Экспериментальное исследование акустических процессов демонстратора двигательной установки с центральным телом методом акустических визуализаций
 Experimental Study of the Acoustic Processes of a Demonstrator of the Center Body Propulsion System Using Acoustic Visualizations
- Шевченко И.В., Шевченко М.И., Брызгунов П.А., Соколов В.П., Рогалев Н.Д.** 142 **Shevchenko I.V., Shevchenko M.I., Bryzgunov P.A., Sokolov V.P., and Rogalev N.D.**
 Расчетно-экспериментальное исследование влияния фактической геометрии ребер на теплообмен в каналах охлаждения лопатки газовой турбины
 Numerical and Experimental Study of the Actual Rib Geometry Influence on Heat Transfer in the Gas Turbine Blade Cooling Channels
- Теория авиационных и ракетных двигателей**
Aircraft and Rocket Engine Theory
- Вокин Л.О., Ренев М.Е., Волобуев И.А.** 149 **Vokin L.O., Renev M.E., and Volobuev I.A.**
 Определение границ применимости стандартной модели турбулентности SST для моделирования течений в каналах малых газотурбинных двигателей при низких местных числах Рейнольдса
 Determining the Applicability Limits of the SST Turbulence Model for Modeling Flows in Small Gas Turbine Engine Ducts at Low Local Reynolds Numbers
- Душин Н.С.** 155 **Dushin N.S.**
 Эволюция вихревой структуры течения за выступами в канале при гармоническом изменении расхода газа
 Evolution of the Vortical Structure of Flow in Ribbed Channels with Sinusoidal Flow Rate Variation
- Ильинков А.В., Шукин А.В., Такмовцев В.В., Явкин В.Б., Стародумов А.В.** 162 **I'inkov A.V., Shchukin A.V., Takmoltsev V.V., Yavkin V.B., and Starodumov A.V.**
 Особенности организации тепловой завесы на участке входной кромки турбинной лопатки с пульсирующим вдувом
 On Organization of Thermal Shield in a Section of a Turbine Guide Vane Leading Edge with Pulsed Blowing
- Чорный А.Д., Жукова Ю.В., Попов И.А.** 170 **Chornyi A.D., Zhukova Yu.V., and Popov I.A.**
 Термонапряженное состояние элементов конструкции теплообменника системы подогрева гелия жидкостного ракетного двигателя
 Thermal Stress State of the Heat Exchanger Structural Elements for Helium Heating of a Liquid Rocket Engine
- Технология авиационного производства**
Aircraft Production Technologies
- Николенко К.А., Демьяненко Е.Г., Попов И.П., Фомичев Д.С.** 176 **Nikolenko K.A., Dem'yanenko E.G., Popov I.P., and Fomichev D.S.**
 Анализ особенностей процесса гибки с прижимом при изготовлении детали, состоящей из сложных криволинейных поверхностей, с применением программного продукта LS-DYNA
 Analysis of the Features of the Clamping Bending Process in the Manufacture of Parts Consisting of Complex Curved Surfaces Using the LS-DYNA Software
- Осипов С.К., Герцовский Г.А., Рогалев А.Н., Милуков И.А., Вегера А.Н.** 182 **Osipov S.K., Gertsovskii G.A., Rogalev A.N., Milyukov I.A., and Vegeera A.N.**
 Разработка методики получения твердотельных 3D-моделей деталей газотурбинных двигателей с применением 3D-сканирования
 Development of a Methodology for Generating Solid 3D Models of Gas Turbine Engine Components Using the 3D Scanning

Федяев В.Л., Халиулин В.И., Гимадиев Р.Ш., Левшонков Н.В. 192 *Fedyayev V.L., Khaliulin V.I., Gimadiev R.Sh., and Levshonkov N.V.*

Оптимизация вакуумирования сухого пакета семипрегов при формовании изделий из композитов

Optimization of Vacuumization of a Dry Semipreg Package during Molding the Composite Products

Радиотехника и связь

Radio Engineering and Communication

Вересников Г.С., Авхименко Г.М., Скрябин А.В., Гончаренко В.И., Михайлов Ю.Г., Соболев Д.Н. 200 *Veresnikov G.S., Avkhimenko G.M., Skryabin A.V., Goncharenko V.I., Mikhailov Yu.G., and Sobolev D.N.*

Алгоритм диагностики электромеханического привода летательного аппарата с использованием полносвязной нейронной сети типа «автокодировщик»

Algorithm for Diagnostics of an Aircraft Electromechanical Drive Using a Fully Connected Neural Network of the Autoencoder Type

Перлов А.Ю., Панкратов В.А., Мацеевич С.В., Львов К.В. 207 *Perlov A.Yu., Pankratov V.A., Matseevich S.V., and L'vov K.V.*

Оценка технического состояния элементов радиолокационной станции на основе оптимизации частоты опроса встроенных средств диагностического контроля

Assessment of Technical Condition of Radar Station Elements Based on Optimization of Built-in Diagnostic Monitoring Tools Polling Frequency

ТЕХНИЧЕСКИЕ ЗАМЕТКИ

TECHNICAL NOTES

Проектирование и доводка авиационных и ракетных двигателей

Aircraft and Rocket Engine Design and Development

Гарипов М.Д., Зиннатуллин Р.Ф., Мелков А.А., Халилов Э.М., Шаяхметов В.А. 215 *Garipov M.D., Zinnatullin R.F., Melkov A.A., Khalilov E.M., and Shayakhmetov V.A.*

Экспериментальное исследование импульсных струй авиационного керосина, формируемых системой пневматического впрыска двигателя внутреннего сгорания

Experimental Study of Pulsed Jets of Aviation Kerosene Formed by the Air-Assisted Injection System of an Internal Combustion Engine

Писарев П.В., Ахунзянова К.А. 224 *Pisarev P.V. and Akhunzyanova K.A.*

Экспериментальное исследование акустической эффективности звукопоглощающих конструкций на основе конического заполнителя

Experimental Study of Acoustic Efficiency of Sound-Absorbing Structures Based on Conical Fillers

Расчет затрат топлива на выполнение вертолетом медицинской транспортной операции

Представлена математическая модель, предназначенная для оценки топливных затрат вертолета одновинтовой схемы при выполнении транспортной операции медицинского назначения. Проанализированы возможные сценарии использования вертолета «Ансат» в условиях географических и природно-климатических особенностей республики Татарстан.

Б.Л. АРТАМОНОВ,
канд. техн. наук
(МАИ, Москва)
ABL-6124554@yandex.ru

Вертолет одновинтовой схемы, трехэтапная транспортная операция, математическая модель, затраты топлива на полет

Оценка затрат топлива на выполнение вертолетом предполагаемой транспортной операции является необходимым условием его безопасной эксплуатации как в гражданской, так и военной авиации. Некорректный учет загрузки вертолета, природно-климатических и географических условий полета могут привести к возникновению аварийных ситуаций и даже катастроф.

Особенно актуальна данная проблема при использовании вертолетов, выполняющих транспортные операции медицинского назначения, которые осложняются полетом над населенными пунктами и необходимостью выполнения полета в минимальные по времени сроки, обусловленные спецификой операции. Принципиальными ограничениями для таких полетов являются максимально допустимая скорость продолжительного горизонтального полета, ограниченная режимом работы двигателей, а также предельная нагрузка грузовой кабины вертолета, обусловленная нормами прочности.

В настоящее время в Российской Федерации для выполнения медицинских транспортных операций используются вертолеты российского (Ми-8АМТ ВА, «Ансат») и зарубежного (ЕС-145 (МВВ ВК 117), ЕС-135 (МВВ Во-105)) [1] производства, оснащенные специальными медицинскими модулями для размещения пострадавших, реанимационного оборудования и медицинского персонала. Сравнительные летно-технические характеристики медицинских вертолетов и их оборудования приведены в табл. 1.

Таблица 1

Летно-технические характеристики	Вертолет			
	«Ансат»	Ми-171 ВА	ЕС-135	ЕС-145
Взлетная масса, кг	3600	13000	2380	3585
Мощность двигателей, кВт	1640	2·1400	470	550
Максимальная (непревышаемая) скорость, км/ч	275	250	254	268
Скорость на режиме максимальной продолжительной мощности, км/ч	240	230	-	246
Максимальная вертикальная скороподъемность, м/с	9,5	-	7,62	8,1
Динамический потолок, м	4600	4800	6090	5240
Максимальная дальность полета, км	500	610	635	680
Максимальная продолжительность полета (до сухих баков), ч	3,07	-	-	-
Масса топлива, кг	566	-	-	723
Срок службы вертолета, ч	16000	7000	456	-
Число медицинских модулей, шт.	1 (0)	2	-	-
Число лежачих больных, чел.	1 (2)	4 (8)	2	-
Число медперсонала, чел.	2 (1)	3 (5)	-	-

Типовой цикл выполнения транспортной операции вертолетами медицинского назначения включает три этапа.

1. Полет из точки *A* базирования вертолета в точку *B*, где находится пациент.

2. Полет из точки *B* в точку *C*, где находится медицинское учреждение.

3. Полет из точки *C* в точку *D* базирования вертолета, которая в общем случае может не совпадать с точкой *A*.

Принципиальные особенности такой транспортной операции следующие:

- в точках *B* и *C* дозаправка вертолета топливом невозможна;
- массы целевого и коммерческого груза на каждом из этапов маршрута и расстояния между точками взлета и посадки могут быть произвольными;
- географические и природно-климатические условия по маршруту могут меняться;
- масса вертолета во время полета переменна по времени как за счет изменения целевой нагрузки, так и выгорания топлива;
- аварийный запас топлива резервируется по параметрам третьего этапа полета в предположении, что на первых этапах полета топлива достаточно для выполнения безопасной посадки в случае возникновения аварийной ситуации;
- на каждом из этапов полета должны выполняться заданные в руководстве по летной эксплуатации ограничения по предельно допустимой взлетной массе вертолета, массе целевой нагрузки, перевозимой в грузовой кабине, массе топлива, размещаемого в топливных баках.

Структура каждого из этапов полета принята одинаковой [2]:

- перемещение загруженного вертолета из точки стоянки в точку взлета за счет работающего несущего винта (колесное шасси) или стоянка для запуска и прогрева двигателей в точке взлета (полосковое шасси);
- контрольное висение вертолета в точке взлета при работе двигателя на режиме не выше номинального;
- набор высоты на номинальном режиме работы двигателей с горизонтальной скоростью, соответствующей режиму наибольшей скороподъемности вертолета;
- горизонтальный полет на заданной высоте с крейсерской скоростью, которая изменяется по мере выгорания топлива в процессе полета;
- посадка с заданным углом наклона траектории (по условиям точки посадки) при работающем двигателе на крейсерском режиме;
- контрольное висение вертолета в точке посадки при работе двигателя на режиме не выше номинального;
- перемещение вертолета из точки посадки в точку стоянки за счет работающего несущего винта (колесное шасси) или стоянка для остановки двигателей в точке посадки и торможения трансмиссии (полосковое шасси).

Для оценки возможности безопасного выполнения подобных транспортных операций необходим предварительный расчет необходимого запаса топлива, что предусмотрено действующими руководствами по летной эксплуатации вертолетов. В документах [3, 4] приведены соответствующие номограммы с ограниченным набором параметров, тем не менее оперативное проведение такого анализа вручную практически невозможно, а с помощью имеющегося программного обеспечения, адаптированного под конкретный тип вертолета, решать подобные задачи нельзя [5, 6]. В результате на практике требования летной эксплуатации вертолетов либо игнорируются, либо осуществляется полет с избыточным запасом топлива, обеспечивающим безусловное выполнение транспортной операции. Это, в свою очередь, приводит к снижению потенциальных функциональных возможностей вертолета.

Для составления алгоритма выполнения вертолетом транспортной операции необходима его математическая модель, адекватно отражающая конкретную модификацию вертолета и описывающая его летно-технические характеристики на всех режимах полета. Такие быстродействующие математические модели, разработанные в МАИ (Москва), использованы при анализе двухэтапных транспортных операций, выполняемых вертолетами одновинтовой схемы различного назначения [7–9]. Аэродинамический модуль этих моделей основан на обобщенной дисковой вихревой теории воздушного винта [10, 11], использованной в работе [12], а весовой модуль базируется на структурном подходе [13, 14]. Предусмотрена возможность использования весовой сводки конкретной модификации реального вертолета.

на бесконечное удлинение при углах атаки $\alpha(\bar{r}, \psi)$ и числах Маха $M(\bar{r}, \psi)$, сформировавшихся в текущем сечении лопасти на радиусе \bar{r} и азимуте ψ :

$$\alpha(\bar{r}, \psi) = \varphi(\bar{r}, \psi) + \arctg \frac{\bar{W}_y(\bar{r}, \psi)}{\bar{W}_x(\bar{r}, \psi)}; \quad (6)$$

$$M(\bar{r}, \psi) = M_0 \sqrt{\bar{W}_x^2(\bar{r}, \psi) + \bar{W}_y^2(\bar{r}, \psi)}. \quad (7)$$

Горизонтальный \bar{W}_x и вертикальный \bar{W}_y компоненты полного вектора скорости в сечении лопасти определяются соотношениями

$$\bar{W}_x(\bar{r}, \psi) = \bar{r} + (\bar{V} \cos \alpha_B + \bar{v}_x) \sin \psi; \quad \bar{W}_y(\bar{r}, \psi) = \bar{V} \sin \alpha_B - \bar{v}_y(\bar{r}, \psi) - \bar{v}_\delta(\bar{r}, \psi), \quad (8)$$

где \bar{V} – скорость набегающего на диск винта невозмущенного воздушного потока, отнесенная к окружной скорости концов лопастей; $\bar{v}_\delta(\bar{r}, \psi)$ – скорость, обусловленная маховым движением лопастей:

$$\bar{v}_\delta(\bar{r}, \psi) = \bar{r} \frac{d\beta(\psi)}{d\psi} + \beta(\psi) \bar{V} \cos \alpha_B \cos \psi. \quad (9)$$

В выражении (9) зависимость $\beta(\psi)$ описывается первой гармоникой ряда Фурье (3).

Угол установки сечений лопасти является переменной величиной как по радиусу, так и по ее азимутальному положению за счет воздействия автомата перекоса по первой косинусной φ_{c1} и синусной φ_{s1} гармоникам

$$\varphi(\bar{r}, \psi) = \varphi_7 + \Delta\varphi(\bar{r}) - k_{PB}\beta(\psi) + \varphi_{c1} \cos \psi + \varphi_{s1} \sin \psi, \quad (10)$$

где $k_{взм}$ – коэффициент регулятора взмаха лопастей несущего или рулевого винтов.

Предполагается, что лопасти несущего и рулевого винтов имеют произвольную аэродинамическую компоновку (состоят из произвольного числа аэродинамических профилей) в пределах участков с хордой и геометрической круткой, линейно изменяющимися по радиусу лопасти

$$\bar{b}(\bar{r}) = \bar{b}_7 \left[1 + \frac{\eta - 1}{0,7 + 0,3\eta - \bar{r}_0} (0,7 - \bar{r}) \right]; \quad \Delta\varphi(\bar{r}) = \frac{\Delta\varphi_\Sigma}{1 - \bar{r}_0} (0,7 - \bar{r}), \quad (11)$$

где η – сужение; $\Delta\varphi_\Sigma$ – суммарная геометрическая крутка лопасти в целом.

Создаваемые винтами индуктивные скорости $\bar{v}_y(\bar{r}, \psi)$ вычисляются по обобщенной дисковой вихревой теории воздушного винта на основе его линейной вихревой модели на режимах осевого и косоугольного обтекания [10]. Используется ее вариант, в котором воздушная нагрузка по диску винта считается переменной как по радиусу, так и по азимуту, но в соответствии с гипотезой В.Е. Касторского [15] вводится допущение о том, что во всех точках диска винта нагрузка такая же, как и в данной точке. В связи с этим возможно отказаться при расчете индуктивной скорости от вычисления двойного интеграла с выделением особенности в данной точке диска и использовать следующее аналитическое выражение:

$$\bar{v}_y(\bar{r}, \psi) = \frac{\bar{W}_x F_y(\bar{r}, \psi)}{8\pi\bar{r} \left| \bar{V}_{bc} \right| + k_\pi a_\infty \bar{b}} \left[\varphi(\bar{r}, \psi) \bar{W}_x + \bar{V} \sin \alpha_B - \bar{v}_\delta(\bar{r}, \psi) \right], \quad (12)$$

в котором скорость сноса вихрей в данной точке диска \bar{V}_{bc} определяется по аналогии с работой [10] и принято допущение о линейности зависимости $c_y(a)$ профиля.

Функция $F_y(\bar{r}, \psi)$ описывает закон изменения индуктивной скорости винта с равномерно распределенной по диску воздушной нагрузкой с точностью до первой косинусной гармоники ряда Фурье:

$$F_y(\bar{r}, \psi) = 1 + k_\delta \bar{r} D(\bar{r}) \cos \psi, \quad (13)$$

где k_δ – коэффициент режима работы винта $k_\delta = \operatorname{tg}(\pi/4 - |\delta|/2)$; $D(\bar{r})$ – композиция полных эллиптических интегралов первого и второго рода

$$D(\bar{r}) = [K(\bar{r}) - E(\bar{r})] / \bar{r}^2. \quad (14)$$

Угол наклона вихревой системы к плоскости диска винта δ определяется формулами обобщенной дисковой вихревой теории [10] для заданного режима работы винта (\bar{V}, c_T, α_b) с равномерно распределенной по диску воздушной нагрузкой.

При расчете элементарных аэродинамических сил в сечении лопасти задача сводится к вычислению методом последовательных приближений значений углов атаки $\alpha(\bar{r}, \psi)$, возникающих при фиксированном угле установки характерного сечения лопасти φ_7 в формуле (10). Итерационный процесс сходится достаточно быстро, поскольку среднее значение индуктивной скорости по диску винта \bar{v}_{1y} и угол наклона вихревого цилиндра δ в пределах оборота винта могут быть приняты постоянными. Они не участвуют в итерационном процессе, поскольку расчет в пределах сечения лопасти проводится при фиксированных значениях коэффициентов силы тяги c_T и углов атаки α_b несущего и рулевого винтов, определяемых из условий балансировки вертолета в целом.

В рассматриваемой постановке задачей аэродинамического расчета несущего и рулевого винтов является нахождение из уравнения (4) угла установки характерного сечения лопасти φ_7 , при котором может быть получено требуемое значение коэффициента силы тяги винта c_T при фиксированном угле атаки α_b и скорости набегающего потока \bar{V} относительно плоскости вращения винта. Здесь также используется метод последовательных приближений, поскольку угол установки лопастей несущего и рулевого винтов $\varphi_{7НВ}$ и $\varphi_{7РВ}$ находится в неявном виде под знаком двойного интеграла (4).

Требуемое значение коэффициента силы тяги рулевого винта $c_{ТРВ}$ находится из условия путевой балансировки вертолета с расстоянием $\bar{L}_{РВ}$ между осями винтов

$$c_{ТРВ} = \frac{m_{КНВ} \omega R_{НВ}^2 R_{НВ}^2}{\bar{L}_{РВ} \omega R_{РВ}^2 R_{РВ}^2}. \quad (15)$$

На основе величин крутящих моментов на валах несущего и рулевого винтов находится мощность силовой установки вертолета

$$N_{\text{потр}} = \left[\frac{1}{2} \rho \pi g (m_{КНВ} \omega R_{НВ}^3 R_{НВ}^2 + m_{КРВ} \omega R_{РВ}^3 R_{РВ}^2) + \Delta N_{\text{агр}} \right] \frac{1}{1 - \xi_{\text{тр}}}, \quad (16)$$

где $\Delta N_{\text{агр}}$ – абсолютные затраты мощности на привод агрегатов и систем вертолета, работа которых необходима при выполнении транспортной операции; $\xi_{\text{тр}}$ – относительные потери мощности в трансмиссии вертолета за исключением привода рулевого винта.

Описанные расчеты аэродинамических характеристик винтов и требуемой мощности силовой установки выполняются на всех этапах полета вертолета, составляющих транспортную операцию (стоянка, движение по площадке, висение, набор высоты, горизонтальный полет, снижение). На каждом этапе решаются уравнения движения (1), (2) относительно требуемых значений коэффициента силы тяги $c_{ТНВ}$ и угла атаки винта $\alpha_{НВ}$. Здесь также используется метод последовательных приближений, поскольку коэффициенты сопротивления $c_{x\phi}$ и подъемной силы $c_{y\phi}$ фюзеляжа считаются зависящими от его угла

атаки α_ϕ . Характеристики $c_{x\phi}(a_\phi)$, $c_{y\phi}(a_\phi)$ берутся по результатам продувки модели вертолета в аэродинамической трубе.

Располагаемая мощность двигателей на режимах висения и горизонтального полета вертолета определяется величиной потребной мощности, кВт, и высотно-температурными условиями работы двигателей:

$$N_{\text{потр}} = N_{\text{расп}} \zeta_H(H_{\text{пол}}) \zeta_V(V) \zeta_t(t), \quad (17)$$

где $\zeta_H(H_{\text{пол}})$, $\zeta_V(V)$, $\zeta_t(t)$ – высотная, скоростная и температурная характеристики двигателей.

Режим работы двигателей определяет удельные расходы топлива, кг/(кВт·ч), затрачиваемого вертолетом на выполнение заданного режима полета

$$c_e = c_{e_{\text{взл}}} \xi_H(H_{\text{пол}}) \xi_V(V) \xi_t(t) \xi_N(\bar{N}), \quad (18)$$

где $c_{e_{\text{взл}}}$ – удельный расход топлива на взлетном режиме работы двигателя; $\xi_H(H_{\text{пол}})$, $\xi_V(V)$, $\xi_t(t)$, $\xi_N(N_{\text{расп}}/N_{\text{взл}})$ – высотная, скоростная, температурная и дроссельная характеристики двигателей по расходу топлива. На их основе вычисляются локальные значения часового Q , кг/ч, и километрового q , кг/км, расходов топлива:

$$Q = c_e(V, H_{\text{пол}}, t, \bar{N}) N_{\text{расп}}; \quad q = c_e(V, H_{\text{пол}}, t, \bar{N}) N_{\text{расп}} / V. \quad (19)$$

В соответствии с постановкой задачи висение вертолета выполняется на режиме работы двигателя по мощности не выше номинальной $N_{\text{ном}}$, горизонтальный полет – на режиме полета с минимальным километровым расходом топлива q , набор высоты и снижение – на режиме полета с максимальным избытком мощности при работе двигателя на крейсерском режиме $N_{\text{кр}}$. Скорости полета вертолета $V_{\text{кр}}$ и $V_{\text{наб}}$, соответствующие этим режимам, находятся численным решением трансцендентных уравнений

$$\frac{d}{dV_{\text{кр}}} \left[c_e(V_{\text{кр}}) \frac{N_{\text{потр}}(V_{\text{кр}})}{V_{\text{кр}}} \right] = 0; \quad \frac{d}{dV_{\text{наб}}} [N_{\text{кр}}(V_{\text{наб}}) - N_{\text{потр}}(V_{\text{наб}})] = 0 \quad (20)$$

и определяют летно-технические характеристики вертолета при фиксированной полетной массе и высоте полета.

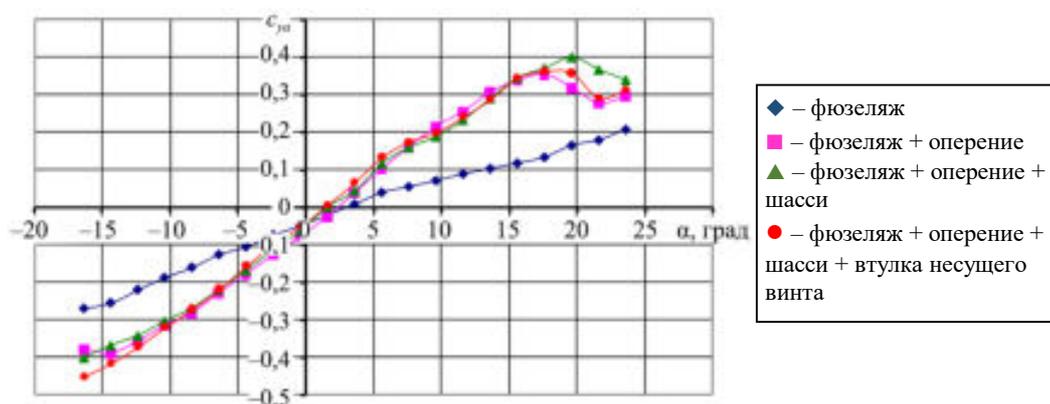
Для оценки достоверности прогнозируемых расходов топлива и продолжительности транспортной операции сравним результаты расчета потребных мощностей $N_{\text{потр}}$ и часового расхода топлива Q вертолета «Ансат» с данными его летных испытаний при выполнении горизонтального полета в диапазоне скоростей 0...280 км/ч на высоте $H_{\text{пол}} = 500$ м с полетной массой $M_{\text{пол}} = 3600$ кг.

В расчете летно-технических характеристик вертолета «Ансат» были использованы аэродинамические характеристики его корпуса, полученные в результате продувок модели вертолета в аэродинамических трубах ЦАГИ (Жуковский) [16], Т-1 МАИ (Москва) и Т-1 КАИ (Казань).

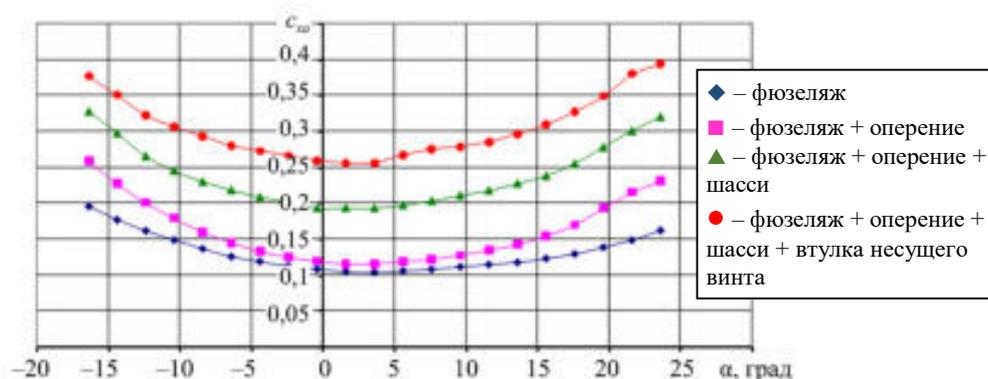
Зависимость коэффициента подъемной силы модели от угла атаки $c_{ya}(\alpha)$ приведена на рис. 2, а, зависимость коэффициента сопротивления по углу атаки $c_{xa}(\alpha)$ – на рис. 2, б в скоростной системе осей координат при скорости потока в трубе $V = 36$ м/с и угле скольжения $\beta = 0$.

Из результатов эксперимента следует, что вредное сопротивление корпуса вертолета «Ансат» не может быть меньше, чем $\Sigma C_x S = c_{xa} S_{\text{мф}} = 0,25 \cdot 3,83 \approx 1 \text{ м}^2$.

На рис. 3 показаны результаты расчетов по разработанной математической модели летно-технических характеристик вертолета «Ансат» с полетной массой $M_{\text{пол}} = 3600$ кг при $\Sigma C_x S = 1,5 \text{ м}^2$ в сравнении с данными летных испытаний, предоставленных разработчиком. Зависимость потребной мощности от скорости горизонтального полета на высоте $H_{\text{пол}} = 500$ м показана на рис. 3, а, зависимость часового расхода топлива – на рис. 3, б.



а



б

Рис. 2

Анализ зависимостей, приведенных на рис. 3, подтверждает корректность функционирования программы расчета летно-технических характеристик вертолета «Ансат», примененной в рамках настоящего исследования.

Алгоритмы расчета летно-технических характеристик вертолета позволяют проанализировать все составные элементы выполняемой им трехэтапной транспортной операции и определить затраты топлива, а также времени на выполнение каждого из этапов маршрута. Этот анализ проводится в «обратном» направлении, начиная с конечной точки D маршрута, в которой посадочная масса вертолета $M_{\text{пос}_D}$ известна:

$$M_{\text{пос}_D} = M_{\text{пуст}} + M_{\text{цел}} + M_{\text{сл}} + M_{\text{ком}_{CD}} + M_{\text{топ}_{\text{АНЗ}}} + M_{\text{топ.ост}}, \quad (21)$$

где $M_{\text{пуст}}$ – масса пустого вертолета; $M_{\text{цел}}$ – масса целевой нагрузки; $M_{\text{сл}}$ – масса служебной нагрузки; $M_{\text{ком}_{CD}}$ – масса коммерческой нагрузки на этапе CD ; $M_{\text{топ}_{\text{АНЗ}}}$ – масса аварийно-необходимого запаса топлива; $M_{\text{топ.ост}}$ – масса запланированного остатка топлива.

При продвижении последовательно от точки D к начальной точке A маршрута взлетная масса вертолета будет постоянно возрастать за счет вырабатываемого топлива и возможного изменения коммерческой нагрузки вертолета в точках B и C :

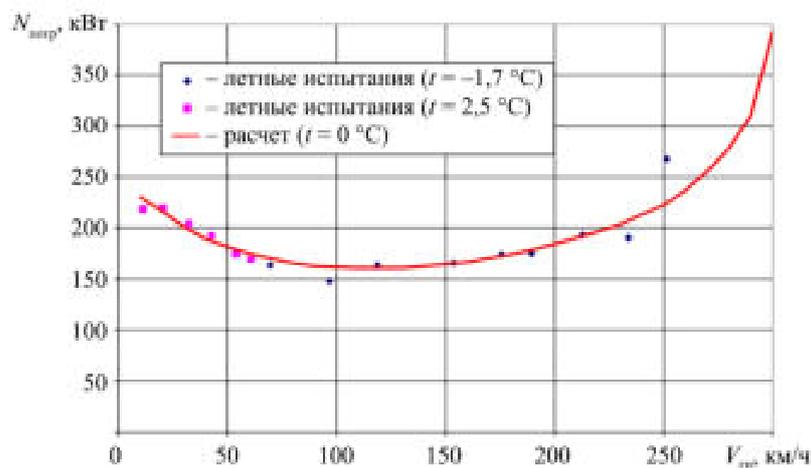
$$M_{\text{взл}_C} = M_{\text{пос}_D} + M_{\text{топ}_{CD}} + M_{\text{топ}_D}; \quad (22)$$

$$M_{\text{пос}_C} = M_{\text{взл}_C} + M_{\text{топ}_C}; \quad (23)$$

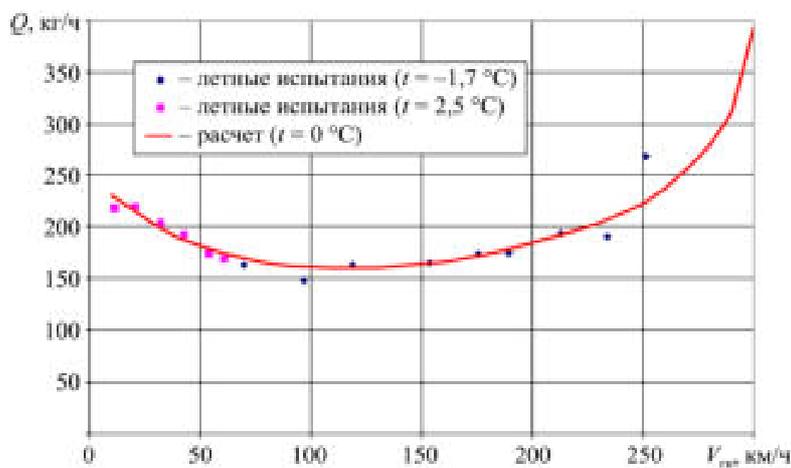
$$M_{\text{взл}_B} = M_{\text{пос}_C} + M_{\text{топ}_{BC}} - M_{\text{ком}_{CD}} + M_{\text{ком}_{BC}}; \quad (24)$$

$$M_{\text{пос}_B} = M_{\text{взл}_B} + M_{\text{топ}_B}; \quad (25)$$

$$M_{\text{взл}_A} = M_{\text{пос}_B} - M_{\text{ком}_{BC}} + M_{\text{ком}_{AB}} + M_{\text{топ}_{AB}} + M_{\text{топ}_A}. \quad (26)$$



а



б

Рис. 3

В итоге вся транспортная операция будет проанализирована на возможность ее выполнения, а также определены потребная масса топлива и наибольшая взлетная масса вертолета:

$$M_{\text{топ_S}} = M_{\text{топ_AB}} + M_{\text{топ_BC}} + M_{\text{топ_CD}}; \quad (27)$$

$$M_{\text{взл_max}} = \text{MAX}(M_{\text{взл_A}}, M_{\text{взл_B}}, M_{\text{взл_C}}). \quad (28)$$

Отметим, что протяженность горизонтальных участков *AB*, *BC*, *CD* полета по маршруту определяется с учетом расстояний, пролетаемых вертолетом при наборе высоты и снижении с заданным углом наклона траектории.

Рассмотрим работу описанного алгоритма на примере медицинской модификации вертолета «Ансат» [17]. Это легкий многоцелевой вертолет в классе 3000–4000 кг, предназначенный для перевозки пассажиров, транспортировки грузов внутри грузовой кабины или на внешней подвеске, а также решения специальных задач. В зависимости от целевого назначения вертолет может выполняться в различных вариантах – поисково-спасательном, патрульном, медицинском, учебно-тренировочном, грузопассажирском, противопожарном и др.

Вертолет «Ансат» сконструирован по одновинтовой схеме с рулевым винтом. Несущий винт четырехлопастный, рулевой двухлопастный, шасси в базовом варианте ползковое. «Ансат» разработан в соответствии с нормами АП-29 (НЛГ-29), категория А. На вертолете установлены два турбовальных двигателя PW207K [4]. Максимальный запас топлива во внутренних топливных баках состав-

ляет $M_{\text{топ}} = 566$ кг. Масса пустого вертолета в базовой комплектации, по данным разработчика, $M_{\text{пуст}} = 2433$ кг.

Медицинская модификация дополнительно оснащается санитарной кабиной, модулем ММ-А.9520.000 (с носилками и приемным устройством) производства ООО «Казанский агрегатный завод» (Казань). Модуль обеспечивает транспортировку одного пациента, нуждающегося в интенсивной терапии и реанимационной помощи. В пассажирской кабине размещены два энергопоглощающих кресла для медицинского персонала, инкубатор для перевозки грудных детей и полка для размещения медицинского оборудования. Кресла, полка и медицинский модуль устанавливаются на рельсы, предусмотренные на панели пола пассажирской кабины вертолета.

Модуль ММ-А.9520.000 опционально может быть оснащен комплексом для перевозки неонатальных пациентов с целью непрерывного мониторинга их состояния и поддержания жизненно важных функций организма, который проводится во время эвакуации медицинской бригадой интенсивной терапии в объеме специальной врачебной помощи. Общая масса целевого медицинского оборудования $M_{\text{цел}} = 315$ кг, масса пустого вертолета в медицинском исполнении $M_{\text{пуст}} = 2748$ кг.

Для расчета по описанным алгоритмам характеристик транспортных операций и оценки принципиальной возможности их выполнения разработан пакет прикладных программ на алгоритмическом языке VBA, работающий в структуре электронных таблиц Excel [18].

Приведем таблицу задания параметров транспортной операции, выполняемой медицинским вертолетом на этапе *AB* (рис. 4, а), этапе *BC* (рис. 4, б), этапе *CD* (рис. 4, в).

	Стойка 1	Точка А	Этап АВ	Точка В	Стойка 2
$H_{\text{взл}}, \text{ м}$	0	0	470	0	0
$T, ^\circ\text{C}$	1	1	1	1	1
$\tau_{\text{взл}}, \text{ мин}$	5	2,5	200	2	5
$\omega R_{\text{взл}}, \text{ м/с}$	180	154	154	154	180
$\Phi_{\text{ПШ}}, \text{ град}$	3		0		3
$M_{\text{гр}}, \text{ кг}$	77		-10		154
$M_{\text{взл. п. в.}}, \text{ кг}$	3236,6	3227,3	3218,7	3030,9	3024,2

а

	Стойка 3	Точка В	Этап ВС	Точка С	Стойка 4
$H_{\text{взл}}, \text{ м}$	0	0	470	0	0
$T, ^\circ\text{C}$	1	1	1	1	1
$\tau_{\text{взл}}, \text{ мин}$	5	2,5	200	2	5
$\omega R_{\text{взл}}, \text{ м/с}$	180	237	237	237	180
$\Phi_{\text{ПШ}}, \text{ град}$	3		0		3
$M_{\text{гр}}, \text{ кг}$	237		-10		237
$M_{\text{взл. п. в.}}, \text{ кг}$	3097,9	3088,6	3079,7	2890,8	2884,0

б

	Стойка 5	Точка С	Этап CD	Точка D	Стойка 6
$H_{\text{взл}}, \text{ м}$	0	0	470	0	0
$T, ^\circ\text{C}$	1	1	1	1	1
$\tau_{\text{взл}}, \text{ мин}$	5	2,5	15	2	5
$\omega R_{\text{взл}}, \text{ м/с}$	180	154	154	154	180
$\Phi_{\text{ПШ}}, \text{ град}$	3		0		3
$M_{\text{гр}}, \text{ кг}$	154		-10		77
$M_{\text{взл. п. в.}}, \text{ кг}$	2791,7	2782,4	2774,5	2753,5	2747,3

в

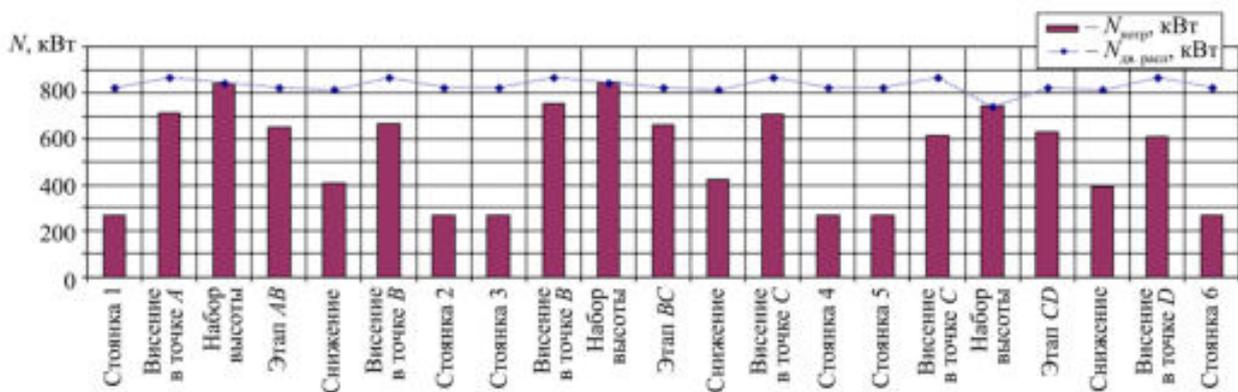
Рис. 4

Предполагается, что вертолет вылетает из точки базирования *A*, имея на борту медицинский персонал массой $M_{\text{ком}_{AB}}$. По прибытии в точку *B*, расположенную на расстоянии L_{AB} от точки взлета, вертолет забирает пациента и с коммерческой нагрузкой $M_{\text{ком}_{BC}}$ вылетает в медицинское учреждение,

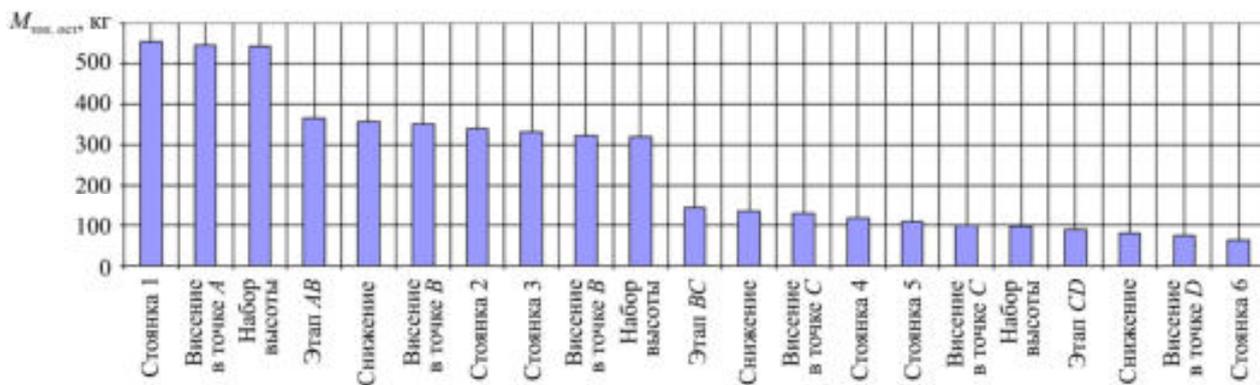
находящейся от точки B на расстоянии L_{BC} . После выгрузки пострадавшего вертолет с коммерческой нагрузкой $M_{ком_CD}$ возвращается в точку базирования D , преодолевая расстояние L_{CD} . В каждой точке маршрута задаются высотно-климатические условия полета, соответствующие заданию.

Текущие и интегральные затраты топлива на весь маршрут и время полета вычисляются с учетом потребной и располагаемой мощности двигателей и изменяющейся в процессе полета массы вертолета.

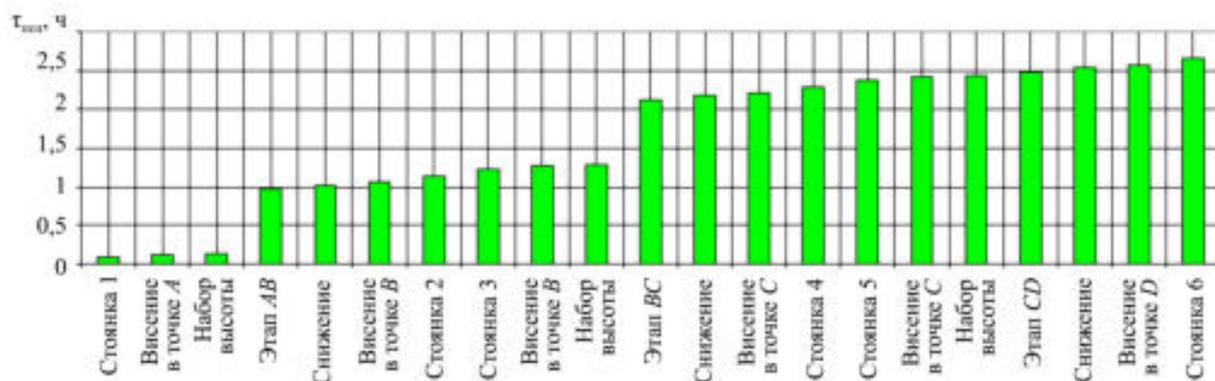
Рис. 5, *а* демонстрирует изменение потребных и располагаемых мощностей двигателей по этапам полета. На рис. 5, *б* приведена интегральная диаграмма расходования топлива на различных этапах полета, на рис. 5, *в* – интегральная диаграмма затрат времени на выполнение различных этапов полета.



а



б



в

Рис. 5

Рассмотрим характеристики четырех региональных медицинских транспортных операций. Их исходные параметры, приведенные в табл. 2, выбраны в соответствии с условиями работы санитарной авиации в Республике Татарстан.

В непосредственной близости от Республиканской клинической больницы (Казань) расположена вертолетная площадка. Взлетая с нее, вертолет «Ансат» в зависимости от загрузки способен выполнить трехэтапную транспортную операцию в радиусе до $R_{\max} = 220$ км. Эта область покрывает практически всю территорию Республики Татарстан, за исключением «закамской» агломерации, где необходима дополнительная точка базирования вертолета «Ансат» с возможностью дозаправки топливом (рис. 6).

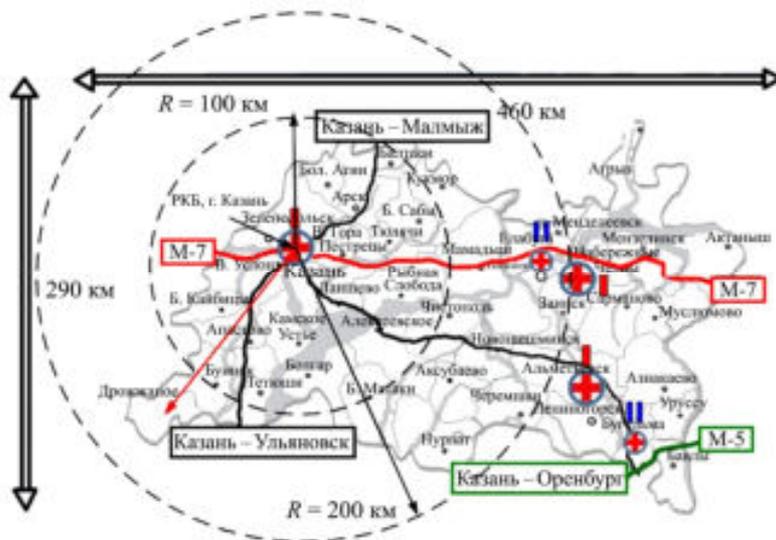


Рис. 6

Выберем и оценим характеристики медицинской транспортной операции, выполняемой вертолетом «Ансат» по маршруту Казань – районный центр Дрожжаное, при температуре окружающего воздуха $T = 1$ °C (табл. 2, вариант 1).

Таблица 2

Вариант операции	Коммерческий груз, кг			Этапы маршрута, км			Расход топлива q , кг/км	Показатели операции		
	$M_{\text{мр1}}$	$M_{\text{мр2}}$	$M_{\text{пост}}$	AB	BC	CD		$M_{\text{топ}}$, кг	$M_{\text{взл}}$, кг	$\tau_{\text{пол}}$, ч
С модулем ММ-А.9520.000										
и комплексом для транспортировки неонатальных пациентов										
1	77	-	80	220	225	10	1,11	506	3548	2,62
2	77	77	80	180	185	10	1,16	434	3553	2,27
3	77	77	0	185	180	10	1,16	433	3472	2,27
Без модуля ММ-А.9520.000										
4	77	-	80	232	230	10	1,11	517	3340	2,70

Согласно расчетам при нахождении пациента от точки базирования вертолета на расстоянии $L_{AB} \approx 220$ км на выполнение операции в целом потребуется $\tau_{\Sigma} \approx 2,62$ ч. Пациент массой $M_{\text{пост}} = 80$ кг в сопровождении одного медработника массой $M_{\text{мр1}} = 77$ кг будет доставлен в медучреждение через $\tau \approx 2,3$ ч от момента поступления заявки. Затраты топлива на выполнение такой операции будут равны $M_{\text{топ}\Sigma} \approx 506$ кг, что составляет 89 % от массы топлива, которое может быть размещено в топливных баках. Взлетная масса вертолета, заправленного в исходной точке базирования для выполнения полета, составит $M_{\text{взл}} = 3548$ кг, что не превышает его предельно допустимой взлетной массы $M_{\text{взлmax}} = 3600$ кг.

При необходимости экстренной доставки пациента время операции может быть несколько сокращено за счет выполнения полета на режиме максимальной продолжительной мощности двигателей, что потребует увеличения массы необходимого топлива.

Если для сопровождения пострадавшего потребуется два медработника общей массой $M_{\text{мр1}} + M_{\text{мр2}} = 154$ кг (табл. 2, вариант 2), то радиус полета должен быть сокращен до $L_{AB} \approx 180$ км. Продолжительность такой операции в целом составит $\tau_{\Sigma} \approx 2,27$ ч, и пациент массой $M_{\text{пост}} = 80$ кг будет

доставлен в медучреждение через $\tau \approx 1,95$ ч от момента поступления заявки. На выполнение такой операции будет израсходовано $M_{\text{топ}\Sigma} \approx 434$ кг топлива, что составляет 76 % от максимально размещаемого в баках. Взлетная масса вертолета, заправленного в исходной точке базирования для выполнения полета, будет равна $M_{\text{взлА}} = 3563$ кг. Удельный расход топлива составит $q = 1,16$ кг/км.

Если программой операции не предусматривается доставка пациента в медучреждение или госпитализация не потребовалась, а для оказания медицинских услуг было запланировано два медработника массой $M_{\text{мп1}} + M_{\text{мп2}} = 154$ кг (табл. 2, вариант 3), радиус полета вертолета может быть увеличен до $L_{\text{AB}} \approx 185$ км. На выполнение такой операции потребуется $\tau_2 \approx 2,27$ ч, потребная масса топлива будет равна $M_{\text{топ}\Sigma} \approx 433$ кг, что составит 76 % от максимально возможной. Взлетная масса вертолета, заправленного в исходной точке базирования, составит $M_{\text{взлА}} = 3472$ кг, удельный расход топлива $q = 1,16$ кг/км.

Рассмотрим вариант дополнительного оборудования пассажирской кабины без установки модуля ММ-А.9520.000 (табл. 2, вариант 4). В этом случае общая масса целевого медицинского оборудования будет $M_{\text{цел}} = 106$ кг, а масса пустого вертолета в медицинском исполнении составит $M_{\text{пуст}} = 2540$ кг. Радиус действия вертолета при перевозке пострадавшего в сопровождении одного медработника увеличивается до $R_{\text{max}} = 232$ км и ограничивается объемом внутренних топливных баков.

В результате проведенного исследования можно сделать следующие выводы.

С помощью разработанной математической модели расчета затрат топлива, необходимого для выполнения транспортной операции медицинского назначения вертолетом одновинтовой схемы, программно реализованной в структуре электронных таблиц Excel, получены дифференциальные и интегральные расходы топлива, а также затраты времени по этапам полета как в табличном, так и в диаграммном представлении.

При невозможности выполнения полета с планируемым вариантом загрузки в заданных географических и природно-климатическими условиях выдается информация о причинах нарушения установленных ограничений и путях их устранения в создавшейся ситуации.

Анализ одного варианта трехэтапной транспортной операции при наличии переносного компьютера средней производительности не превышает 3–4 мин, что позволяет оперативно планировать медицинские полеты в реальном масштабе времени как летному составу вертолетов, так и диспетчерам медицинских учреждений.

Увеличение радиуса действия медицинской модификации вертолета «Ансат» с сокращенным вариантом целевого оборудования более $R_{\text{max}} = 230$ км ограничено объемом внутренних топливных баков.

Возможным вариантом дальнейшего увеличения радиуса действия вертолета является взлет по более пологим траекториям на режимах работы двигателя меньше номинального.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Единая информационная система санитарной авиации [Электронный ресурс]. URL: <https://sanavia.info/vertolety-i-samolety-sanaviatsii/> (дата обращения: 11.08.2025).
2. *Володко А.М.* Основы летной эксплуатации вертолетов. Аэродинамика. М.: Транспорт, 1984. 256 с.
3. Вертолет Ми-8АМТ. Руководство по технической эксплуатации. Кн. 1. Общие сведения [Электронный ресурс]. URL: <https://helisystems.ru/wp-content/uploads/2022/02/RTE-Mi-8AMT-kniga-1.pdf> (дата обращения: 11.08.2025).
4. *Расходов А.Е. и др.* Конструкция вертолета АНСАТ-У и его систем. Казань: Изд-во Казан. гос. техн. ун-та, 2010. 279 с.
5. *Гирфанов А.М., Гирфанова Р.А.* Численное моделирование полета вертолета по заданной траектории // Изв. вузов. Авиационная техника. 2016. № 3. С. 40–44.
6. *Онушкин Ю.П., Сизов Д.А., Островой А.В.* Инженерно-штурманский расчет полета сверхлегкого беспилотного вертолета с поршневым двигателем // Изв. вузов. Авиационная техника. 2022. № 1. С. 106–115.
7. *Артамонов Б.Л., Журавлев В.Н., Шайдаков В.И.* Выбор параметров вертолета, выполняющего двухэтапную транспортную операцию // Полет. 2018. № 1. С. 29–43.
8. *Артамонов Б.Л., Заграничнов А.С., Лисовинов А.В.* Тяжелый вертолет для арктической транспортной системы // Вестник МАИ. 2021. № 2. С. 52–68.

9. Артамонов Б.Л., Синяев А.Э. Транспортная модификация вертолета Ми-26Т2 для перевозки крупногабаритных грузов // Вестник МАИ. 2025. № 1. С. 67–81.
10. Шайдаков В.И. Дисковая вихревая теория несущего винта с постоянной нагрузкой по диску // Проектирование вертолетов: Сб. ст. М.: МАИ, 1976. № 381. С. 57–69.
11. Шайдаков В.И., Асеев В.И. Алгоритмы и программы расчетов при проектировании вертолетов. Расчет нормального компонента индуктивной скорости в плоскости диска шарнирного несущего винта. М.: МАИ, 1979. 49 с.
12. Николаев Е.И., Николаева М.Н. Метод дискретных вихревых цилиндров для расчета индуктивных скоростей несущего винта вертолета // Изв. вузов. Авиационная техника. 2016. № 1. С. 9–14.
13. Тищенко М.Н., Некрасов А.В., Радин А.С. Вертолеты. Выбор параметров при проектировании. М.: Машиностроение, 1976. 368 с.
14. Тищенко М.Н. Выбор параметров вертолета на начальной стадии проектирования. М.: МАИ-Принт, 2011. 122 с.
15. Касторский В.Е. Практические работы по курсу воздушных винтов. М.: Краснознам. ордена Ленина воен.-воздуш. инж. акад. им. проф. Н.Е. Жуковского, 1948. 146 с.
16. Вождаев Е. Новые аэродинамические решения // Вертолет [Электронный журнал]. 2005. № 4. URL: <https://military.wikireading.ru/hogYQtMGNF> (дата обращения: 11.08.2025).
17. Гарипов А.О. Вертолет «Ансат». Перспективы развития и модернизации [Электронный ресурс]. URL: <https://helicopter.su/wp-content/uploads/2019/11/Garipov-1.pdf> (дата обращения: 11.08.2025).
18. Эйткен П. Разработка приложений на VBA в среде Microsoft Office XP. М.: Вильямс, 2003. 496 с.

Поступила в редакцию 11.09.25

После доработки 19.09.25

Принята к публикации 19.09.25

Calculation of Fuel Costs for Performing a Medical Transport Operation by Helicopter

B.L. ARTAMONOV

Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow

The paper presents a mathematical model designed to estimate the fuel costs of a single-rotor helicopter when performing a medical transport operation. The possible scenarios of using the Ansat helicopter in the conditions of geographical and climatic features of the Republic of Tatarstan are analyzed

Single-rotor helicopter, three-stage transport operation, mathematical model, fuel costs per flight

Нелинейные колебания прямоугольной пластины

Построена математическая модель нелинейных колебаний изотропной прямоугольной пластины. Разработан численный алгоритм без насыщения для решения данной проблемы. В качестве искомых переменных выбраны прогиб и усилия в срединной плоскости пластины. Задача сведена к системе нелинейных обыкновенных уравнений.

С.Д. АЛГАЗИН,
д-р физ.-мат. наук
(ИПМех РАН, Москва)
algazinsd@mail.ru

Уравнения Кармана, нелинейные колебания, прямоугольная пластина, численный алгоритм без насыщения

В работе [1] рассмотрена задача о нелинейных колебаниях прямоугольной пластины. Методом Бубнова – Галеркина задача сведена к системе нелинейных обыкновенных дифференциальных уравнений. Метод Бубнова – Галеркина характеризуется высокой чувствительностью к выбору базиса. Для достижения приемлемой точности требуется априорный подбор базиса для рассматриваемой задачи. В настоящей работе этот недостаток устраняется.

В качестве искомых переменных выбраны прогиб w и усилия в срединной плоскости пластины N_x , N_y , N_{xy} . Дискретизация основана на интерполяции решения в прямоугольнике $[a, b]$ многочленами. Данная интерполяция характеризуется следующим свойством: ее точность возрастает с увеличением гладкости интерполируемой функции. Поскольку решение внутри прямоугольника является гладким, алгоритм адаптируется к этому свойству. Следует отметить, что априорное знание степени гладкости не требуется – алгоритм самостоятельно настраивается на гладкость решения. Узлы интерполяции выбираются сгущающимися к углам прямоугольника, в которых решение имеет особенности. Идея таких алгоритмов изложена в работе [2].

Далее для получения дискретной задачи к этой интерполяционной формуле применяется бигармонический оператор, т. е. два (четыре) раза по x и y дифференцируется интерполяционная формула. Экспериментально установлено, что если число узлов по x и y меньше пятидесяти, такая дискретизация не вызывает существенного накопления погрешности.

Таким образом, алгоритм сводится к построению интерполяционной формулы, удовлетворяющей заданным краевым условиям.

Основным источником структурной нелинейности является напряжение, возникающее в результате растяжения панели из плоскости. Это растяжение или изменение длины панели является следствием большого изгиба вне плоскости. В простейшем приближении уравнение одномерной пластины имеет вид

$$D \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} - N_x \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + m \frac{\partial^2 w}{\partial t^2} + \Delta p = 0, \quad (1)$$

где N_x – усилие, вызванное растяжением. Его можно оценить, учитывая деформацию или относительное изменение длины панели da/a . Из элементарного исчисления геометрии деформированной панели следует

$$\frac{\Delta a}{a} = \frac{\int_0^a \left[1 + \left(\frac{\partial w}{\partial x} \right)^2 \right]^{\frac{1}{2}} dx - a}{a} \approx \frac{1}{2} \frac{\int_0^a \left(\frac{\partial w}{\partial x} \right)^2 dx}{a},$$

где вид правой части следует из биномиального разложения, $\left[1 + \left(\frac{\partial w}{\partial x} \right)^2 \right]^{\frac{1}{2}}$ при $\left(\frac{\partial w}{\partial x} \right)^2 \ll 1$.

Наклон панели для плоской пластины находится в порядке толщины/длины, а для изогнутой пластины – в порядке высоты подъема/длины. Для первого приближения уклон всегда очень мал, а для второго он обычно значительно меньше единицы. Усилие оценивается как напряжение, умноженное на площадь поперечного сечения (для единичной ширины). Использование закона Гука в работе [2] дает

$$N_x = E \frac{da}{a} h = \frac{Eh}{2a} \int_0^a \left(\frac{\partial w}{\partial x} \right)^2 dx. \quad (2)$$

Подстановка выражения (2) в формулу (1) дает соотношение

$$D \frac{\partial^4 w}{\partial x^4} - \left[\frac{Eh}{2a} \int_0^a \left(\frac{\partial w}{\partial x} \right)^2 dx \right] \left[\frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + m \frac{\partial^2 w}{\partial t^2} + \Delta p \right] = 0. \quad (3)$$

Следовательно, напряжение возрастает с увеличением прогиба и сохраняет положительное значение при любых величинах прогиба. Именно это напряжение обеспечивает возможность существования конечных прогибов пластины даже в тех случаях, когда движение нестабильно в линейной модели. Кроме того, при значительных колебаниях внешнего давления указанное напряжение может существенно ослабить реакцию пластины по сравнению с прогнозами линейной теории, в том числе и при устойчивом характере движения.

При возникновении вопроса, насколько большим должен быть прогиб, прежде чем нелинейное напряжение станет значительным, можно предположить, что это происходит в тот момент, когда линейная и нелинейная компоненты деформации изгиба становятся соизмеримыми.

В предположении что масштаб пространственных производных $\frac{\partial}{\partial x} \sim 1/a$, слагаемое изгиба имеет порядок $Eh^3 \frac{w}{a^4}$, а слагаемое напряженности порядка $Eh \frac{w^3}{a^4}$. Если эти слагаемые имеют одинаковую величину, то $w \sim h$. Для $w \ll h$ слагаемое изгиба больше, чем слагаемое растяжения, а для $w \gg h$ слагаемое изгиба меньше слагаемого растяжения. Можно также утверждать, что перед началом флаттера инерционное, аэродинамическое и жесткостное слагаемые должны иметь сопоставимую величину, и, следовательно, вблизи границы стабильности, но за ее пределами амплитуда предельного цикла флаттера плиты будет порядка толщины пластины h . На основании аналогичных, однако более сложных суждений можно заключить, что для изогнутой пластины амплитуда флаттера будет иметь тот же порядок, что и максимальная высота подъема, достигаемая непосредственно за пределами области устойчивости.

Чтобы оценить влияние структурной нелинейности на устойчивую панель, реагирующую на внешние давления, сравним величину нагрузки Δp^E с величиной членов жесткости. Игнорируя резонансные эффекты, рассмотрим порядок следующих величин. Предположительно

$$\Delta p^E \sim Eh^3 \frac{w}{a^4} \text{ или } \frac{\Delta p^E a^4}{Eh^4} \sim w/h.$$

Если $\frac{\Delta p^E a^4}{Eh^4}$ порядка единицы или больше, нелинейности будут значимыми. Более того, если су-

ществует существенное частотное согласование между потоком и пластиной (резонансные эффекты), то этот параметр может быть настолько малым, что нелинейности все еще могут быть значимыми. Этот параметр также имеет значение в случае статических нагрузок под внешним давлением. Статические нагрузки не вызывают непосредственной динамической реакции, однако при достижении значений, достаточных для перевода конструкции в нелинейный режим жесткости, они могут оказывать существенное косвенное влияние на ее динамическое поведение. Учитывая это, можно начать систематическое об-

суждение нелинейных теорий пластин и оболочек. Математические расчеты станут более сложными, но основные физические понятия останутся, по сути, теми же.

Рассмотрим базовую модель плоской пластины.

Уравнение движения двумерной изотропной плоской пластины может быть записано в форме [1]:

$$D\nabla^4 w = \frac{\partial^2 F}{\partial y^2} \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 F}{\partial x^2} \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} - 2 \frac{\partial^2 F}{\partial x \partial y} \frac{\partial^2 w}{\partial x \partial y} - m \frac{\partial^2 w}{\partial t^2} - \Delta p; \quad (4)$$

$$\frac{\nabla^4 F}{Eh} = \left(\frac{\partial^2 w}{\partial x \partial y} \right)^2 - \left(\frac{\partial^2 w}{\partial x^2} \right) \left(\frac{\partial^2 w}{\partial y^2} \right), \quad (5)$$

где F – функция потенциала напряжения Эйри. Результирующие усилия в плоскости (растяжения и сдвиги) получаются из выражений

$$N_x = \frac{\partial^2 F}{\partial y^2}; \quad N_y = \frac{\partial^2 F}{\partial x^2}; \quad N_{xy} = -\frac{\partial^2 F}{\partial x \partial y}. \quad (6)$$

Заметим, что введение F позволяет одинаково удовлетворять уравнениям равновесия в плоскости:

$$\frac{\partial N_x}{\partial x} + \frac{\partial N_{xy}}{\partial y} = 0; \quad \frac{\partial N_y}{\partial y} + \frac{\partial N_{xy}}{\partial x} = 0. \quad (7)$$

Инерция в плоскости, как обычно, пренебрежимо мала из-за высоких собственных частот (жесткости) движения в плоскости по сравнению с движением из плоскости.

Уравнение (5), по сути, является условием совместимости деформаций, которое вытекает из соотношений между тремя результирующими усилиями в плоскости (N_x , N_y , N_{xy}) и двумя смещениями в плоскости (u , v).

В дополнение к уравнениям равновесия (4) – (7) необходимо также учитывать граничные или опорные условия. Рассмотрим прямоугольную пластину размеров a и b . На определенной границе пластины, например, $x = 0$, классические граничные условия обычно рассматриваются следующим образом:

$$w = 0; \quad \frac{\partial w}{\partial x} = 0; \quad N_x = 0; \quad N_y = 0.$$

Для простоты будем считать, что граничные условия в плоскости равны

$$N_x = N_{xy} = 0 \quad \text{на } x = 0, a;$$

$$N_y = N_{xy} = 0 \quad \text{на } y = 0, b.$$

Рассмотрим дискретизацию

$$\nabla^4 w = \frac{\partial^4 w}{\partial x^4} + \frac{\partial^4 w}{\partial y^4} + 2 \frac{\partial^4 w}{\partial x^2 \partial y^2}.$$

Дискретизация с краевыми условиями защемления приведена в работе [3]. Обозначим H матрицу дискретного бигармонического оператора, тогда в уравнении (4) вместо $\nabla^4 w$ будет использоваться член $H\mathbf{w}$, где \mathbf{w} – вектор-столбец, содержащий значения w в узлах сетки. Эти значения зависят от t . Узлы по x и y выбираются следующим образом:

$$x_i = \frac{a}{2} \left(\cos \frac{(2i-1)\pi}{2m} + 1 \right), \quad i = 1, 2, \dots, m;$$

$$y_j = \frac{b}{2} \left(\cos \frac{(2j-1)\pi}{2m} + 1 \right), \quad j = 1, 2, \dots, m, \quad (8)$$

т. е. получаются линейной заменой из нулей многочлена Чебышева. Из формулы (4) следует

$$D\nabla^4 w = N_x \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + N_y \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + 2N_{xy} \frac{\partial^2 w}{\partial x \partial y} - m \frac{\partial^2 w}{\partial t^2} - \Delta p. \quad (9)$$

Распишем дискретные производные. Дифференцирование по x и y рассмотрено в работе [4]. Обозначим $D^{(1)}$ и $D^{(2)}$ матрицы первого и второго численного дифференцирования размера $m \times m$. Тогда имеем:

$$\begin{aligned} \left. \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} \right|_{x=x_i, y} &= a^2 \sum_{k=1}^m D_{ik}^{(2)} w(x_k, y); \\ \left. \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} \right|_{x, y=y_j} &= b^2 \sum_{l=1}^m D_{jl}^{(2)} w(x, y_l); \\ \left. \frac{\partial w}{\partial y} \right|_{x, y_i} &= a \sum_{v=1}^m D_{iv}^{(1)} w(x, y_v); \\ \left. \frac{\partial^2 w}{\partial x \partial y} \right|_{x=x_i, y=y_j} &= a \left(\sum_{\mu=1}^m D_{i\mu}^{(1)} \right) b \left(\sum_{q=1}^m D_{jq}^{(1)} w(x_\mu, y_q) \right); \\ \nabla^4 F &= \frac{\partial^4 F}{\partial x^4} + \frac{\partial^4 F}{\partial y^4} + 2 \frac{\partial^4 F}{\partial x^2 \partial y^2} = \frac{\partial^2 N_x}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 N_y}{\partial y^2} - 2 \frac{\partial^2 N_{xy}}{\partial x \partial y}. \end{aligned} \quad (10)$$

Дифференцирование N_x , N_y , N_{xy} по x и y проведем с помощью формул (10). В общем виде дискретная задача не расписывается ввиду ее громоздкости. Таким образом, задача (4) – (7) сведена к системе обыкновенных нелинейных дифференциальных уравнений.

Источник [1] содержит перечень литературных источников по тематике данного исследования.

В работе [5] исследована линейная динамическая устойчивость статического состояния равновесия с изгибом. В работах [6, 7] рассмотрены герметизированные и/или изогнутые корпуса с использованием аналогичного анализа. В исследованиях [8, 9] начата работа по динамическому нелинейному анализу плоских пластин. Позже данный подход был развит в нескольких направлениях, включая повышение точности за счет использования полной аэродинамики потенциального потока [9] и эффектов кривизны [10, 11]. Некоторые исследователи использовали метод гармонического равновесия для учета временных вариаций, другие численно вычисляли временные истории реакции. В работе [10] применен перспективный метод двухвременных возмущений масштаба.

В работах [8–12] решались нелинейные задачи упругой устойчивости. Исследования по близкой тематике проводились в работах [13–16].

Работа выполнена по теме государственного задания ИПМех РАН № 124012500437-9.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Dowell E.H.* Aeroelasticity of Plates and Shells. Noordhoff International Publishing, 1975. 139 p.
2. *Бабенко К.И.* Основы численного анализа. М.: Наука, 1986. 744 с.
3. *Алгазин С.Д.* Численные алгоритмы классической матфизики. XLVI. Свободные колебания прямоугольной пластины. М.: ИПМех РАН, 2015 (Препринт ИПМех РАН; № 1105).
4. *Алгазин С.Д., Селиванов И.А.* Численные алгоритмы классической матфизики. LXI. Численное исследование флаттера пластины в сверхзвуковом потоке газа. М.: ИПМех РАН, 2021 (Препринт ИПМех РАН № 1194).
5. *Fralich R.W.* Postbuckling Effects on the Flutter of Simply-Supported Rectangular Panels at Supersonic Speeds: Technical Note D-1615 / NASA. Washington, 1963. 30 p.
6. *Carter L.L., Stearman R.O.* Some Aspects of Cylindrical Shell Panel Rutter // AIAA Journal. 1968. Vol. 6. Iss. 1. P. 37–43.
7. *Barr G.W., Stearman R.O.* Aeroelastic Stability Characteristics of Cylindrical Shells Considering Imperfections and Edge Constraint // AIAA Journal. 1969. Vol. 7. Iss. 5. P. 912–919.

8. Болотин В.В. Неконсервативные задачи теории упругой устойчивости. М.: Физматгиз, 1961. 340 с.
9. Kobayashi S. Flutter of Simply-Supported Rectangular Panels in Supersonic Flow [Electronical Resource]. URL: <http://id.ndl.go.jp/bib/9249109> (дата обращения: 31.07.25).
10. Kuo C.C., Morino, L., Dugundji J. Perturbation and Harmonic Balance Methods for Nonlinear Panel Hutter // AIAA Journal. 1972. Vol. 10. Iss. 11. P. 1479–1484.
11. Dowell E.H., Voss H.M. Experimental and Theoretical Panel Hutter Studies in the Mach Number Range 1.0 to 5.0 // AIAA Journal. 1965. Vol. 3. Iss. 12. P. 2292–2304.
12. Вольмир А.С. Нелинейная динамика пластин и оболочек. М.: Наука. Физматлит, 1972. 432 с.
13. Бакулин В.Н., Конопельчев М.А., Недбай А.Я. Флаттер слоистой цилиндрической консольной оболочки, подкрепленной торцевым шпангоутом // Изв. вузов. Авиационная техника. 2018. № 4. С. 14–19.
14. Бакулин В.Н., Недбай А.Я. Динамическая устойчивость композитной цилиндрической оболочки линейно-переменной толщины при воздействии пульсирующего внешнего давления // Инженерно-физический журнал. 2021. № 2. С. 542–549.
15. Бакулин В.Н., Недбай А.Я., Шепелева И.О. Динамическая устойчивость ортотропной цилиндрической оболочки кусочно-постоянной толщины при действии внешнего пульсирующего давления // Изв. вузов. Авиационная техника. 2019. № 2. С. 19–25.
16. 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.

Поступила в редакцию 31.07.25

После доработки 13.09.25

Принята к публикации 15.09.25

Nonlinear Oscillations of a Rectangular Plate

S.D. ALGAZIN

IPMech RAS, Moscow

A mathematical model of nonlinear oscillations of an isotropic rectangular plate is constructed. A numerical algorithm without saturation was developed to solve this problem. The deflection and forces in the median plane of the plate are chosen as the desired variables. The problem is reduced to a system of nonlinear ordinary equations.

Karman equations, nonlinear oscillations, rectangular plate, numerical algorithm without saturation

О способе решения задачи идентификации обобщенных жесткостных характеристик протяженных силовых конструкций с использованием упругого контрольного элемента

Т.Ю. ГАЙНУТДИНОВА,
канд. техн. наук,
В.Г. ГАЙНУТДИНОВ,
д-р техн. наук,
ЧАНЦИН ХУ,
аспирант,
Р.Ф. МИНГАЗОВ,
аспирант,
Н.А. МЫСОВСКИЙ,
аспирант,
Л.А. ФАЗЛИЕВ,
аспирант
(КНИТУ-КАИ, Казань)
tgainut@mail.ru

Предлагается способ решения задачи идентификации обобщенных жесткостных параметров силовой структуры на основе формирования общего уравнения относительно параметров жесткости с использованием метода наименьших квадратов и общего уравнения равновесия упругого контрольного элемента, представляемого составной конструкцией из отдельных элементов. Деформирование упругих контрольных элементов определяется компонентами локальных упругих обобщенных перемещений и обобщенными реакциями в точках сопряжения упругих контрольных элементов. Рассмотрена схема диагностики силовой структуры с использованием упругих контрольных элементов, проведение которой возможно в лабораторных и полевых условиях.

Решение задачи идентификации, получение устойчивого решения, составная конструкция, обобщенные жесткостные характеристики, диагностика силовой структуры, упругий контрольный элемент

Разработка способов оперативной диагностики жесткостных параметров, определяющих несущие свойства конструкции летательного аппарата в лабораторных или реальных условиях эксплуатации, является важной задачей. Решение данной задачи позволит существенно снизить потери дорогостоящей авиационной техники, уменьшить число аварий и катастроф, связанных с возможной деградацией характеристик несущей способности силовых конструкций. Изменение жесткости может быть обусловлено не только разрушением отдельных элементов силовой конструкции, но и податливостью соединений этих элементов.

Оценку параметров жесткости силовой конструкции обычно называют структурной идентификацией. Для этой цели предполагается априорная параметрическая математическая модель силовой структуры, описывающая статическую (или динамическую) реакцию системы. Затем экспериментально измеряется фактическая реакция системы на определенное воздействие внешних сил. Задача определения обобщенных характеристик жесткости относится к обратным задачам. В большинстве своем обратные задачи являются некорректными [1]. Неустойчивость решения таких задач и ошибки численных методов увеличивают результирующую погрешность. Получение устойчивого решения имеет принципиальное значение при решении задач диагностики состояния силовой конструкции. В связи с этим значительная часть исследований в данной области сосредоточена на разработке методов, позволяющих решать эту некорректную задачу.

Во многих работах используется метод регуляризации [1], который представляет собой развитие метода наименьших квадратов и метода псевдообратной матрицы [2]. К универсальным методам решения обратных задач относятся итерационные методы, основанные на методах оптимизации [3]. В этом случае отказываются от непосредственного решения обратной задачи как таковой, и искомые величины определяются в процессе многократного решения прямой задачи. В работе [4] показана возможность идентификации нестационарных параметров и приведены классы задач теории управления, которые могут решаться на основе алгоритма чувствительности. В работах [5–8] представлены методы алгоритмического и программного обеспечения для анализа свойств и оценивания состояния тонкостенных силовых конструкций, а также действующих на них нагрузок. В работах [5–8] также отмечается, что наиболее простым подходом к решению задачи идентификации является алгоритм, при котором жесткостные параметры включаются в систему уравнений в качестве неизвестных и определяются непосредственно

в ходе ее решения. Однако указывается, что такой подход практически неприменим для решения задач идентификации из-за неустойчивости решения.

В данной статье предлагается способ и получение устойчивого решения непосредственно в ходе решения системы уравнений, в которые жесткостные параметры входят в качестве неизвестных. При этом решение задачи идентификации обобщенных жесткостных параметров силовой структуры достигается наиболее простым и экономичным способом.

Для оценки обобщенных характеристик жесткости протяженных силовых конструкций самолета, крыла, оперения, фюзеляжа, мотогондол и т. п. в каждой из них может быть установлен специальный упругий контрольный элемент (УКЭ), «копирующий» деформирование конкретной силовой структуры при изгибе и кручении. Пример реализации такого элемента для крыла сверхлегкого самолета представлен на рис. 1.

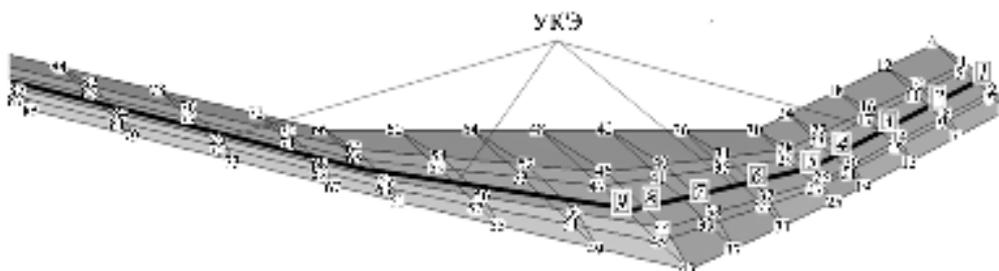


Рис. 1

Характеристики УКЭ малы и не влияют на несущую способность силовой конструкции. УКЭ предназначены для установки сенсоров с целью получения данных о деформации силовой конструкции при нагружении внешними силами. Оценка несущей способности силовой конструкции производится на основе расчета обобщенных жесткостных характеристик с использованием полученных данных о деформировании УКЭ (нескольких УКЭ) совместно с силовой конструкцией. Математическая модель УКЭ и схема его внедрения в силовую структуру формируются в соответствии с выбранными для контроля обобщенными жесткостными характеристиками силовой конструкции, например, определяющими несущую способность конструкции при изгибе в двух плоскостях, кручении, растяжении-сжатии.

Решение задачи идентификации характеристик жесткости силовой конструкции начинается с построения уравнения равновесия упругой структуры. В случае статической нагрузки общее уравнение равновесия имеет следующий вид:

$$[G(\mathbf{k})]\{U\} = \{P\}, \quad (1)$$

где $[G]$ – матрица жесткости конструкции; $(\mathbf{k})^T$ – вектор обобщенных жесткостных параметров элементов силовой конструкции размерностью n ; U – вектор обобщенных упругих перемещений размерностью m ; P – вектор обобщенных внешних нагрузок размерностью m .

Для идентификации параметров жесткости уравнение (1) обычно представляется в следующей форме:

$$\begin{bmatrix} A_1(\mathbf{U})_m \\ \dots \\ A_n(\mathbf{U})_m \end{bmatrix} \{\mathbf{k}\}_n = \{P\}_m, \quad (2)$$

где $\{\mathbf{k}\}_n$ – вектор обобщенных жесткостных характеристик; $A_i(\mathbf{U})_m$ – матричные блоки, элементы которых определяются вычисленными или замеренными компонентами деформаций УКЭ.

В численных экспериментах компоненты деформаций вычисляются по определенным при решении прямой задачи компонентам вектора упругих перемещений $(U)_m$ УКЭ. Для получения решения (или

псевдорешения) уравнения (2) обычно применяется метод наименьших квадратов, в соответствии с которым уравнение (2) представляется в следующей форме:

$$\begin{bmatrix} A_1(\mathbf{U})_m & \dots & A_n(\mathbf{U})_m \end{bmatrix} \begin{bmatrix} A_1(\mathbf{U})_m \\ \dots \\ A_n(\mathbf{U})_m \end{bmatrix} \{\mathbf{k}\}_n = \begin{bmatrix} A_1(\mathbf{U})_m & \dots & A_n(\mathbf{U})_m \end{bmatrix} \{\mathbf{P}\}_m. \quad (3)$$

Такова общая простая схема решения задачи идентификации жесткостных параметров элементов силовой конструкции. Однако задачи идентификации осложняются получением устойчивого решения уравнения (3) вследствие особенностей структуры разрешающей матрицы, полученной с использованием метода наименьших квадратов.

Рассмотрим этапы формирования уравнения равновесия упругой конструкции (1) методом конечных элементов. Формирование матричного уравнения (1) проводится в нескольких этапов. Удельная энергии деформирования элемента силовой конструкции $\Delta W(\mathbf{e})$ как функция компонент деформаций \mathbf{e} может быть представлена в матричной форме $\Delta W \Delta W(\mathbf{e}) = \frac{1}{2} \mathbf{e}^T \left[d^2 F(\mathbf{e}) / (d\mathbf{e})^2 \right] \mathbf{e}$. Симметричная матрица $\left[d^2 F(\mathbf{e}) / (d\mathbf{e})^2 \right]$ определяется жесткостными коэффициентами конструкционного материала, например, C^{ijkl} :

$$\left[\frac{d^2 F(\mathbf{e})}{(d\mathbf{e})^2} \right] = \begin{bmatrix} C^{1111} & 2C^{1112} & 2C^{1113} & C^{1122} & 2C^{1123} & C^{1133} \\ & 4C^{1212} & 2C^{1213} & 2C^{1222} & 2C^{1223} & 2C^{1233} \\ & & 4C^{1313} & 2C^{1322} & 2C^{1323} & 2C^{1333} \\ & & & C^{2222} & 2C^{2223} & C^{2233} \\ & & & & 4C^{2323} & 2C^{2333} \\ & & & & & C^{3333} \end{bmatrix}. \quad (4)$$

Коэффициенты упругости C^{ijkl} , в свою очередь, определяются техническими параметрами упругости E_{11} , E_{22} , E_{33} , G_{12} , G_{13} , G_{23} :

$$\begin{aligned} C^{1111} &= E_{11} (\mu_{23}\mu_{31} - \mu_{21}) / \Omega; & C^{2222} &= E_{22} (1 - \mu_{13}\mu_{31}) / \Omega; & C^{3333} &= E_{33} (1 - \mu_{12}\mu_{21}) / \Omega; \\ C^{1212} &= G_{12}; & C^{1313} &= G_{13}; & C^{2323} &= G_{23}; & \Omega &= 1 - \mu_{12}\mu_{21} - \mu_{23}\mu_{32} + \mu_{13}\mu_{31} - 2\mu_{12}\mu_{23}\mu_{31}. \end{aligned}$$

В методе конечных элементов матрица $\left[d^2 F(\mathbf{e}) / (d\mathbf{e})^2 \right]$ трансформируется в симметричную матрицу $d^2 F(\mathbf{v}) / (d\mathbf{v})^2$, если компоненты деформаций \mathbf{e} определить через компоненты вектора узловых перемещений \mathbf{v}_i . Это преобразование можно записать следующим матричным соотношением:

$$\left[\frac{d^2 \Delta F(\mathbf{v}_i)}{(d\mathbf{v}_i)^2} \right] = [B]^T \left[\frac{d^2 F(\mathbf{e})}{(d\mathbf{e})^2} \right] [B] = [\Delta G], \quad (5)$$

где элементы матрицы $[B]$ определяются соотношениями, связывающими компоненты деформации \mathbf{e} и векторы обобщенных перемещений \mathbf{v}_i в узлах конечного элемента силовой структуры. Для этого на основании принятых гипотез выводятся соответствующие соотношения, позволяющие определить компоненты матрицы $[B]$ аналитическими выражениями. При большом количестве узловых точек элемента и использовании суперэлементного подхода, например, для трехслойных или многослойных несущих панелей разрабатываются вычислительные алгоритмы формирования матриц $[B]$. Для криволинейных панелей тонкостенной трехслойной конструкции при вычислении компонент деформаций

$\varepsilon_{\alpha\beta} = \frac{1}{2}(\partial v/\partial\alpha \cdot \partial r/\partial\beta + \partial v/\partial\beta \cdot \partial r/\partial\alpha)$ необходимо учесть изменения базисных векторов координатной поверхности $\partial r/\partial\beta$, $\partial r/\partial\alpha$. Получить аналитические выражения для сложной геометрии поверхности в виде функций параметров α, β типа $r = r(\alpha, \beta)$ затруднительно. В этом случае также составляется алгоритм вычисления элементов матрицы $[B]$ с использованием, например, сплайн-аппроксимации векторных функций.

После интегрирования ΔG по объему элемента силовой структуры полученная матрица жесткости $G(E_{11}, E_{22}, E_{33}, G_{12}, G_{13}, G_{23})$ элемента может быть представлена суммой ее составляющих:

$$G = (J_{E_{11}})\Delta G_1 + (J_{E_{22}})\Delta G_2 + (J_{E_{33}})\Delta G_3 + (J_{G_{12}})\Delta G_4 + (J_{G_{13}})\Delta G_5 + (J_{G_{23}})\Delta G_6, \quad (6)$$

где $J_{E_{11}}, \dots, J_{G_{23}}$ – обобщенные жесткостные параметры элемента силовой конструкции первого уровня; ΔG_{1-6} определяются элементами сформированной матрицы $[B]$. При использовании гипотез упругого деформирования элементов силовой конструкции, например, гипотезы плоских сечений для тонкостенных стержней элементы матрицы $[B]$ определяются в соответствии с этими гипотезами, а обобщенные жесткостные параметры определяются жесткостями растяжения-сжатия EF , кручения GJ_{ro} , изгиба в двух плоскостях EJ_3, EJ_2 . При формировании упругой модели силовой структуры общая нумерация узлов конечных элементов предполагает минимизацию размера общей матрицы разрешающего уравнения равновесия (1). Обычно это относится к минимизации размера ширины «ленточной» матрицы для протяженных структур или формированию блочных матриц для разветвленных структур, что подразумевает разработку соответствующего экономичного алгоритма решения уравнения (1) с «ленточной» или блочной матрицей.

УКЭ «копирует» деформирование сложной силовой конструкции как некоторой балки с жесткостями растяжения-сжатия EF , кручения GJ_{ro} , изгиба в двух плоскостях – EJ_3, EJ_2 . Для этого в математической модели УКЭ деформирование ее двухузлового элемента удобно определить двенадцатью компонентами $[u_1, u_2, u_3, \theta_1, \theta_2, \theta_3]_i, [u_1, u_2, u_3, \theta_1, \theta_2, \theta_3]_j$ в глобальных координатах – тремя компонентами линейных перемещений u_1, u_2, u_3 и тремя компонентами угловых $\theta_1, \theta_2, \theta_3$ в каждом узле.

Вариантов физической модели упругого контрольного элемента, «копирующей» деформирование силовой структуры, может быть много. На рис. 2, а показан упругий контрольный элемент, встроенный в силовую пирамидальную структуру из четырех элементов. Номерами 1–6 отмечены узлы элементов силовой структуры и УКЭ. На рис. 2, б элементы структуры расположены в линию и фактически дублируют друг друга. В этом случае рассчитанные по уравнению (3) обобщенные характеристики жесткости структуры, определенные с помощью упругого контрольного элемента, должны быть равны сумме жесткостных параметров ее элементов.

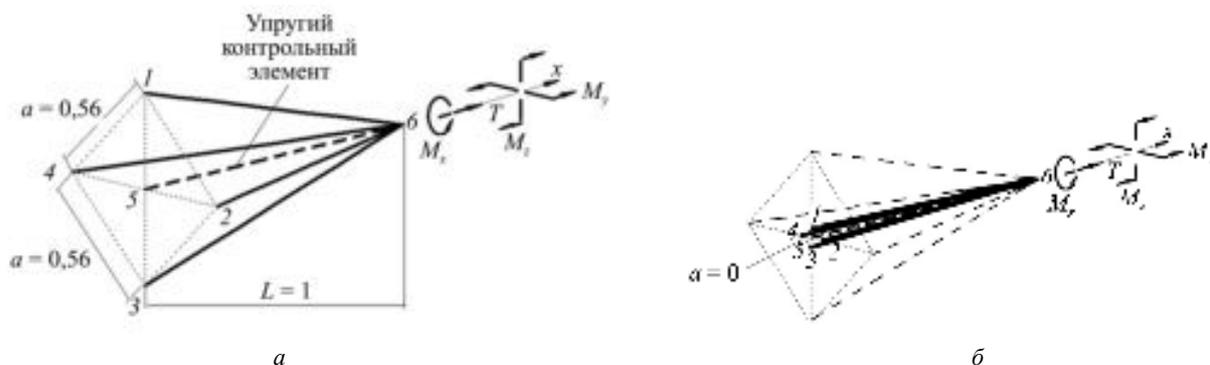


Рис. 2

Идентифицированные с использованием уравнения (3) обобщенные жесткостные параметры силовой структуры (см. рис. 2, б) из четырех элементов с числовыми данными $EF_{1\div 4} = 10,0$, $(GJ_r = EJ_y = EJ_z)_{1\div 4} = 0,2$ и для упругого контрольного элемента $(EF = GJ_r = EJ_y = EJ_z)_{\text{УКЭ}} = 0,01$ совпадают с простой суммой жесткостей силовых элементов структуры, включая упругий контрольный элемент (табл. 1, $a = 0$). Обобщенные параметры жесткости для пирамидальной структуры (см. рис. 2, б) приведены в табл. 1 ($a = 0,56$).

Таблица 1

Значение обобщенных параметров жесткости	Обобщенные жесткостные параметры структуры			
	EF	GJ_r	EJ_y	EJ_z
При $a = 0$	40,01	0,81	0,81	0,81
При $a = 0,56$	32,03	1,65	1,2	1,2

Для силовой структуры (см. рис. 2, б) покажем возможность определения зоны деградации обобщенных жесткостей EF, GJ_r, EJ_y, EJ_z по размаху упругого контрольного элемента. В табл. 2 показан пример расчета при последовательном исключении элемента силовой структуры из режима изгиба. Конкретный элемент из этой зоны по данным изменения обобщенных жесткостных характеристик упругого контрольного элемента выделить невозможно, поскольку в данном случае влияние на величину обобщенной жесткости каждого из четырех элементов этой группы одинаково.

Таблица 2

Случаи деградации (обнуления) изгибной жесткости элемента силовой структуры	Относительные значения изменения обобщенных жесткостей УКЭ			
	EF	GJ_r	EJ_y	EJ_z
$(EJ_y = EJ_z)_1 = 0,0$	1	1	0,88	0,88
$(EJ_y = EJ_z)_2 = 0,0$	1	1	0,88	0,88
$(EJ_y = EJ_z)_3 = 0,0$	1	1	0,88	0,88
$(EJ_y = EJ_z)_4 = 0,0$	1	1	0,88	0,88

Однако в случае разных значений изгибной жесткости элементов силовой структуры, например $(EJ_y, EJ_z)_2 = 2(EJ_y, EJ_z)_1$, $(EJ_y, EJ_z)_3 = 3(EJ_y, EJ_z)_1$, $(EJ_y, EJ_z)_4 = 4(EJ_y, EJ_z)_1$, можно определить конкретный элемент, в котором произошла деградация жесткостного параметра. Результаты расчета представлены в табл. 3.

Таблица 3

Случаи деградации (обнуления) изгибной жесткости элемента силовой структуры	Относительные значения изменения обобщенных жесткостей УКЭ			
	EF	GJ_r	EJ_y	EJ_z
$(EJ_y = EJ_z)_1 = 0,0$	1	1	0,93	0,93
$(EJ_y = EJ_z)_2 = 0,0$	1	1	0,85	0,85
$(EJ_y = EJ_z)_3 = 0,0$	1	1	0,78	0,78
$(EJ_y = EJ_z)_4 = 0,0$	1	1	0,71	0,71

Благодаря приведенным примерам возможно проведение диагностики состояния элементов силовой структуры неразрушающими способами в лабораторных или даже в полевых условиях при наличии соответствующей расчетной программы и сформированной базы данных с помощью расчетных экспериментов.

При формировании уравнения (2) для вычисления элементов матричных блоков $A_1(U)_m$ необходимо знать величины не только компонент перемещений U_m , но компоненты деформаций, которые либо

рассчитываются по значениям узловых перемещений в расчетных экспериментах, либо замеряются тензодатчиками на упругом контрольном элементе. Наиболее рациональной физической моделью упругого контрольного элемента для идентификации обобщенных жесткостей EF , GJ_r , EJ_y , EJ_z может быть тонкостенная эластичная труба с установленными на ней розетками тензодатчиков в точках a , b , c , d (рис. 3, *а*). На рис. 3, *б* показана схема размещения тензодатчиков в розетке, на рис. 3, *в* – значения углов размещения тензодатчиков в розетке.

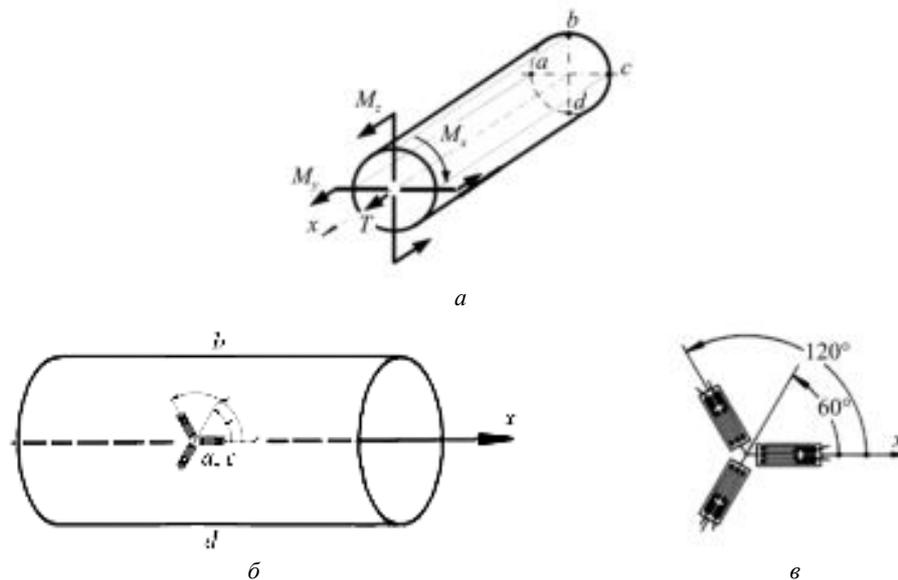


Рис. 3

Деформации ϵ_x , ϵ_y , γ_{xy} в связанной с контрольной точкой декартовой системе координат определяются замеренными значениями ϵ_α , ϵ_β , ϵ_γ тензорозетки в трех направлениях следующим матричным соотношением:

$$\begin{Bmatrix} \epsilon_x \\ \epsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos^2 \alpha & \sin^2 \alpha & \cos \alpha \sin \alpha \\ \cos^2 \beta & \sin^2 \beta & \cos \beta \sin \beta \\ \cos^2 \gamma & \sin^2 \gamma & \cos \gamma \sin \gamma \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \epsilon_\alpha \\ \epsilon_\beta \\ \epsilon_\gamma \end{Bmatrix}, \quad (7)$$

где α , β , γ – углы установки тензодатчиков в розетке. Компоненты деформаций ϵ_x , ϵ_y , γ_{xy} , в свою очередь, вычисляются по компонентам обобщенных перемещений, например, продольная деформация при изгибе $\epsilon_x^n = \frac{1}{\rho} y$, где $\frac{1}{\rho}$ – кривизна при изгибе упругого контрольного элемента (рис. 4, *а*); $\gamma_{xy} = d\varphi_1/dx$ – производная угла закручивания упругого контрольного элемента (рис. 4, *б*).

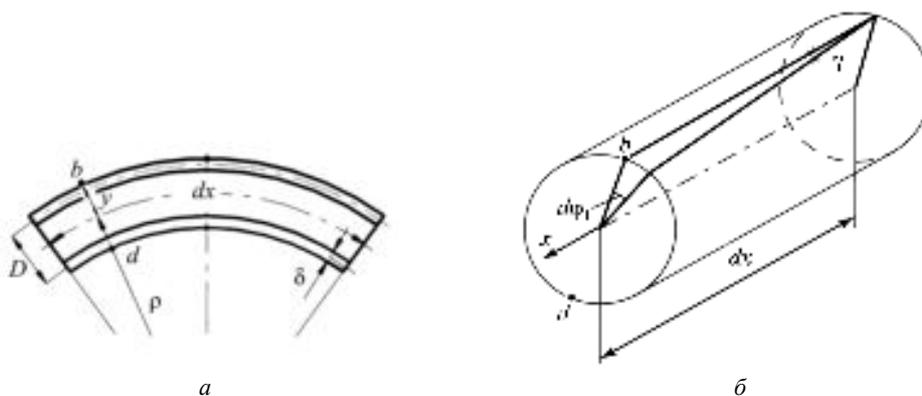


Рис. 4

Использование формального подхода при формировании системы уравнений (3) имеет существенный недостаток. Из-за особенностей разрешающей матрицы уравнений (3) не всегда возможно получить устойчивое решение при использовании стандартной процедуры решения систем линейных уравнений. Иллюстрирует это простой расчетный пример. Будем увеличивать число элементов консольной балочной модели упругого контрольного элемента при решении задачи идентификации изгибной жесткости EJ с использованием уравнения (3).

В табл. 4 приведены значения идентифицированных величин изгибной жесткости при увеличении числа звеньев УКЭ N_b . При $N_b \geq 10$ решение матричного уравнения (3) становится неустойчивым.

Таблица 4

N_b	EJ_i									
1	10	-	-	-	-	-	-	-	-	-
2	10	10								
...
9	10	10	10	10	10	10	10	10	10	10
10	-1,61	-1,61	-1,58	-1,515	-1,407	-1,249	-1,038	-0,768	-0,438	-0,049

В случае неразрезного упругого контрольного элемента с шарнирным соединением в нескольких точках по размаху аналогичная проблема возникает при меньшем количестве упругих контрольных элементов N_b . Для решения этой проблемы предложено множество вычислительных схем, которые так или иначе сводятся к итерационному поиску решения методами решения экстремальных задач.

Рассмотрим следующий подход. При формировании уравнения равновесия (1) будем рассматривать общий УКЭ как эластичную конструкцию, состоящую из отдельных элементов. Деформирование каждого отдельного элемента общего УКЭ определим локальными обобщенными перемещениями (с фактическим их дублированием в точках стыковки) и соответствующими неизвестными обобщенными реакциями X_k взаимодействия этих отдельных элементов. Принимая величину реакции взаимодействия X_k отдельных элементов $i - j$ в точке стыковки пропорциональной разности обобщенных перемещений $U_i - U_j$: $X_k = k_p (U_i - U_j)_k$, вариационное уравнение равновесия (1) запишем в общем виде следующим соотношением:

$$\delta \sum_{n=1,N} W_n + \delta \frac{1}{2} \sum_{i \neq j} k_p (U_i - U_j)_k^2 = \delta \sum_{n=1,N} A_n, \quad (8)$$

где W_n – энергия упругого деформирования элемента n ; k_p – обобщенная жесткость упругой связи в точке стыковки k элементов $i - j$; A_n – работа внешних сил для элемента n . За счет дублирования компонент обобщенных перемещений общее число степеней свободы упругой модели при этом увеличится и будет определяться суммой локальных компонент всех упругих контрольных элементов.

При использовании уравнения равновесия (8) матрица уравнения (2) будет иметь блочно-диагональную структуру с независимыми диагональными блоками, а в векторе-столбце правой части уравнения (2) появятся компоненты, определяющие реакции $X_k = k_p (U_i - U_j)_k$ взаимодействия элементов общего УКЭ. Покажем это на простом примере составной модели стержневого УКЭ следующим уравнением:

$$\begin{bmatrix} (u_1 - u_2)/L_1 & 0 & 0 & 0 \\ -(u_1 - u_2)/L_1 & (u_2 - u_3)L_2 & 0 & 0 \\ 0 & -(u_2 - u_3)L_2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & (\bar{u}_3 - u_4)/L_3 & 0 \\ 0 & 0 & -(\bar{u}_3 - u_4)/L_3 & (u_4 - u_5)/L_4 \\ 0 & 0 & 0 & -(u_4 - u_5)/L_4 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} EF_1 \\ EF_2 \\ EF_3 \\ EF_4 \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} P_1 \\ P_2 \\ X_3 \\ -X_3 \\ P_4 \\ P_5 \end{Bmatrix}. \quad (9)$$

Разрешающая матрица общего уравнения (3) при таком подходе будет также состоять из независимых диагональных блоков. В результате проблема «плохой» матрицы в уравнении (3) устраняется, и решение задачи идентификации сводится к стандартной процедуре решения системы линейных уравнений.

В табл. 5 приведено решение для ранее рассмотренного примера идентификации изгибной жесткости при увеличении звеньев УКЭ до 20 и более.

Таблица 5

N_b	EJ_i									
1	10	-	-	-	-	-	-	-	-	-
2	10	10	-	-	-	-	-	-	-	-
...
20	10	10	10	10	10	...	10	10	10	10

При использовании данной схемы решения в численном эксперименте в правой части уравнения (2) появляются реакции взаимодействия упругих контрольных элементов в точках сопряжения. Заметим, что в модернизированном уравнении (9) обобщенная реакция X_3 входит дважды: со знаком «плюс» для одного элемента составного УКЭ и со знаком «минус» для сопрягаемого с ним. Однако в случае практического применения этой схемы известны только заданные внешние силы и замеренные с помощью розеток тензодатчиков деформации в определенных точках упругих контрольных элементов, но не реакции X_k в точках сопряжения элементов составной модели УКЭ.

Рассмотрим эту проблему при решении задачи. Для сложной структуры силовой конструкции, например крыла, физическая модель упругого контрольного элемента с тензодатчиками может быть внедрена физически в силовую структуру так, чтобы имела возможность «копировать» деформирование структуры как балки, работающей на изгиб в двух плоскостях, кручение и растяжение-сжатие. На практике реализовать это не всегда возможно и нецелесообразно. Физически эластичный элемент № 1 с тензодатчиками устанавливается, например, на одном лонжероне сверху, физически эластичный элемент № 2 – на лонжероне снизу. Виртуальный УКЭ на рис. 5 обозначен как «УКЭ». Компоненты деформации при растяжении-сжатии, изгибе в двух плоскостях и кручении виртуального УКЭ определяются деформированием физически эластичных элементов № 1, 2. На рис. 5 такой виртуальный УКЭ показан для силовой конструкции экспериментального самолета КАИ-81.

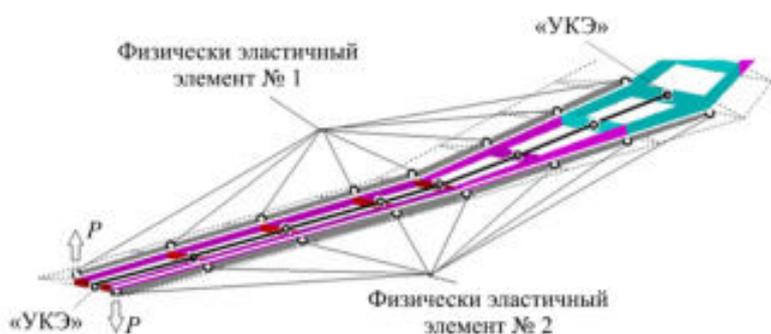


Рис. 5

В этом случае физическая модель УКЭ становится условной, а упругие деформации по размаху виртуального УКЭ вычисляются в соответствии с принятой гипотезой, например, плоских сечений установки розеток тензодатчиков на лонжеронах реальной силовой конструкции.

Проведем численный эксперимент для консольной модели упругого контрольного элемента и модели неразрезной виртуальной УКЭ с шарнирным сопряжением с силовой структурой 1, 2 (рис. 6). Продемонстрируем безразмерные прогибы $\bar{u}_{изг}$, консольной (рис. 6, б, кривая 1) и неразрезной шарнирно

опертой балки (рис. 6, б, кривая 2) при действии поперечной силы P и изгибающего момента (рис. 6, а). На рис. 6, б показаны безразмерные прогибы балок.

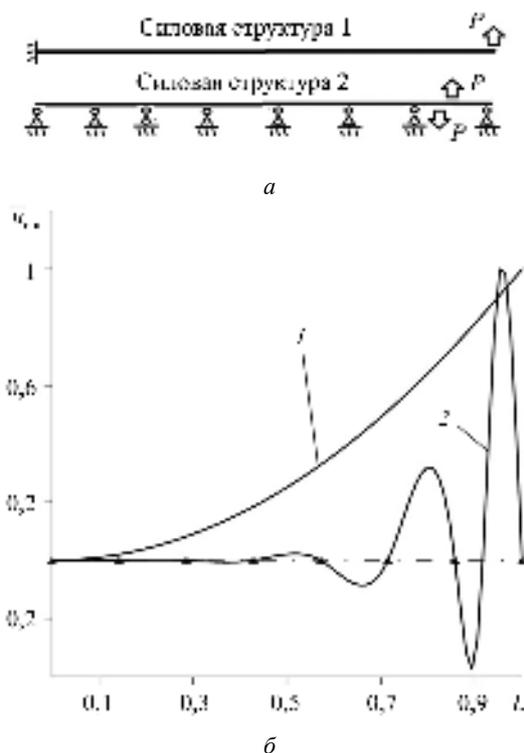


Рис. 6

В численном эксперименте обобщенные реакции в точках стыковки элементов составной модели УКЭ состоят из поперечной реакции-силы X_1 и реакции-момента X_2 . На рис. 7 приведены масштабированные величины \bar{X}_1 по размаху силовых структур 1, 2. На рис. 8 показаны аналогичные величины \bar{X}_2 .

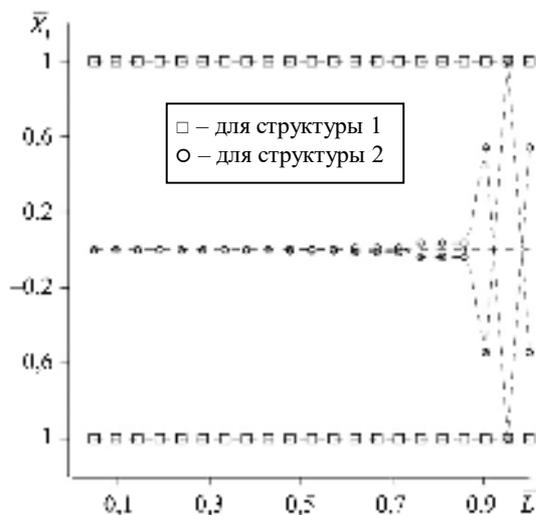


Рис. 7

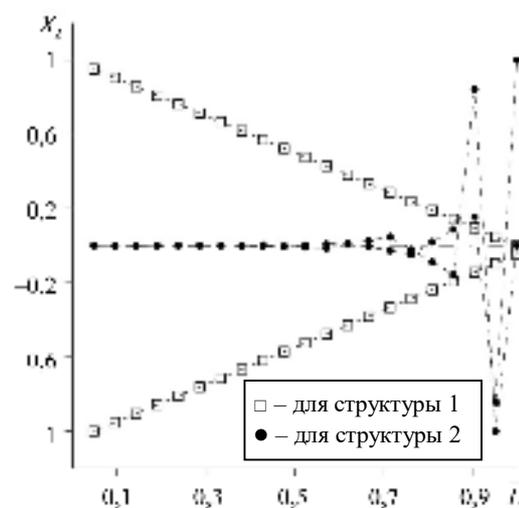


Рис. 8

Проведенные расчеты для различных значений изгибной жесткости X_2 в узлах стыковки составной модели УКЭ не зависят от величины изгибной жесткости элементов составной виртуальной модели УКЭ.

На рис. 9 показаны графики двух вариантов нормированного значения изгибной жесткости \bar{EJ} виртуального УКЭ по размаху \bar{L} при проведении этих численных экспериментов.

При решении задачи идентификации обобщенных жесткостных параметров обобщенные реакции, необходимые при формировании уравнений (2) с использованием виртуального УКЭ как составной конструкции, могут быть определены расчетом. Для этого необходимо знать величину заданной внешней нагрузки при проведении эксперимента в лабораторных или полевых условиях и геометрические размеры УКЭ.

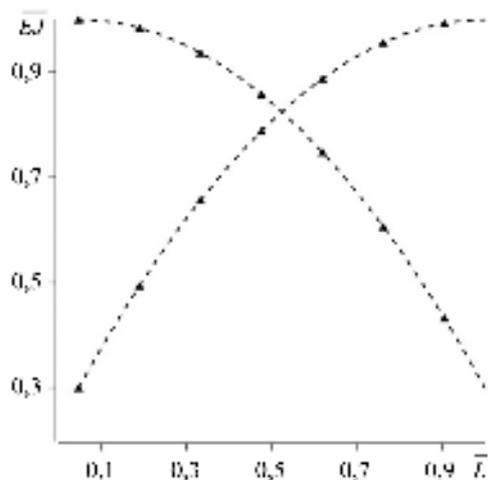


Рис. 9

Рассмотрим схему диагностики жесткости силовой структуры с использованием предлагаемого подхода к решению задачи идентификации обобщенных жесткостных параметров. Для всех основных силовых элементов несущей конструкции формируется база данных, характеризующая влияние элемента силовой структуры на изменение обобщенной жесткости упругого контрольного элемента. Для этого используется упругая модель силовой конструкции, сформированная с использованием пакетов прикладных программ метода конечных элементов и балочной модели для упругого контрольного элемента. Для каждого упругого контрольного элемента формируется база данных, характеризующая влияние элементов силовой конструкции на обобщенные характеристики жесткостных параметров этого элемента, рассчитываемые при проведении диагностики с помощью замеренных деформаций УКЭ. База расчетных данных формируется с использованием упругой модели силовой конструкции и упругой модели УКЭ. При проведении диагностики силовой структуры по полученным значениям компонент деформаций УКЭ производится расчет обобщенных характеристик жесткости, сравнение их с эталонными значениями из базы данных и определение зоны расположения элементов силовой конструкции с отклонениями параметров жесткости от эталонных значений. В примере диагностики силовой структуры крыла (см. рис. 1) в табл. 6 эти значения выделены полужирным шрифтом.

Таблица 6

Номер узлов упругих контрольных элементов	Обобщенные характеристики жесткости							
	$EF \cdot 10^{-8}, \text{ Н}$		$GJ_r \cdot 10^{-4}, \text{ Н} \cdot \text{ м}^2$		$EJ_y \cdot 10^{-4}, \text{ Н} \cdot \text{ м}^2$		$EJ_z \cdot 10^{-4}, \text{ Н} \cdot \text{ м}^2$	
	Эталон	Расчет	Эталон	Расчет	Эталон	Расчет	Эталон	Расчет
9–8	0,685	0,685	9,0	9,0	2,2	2,2	8,8	8,8
8–7	0,625	0,625	8,212	8,212	2,0	1,81	8,03	7,23
7–6	0,565	0,565	7,425	7,425	1,82	1,82	7,26	7,26
6–5	0,505	0,505	6,634	6,634	1,62	1,62	6,49	6,49
5–4	0,445	0,445	5,85	5,85	1,43	1,43	5,72	5,72
4–3	0,385	0,385	5,062	5,062	1,24	1,24	4,95	4,95
3–2	0,325	0,325	4,275	4,275	1,045	1,045	4,18	4,18
2–1	0,255	0,255	3,487	3,487	0,853	0,853	3,41	3,41

Расчетный эксперимент выявил деградацию параметров жесткости изгиба элемента между узлами 8–7 УКЭ. Дополнительное исследование влияния элементов силовой структуры на обобщенные характеристики УКЭ, например изгибной жесткости для данной локальной зоны, позволяет определить конкретный элемент силовой структуры с деградацией упругих свойств.

В табл. 7 приведены расчетные данные относительного изменения обобщенных характеристик жесткости изгиба элементов силовой структуры из сформированной базы данных для элементов между узлами 38–44, 39–45, 41–47, 40–46. На основании сравнения с эталонными значениями из базы данных делается вывод о вероятной деградации параметров изгибной жесткости элемента силовой конструкции между узлами.

Таблица 7

Случаи деградации (обнуления) изгибной жесткости элемента силовой структуры	Относительные значения изменения обобщенных жесткостей УКЭ локальной зоны			
	EF	GJ_r	EJ_y	EJ_z
$\overline{EJ}_{38-44} = 0$	0,9	0,905	0,9	0,9
$\overline{EJ}_{39-45} = 0$	0,8	0,905	0,8	0,9
$\overline{EJ}_{41-47} = 0$	0,7	0,905	0,7	0,9
$\overline{EJ}_{40-46} = 0$	0,6	0,905	0,6	0,9

Примечание: Полужирным шрифтом выделены относительные значения вклада элемента силовой конструкции в локальной зоне между узлами 38–44 в величину изгибной жесткости эталонной конструкции из расчетной базы данных.

Предложенный способ решения задачи идентификации обобщенных жесткостных параметров силовой структуры не приводит к неустойчивости решения задачи и позволяет решить ее наиболее экономичным способом – решением системы линейных уравнений.

Направления дальнейших исследований в этой области включают применение предложенного способа для решения динамических задач диагностики, а также развитие моделей упругого контрольного элемента для решения задач идентификации параметров жесткости сложных силовых структур.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Тихонов А.Н., Арсенин В.Я. Методы решения некорректных задач. М.: Наука, 1986. 288 с.
2. Алифанов О.М., Артюхин Е.А., Румянцев С.В. Экстремальные методы решения некорректных задач и их приложения к обратным задачам теплообмена. М.: Наука, 1988. 285 с.
3. Алифанов О.М. и др. Определение температурных зависимостей теплофизических характеристик анизотропных материалов из решения обратной задачи // Вестник МАИ [Электронный журнал]. 2009. № 5. URL: https://elibrary.ru/download/elibrary_13056141_68880898.pdf С. 247–254 (дата обращения: 6.01.2025).
4. Петров Б.Н., Крутько П.Д. Применение теории чувствительности в задачах автоматического управления // Изв. АН СССР. Техническая кибернетика. 1970. № 2. С. 134–140.
5. Костин В.А., Валитова Н.Л. О коэффициентах уравнений равновесия при решении задачи восстановления диаграмм деформирования слабokonических тонкостенных конструкций // Изв. вузов. Авиационная техника. 2007. № 3. С. 8–11.
6. Костин В.А., Валитова Н.Л. Решение обратной задачи прочности тонкостенных конструкций с использованием алгоритма чувствительности // Изв. вузов. Авиационная техника. 2018. № 1. С. 123–127.
7. Костин В.А., Хуан Ш., Валитова Н.Л. Применение дискретно-континуальной модели расчета на прочность для решения задачи идентификации теплонагруженной конструкции // Изв. вузов. Авиационная техника. 2017. № 3. С. 3–7.
8. Костин В.А., Валитова Н.Л. Об улучшении сходимости вычислений упругих характеристик конструкции при использовании аппарата функции чувствительности // Изв. вузов. Авиационная техника. 2019. № 4. С. 168–171.

Поступила в редакцию 6.02.25
После доработки 16.06.25
Принята к публикации 16.06.25

On the Method of Solving the Problem of Generalized Rigidity Characteristics Identifying of Extended Load-Bearing Structures Using an Elastic Checking Unit

T.YU. GAINUTDINOVA, V.G. GAINUTDINOV, CHANGQING HU,
R.F. MINGAZOV, N.A. MYSOVSKII, AND L.A. FAZLIEV

Tupolev Kazan National Research Technical University, Kazan

A method for identifying the generalized stiffness parameters of a load-bearing structure is proposed. This method is based on the formation of a general equation for the stiffness parameters using the least-squares method and the general equilibrium equation of an elastic checking element represented by a composite structure consisting of individual elements. The deformation of elastic checking elements is determined by the components of local elastic generalized displacements and generalized reactions at the junction points of the elastic checking elements. The proposed approach does not lead to instability of the identification problem solution and allows solving it in the most economical way. A diagnostic scheme for load-bearing structures using elastic checking elements is considered. This diagnostic scheme can be performed in laboratory and field conditions.

Solution of the identification problem, obtaining a stable solution, composite structure, generalized rigidity characteristics, diagnostics of the load-bearing structure, elastic checking unit

Устойчивость консольной эллиптической композитной цилиндрической оболочки при поперечном изгибе

Решена задача устойчивости некруговых эллиптических цилиндрических оболочек, выполненных из композиционного материала, с учетом моментности и нелинейности их докритического напряженно-деформированного состояния. Геометрически нелинейная задача устойчивости решена методами конечных элементов и линеаризации Ньютона – Канторовича. Критические нагрузки определяются в процессе решения нелинейной задачи с использованием критерия Сильвестра. Используются разработанные на основе гипотезы Тимошенко конечные элементы композитных цилиндрических оболочек естественной кривизны, в аппроксимации перемещений которых в явном виде выделены их жесткие перемещения, что существенно влияет на сходимость решения. Исследована устойчивость эллиптической, консольно-закрепленной цилиндрической оболочки, выполненной из полимерного композиционного материала, при нагружении краевой поперечной силой. Выяснено влияние способов укладки монослоев, нелинейности деформирования, параметра эллиптичности на критические нагрузки потери устойчивости оболочки и весовую эффективность композитных оболочек.

Л.П. ЖЕЛЕЗНОВ,

д-р техн. наук

(СибНИИ им. С.А. Чаплыгина,

Новосибирск; СГУПС,

Новосибирск)

Zgeleznov@sibnia.ru

Эллиптические цилиндрические композитные оболочки, полимерные композиционные материалы, нелинейное деформирование, устойчивость, метод конечных элементов, поперечная сила, весовая эффективность

В конструкциях современных летательных аппаратов часто используют форму фюзеляжа некругового поперечного сечения, особенно при проектировании широкофюзеляжных самолетов большой вместимости. Однако некруговые оболочки, в отличие от круговых, недостаточно исследованы на устойчивость. Количество научных публикаций, где исследуются круговые оболочки, измеряется тысячами [1, 2], тогда как объем литературы, касающейся некруговых оболочек, ограничивается лишь несколькими десятками работ. Это можно объяснить, с одной стороны, меньшим использованием некруговых оболочек на практике, а с другой – трудностями решения задач, связанными с переменностью радиуса кривизны, что приводит к появлению переменных коэффициентов в уравнениях устойчивости. Известные решения задач устойчивости получены аналитическими методами и, как правило, в линейном приближении, без учета моментности и нелинейности докритического состояния оболочек, т. е. в классической постановке [3, 4]. В работах [5–8] исследовалась прочность и устойчивость таких оболочек в моментной и нелинейной постановках, однако рассматривались в основном металлические оболочки.

В настоящее время в конструкциях летательных аппаратов широко применяются полимерные композиционные материалы, что существенно снижает вес конструкции при сохранении ее прочностных и жесткостных характеристик. основополагающий вклад в разработку методов расчета композитных конструкций внесла школа В.В. Васильева [9, 10]. Существует большое число работ по исследованию прочности таких конструкций, однако остаются нерешенными вопросы прочности и устойчивости их в условиях нелинейного исходного состояния, что особенно важно для конструкций фюзеляжей самолетов, в которых потеря устойчивости обшивки недопустима [11]. В большинстве опубликованных работ задачи устойчивости оболочек из композиционных материалов решаются в классической постановке при линейном исходном напряженно-деформированном состоянии [12, 13].

В настоящей работе нелинейная задача прочности и устойчивости некруговых цилиндрических оболочек из полимерных композиционных материалов при произвольном нагружении решена методами конечных элементов и линеаризации Ньютона – Канторовича [14] с использованием шагового метода по нагрузке и энергетического критерия устойчивости. Критические нагрузки определялись в процессе решения геометрически нелинейной задачи с использованием критерия Сильвестра. Используются разработанные на основе гипотезы Тимошенко конечные элементы композитных цилиндрических оболочек

естественной кривизны (термин «естественная кривизна» относительно конечных элементов цилиндрических оболочек был введен в работе [15]), в аппроксимации перемещений которых в явном виде выделены их жесткие перемещения. Приведены результаты исследования влияния способов укладки монослоев, нелинейности деформирования и параметров эллиптичности на устойчивость и весовую эффективность эллиптической композитной цилиндрической оболочки, нагруженной краевой поперечной силой.

Результаты исследований, представленные в настоящей статье, получены с использованием программного комплекса [16].

Основные соотношения для конечного элемента эллиптической цилиндрической оболочки из полимерного композиционного материала, алгоритмы решения задачи прочности и устойчивости цилиндрических оболочек в условиях нелинейного исходного напряженно-деформированного состояния опубликованы в работах [17–19]. Обшивку оболочки в данном случае будем рассматривать как ортотропную.

Рассмотрим в общем случае некруговую эллиптическую цилиндрическую оболочку, находящуюся под действием неоднородной краевой нагрузки в виде продольной силы N , изгибающего M и крутящего M_k моментов, поперечной силы Q (рис. 1). На рис. 1 приняты следующие обозначения: R – радиус кривизны оболочки; β – угол нормали к оси b ; u, v – тангенциальные перемещения в направлении осей x, y ; w – прогиб оболочки; a, b – оси эллипса поперечного сечения оболочки. Оболочка разбивается по линиям главных кривизн на семейство четырехугольных конечных элементов естественной кривизны.

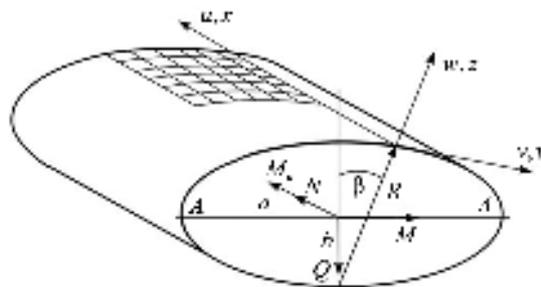


Рис. 1

При перемещениях конечных элементов как твердых тел компоненты деформаций равны нулю [18, 20]. Приравнивая к нулю линейные компоненты деформаций, изменений кривизн и кручения [18], получаем систему дифференциальных уравнений:

$$\begin{aligned} \varepsilon_1 = u_x = 0; \quad \varepsilon_2 = k_2(v_\beta + w) = 0; \quad \varepsilon_3 = v_x + k_2 u_\beta = 0; \quad k_2 = R^{-1}; \\ \chi_1 = w_{xx} = 0; \quad \chi_2 = k_2 \left[k_2(v - w_\beta) \right]_\beta = 0; \quad \chi_3 = \left[k_2(v - w_\beta) \right]_x = 0. \end{aligned} \quad (1)$$

Здесь индексы « x », « β » – дифференцирование по x, β .

Решение системы дифференциальных уравнений (1) согласно работе [18] имеет вид

$$\begin{aligned} u &= C_1 \psi_1 + C_2 \psi_2 + C_6; \\ v &= C_3 c + C_4 s - C_5 (\psi_1 c + \psi_2 s) + (C_2 c - C_1 s)x; \\ w &= C_3 s - C_4 c - C_5 (\psi_1 s - \psi_2 c) + (C_2 s + C_1 c)x, \end{aligned} \quad (2)$$

где $C_1 - C_6$ – произвольные постоянные;

$$c = \cos \beta; \quad s = \sin \beta; \quad \psi_1 = \int R s d\beta; \quad \psi_2 = -\int R c d\beta. \quad (3)$$

Функции (2) удовлетворяют уравнениям (1) и, следовательно, в линейном приближении являются перемещениями элементов как твердых тел.

Как частный случай некруговой цилиндрической оболочки эллиптического поперечного сечения, $\frac{z^2}{b^2} + \frac{y^2}{a^2} = 1$, получаем

$$R = \frac{a^2 b^2}{d^3}; d^2 = a^2 s^2 + b^2 c^2; \psi_1 = -\frac{b^2 c}{d}; \psi_2 = -\frac{a^2 s}{d}. \quad (4)$$

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 естественной кривизны.

Для композитной оболочки применяем гипотезу Тимошенко прямой линии [21, 22]. Используя [21], запишем выражения для углов поворотов сечений оболочки:

$$\vartheta_x = \vartheta_1 + \psi_x; \vartheta_y = \vartheta_2 + \psi_y; \vartheta_1 = -w_x; \vartheta_2 = k_2 (v - w_\beta); k_2 = 1/R. \quad (5)$$

Из выражений (5) получаем углы сдвига сечений:

$$\psi_x = \vartheta_x - \vartheta_1, \psi_y = \vartheta_y - \vartheta_2. \quad (6)$$

Используя билинейную аппроксимацию для тангенциальных перемещений u , v и углов сдвига ψ_x , ψ_y , бикубическую аппроксимацию для прогиба и выражения для перемещений элемента оболочки как жесткого целого [18], запишем выражения для полных перемещений точек конечного элемента:

$$\begin{aligned} u &= a_1 xy + a_2 x + a_3 y + a_4 + a_6 \psi_1 s + a_{20} \psi_2 c; \\ v &= a_5 xy + a_6 xc + a_7 y + a_8 (\psi_1 c + \psi_2 s) - a_{20} xs + a_{23} c - a_{24} s; \\ w &= a_9 x^3 y^3 + a_{10} x^3 y^2 + a_{11} x^3 y + a_{12} x^3 + a_{13} x^2 y^3 + a_{14} x^2 y^2 + a_{15} x^2 y + a_{16} x^2 + a_{17} xy^3 + \\ &+ a_{18} xy^2 + a_{19} xy + a_{20} xc + a_{21} y^3 + a_{22} y^2 + a_{23} s + a_{24} c + a_6 xs + a_8 (\psi_1 s - \psi_2 c); \\ \psi_x &= a_{25} xy + a_{26} x + a_{27} y + a_{28}; \psi_y = a_{29} xy + a_{30} x + a_{31} y + a_{32}. \end{aligned} \quad (7)$$

Неизвестные коэффициенты полиномов a_i выражаются через узловые неизвестные: $\bar{u} = \{u_i, v_i, w_i, \vartheta_{1,i}, \vartheta_{2,i}, w_{xyi}, \psi_{xi}, \psi_{yi}, u_j, \dots, u_k, \dots, u_n, \dots, w_{xyn}, \psi_{xn}, \psi_{yn}\}^T$. В каждом узле имеется восемь неизвестных, таким образом, конечный элемент имеет 32 степени свободы.

Рассмотрим консольно-закрепленную ($u = v = w = w_x = w_\varphi = w_{x\varphi} = 0$) некруговую цилиндрическую оболочку эллиптического поперечного сечения, выполненную из полимерного композиционного материала и находящуюся под действием краевой нагрузки в виде поперечной силы Q , приложенной к свободному краю оболочки (см. рис. 1). Нагруженный край оболочки подкреплен жестким в своей плоскости шпангоутом ($EF = 1,96e + 006$ кг; $EI = 1,475e + 009$ кг/мм²). Действие поперечной силы заменим статически эквивалентными ей касательными усилиями $T_3 = QS/J$, где S – статический момент отсеченной части поперечного сечения оболочки; J – момент инерции площади поперечного сечения относительно оси AA .

Оболочка (длина $L = 2000$ мм, толщина $h = 3,456$ мм, радиус окружности с периметром поперечного сечения некруговой оболочки (эквипериметрический радиус) $R_0 = P/2\pi = 2000$ мм) выполнена из восемнадцатислойного полимерного композиционного материала Torayca T700. Приведем механические характеристики согласно работе [21]: $E_1^+ = 125510$ МПа; $E_2^+ = 8780$ МПа; $E_1^- = 114380$ МПа; $E_2^- = 8670$ МПа; $G_{12} = 4740$ МПа; $\mu_{12} = 0,34$; $\delta = 0,192$ мм. Здесь: E_1^+ , E_1^- , E_2^+ , E_2^- , G_{12} – модули упругости в продольном и поперечном направлениях монослоя на растяжение и сжатие и модуль сдвига; μ_{12} – коэффициент Пуассона монослоя; δ – толщина монослоя.

Приведенные жесткостные характеристики материала оболочки представлены в работе [23].

В силу симметрии нагрузки рассматривалась 1/2 часть оболочки, получаемая продольным разрезом оболочки в вертикальной плоскости симметрии. Для расчета по линии разреза ставились условия симметрии ($v = 0, \vartheta_2 = 0$). Оболочка разбивалась конечно-элементной сеткой $m \times n = 15 \times 90$, что обеспечивало сходимость решения по числу конечных элементов с погрешностью, не превышающей 5 %, где m – число конечных элементов по длине оболочки; n – число конечных элементов по окружности.

Приняты следующие обозначения: $k_\tau = Q^*/Q_0$, где Q^* – критические значения поперечной силы, $Q_0 = \pi R_0 C S_b$ – верхнее критическое значение краевой поперечной силы для круговой цилиндрической изотропной оболочки [2], $C = 0,953$, $S_b = 0,74 \frac{Eh}{(1-\nu^2)^{5/8}} \left(\frac{h}{R_0}\right)^{5/4} \left(\frac{R_0}{L}\right)^{1/2}$.

Рассматривается несколько вариантов укладки монослоев по толщине оболочки (табл. 1). Кроме того, для сравнения рассматривается также вариант оболочки из алюминиевого сплава Д16Т.

Таблица 1

Вариант	Укладка
1	0, 0, ±45, 90, 0, ±45, 90, 90, ±45, 0, 90, ±45, 0, 0
2	±45, ±45, ±45, ±45, ±45, ±45, ±45, ±45, ±45, ±45
3	±45, ±45, ±45, 0, 90, 0, 0, 90, 0, -45, 45, -45, 45, -45, 45
4	0, 90, 0, 90, 0, 90, 0, 90, 0, 90, 0, 90, 0, 90, 0, 90, 0, 90
5	0, 0, 0, 90, 0, ±45, ±45, ±45, ±45, 0, 90, 0, 0, 0
6	Металл Д16Т

На рис. 2 показана зависимость k_τ от параметра эллиптичности поперечного сечения $\bar{a} = a/b$ для различных вариантов укладки монослоев в оболочке (см. табл. 1), в том числе и для металлической оболочки (вариант 6). На рис. 2, а показаны результаты исследования оболочек с эллиптическим контуром поперечного сечения, на рис. 2, б – результаты исследования оболочек с овальным профилем сечения, составленного из двух пар окружностей [24]. Эквипериметрический радиус R_0 для оболочек был задан одинаковым. На рисунках сплошными линиями показаны результаты линейного, а пунктирными – нелинейного решений. Кривые 1, 1' – б, б' соответствуют вариантам укладки монослоев (см. табл. 1).

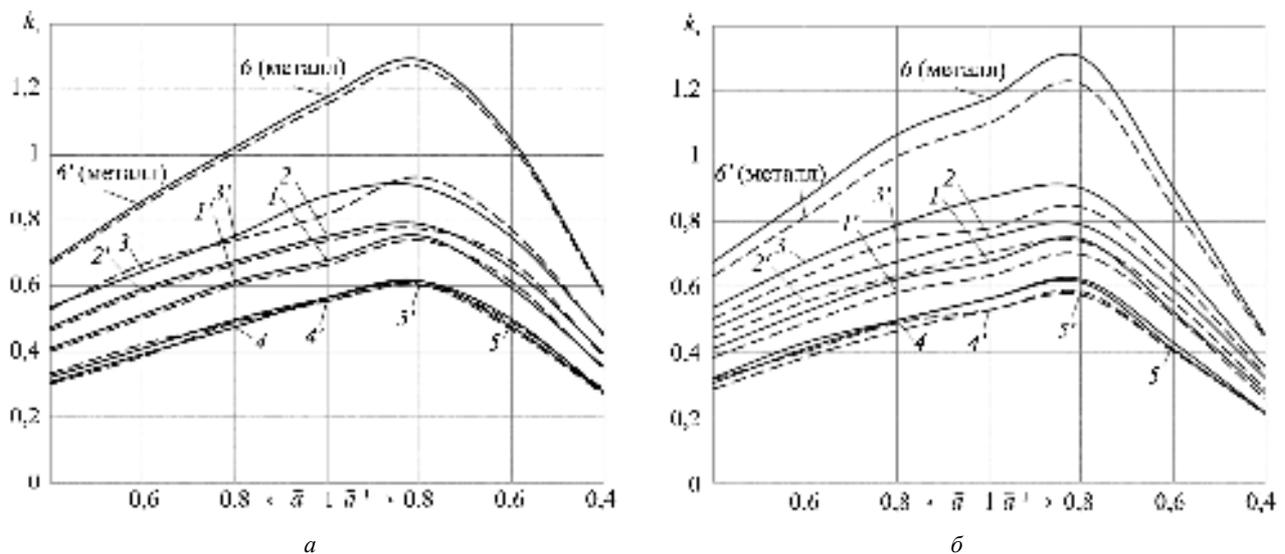


Рис. 2

Анализ рис. 2 показывает, что критические значения параметра нагрузки существенно зависят как от параметра эллиптичности, так и от укладки монослоев. Поведение кривых k_τ для оболочек эллиптического и овального поперечных сечений идентично. Наибольшие значения параметра k_τ наблюдаются

в случае сплюснутых по вертикальной оси оболочек для параметра эллиптичности $\bar{a}^{-1} = 0,8 \div 0,85$ независимо от вида укладки монослоев, причем поведение кривых меняется в зависимости от параметра эллиптичности \bar{a} . Так, низкие в вертикальной плоскости оболочки характеризуются значительным уменьшением параметра k_τ , по сравнению с высокими оболочками. Наиболее эффективными укладками являются варианты 2, 3, наименее эффективны варианты 4, 5. Учет нелинейности, как правило, снижает значения параметра критической нагрузки. Значения критической поперечной силы для металлической оболочки выше, чем для композитной.

В табл. 2 приведены результаты сравнения расчетов (в процентах) эллиптических и овальных оболочек при линейном исходном напряженно-деформированном состоянии ($\Delta = (k_\tau^{\text{эл}} - k_\tau^{\text{о}}) / k_\tau^{\text{эл}} 100\%$) в зависимости от параметра эллиптичности оболочки для различных вариантов укладки монослоев в обшивке, где $k_\tau^{\text{эл}}$ – значения параметра критической поперечной силы для эллиптической оболочки; $k_\tau^{\text{о}}$ – для овальной.

Таблица 2

Вариант укладки	\bar{a}						
	0,4	0,6	0,8	1,0	1,25	1,67	2,5
1	-0,5	-2,2	-1,3	0,0	0,8	11,7	21,7
2	0,0	0,0	-0,1	0,0	0,0	9,3	17,7
3	0,0	-4,9	-5,0	0,0	0,0	9,2	21,7
4	0,0	-5,0	-4,9	0,0	0,0	13,6	21,6
5	0,0	-5,0	0,0	0,0	-1,3	13,6	21,6
6 (металл)	0,1	-1,3	-4,2	0,0	-1,0	13,6	21,6

Из табл. 2 следует, что при использовании оболочек, сплюснутых в горизонтальной плоскости ($\bar{a} > 1,25$), эллиптические оболочки по сравнению с овальными обеспечивают более высокие показатели несущей способности независимо от схемы укладки монослоев. При этом с увеличением степени овальности \bar{a} различие в эффективности данных форм оболочек становится более выраженным.

В табл. 3 приведены результаты исследования влияния нелинейности исходного состояния ($\Delta = (k_{\tau n} - k_{\tau l}) / k_{\tau l} 100\%$) на значения параметра k_τ в зависимости от параметра эллиптичности оболочки для различных вариантов укладки монослоев в обшивке, где индексы «l», «n» при k_τ относятся к линейному и нелинейному решениям.

Таблица 3

Вариант укладки	\bar{a}						
	0,4	0,6	0,8	1,0	1,25	1,67	2,5
1	-1,7	-1,8	-1,7	-1,8	-1,7	3,1	-1,8
2	-1,8	-1,7	-1,7	-1,8	-1,8	3,1	-1,8
3	-1,7	3,1	-1,7	-6,9	3,1	3,1	-1,7
4	-1,7	-1,8	3,1	-1,7	-1,7	-1,8	-1,7
5	3,1	3,1	-1,7	-1,7	-1,7	-1,7	3,1
6 (металл)	-1,7	-1,7	-1,7	-1,9	-1,7	-1,7	-1,7

Из табл. 3 следует, что нелинейность в основном снижает критические значения параметра нагрузки k_τ для всех вариантов рассмотренных оболочек. Влияние нелинейности незначительно, в пределах 1,5...7 %, независимо от параметра эллиптичности оболочки.

На рис. 3 показана зависимость параметра весовой эффективности композитных оболочек (подсчитывается по формуле $k_g = k_\tau / k_{\tau l} (G/G_1)$, где k_τ , $k_{\tau l}$ – параметры критической поперечной силы композитной и металлической оболочек, G , G_1 – их массы) от параметра эллиптичности поперечного сечения \bar{a} для различных вариантов укладки монослоев в оболочке.

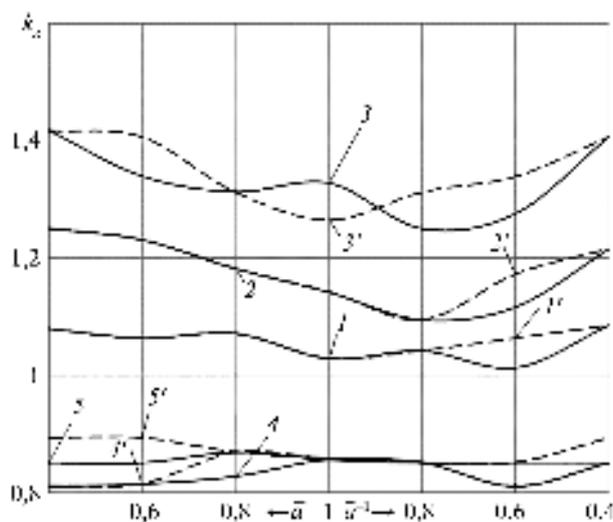


Рис. 3

Как видим (см. рис. 3), весовая эффективность существенно зависит как от параметра эллиптичности \bar{a} , так и от вариантов укладки монослоев в пакете оболочки. Весовая эффективность композитных оболочек достигает 30–40 % (вариант 3). С увеличением эллиптичности оболочек весовая эффективность композитных оболочек повышается. Нелинейность практически не влияет на параметр весовой эффективности. Для вариантов укладки 4, 5 (с укладкой волокон 0, 90°) весовая эффективность композитных оболочек ниже металлических.

В табл. 4 приведены значения параметра k_t в зависимости от параметра эллиптичности оболочки для различных вариантов укладки монослоев при нелинейном исходном напряженно-деформированном состоянии.

Таблица 4

Вариант укладки	\bar{a}						
	0,4	0,6	0,8	1,0	1,25	1,67	2,5
1	0,403	0,504	0,604	0,666	0,740	0,612	0,345
2	0,466	0,583	0,666	0,740	0,777	0,675	0,386
3	0,529	0,666	0,740	0,820	0,933	0,772	0,447
4	0,302	0,386	0,490	0,556	0,604	0,466	0,270
5	0,333	0,423	0,490	0,556	0,604	0,490	0,284

Примечание: Полужирным шрифтом выделены варианты расчета оболочек с наиболее эффективной укладкой монослоев.

Как видим (см. табл. 3), наиболее эффективна укладка по варианту 3 ([±45, ±45, ±45, 0, 90, 0, 0, 90, 0, -45, 45, -45, 45, -45, 45]) независимо от параметра эллиптичности оболочки.

Далее приведем результаты исследования влияния углов укладки φ монослоев для этого варианта укладки, при этом угол 45° (см. табл. 1) заменим параметром φ ([± φ , ± φ , ± φ , 0, 90, 0, 0, 90, 0, - φ , φ , - φ , φ , - φ , φ]).

На рис. 4 показана зависимость k_t от параметра эллиптичности \bar{a} для различных углов φ укладки монослоев в оболочке.

На рис. 5 показана зависимость k_t от углов укладки монослоев φ для различных значений параметра \bar{a} оболочки.

Из рис. 4, 5 следует, что наиболее эффективной укладкой в этом случае является укладка с углами $\varphi = 50 \div 60^\circ$. Максимум параметра k_t и в этом случае достигается для параметра эллиптичности $\bar{a} = 1,25$ независимо от угла φ . Нелинейность снижает значения параметра k_t наиболее существенно для значений параметра $0,8 < \bar{a} < 1,4$ и больших углов $\varphi > 40^\circ$.

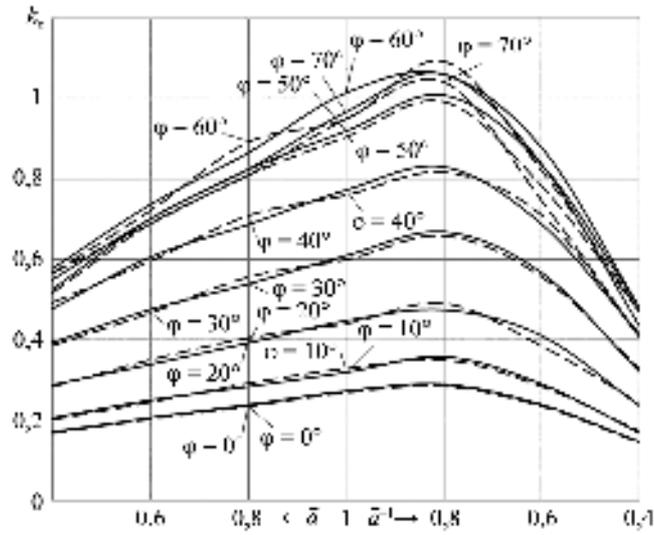


Рис. 4

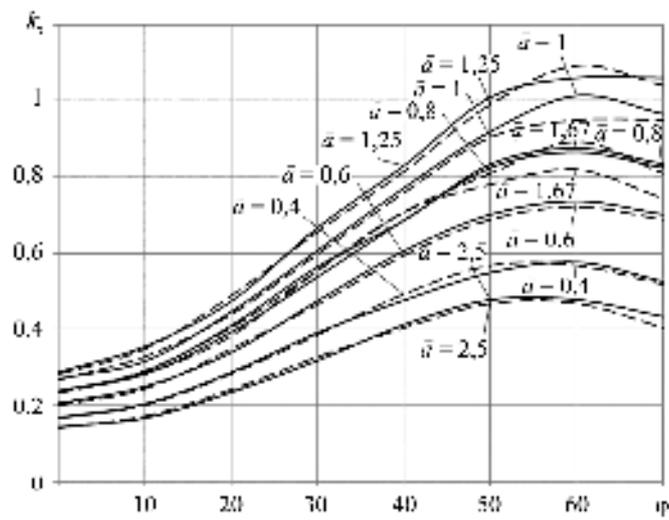


Рис. 5

На рис. 6 показана зависимость k_x от параметра \bar{a} для различных углов укладки монослоев в оболочке φ .

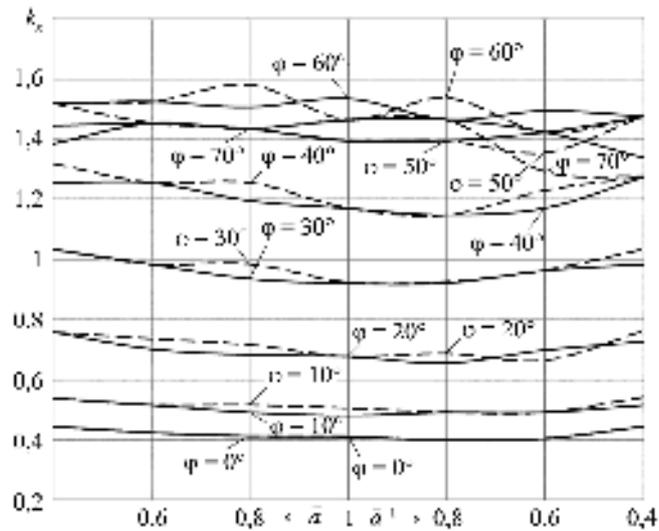


Рис. 6

На рис. 7 показана зависимость k_g от углов укладки монослоев φ для различных значений параметра \bar{a} .

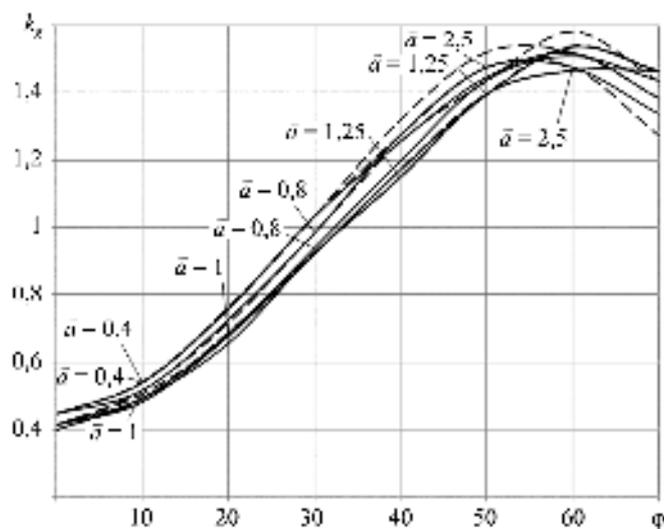


Рис. 7

Согласно анализу рис. 6, 7 весовая эффективность композитных оболочек существенно зависит от угла укладки монослоя φ и практически не зависит от параметра эллиптичности оболочки \bar{a} как в случае линейного, так и нелинейного исходного напряженно-деформированного состояния. В случае углов укладки $\varphi < 30^\circ$ весовая эффективность композитных оболочек ниже в сравнении с металлической оболочкой. Учет нелинейности, как правило, незначительно повышает весовую эффективность композитных оболочек, это наиболее существенно для большой эллиптичности оболочки и в диапазоне изменения углов $\varphi = 50 \div 60^\circ$.

Формы потери устойчивости для оболочки с различными значениями параметра \bar{a} приведены на рис. 8: $a - \bar{a} = 0,6$; $b - \bar{a} = 1,0$; $в - \bar{a} = 1,7$.

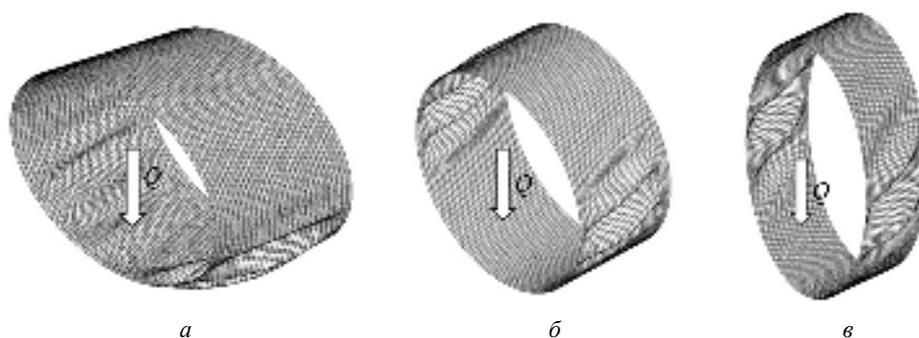


Рис. 8

Форма потери устойчивости эллиптических оболочек существенно зависит от параметра эллиптичности \bar{a} . Оболочки теряют устойчивость на боковой поверхности от действия максимальных касательных усилий T_3 .

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

Сплюснутые в горизонтальной плоскости эллиптические оболочки эффективнее овальных независимо от способа укладки монослоев в пакете.

Критические значения параметра k_r зависят как от укладки монослоев в пакете, так и от параметра эллиптичности оболочки. Наибольшие значения параметра k_r достигаются в случае сплюснутых в вертикальной плоскости оболочек (с параметром $\bar{a} = 1,25$) независимо от укладки слоев.

При учете нелинейности, как правило, снижается значение параметра k_r . Влияние нелинейности незначительно (до 6 %), независимо от параметра эллиптичности оболочки.

Углы укладки монослоев существенно влияют на параметр критической нагрузки. Наиболее оптимальной укладкой считается укладка с углами φ в диапазоне $50 \dots 60^\circ$.

Значения параметра весовой эффективности композитных оболочек k_g зависят как от укладки монослоев в пакете, так и от параметра эллиптичности оболочки. Наиболее эффективной укладкой в этом случае является укладка с углами $\varphi = 50 \div 60^\circ$.

При учете нелинейности незначительно повышается весовая эффективность композитных оболочек, наиболее существенно для большой эллиптичности оболочки и в диапазоне изменения углов $\varphi = 50 \div 70^\circ$.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Григолоук Э.И., Кабанов В.В. Устойчивость оболочек. М.: Наука, 1978. 360 с.
2. Кабанов В.В. Устойчивость неоднородных цилиндрических оболочек. М.: Машиностроение, 1982. 256 с.
3. Гинзбург И.Н. Устойчивость оболочек некругового поперечного сечения при осевом сжатии: Автореф. дис. ... канд. техн. наук. Харьков, 1967. 16 с.
4. Tenneyson R.C., Booton M., Caswell R.D. Buckling of Imperfect Elliptical Shells under Axial Compression // AIAA Journal. 1971. Vol. 9. № 2. P. 250–255.
5. Бакулин В.Н., Виноградов Ю.И. Аналитическое и асимптотическое решение краевых задач механики деформирования оболочек при сосредоточенном нагружении // Изв. вузов. Авиационная техника. 2017. № 1. С. 14–20.
6. Бакулин В.Н., Виноградов Ю.И., Меньков Г.Б. Напряженное состояние подкрепленной конической оболочки с теплозащитным покрытием с зависимыми от температуры свойствами // Изв. вузов. Авиационная техника. 2018. № 2. С. 10–17.
7. Дмитриев В.Г. и др. Нелинейное деформирование многослойных композитных оболочек вращения при больших перемещениях и углах поворота нормали // Изв. вузов. Авиационная техника. 2017. № 2. С. 8–15.
8. Железнов Л.П., Кабанов В.В., Бойко Д.В. Нелинейное деформирование и устойчивость овальных цилиндрических оболочек при комбинированном нагружении // Прикладная механика и техническая физика. 2008. № 1. С. 134–138.
9. Васильев В.В. Механика конструкций из композиционных материалов. М.: Машиностроение, 1988. 272 с.
10. Vasiliev V.V., Morozov E.V. Advanced Mechanics of Composite Materials and Structures. Elsevier, 2018. 900 p.
11. Bakulin V.N. A Model for Refined Calculation of the Stress-Strain State of Sandwich Conical Irregular Shells // Mechanics of Solids. 2019. Vol. 54. № 5. P. 786–796.
12. Алфутов Н.А., Зиновьев П.А., Попов Б.Г. Расчет многослойных пластин и оболочек из композиционных материалов. М.: Машиностроение, 1984. 264 с.
13. Кармишин А.В. и др. Статика и динамика тонкостенных оболочечных конструкций. М.: Машиностроение, 1975. 376 с.
14. Канторович Л.В., Акилов Г.П. Функциональный анализ в нормированных пространствах. М.: Физматгиз, 1959. 684 с.
15. Бакулин В.Н., Демидов В.И. Трехслойный конечный элемент естественной кривизны // Изв. вузов. Машиностроение. 1978. № 5. С. 5–10.
16. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ. Программа для расчета на прочность и устойчивость подкрепленных некруговых цилиндрических оболочек / Л.П. Железнов. № 2013615613; заявл. 6.05.2013; опубл. 20.09.2013.
17. Кабанов В.В., Железнов Л.П. К расчету цилиндрической оболочки методом конечных элементов // Прикладная механика. 1985. № 9. С. 35–38.
18. 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.
19. Железнов Л.П., Кабанов В.В., Бойко Д.В. Нелинейное деформирование и устойчивость дискретно подкрепленных эллиптических цилиндрических композитных оболочек при кручении и внутреннем давлении // Авиационная техника. 2018. № 2. С. 27–34.
20. Bakulin V.N. Block-Layer Approach for the Analysis of the Stress-Strain State of Three-Layer Irregular Cylindrical Shells of Rotation // Mechanics of Solid. 2021. Vol. 56. Iss. 7. P. 1451–1460.
21. Железнов Л.П., Серьезнов А.Н. Нелинейное деформирование и устойчивость композитного отсека фюзеляжа самолета при чистом изгибе // Авиационная техника. 2021. № 3. С. 22–30.

22. Бакулин В.Н., Кривцов В.С., Рассоха А.А. Алгоритм получения матрицы жесткости конечного элемента анизотропной оболочки // Изв. вузов. Авиационная техника. 1983. № 4. С. 14–18.
23. Железнов Л.П. Нелинейное деформирование и устойчивость анизотридных круговых цилиндрических оболочек при чистом изгибе // Полет. 2023. № 1-2. С. 3–15.
24. Железнов Л.П. Исследование нелинейного деформирования и устойчивости некруговой композитной цилиндрической оболочки при нагружении краевой поперечной силой // Учен. зап. ЦАГИ. 2025. № 1. С. 77–85.

Поступила в редакцию 22.05.25

После доработки 3.06.25

Принята к публикации 3.06.25

Stability of the Cantilever Elliptical Composite Cylindrical Shell during Transverse Bending

L.P. ZHELEZNOV^{1,2}

¹ SibNIA named after S.A. Chaplygin, Novosibirsk

² STU, Novosibirsk

The problem of stability of non-circular elliptical cylindrical shells made of composite material is solved, taking into account the momentarity and nonlinearity of their subcritical stress-strain state. The geometrically nonlinear stability problem is solved by finite element methods and Newton–Kantorovich linearization. Critical loads are determined in the process of solving a nonlinear problem using the Sylvester criterion. The finite elements of composite cylindrical shells of natural curvature, developed on the basis of the Timoshenko hypothesis, are used, and their rigid displacements are explicitly highlighted in the approximation of their displacements, which significantly affects the convergence of the solution. The stability of an elliptical, cantilever-mounted cylindrical shell made of a polymer composite material is investigated when loaded with an edge transverse force. The influence of the monolayer laying methods, the nonlinearity of deformation, and the ellipticity parameter on the critical loads of shell stability loss and weight efficiency of composite shells was clarified.

Elliptical cylindrical composite shells, polymer composite materials, nonlinear deformation, stability, finite element method, transverse force, weight efficiency

Координация группы беспилотных летательных аппаратов при взлете

Разработан алгоритм управления групповым взлетом беспилотных летательных аппаратов самолетного типа на основе подхода «ведущий – ведомый». Рассмотрена оптимизация взлета беспилотного летательного аппарата с высокоточным выполнением маневров. На основе принципа максимума Л.С. Понтрягина формируется структура управления, далее реализуется адаптивная коррекция параметров этой структуры управления. Для ведомых аппаратов разработаны специализированные алгоритмы поддержания заданного положения относительно ведущего с использованием ПИД-регулятора. Результаты численного моделирования в MATLAB демонстрируют высокую точность выполнения маневров (установившаяся ошибка не превышает 0,01 м по межбортовому расстоянию) и синхронность группового взлета. Отмечено практическое применение алгоритма для задач построения фазовой антенной решетки из группы беспилотных летательных аппаратов.

С.А. КАБАНОВ,
д-р техн. наук,
Ф.В. МИТИН,
канд. техн. наук
(БГТУ «ВОЕНМЕХ»
им. Д.Ф. Устинова,
Санкт-Петербург)
fedor28@list.ru

Беспилотный летательный аппарат, этап взлета, групповое управление, математическое моделирование, оптимизация

Современные беспилотные летательные аппараты (БЛА) самолетного типа представляют собой сложные технические системы, для которых фаза взлета является критически важной с точки зрения безопасности и эффективности последующего полета [1, 2]. Особенно актуальна эта проблема при организации группового взаимодействия БЛА, где требования к точности управления ужесточаются.

Анализ современных исследований показывает, что процесс взлета БЛА включает три ключевых этапа – разгон по взлетно-посадочной полосе, отрыв и набор высоты, стабилизация перед построением группового движения [3]. На каждом этапе требуется решение специфических задач управления с учетом аэродинамических характеристик аппарата, внешних возмущений и энергетических ограничений [4, 5].

Особое внимание в последнее время уделяется разработке алгоритмов группового взаимодействия БЛА после взлета. Наиболее перспективные подходы – децентрализованные методы управления, основанные на принципах роевого интеллекта [5], схемы с выделенным лидером и ведомыми аппаратами [6], концепция виртуальной структуры [7]. Тем не менее экспериментальные данные [8] свидетельствуют о наличии ряда проблем при их практической реализации, ключевыми из которых являются обеспечение энергоэффективности группового взлета, требования к помехоустойчивости систем управления, сложность синхронизации аппаратов в условиях внешних возмущений.

Перспективным направлением развития данной области является интеграция методов искусственного интеллекта и машинного обучения с традиционными подходами к управлению БЛА [9]. Особый интерес представляют гибридные схемы управления, сочетающие преимущества централизованного и децентрализованного подходов [10].

Целью настоящей статьи является синтез алгоритма управления взлетом БЛА самолетного типа и решение задачи их группового взаимодействия на основе подхода «ведущий – ведомый». Данная задача актуальна при необходимости высокоточного мониторинга удаленных и труднодоступных объектов, формировании мобильных коммуникационных сетей, мобильных фазированных антенных решеток и др. [11].

Координация группы БЛА осуществляется после взлета и выхода каждого аппарата на заданную высоту. БЛА набирают высоту по оптимальным траекториям. После этого ведомый движется таким образом, чтобы занять свое относительное положение в соответствии с целью полета.

В качестве имитационной модели ведомого БЛА рассматривается следующая система дифференциальных уравнений, описывающая динамику бокового движения летательного аппарата как твердого тела:

$$\dot{x} = f(x, u, t),$$

где $\mathbf{x} = (V \Psi x z \psi \omega_y)^T$ – вектор состояния; $\mathbf{u} = (R\delta_n)^T$ – вектор управления; t – время; V – скорость в земной системе координат; Ψ – угол поворота по курсу; x, z – продольная и боковая дальность; ψ – угол рысканья; ω_y – угловая скорость по рысканью; R – тяга; δ_n – угол отклонения рулей направления. В проекциях на оси траекторной системы координат уравнения динамики БЛА как твердого тела имеют вид [12, 13]:

$$\dot{V} = gn_x; \quad (1)$$

$$\dot{\Psi} = -\frac{g}{V}n_z; \quad (2)$$

$$\dot{x} = V \cos \Psi; \quad (3)$$

$$\dot{z} = -V \sin \Psi; \quad (4)$$

$$\dot{\psi} = \omega_y; \quad (5)$$

$$\dot{\omega}_y = \frac{qSLm_y}{J_y}, \quad (6)$$

где $n_x = (R \cos \beta - X)/mg$; $n_z = (-R \sin \beta + Z)/mg$; $\beta = \psi - \Psi$ – угол скольжения; $X = c_x qS$ – сила лобового сопротивления; $Z = c_z qS$ – поперечная сила; $c_x = c_{x0} + c_{xi}$; $c_z = c_z^\beta \beta + c_z^{\delta_n} \delta_n$; $m_y = m_y^\beta \beta + m_y^{\delta_n} \delta_n + m_y^{\omega_y} \frac{\omega_y L}{2V}$; $q = \rho V^2 / 2$ – скоростной напор; g – ускорение свободного падения; L – характерная длина; S – характерная площадь; J_y – момент инерции; c_x – коэффициент лобового сопротивления; c_{x0} – коэффициент сопротивления при $\alpha = 0$; c_{xi} – коэффициент индуктивного сопротивления; c_z – коэффициент бокового сопротивления; m_y – аэродинамический коэффициент момента рысканья; c_z^β , $c_z^{\delta_n}$, m_y^β , $m_y^{\delta_n}$, $m_y^{\omega_y}$ – частные производные c_z , m_y по соответствующим переменным.

Для решения задачи синтеза оптимального управления вначале рассмотрим модель динамики центра масс летательного аппарата $\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\mathbf{x}, \mathbf{u}, t)$ в виде [12]

$$\dot{V} = g(n_x - \sin \theta); \quad (7)$$

$$\dot{\theta} = \frac{g}{V}(n_y - \cos \theta); \quad (8)$$

$$\dot{\Psi} = -\frac{g}{V} \frac{n_z}{\cos \theta}; \quad (9)$$

$$\dot{x} = V \cos \theta \cos \Psi; \quad (10)$$

$$\dot{y} = V \sin \theta; \quad (11)$$

$$\dot{z} = -V \cos \theta \sin \Psi. \quad (12)$$

Здесь: $\mathbf{x} = (V \theta \Psi x y z)^T$ – вектор состояния; $\mathbf{u} = (u_1 u_2 u_3)^T$ – вектор управления ($|n_y| \leq n_{y\max}$; $|n_z| \leq n_{z\max}$); $u_1 = n_x$; $u_2 = n_y$; $u_3 = n_z$; n_x , n_y , n_z – продольная, нормальная и боковая составляющие перегрузки; θ – угол наклона траектории; Ψ – угол поворота траектории; x, y, z – продольная дальность, высота и боковое отклонение; $n_{y\max}$, $n_{z\max}$ – предельно допустимые значения n_y , n_z .

Требуется перевести БЛА из начального положения $\mathbf{x}(t_0)$ в конечное $\mathbf{x}(t_f)$ при минимизации расхода топлива на всем интервале оптимизации.

Задача решается по принципу максимума, который позволяет сформировать программную траекторию и выявить соответствующую структуру управления изменением компонентов вектора перегрузки. Для этой основной задачи оптимизации принят критерий вида

$$I_1 = V_f + \frac{1}{2} \int_{t_0}^{t_f} f_0 dt, \quad (13)$$

где $V_f = \frac{1}{2} \rho_1 (y_f - y(t_f))^2 + \frac{1}{2} \rho_2 (x_f - x(t_f))^2 + \frac{1}{2} \rho_3 (z_f - z(t_f))^2$ – терминальная функция; $f_0 = n_x^2 / k_x^2$; $\rho_1, \rho_2, \rho_3, k_x$ – заданные коэффициенты; x_f, y_f, z_f – заданные конечные значения по соответствующим координатам; t_0, t_f – начальное и конечное время моделирования. Здесь функция f_0 описывает расход топлива на всем интервале оптимизации.

Гамильтониан системы:

$$H = P_V g(n_x - \sin \theta) + P_\theta \frac{g}{V} (n_y - \cos \theta) - \\ - P_\Psi \frac{g}{V} \frac{n_z}{\cos \theta} + P_x V \cos \theta \cos \Psi + P_y V \sin \theta - P_z V \cos \theta \sin \Psi + 0,5 n_x^2 / k_x^2, \quad (14)$$

где $\mathbf{P} = (P_V \ P_\theta \ P_\Psi \ P_x \ P_y \ P_z)^T$ – вектор сопряженных переменных.

Уравнения для сопряженных переменных представлены в виде системы уравнений:

$$\dot{P}_V = -\frac{\partial H}{\partial V} = P_\theta \frac{g}{V^2} (n_y - \cos \theta) - P_\Psi \frac{g}{V^2} \frac{n_z}{\cos \theta} - P_x \cos \theta \cos \Psi - P_y \sin \theta - P_z \cos \theta \sin \Psi; \quad (15)$$

$$\dot{P}_\theta = -\frac{\partial H}{\partial \theta} = P_V g \cos \theta - P_\theta \frac{g}{V} \sin \theta - P_\Psi \frac{g}{V} \frac{n_z}{\cos^2 \theta} + P_x V \sin \theta \cos \Psi + P_y V \cos \theta - P_z V \sin \theta \sin \Psi; \quad (16)$$

$$\dot{P}_\Psi = -\frac{\partial H}{\partial \Psi} = P_x V \cos \theta \sin \Psi + P_z V \cos \theta \cos \Psi; \quad (17)$$

$$\dot{P}_x = -\frac{\partial H}{\partial x} = 0; \quad (18)$$

$$\dot{P}_y = -\frac{\partial H}{\partial y} = 0; \quad (19)$$

$$\dot{P}_z = -\frac{\partial H}{\partial z} = 0. \quad (20)$$

Граничные условия для сопряженных переменных определяются из условий трансверсальности $\mathbf{P}(t_f) = (\partial V_f / \partial \mathbf{x})^T$.

Традиционное применение принципа максимума Л.С. Понтрягина в задачах управления БЛА сопряжено с существенными трудностями, обусловленными расхождением между теоретической оптимальностью и практической реализуемостью. Несмотря на то что этот метод позволяет получить формально оптимальные траектории, их практическое использование требует значительных вычислительных ресурсов и памяти бортового компьютера для хранения и интерполяции дискретных точек траектории. Особенно актуальна эта проблема в случае необходимости оперативной адаптации к изменяющимся условиям построения БЛА в группу.

Принцип максимума используется для определения структуры оптимального управления. Далее применяется алгоритм коррекции параметров этой структуры, позволяющий адаптировать управление к текущим условиям [14–17]. Такой подход сочетает строгость классической теории оптимального управления с гибкостью, необходимой для работы в реальных условиях.

Ключевым преимуществом данного метода является обеспечение оптимальности управления при значительном снижении вычислительных ресурсов. Данный результат достигается за счет переноса основной доли вычислений, связанных с определением структуры системы управления, на этап предварительных расчетов. В режиме реального времени осуществляется лишь коррекция заранее определенных параметров. В результате система приобретает свойство адаптивности, сохраняя при этом основные оптимальные характеристики, полученные на основе принципа максимума.

Особое значение имеет возможность оперативного учета изменяющихся терминальных условий, что особенно важно для задач управления БЛА.

Важнейшей характеристикой является способность системы оперативно адаптироваться к изменяющимся терминальным условиям, что определяет ее применимость в управлении БЛА.

Рассмотренный метод позволяет сохранить оптимальные свойства системы управления даже при значительных отклонениях от расчетных условий, что принципиально отличает его от подходов, основанных на чисто программных траекториях, полученных классическими методами.

Из основной задачи из условия $\partial H / \partial u = 0$ находим $n_x = -k_x^2 g P_V$. Структура управления для $n_y(t)$, $n_z(t)$ определяется из работ [15, 16].

Используя моменты времени τ_i переключения структуры управления в качестве параметров, представим структуру управления в виде

$$q(t) = q_1(t) + \Delta q_i^T(t) l(t, \tau_i), \quad (21)$$

где $i = \overline{1, r}$, i – номер участка структуры управления; r – количество переключений управления в структуре; $l^T(t, \tau_i) = [l(t, \tau_1) \ l(t, \tau_2) \ \dots \ l(t, \tau_r)]$; $\Delta q_i^T = [-u_i + u_{i+1} \ \dots \ -u_{i-1} + u_r]$; $q_1(t)$ при $t < \tau_1$. Здесь q_1 , q_{i+1} – управления на предыдущем и последующем участках этой структуры относительно τ_i ; $l(t, \tau_i)$ – единичные функции. В рассматриваемой задаче $q = (n_y \ n_z)^T$.

Для использования алгоритма коррекции параметров структуры управления к исходной системе (7) – (12) добавляются уравнения $\dot{\tau} = w$, где $\tau = (\tau_1 \ \tau_2 \ \dots \ \tau_r)^T$; $w = (w_1 \ w_2 \ \dots \ w_r)^T$ – векторы новых переменных, принимаемых за управления. Тогда уравнения для расширенного вектора состояния $x_p = (x^T \ w^T)$ запишутся как

$$\dot{x} = f(x, u, t); \quad \dot{\tau} = w. \quad (22)$$

Данную задачу можно решить при минимизации критерия А.А. Красовского [18]

$$I_2 = I_1 + \frac{1}{2} \int_{t_0}^{t_f} w^T k^{-2} w dt + \frac{1}{2} \int_{t_0}^{t_f} w_0^T k^{-2} w_0 dt, \quad (23)$$

где для коррекции величины интервала оптимизации в число компонент вектора w добавлен t_f , $k = \text{diag}(k_1, k_2, \dots, k_r)$ – матрица заданных коэффициентов; w_0 – оптимальное значение w .

Введением нового вектора управления w исходная основная задача оптимизации по вычислению u решается косвенно – через нахождение этого вектора w . Гамильтониан в данном случае примет вид [13]:

$$H_a = H + P_\tau^T w + 0,5 w^T k^{-2} w + 0,5 w_0^T k^{-2} w_0.$$

Далее $\dot{P}_\tau = -(\partial H_a / \partial \tau)^T = \delta^T(t, \tau) \Delta q \partial f / \partial q P$, где $\delta(t, \tau) = \partial l(t, \tau) / \partial \tau$, $w = -k^2 P_\tau$, $l(t, \tau) = 1 / (1 + e^{-2kl(t, \tau)})$.

После вывода БЛА на заданный курс осуществляется управление группой летательных аппаратов на основе подхода «ведущий – ведомый». Ведущий БЛА совершает маневр на основе рассмотренного алгоритма коррекции параметров структуры управления, ведомый сохраняет свое положение на заданном расстоянии от ведущего.

Чтобы ведомый БЛА двигался параллельно траектории ведущего на заданном отклонении, необходимо учесть разницу в значениях кривизны траектории ведущего и ведомого. Требуемую кривизну траектории ведомого можно определить следующим образом [17, 19]:

$$K_{2z} = \frac{1}{R_{2z}} = \frac{1}{R_{1z} - \Delta z} = \frac{1}{1/K_{1z} - \Delta z} = \frac{K_{1z}}{1 - K_{1z}\Delta z},$$

где R_{1z} , R_{2z} , K_{1z} , K_{2z} – радиусы кривизны и кривизна траектории ведущего и ведомого.

Для выдерживания кривизны K_{2z} определим управление перегрузкой n_{z2} с учетом физического смысла кривизны как угловой скорости поворота вектора скорости:

$$n_{z2} = -\frac{V_2^2}{g} K_{2z},$$

где V_2 – скорость ведомого.

Поскольку полученный сигнал управления представляет собой требуемую перегрузку, его можно пересчитать в соответствующий угол закладки рулей направления:

$$\delta_{н2K} = \frac{mgn_{z2} + R \sin \beta}{qSc_z^{\delta_{н}}} + \frac{c_z^{\beta} \beta}{c_z^{\delta_{н}}}.$$

С учетом выдерживания заданного отклонения траектории ведомого от ведущего можно сформировать закон управления в виде ПИ-регулятора [10]

$$u = l_1 z_{\Delta} + l_2 \int_0^t z_{\Delta} dt, \quad (24)$$

где $z_{\Delta} = \Delta z - \Delta z_{изм}$, $\Delta z_{изм}$ – измеренное отклонение. С помощью самоорганизующегося оптимального регулятора с экстраполяцией А.А. Красовского [20] получим выражения для коэффициентов l_1 , l_2 регулятора [14, 21]. Пусть измерению доступно отклонение $\int_0^t z_{\Delta} d\tau$. При измерении $z = \int_0^t z_{\Delta} dt$ в различные моменты времени, например, в двух моментах, можно через эти точки провести прямую $z(t) = a_1 t + a_0 = \sum_{i=0}^n a_i t^i$, где $n = 1$. Для рассматриваемого случая полинома первой степени сопряженная переменная в самоорганизующемся оптимальном регуляторе с экстраполяцией, формирующая управление $u_{опт} = -k_s p_2$:

$$p_2 = \frac{t_c^{2-1}}{(2-1)!} \sum_{i=0}^1 a_i t_c^i \left(\rho + \frac{\varphi t_c}{2+i} \right). \quad (25)$$

Самоорганизующийся оптимальный регулятор с экстраполяцией в данном случае дает следующие управление:

$$u = m_1 x_1 + m_2 x_2.$$

Здесь: t_c , ρ , φ , k_s , m_1 , m_2 – интервал оптимизации и весовые коэффициенты в целевом функционале самоорганизующегося оптимального регулятора с экстраполяцией:

$$I = V_f [x(t_c), t_c] + \int_0^{t_c} f_0(x, u, u_{опт}, t) dt,$$

где $V_f = \frac{1}{2} \rho x_1^2(t_c)$; $f_0 = Q(x, t) + \frac{1}{2} k_s^{-1} (u^2 + u_{опт}^2)$; $Q = \frac{1}{2} \varphi x_1^2$.

Сравнив выражения для управления ПИ-регулятора (24) и самоорганизующегося оптимального регулятора с экстраполяцией (25), окончательно находим:

$$l_1 = k_s t_c^2 \frac{\Phi t_c}{6}; \quad l_2 = -k_s t_c \left(\rho + \frac{\Phi t_c}{2} \right).$$

Если вместо ПИ-регулятора использовать ПИД-регулятор, то его коэффициенты также можно найти через самоорганизующийся оптимальный регулятор с экстраполяцией для случая полинома второго порядка [14, 21–23]:

$$l_1 = k_s t_c^4 \frac{\Phi}{24}; \quad l_2 = -k_s \frac{t_c^2}{2} \left(\rho + \frac{\Phi t_c}{3} \right); \quad l_3 = -k_s t_c^5 \frac{\Phi}{120}.$$

Для ПИД-регулятора получаем управление

$$\delta_{н2} = \delta_{н2K} + u_z = \delta_{н2K} + l_1 z_{\Delta} + l_2 \int_0^t z_{\Delta} dt + l_3 \dot{z}_{\Delta}.$$

Также можно найти и коэффициенты для ПД-регулятора через самоорганизующийся оптимальный регулятор с экстраполяцией [24]:

$$l_1 = -k_s t_c \left(\rho + \frac{\Phi t_c}{2} \right); \quad l_2 = k_s t_c^2 \frac{\Phi t_c}{6}.$$

Описанный алгоритм позволяет удерживать ведомый объект на заданном отклонении от траектории ведущего. Однако, если необходимо сохранить заданный временной интервал, то на участках маневрирования ведомый должен изменять скорость.

Пусть в бортовой цифровой вычислительной машине ведомого объекта хранятся координаты ведущего, соответствующие нескольким точкам его траектории. Произведя пересчет координат ведомого объекта в систему координат ведущего, можно получить дистанцию до ведущего вдоль его траектории [17]:

$$d_n = \sum_{i=1}^{N-1} \sqrt{(X_i - X_{i+1})^2 + (Z_i - Z_{i+1})^2} - X_1,$$

где N – число сохраненных точек траектории ведущего; X_i, Z_i – сохраненные точки траектории ведущего; X_1 – координата ведомого БЛА в системе координат ведущего.

Из отношения значений кривизны траектории ведущего и ведомого можно определить заданную скорость, с которой должен двигаться ведомый, чтобы не отставать от ведущего:

$$V_{23} = V_1 \frac{K_{1z}}{K_{2z}},$$

где V_1 – скорость ведущего БЛА; K_{1z}, K_{2z} – кривизна траектории ведущего и ведомого.

Определим управление ускорением ведомого:

$$a_{23} = l_4 V_{2\Delta} + l_5 \int_0^t V_{2\Delta} d\tau + l_6 \dot{V}_{2\Delta},$$

где $V_{2\Delta} = V_{23} - V_2$, V_2 – скорость ведомого; l_4, l_5, l_6 – весовые коэффициенты ПИД-регулятора.

При таком управлении ускорением ведомого при маневрировании будет возникать ошибка по дистанции, так как скорость ведомого изменяется с некоторой инерционностью, из-за чего возникает переходной процесс, во время которого ошибка по дистанции накапливается. Для списания нако-

пившейся ошибки по дистанции целесообразно ввести в закон управления обратную связь по дистанции:

$$a_{23} = l_4 V_{2\Delta} + l_5 \int_0^t V_{2\Delta} d\tau + l_6 \dot{V}_{2\Delta} + l_7 d_{\Delta} + l_8 \int_0^t d_{\Delta} d\tau + l_9 \dot{d}_{\Delta},$$

где $d_{\Delta} = \Delta d - d_{и}$; l_7, l_8, l_9 – весовые коэффициенты ПИД-регулятора.

Таким образом, для ведомого объекта получаем следующий закон управления по скорости, обеспечивающий полет с заданным боковым отклонением и заданной дистанцией вдоль траектории ведущего:

$$\dot{V}_2 = a_2; \dot{a}_2 = \frac{a_{23}}{T_V},$$

где T_V – постоянная времени по скорости.

Требуется перевести БЛА из начального положения $x(t_0)$ ($V = 55$ м/с; $\theta = 0$; $\Psi = 0$; $x = z = 0$; $y = 0$ м) в конечное $x(t_f)$ ($\theta = 0$; $\Psi = 0$; $x = z = 1000$; $y = 100$ м) при минимизации расхода топлива на всем интервале оптимизации.

Для отработки алгоритма управления рассмотрим сначала отдельно задачу взлета БЛА в вертикальной плоскости. Проанализировав траектории БЛА, полученные в работе [17], можно описать функцию управления с учетом ограничений в виде

$$n_y = 2n_{y\max} \text{sign}(P_{\theta}) + \Delta n_{y1} l(t, \tau_1) + \Delta n_{y2} l(t, \tau_2) + \Delta n_{y3} l(t, t_f), \quad (26)$$

где $n_{y\max} = 1$; $\Delta n_{y1} = -n_{y\max} \text{sign}(P_{\Psi}) + n_{yS}(t)$; $\Delta n_{y2} = -n_{yS}(t) - n_{y\max} \text{sign}(P_{\Psi})$; $\Delta n_{y3} = -n_{y\max} \text{sign}(P_{\Psi})$.

Особое управление n_{yS} для рассматриваемой задачи определяется из необходимого условия существования особого управления $d^2/d^2t(\partial H / \partial u) = 0$. В работе [22] получены расчетные формулы, определяющие значения n_{yS} :

$$n_{yS} = -\frac{(P_{\theta} g \sin \theta / V^2 - P_x \sin \theta + P_y \cos \theta) \sin \theta}{P_y \sin \theta + P_x \cos \theta - P_{\theta} g \cos \theta / V^2} + \cos \theta.$$

Интегрирование с использованием имитационной модели проводилось методом Эйлера с шагом $\Delta t = 0,01$ с в среде моделирования MATLAB при $\rho_1 = 10$; $\rho_2 = 10$, $\rho_3 = 1$; $k_x = 0,001$; $k_1 = 0,001$; $k_2 = 0,001$.

При моделировании взлета в вертикальной плоскости было получено решение поставленной задачи с точностью, при которой ошибка по терминальным условиям не превышала 0,25 % от максимальных значений соответствующих параметров при изменении терминальных значений $x(t_f) - x(t_0) \leq 2000$ м; $y(t_f) - x(t_0) \leq 500$ м при сохранении выбранных весовых коэффициентов.

На рис. 1 представлены траектории $y(x)$ при различных терминальных условиях: 1 – $x(t_f) = 500$ м, $y(t_f) = 150$ м; 2 – $x(t_f) = 700$ м, $y(t_f) = 130$ м; 3 – $x(t_f) = 1000$ м, $y(t_f) = 100$ м; 4 – $x(t_f) = 1300$ м, $y(t_f) = 80$ м.

На рис. 2 показана зависимость $n_y(t)$ для случая терминальных условий 1 и 4, рассмотренных на рис. 1.

При выбранных весовых коэффициентах оптимальное время смены структуры τ_i находится за не более чем 0,1 с. Изменение коэффициента k_x влияет на величину управления скоростью ведущего БЛА V , при возрастании коэффициента успешно решается задача при возрастании терминальных значений по x .

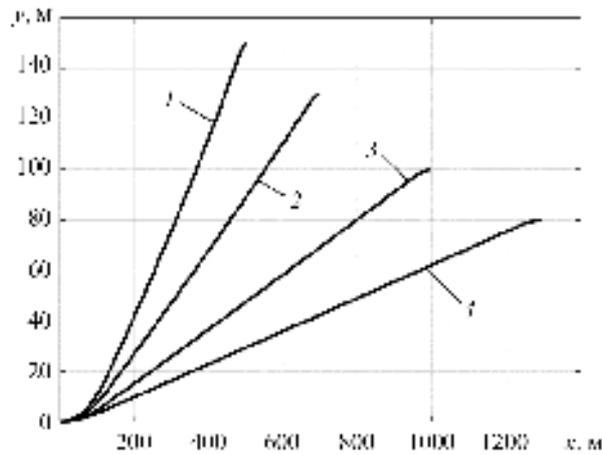


Рис. 1

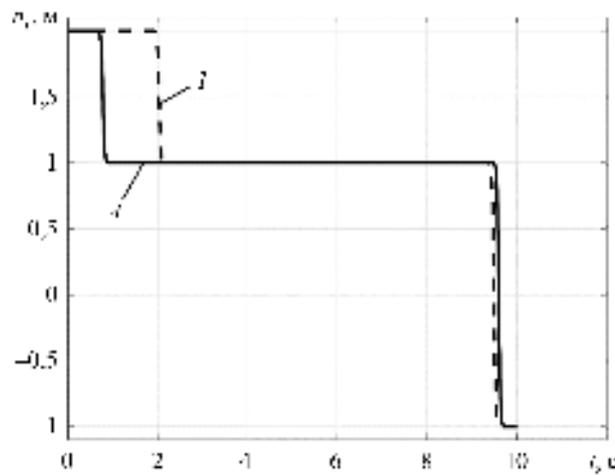


Рис. 2

Приведем решение задачи в трехмерном пространстве. Для формирования фазовой антенной решетки из нескольких БЛА продемонстрирован вылет трех аппаратов из разных точек и их синхронное прибытие в конечную точку $x(t_f)=1000$ м, $y(t_f)=100$ м, $z(t_f)=100$ м. Начальные условия приведены на рис. 3: 1 – $x(t_0)=y(t_0)=z(t_0)=0$; 2 – $x(t_0)=y(t_0)=0$, $z(t_0)=50$ м; 3 – $x(t_0)=200$ м, $y(t_0)=z(t_0)=0$. Достижение всеми БЛА конечной точки осуществлялось за установленное время $t=10$ с.

После приведения нескольких БЛА в заданный район рассмотрим процесс группового управления при подходе «ведущий – ведомый». Необходимо расположить ведомый БЛА на заданном расстоянии от ведущего. БЛА в процессе взлета набрали заданную высоту, поэтому рассмотрим маневр в горизонтальной плоскости. Ведущий БЛА выполняет S-образный маневр из начального положения $x(t_0)=z(t_0)=0$ в конечное $x(t_0)=500$ м, $z(t_0)=100$ м. Задача управления ведущего аппарата решается с помощью рассмотренного алгоритма коррекции параметров структуры управления.

При заданных коэффициентах $l_1=-0,25$; $l_2=0$; $l_3=-0,04$; $l_4=10$; $l_5=-60$; $l_6=-53,3$; $l_7=-1,02$; $l_8=-0,0002$; $l_9=-0,0009$ в управлении скоростью и рулем $\delta_{н2}$, требуемом расстоянии между ведущим и ведомым $\Delta z=-5$ м и $\Delta x=1$ м удастся решить поставленную задачу. Расстояние между объектами сходится к требуемому Δz с установившейся ошибкой не более 0,01 м.

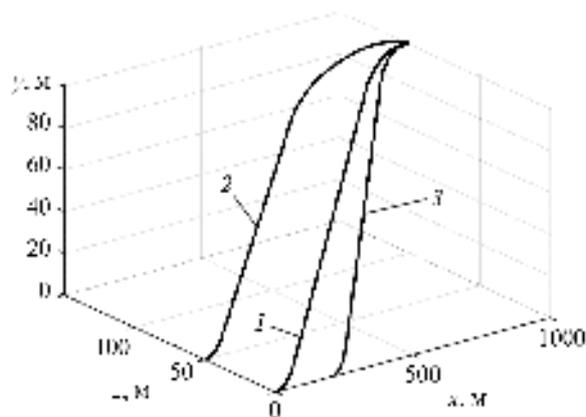


Рис. 3

На рис. 4 показаны траектории ведущего (кривая 1) и ведомых БЛА с разным заданным боковым отклонением $\Delta z = -5$ м (кривая 2), $\Delta z = 5$ м (кривая 3).

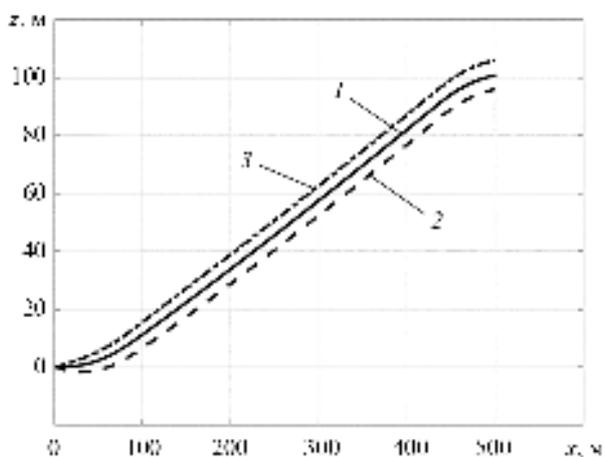


Рис. 4

На рис. 5 представлены зависимости $\Delta x(t)$ и $\Delta z(t)$ для случая $\Delta x = 1$, $\Delta z = 5$.

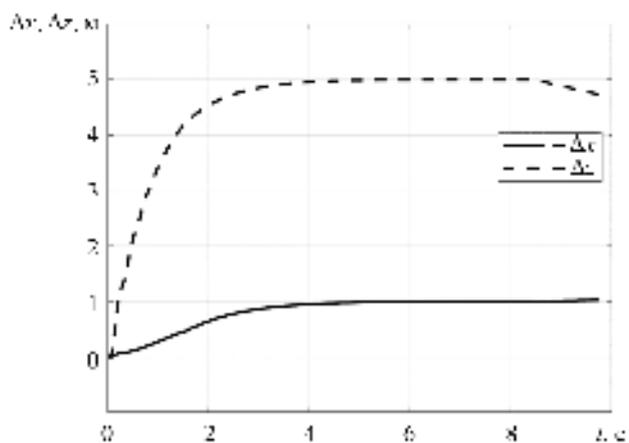


Рис. 5

Через 4 с ведомый аппарат выходит на заданное расстояние и движется с точностью 0,01 м от требуемого значения. Увеличение отклонения на 8,3 с обусловлено резкой сменой структуры в управлении ведущего. Наблюдается переходный процесс в соответствии с настроенными коэффициентами

ПИД-регулятора l_1, \dots, l_9 . При увеличении пропорционального коэффициента время переходного процесса уменьшается, но возрастает перерегулирование. Коэффициент в интегральной части уменьшает статическую ошибку, но приводит систему к более колебательному процессу. Для рассмотренного случая важно не допустить пересечений траекторий при активном маневрировании. Задавая различные Δz и Δx , можно получить любую структуру полета группы БЛА.

Разработанный алгоритм позволяет управлять несколькими ведомыми объектами, которые располагаются на заданных расстояниях, при этом возможен старт ведомых объектов из разных начальных условий. За счет применения самоорганизующегося оптимального регулятора с экстраполяцией для определения коэффициентов l_1, l_2, l_3 удается добиться требуемого качества переходного процесса.

Алгоритм коррекции параметров структуры управления обеспечивает устойчивую сходимостъ вычислительного процесса, что является необходимым условием для решения поставленной задачи. При выбранных весовых коэффициентах обеспечивается выполнение полетного задания при различных начальных и конечных условиях.

Синхронное достижение БЛА одной терминальной точки возможно за счет управления по скорости движения БЛА. Высокая сходимостъ алгоритма коррекции параметров структуры управления позволяет применять его в режиме реального времени при наличии возмущений и шумов измерений, а также в задачах с изменением терминальных условий в процессе движения.

Благодаря реализации подхода «ведущий – ведомый» возможно осуществить групповое управление БЛА с расположением ведомых на заданных расстояниях от ведущего. Использование алгоритма коррекции параметров структуры управления позволяет успешно решать и другие задачи маневрирования БЛА, например, осуществлять посадку при изменяющихся терминальных условиях [25].

Главные преимущества разработанного метода – адаптивность к изменяющимся условиям, снижение вычислительных затрат и возможность управления несколькими ведомыми аппаратами с различными начальными условиями. Результаты работы могут быть применены в задачах мониторинга, создания мобильных коммуникационных сетей и других областях, требующих точного группового управления БЛА.

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации (НИР «Разработка и исследование методов управления группами автономных беспилотных летательных аппаратов на основе перспективных систем информационного обеспечения и взаимодействия между отдельными аппаратами в группе», FZWF-2024-0002).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Nonami K. et al.* Autonomous Flying Robots. Unmanned Aerial Vehicles and Micro Aerial Vehicles. Springer, 2010. 346 p.
2. *Гайнутдинова Т.Ю., Новикова С.В., Гайнутдинова В.Г.* Об алгоритме настройки схемы управления гибридными беспилотными аппаратами // Изв. вузов. Авиационная техника. 2024. № 2. С. 60–69.
3. *Beard R.W., McLain T.W.* Small Unmanned Aircraft: Theory and Practice. Princeton University Press, 2012. 320 p.
4. *Stevens B.L., Lewis F.L., Johnson E.N.* Aircraft Control and Simulation. Dynamics, Controls Design, & Autonomous Systems. John Wiley & Sons, Inc., 2015. 750 p.
5. *Алпацкая Д.А., Грумондз В.Т., Карпежников Е.И.* Формирование траекторий полета беспилотного планирующего летательного аппарата на основе методологии обратных задач динамики // Изв. вузов. Авиационная техника. 2024. № 2. С. 51–59.
6. *Bethke B., Valenti M., How J. P.* UAV Task Assignment // IEEE Robotics & Automation Magazine. 2008. Vol. 15. Iss. 1. P. 39–44.
7. *Olfati-Saber R.* Flocking for Multi-Agent Dynamic Systems: Algorithms and Theory // IEEE Transactions on Automatic Control. 2006. Vol. 51. Iss. 3. P. 401–420.
8. *Calhoun P.* DARPA Emerging Technologies // Strategic Studies Quarterly. 2016. Vol. 10. № 3. P. 91–113.
9. *Aydin A., Talan T., Aktürk C.* Vision-Based Amateur Drone Detection: Performance Analysis of New Approaches in Deep Learning // Acta Infologica. 2023. Vol. 7. № 2. P. 308–316.
10. *Евдокименков В.Н., Красильщиков М.Н., Оркин С.Д.* Управление смешанными группами пилотируемых и беспилотных летательных аппаратов в условиях единого информационно-управляющего поля. М.: МАИ, 2015. 272 с.

11. Иванов Д.Я. Формирование строя группой беспилотных летательных аппаратов при решении задач мониторинга // Изв. ЮФУ. Технические науки. 2012. № 4. С. 219–224.
12. Лебедев А.А., Чернобровкин Л.С. Динамика полета беспилотных летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1973. 616 с.
13. Кабанов С.А., Кабанов Д.С., Митин Ф.В. Расчет аэрогидродинамических характеристик и траекторий подвижных объектов. СПб.: Балт. гос. техн. ун-т, 2019. 159 с.
14. Кабанов С.А. Управление системами на прогнозирующих моделях. СПб.: СПбГУ, 1997. 200 с.
15. Малышев В.В., Кабанов Д.С. Оптимальное выведение на глубину автоматического подводного аппарата с коррекцией параметров структуры управления // Вестник МАИ. 2012. № 4. С. 88–96.
16. Кабанов Д.С. Синтез алгоритма оптимального программно-позиционного управления много-режимным автоматическим подводным аппаратом // Мехатроника, автоматизация, управление. 2014. № 1. С. 60–66.
17. Кабанов С.А. Оптимизация динамики систем с коррекцией параметров структуры управления // Вестник СПбГУ. Сер. 1. Математика, механика, астрономия. 2014. № 2. С. 254–260.
18. Справочник по теории автоматического управления / Под ред. А.А. Красовского. М.: Наука, 1987. 712 с.
19. Батенко А.П. Управление конечным состоянием движущихся объектов. М.: Сов. радио, 1977. 256 с.
20. Кабанов С.А., Митин Ф.В. Оптимальное управление движением группы беспилотных автомобилей // Мехатроника, автоматизация, управление. 2025. № 3. С. 147–154.
21. Красовский А.А. Адаптивный оптимальный регулятор с переменным порядком наблюдателя и временем экстраполяции // Автоматика и телемеханика. 1994. № 11. С. 97–112.
22. Кабанов С.А., Кабанов Д.С. Задачи управления с оптимизацией параметров прогнозирующих моделей. СПб.: Балт. гос. техн. ун-т, 2017. 110 с.
23. Знаменский Е.А. и др. Синтез оптимального управления осесимметричным вращающимся летательным аппаратом с использованием модели спирального прогноза // Изв. РАН. Теория и системы управления. 2025. № 1. С. 17–27.
24. Баранов Н.Е., Кабанов С.А. Формирование управления беспилотным летательным аппаратом на пилотажном уровне на основе метода обратных задач динамики // Вестник СПбГУГА им. А.А. Новикова. 2024. № 4. С. 44–51.
25. Kabanov S.A., Mitin F.V. Synthesis of Optimal Fixed-wing UAV Landing Control Under Changing Terminal Conditions // Unmanned Systems. 2025. Vol. 13. № 7. P. 1569–1584.

Поступила в редакцию 19.06.25

После доработки 28.08.25

Принята к публикации 6.09.25

Coordination of a Group of Unmanned Aerial Vehicles during Takeoff

S.A. KABANOV AND F.V. MITIN

Baltic State Technical University “Voenmeh”, Saint Petersburg

An algorithm for controlling the group take-off of aircraft-type unmanned aerial vehicles based on the ‘leader-follower’ approach was developed. The optimization of unmanned aerial vehicle take-off with high-precision manoeuvring was considered. Based on L.S. Pontryagin’s maximum principle, a control structure is formed, followed by adaptive correction of the parameters of this control structure. Specialized algorithms were developed for the follower aircraft to maintain a given position relative to the leader using a PID controller. The results of numerical simulation in MATLAB demonstrate high manoeuvre accuracy (the steady-state error does not exceed 0.01 m in the inter-wing distance) and synchronization of group take-off. The practical application of the algorithm for the construction of a phased antenna array from a group of unmanned aerial vehicles was noted.

Unmanned aerial vehicle, take-off stage, group control, mathematical modeling, optimization

Разработка алгоритма абсолютной визуальной навигации беспилотного летательного аппарата

Представлен гибридный метод визуально-инерциальной навигации беспилотных воздушных судов, объединяющий абсолютную навигацию по предварительно загруженной спутниковой геопривязанной карте, визуальную одометрию, основанную на анализе оптического потока, и данные инерциального измерительного блока. Метод использует сопоставление ключевых признаков изображений с помощью алгоритма SIFT как для абсолютного позиционирования, так и для вычисления разреженного оптического потока. Интеграция оценок обоих подходов с применением расширенного фильтра Калмана обеспечивает построение гладких траекторий, позволяет компенсировать выбросы, характерные для абсолютной навигации, и устранить дрейф координат, присущий визуальной одометрии.

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

Визуально-инерциальная навигация, визуально-инерциальная одометрия, беспилотное воздушное судно, автономная навигация, опорная карта

Беспилотные воздушные суда широко применяются в различных сферах – от аэросъемки и мониторинга до выполнения задач в чрезвычайных ситуациях и военной разведки [1]. Однако эффективность их функционирования напрямую зависит от точности и надежности навигации. В условиях, когда сигналы глобальных навигационных спутниковых систем недоступны или искажены (например, при полетах в плотной городской застройке, лесистой местности или в условиях радиоэлектронного подавления), традиционные методы позиционирования демонстрируют недостаточную надежность. Этим обуславливается необходимость использования альтернативных подходов. Особенно актуальна визуально-инерциальная навигация, сочетающая данные от инерциальных измерительных модулей и камер, для обеспечения устойчивой автономной навигации беспилотных воздушных судов [2].

Методы визуальной навигации условно подразделяют на абсолютные и относительные [3]. Абсолютная визуальная локализация предполагает определение глобальных координат беспилотного воздушного судна (например, в системе WGS84) сопоставлением текущих изображений с камеры с предварительно загруженными спутниковыми снимками. Для этого используются алгоритмы извлечения и сопоставления ключевых признаков – SIFT [4], ORB [5] или нейросетевые методы (например, SuperPoint [6]). Такой подход обеспечивает привязку к глобальной системе координат, что особенно важно при отсутствии сигналов глобальных навигационных спутниковых систем.

Визуально-инерциальная одометрия оценивает относительное перемещение беспилотного воздушного судна, анализируя последовательность изображений и данные измерений инерциальных датчиков. Она может быть основана на сопоставлении ключевых признаков (например, ORB, SIFT), оптическом потоке (например, метод Лукаса – Канаде [7]) или прямых методах (например, DSO [8]). Данный подход обеспечивает высокую частоту обновления и точность локального позиционирования, но подвержен накоплению ошибок (дрейфу) при длительной работе.

Сочетание этих двух подходов позволяет компенсировать их недостатки: абсолютная локализация корректирует дрейф визуальной одометрии, а визуальная одометрия обеспечивает плавное и частое обновление позиции в реальном времени. В литературе встречается несколько гибридных методов, которые сочетают абсолютную визуальную локализацию по спутниковым снимкам и визуальную одометрию. В работе [9] визуально-инерциальная одометрия интегрируется с глобальной локализацией по карте с использованием BRIEF-дескрипторов и DBoW2 для сопоставления изображений, а данные от инерциальной навигационной системы, визуальной одометрии и абсолютной локализации объединяются через расширенный фильтр Калмана с параллельной архитектурой. Метод эффективен в отношении наземных систем, но в случае беспилотных воздушных судов ограничен из-за чувствительности BRIEF-дескрипторов к освещению и масштабу, в отличие от алгоритма SIFT [10].

В работе [11] предложен метод для беспилотных воздушных судов, использующий нейросетевые алгоритмы SuperPoint и SuperGlue для сопоставления изображений со спутниковыми снимками. Визуальная одометрия основана на отслеживании признаков, а данные интегрируются через расширенный фильтр Калмана с адаптивной архитектурой, где веса данных корректируются в зависимости от качества сопоставления. Это обеспечивает устойчивость к изменениям среды, но требует мощных вычислительных ресурсов и предварительного обучения нейросетей.

В работе [12] описан гибридный подход для локализации беспилотных воздушных судов на других планетах. Абсолютная локализация по орбитальным картам сочетается с визуальной одометрией, компенсируя слабую текстуру и модальные различия. Адаптивное слияние поз с учетом доверия к данным и груботочный алгоритм поиска областей карты повышают точность и скорость обработки. Однако используемые в структуре нейросетевые алгоритмы сопоставления признаков (SuperPoint и LightGlue) также требуют мощных вычислительных ресурсов и не гарантируют работу в реальном времени.

В данной работе предлагается гибридный метод визуально-инерциальной навигации, который комбинирует абсолютную визуальную локализацию по спутниковым картам с использованием SIFT-признаков, визуально-инерциальную одометрию на основе разреженного оптического потока (иерархический метод Лукаса – Канаде) и расширенный фильтр Калмана для интеграции данных.

Предлагаемый метод использует параллельную архитектуру слияния данных, где измерения от инерциальной навигационной системы, SIFT-сопоставления со спутниковой картой и оптического потока обрабатываются одновременно, а расширенный фильтр Калмана обеспечивает слияние данных для оценки географических координат беспилотного воздушного судна.

Блок-схема алгоритма представлена на рис. 1.

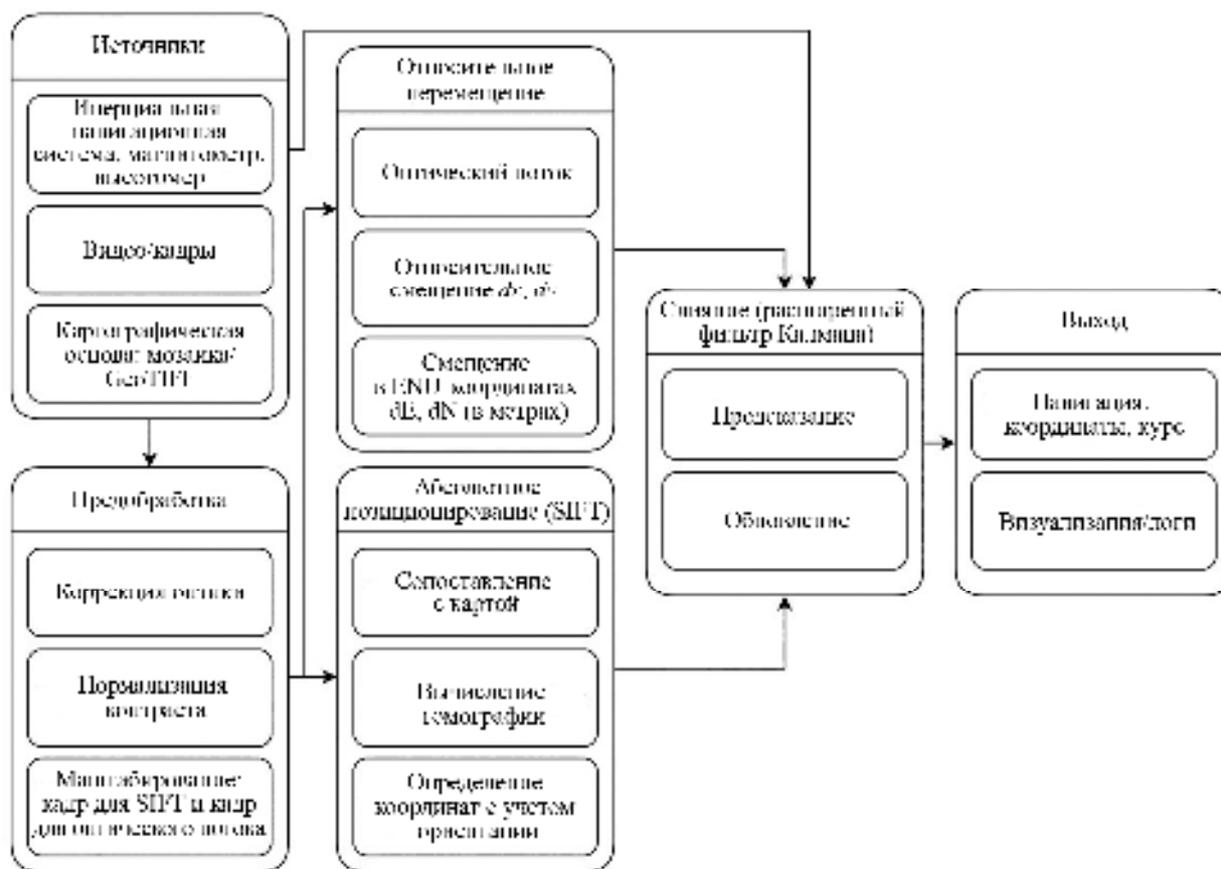


Рис. 1

Алгоритм SIFT устойчив к изменениям масштаба и освещенности. Использование иерархического метода Лукаса – Канаде повышает надежность оценки оптического потока при быстрых движениях и

снижает вычислительную нагрузку благодаря разреженному набору отслеживаемых признаков. Этот подход отличается устойчивостью к потере сигнала глобальных навигационных спутниковых систем, поддерживает высокую частоту обновления и демонстрирует потенциал для точной навигации в сложных условиях.

Алгоритм абсолютной визуально-инерциальной навигации, подробно изложенный в работе [13], реализует позиционирование по спутниковым картам с учетом сезонных изменений местности. На предварительном этапе загружаются спутниковые геопривязанные изображения нескольких сезонов для интересующей области. Производится поиск ключевых признаков для всех сезонов с использованием алгоритма SIFT, который имеет важные свойства в контексте задачи абсолютной визуальной локализации беспилотного воздушного судна – масштабную инвариантность и устойчивость к аффинным искажениям, поворотам, вариациям освещенности и точки обзора [4]. Полученные признаки сохраняются в памяти устройства. На основном этапе работы алгоритма производится сопоставление SIFT-признаков, извлеченных из изображений, полученных с бортовой камеры, и предварительно обработанных спутниковых снимков с использованием метода k ближайших соседей. По найденным соответствиям методом RANSAC находится гомография. Далее на геопривязанном изображении находятся географические координаты борта с учетом коррекции по данным инерциальной навигационной системы. Алгоритм включает проверку гомографии для фильтрации выбросов и реализует скользящее окно сопоставления по тайлам карты, что снижает вычислительную нагрузку и позволяет функционировать в реальном времени. Предложенный подход обеспечивает устойчивую локализацию беспилотного воздушного судна в различных погодных и сезонных условиях без привлечения сигналов глобальных навигационных спутниковых систем. Однако применение только абсолютной визуальной навигации позволяет получать координаты с небольшой частотой (порядка 3–4 Гц) при использовании бортовой вычислительной платформы. Кроме того, при полете над монотонной поверхностью или при недостаточной высоте алгоритм имеет ограничения. Для повышения точности, частоты обновления и плавности получаемых траекторий движения предлагается использовать комплексирование данных с визуальной одометрией (в виде оптического потока) с использованием тесно связанного расширенного фильтра Калмана.

Визуально-инерциальная одометрия объединяет данные инерциальной навигационной системы и визуальной информации, такой, как оптический поток, для оценки движения. Инерциальная навигационная система обеспечивает высокую частоту обновления данных (обычно 100–1000 Гц), но подвержена накоплению дрейфа из-за шумов и смещений в измерениях. Оптический поток, вычисляемый с использованием иерархического метода Лукаса – Канаде с частотой 20–30 Гц, предоставляет информацию об относительном перемещении камеры, которая может быть использована для коррекции дрейфа инерциальной навигационной системы.

Расширенный фильтр Калмана состоит из двух этапов – предсказания и обновления. Он использует нелинейные модели динамики и наблюдений, линеаризуя их с помощью якобианов.

Состояние системы описывается вектором

$$\mathbf{x} = [\varphi, \lambda, z, \phi, \theta, \psi, b_{g_x}, b_{g_y}, b_{g_z}, b_{a_x}, b_{a_y}, b_{a_z}]^T, \quad (1)$$

где $[\varphi, \lambda, z]^T = \mathbf{p}$ – широта, долгота и высота; $[\phi, \theta, \psi]^T = \boldsymbol{\eta}$ – углы Эйлера, рад; $\mathbf{b}_g = [b_{g_x} \quad b_{g_y} \quad b_{g_z}]^T$ – смещения гироскопа; $\mathbf{b}_a = [b_{a_x} \quad b_{a_y} \quad b_{a_z}]^T$ – смещения акселерометра.

Источниками данных являются измерения угловых скоростей $\boldsymbol{\omega}$ и линейных ускорений \mathbf{z}^{acc} , относительные смещения $\mathbf{u}^b = [u_x^b, u_y^b]^T$, полученные из оптического потока в связанной системе координат, и географические координаты $\mathbf{z}^{\text{vis}} = [\varphi, \lambda]^T$, вычисленные методом абсолютной визуальной локализации. При этом входом расширенного фильтра Калмана является оптический поток, а измерениями – данные акселерометра и абсолютной визуальной локализации.

Сначала относительное смещение между кадрами в связанной системе координат переводится в локальную систему ENU с помощью матрицы поворота, зависящей от текущего курса ψ :

$$\begin{bmatrix} \Delta E \\ \Delta N \end{bmatrix} = R_z(\psi) \begin{bmatrix} u_x^b \\ u_y^b \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \psi & -\sin \psi \\ \sin \psi & \cos \psi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_x^b \\ u_y^b \end{bmatrix}. \quad (2)$$

Далее приращения (2) в метрах переводятся в географические координаты:

$$\Delta\varphi = \frac{\Delta N}{m_\varphi}; \quad \Delta\lambda = \frac{\Delta E}{m_\lambda(\varphi)},$$

где $m_\varphi \approx 111320$ м/град широты; $m_\lambda(\varphi) \approx 111320 \cos(\varphi)$ м/град долготы.

Таким образом, модель положения задается системой уравнений:

$$\varphi_k = \varphi_{k-1} + \Delta\varphi + w_k^\varphi; \quad (3)$$

$$\lambda_k = \lambda_{k-1} + \Delta\lambda + w_k^\lambda; \quad (4)$$

$$z_k = z_{k-1} + \Delta z + w_k^z, \quad (5)$$

где w_k^φ , w_k^λ , w_k^z – гауссовские шумы.

Измерения блока гироскопов описываются как

$$\dot{\boldsymbol{\eta}} = T(\phi, \theta)(\boldsymbol{\omega} - \mathbf{b}_g), \quad (6)$$

где матрица кинематических связей имеет вид

$$T(\phi, \theta) = \begin{bmatrix} 1 & \sin \phi \operatorname{tg} \theta & \cos \phi \operatorname{tg} \theta \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \frac{\sin \phi}{\cos \theta} & \frac{\cos \phi}{\cos \theta} \end{bmatrix}.$$

В дискретной форме углы Эйлера с учетом уравнения (6) вычисляются по формуле

$$\boldsymbol{\eta}_k = \boldsymbol{\eta}_{k-1} + \Delta t T(\phi, \theta)(\boldsymbol{\omega}_k - \mathbf{b}_{g,k-1}) + \mathbf{w}_k^o, \quad (7)$$

где \mathbf{w}_k^o – гауссовский шум.

Смещения датчиков в дискретной форме моделируются как случайное блуждание:

$$\mathbf{b}_{g,k} = \mathbf{b}_{g,k-1} + \mathbf{w}_k^{bg}; \quad (8)$$

$$\mathbf{b}_{a,k} = \mathbf{b}_{a,k-1} + \mathbf{w}_k^{ba}, \quad (9)$$

где \mathbf{w}_k^{bg} , \mathbf{w}_k^{ba} – векторы гауссовских шумов.

Таким образом, дискретная нелинейная динамическая модель $\mathbf{x}_k = f(\mathbf{x}_k, \mathbf{u}_k^b)$, соответствующая вектору состояния (1), описывается системой уравнений (3) – (5), (7) – (9).

Модель дискретных измерений позиции абсолютной визуальной локализации имеет следующий вид:

$$\mathbf{z}_k^{\text{vis}} = \mathbf{h}^{\text{vis}}(\mathbf{x}_k) + \mathbf{v}_k^{\text{vis}} = \begin{bmatrix} \varphi_k \\ \lambda_k \end{bmatrix} + \mathbf{v}_k^{\text{vis}}, \quad \mathbf{v}_k^{\text{vis}} \sim N(0, R_k^{\text{vis}}), \quad (10)$$

где R_k^{vis} – матрица ковариации шумов алгоритма абсолютной визуальной локализации, которую можно оценить при наличии эталонных данных GPS через позиционную ошибку.

Якобиан для соответствующей модели имеет вид

$$H_k^{\text{vis}} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & \dots & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & \dots & 0 \end{bmatrix}_{2 \times 12}. \quad (11)$$

Модель измерений акселерометра описывается формулой

$$\hat{z}_k^{\text{acc}} = \mathbf{h}^{\text{acc}}(x_k) + \mathbf{v}_k^{\text{acc}} = R_{wb}(\phi, \theta, \psi) \mathbf{g}_w + \mathbf{b}_{a,k} + \mathbf{v}_k^{\text{acc}}, \quad \mathbf{v}_k^{\text{acc}} \sim N(0, R_k^{\text{acc}}), \quad (12)$$

где $R_{wb}(\phi, \theta, \psi)$ – матрица поворота из связанной системы координат в систему ENU; $\mathbf{g}_w = [0, 0, -g]^T$; R_k^{acc} – ковариация шумов измерений акселерометра (данные берутся из спецификации на инерциальный измерительный блок).

Якобиан для модели измерений акселерометра имеет вид

$$H_k^{\text{acc}} = \begin{bmatrix} 0_{3 \times 3} & \frac{\partial(R_{wb} \mathbf{g}_w)}{\partial(\phi, \theta, \psi)} & 0_{3 \times 3} & I_3 \end{bmatrix}. \quad (13)$$

Для динамической модели предсказания якобиан имеет блочную структуру:

$$F_k = \begin{bmatrix} F_{pp} & F_{p\eta} & 0 & 0 \\ 0 & F_{\eta\eta} & F_{\eta b_g} & 0 \\ 0 & 0 & I_3 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & I_3 \end{bmatrix}, \quad (14)$$

где позиционный блок в выражении (14) имеет вид

$$F_{pp} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ \frac{\partial \Delta \lambda}{\partial \phi} & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix},$$

а блок влияния ориентации на положение вычисляется по формуле

$$F_{p\eta} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & \frac{\cos \psi u_x^b - \sin \psi u_y^b}{m_\phi} \\ 0 & 0 & \frac{-\sin \psi u_x^b - \cos \psi u_y^b}{m_\lambda(\phi)} \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}.$$

Блок ориентации в формуле (14) находится как

$$F_{\eta\eta} = I_3 + \Delta t \begin{bmatrix} \frac{\partial T}{\partial \phi}(\boldsymbol{\omega} - \mathbf{b}_g) & \frac{\partial T}{\partial \theta}(\boldsymbol{\omega} - \mathbf{b}_g) & 0 \end{bmatrix}.$$

Влияние смещения гироскопа в выражении (14) задается в форме

$$F_{\eta b_g} = -\Delta t T(\phi, \theta).$$

Этап предсказания расширенного фильтра Калмана имеет вид

$$x_{k|k-1} = f(x_{k-1}, u_k);$$

$$P_{k|k-1} = F_k P_{k-1} F_k^T + Q_k,$$

где Q_k – матрица ковариации процессного шума.

Этап обновления описывается уравнениями

$$\begin{aligned} \mathbf{y}_k &= \mathbf{z}_k - \mathbf{h}(x_{k|k-1}); \\ S_k &= H_k P_{k|k-1} H_k^T + R_k; \\ K_k &= P_{k|k-1} H_k^T S_k^{-1}; \\ \mathbf{x}_k &= \mathbf{x}_{k|k-1} + K_k \mathbf{y}_k; \\ P_k &= (I - K_k H_k) P_{k|k-1}, \end{aligned} \tag{15}$$

где \mathbf{z}_k , $\mathbf{h}(x_{k|k-1})$ определяются из выражения (10) или (12), в зависимости от доступного источника измерений в момент времени k .

Перед коррекцией калмановского коэффициента (15) применяется гейтинг по Махаланобису для фильтрации выбросов:

$$d^2 = \mathbf{y}_k^T S_k^{-1} \mathbf{y}_k \leq \gamma.$$

Если d^2 превышает заданный порог – $\chi_{2,0.99}^2$ -распределение для визуальной локализации и $\chi_{3,0.95}^2$ -распределение для акселерометра, – то измерение отклоняется.

Вид якобиана измерений H_k (11) или (13) определяется типом осуществленного измерения (данные абсолютной визуальной локализации или показания акселерометра). В случае одновременного получения данных обоих типов измерений выполняется конкатенация соответствующих векторов измерений (10), (12), а также матриц Якоби (11), (13).

В случае поступления данных абсолютной локализации матрица ковариации $R_k = R_k^{\text{vis}} \in \mathbb{R}^{2 \times 2}$ и может определяться по формуле

$$R_k^{\text{vis}} = \sigma_0^2 \left(\frac{N_{\text{ref}}}{N_{\text{inliers}}} \right) I_2,$$

где N_{inliers} – число соответствий в методе RANSAC; N_{ref} – эталонное число для нормализации; σ_0^2 – базовая дисперсия позиционной ошибки.

Расширенный фильтр Калмана эффективно объединяет данные инерциальной навигационной системы, оптического потока и абсолютной навигации для оценки состояния беспилотного воздушного судна и коррекции дрейфа. Использование нелинейной модели динамики и наблюдений и адаптивной ковариации обеспечивает высокую точность и устойчивость оценок.

Для проверки предложенного гибридного метода визуально-инерциальной навигации использовались реальные данные полета беспилотного воздушного судна, собранные на высоте 1000 м, содержащие видео полета с камеры, направленной в надири. Модель камеры – ELP Global Shutter 1080P 90fps High Frame Rate Aptina AR0234. Камера имеет глобальный затвор, частоту кадров 90 FPS, угол поля зрения 126° . Используемый инерциальный модуль – InvenSense ICM20689. В качестве вычислительного модуля, реализующего алгоритм визуально-инерциальной навигации, использовался одноплатный компьютер Orange Pi 5B с 16 Гб оперативной памяти.

Частота обработки изображений подсистемой абсолютной визуальной локализации на использованной вычислительной платформе составила три кадра в секунду. Для сравнения представлены треки, построенные по эталонным данным, полученным с помощью GPS-модуля, и треки, полученные по итогам работы алгоритмов абсолютного (рис. 2, а) и гибридного (рис. 2, б) визуального позиционирования.

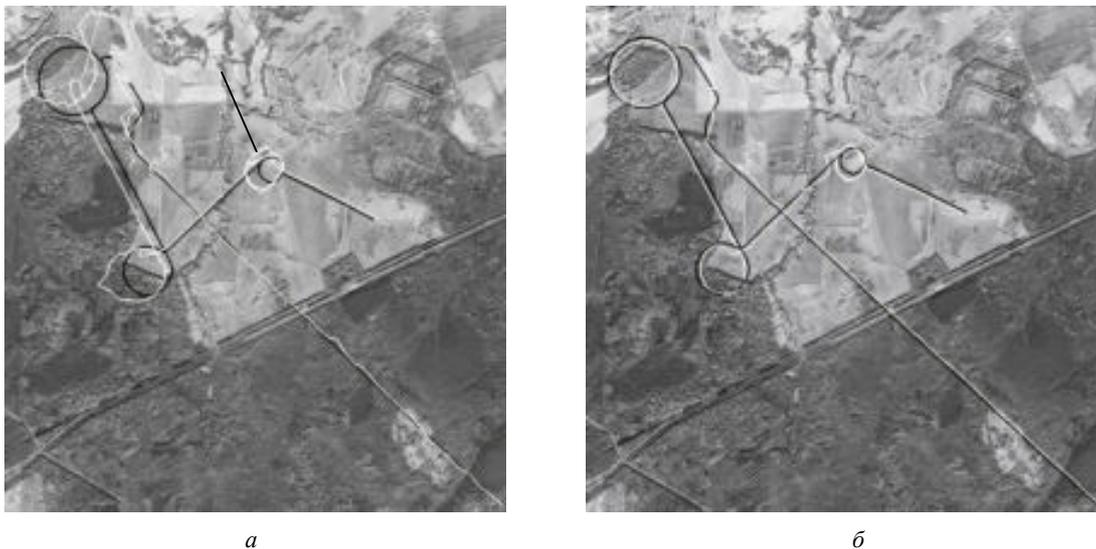


Рис. 2

При сравнении треков (черный трек – данные GPS, белый трек – алгоритм визуально-инерциальной навигации) наглядно демонстрируется значительное повышение точности определения координат при применении предложенного метода.

На рис. 3 представлен график сравнения абсолютной ошибки позиционирования абсолютного (AVL) и гибридного алгоритмов (AVL+VIO).

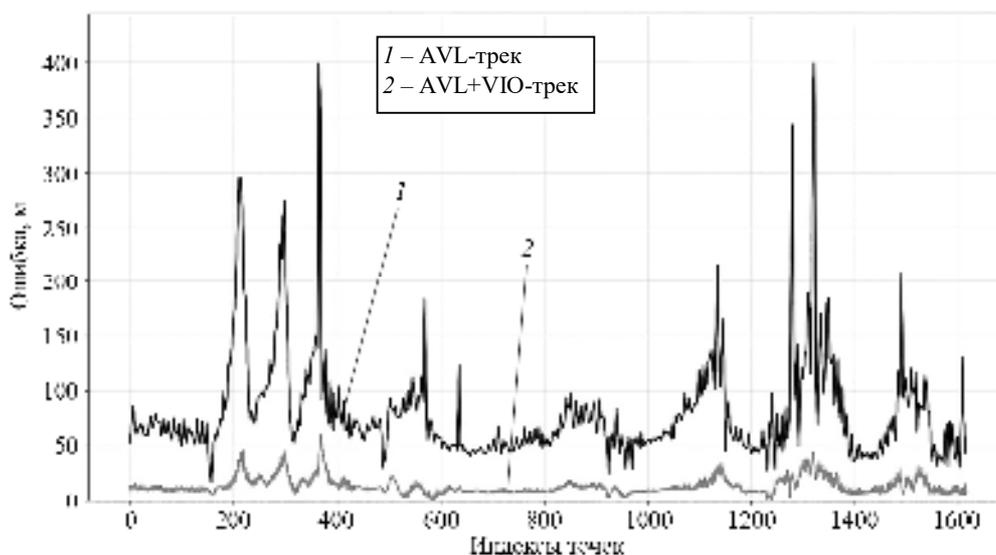


Рис. 3

Как видим (см. рис. 3), использование предложенного алгоритма позволяет значительно повысить точность определения координат беспилотного воздушного судна. По результатам проверки на полетных данных без дополнительной фильтрации выбросов, среднеквадратическая ошибка алгоритма абсолютной визуальной локализации составила 94 м, гибридного алгоритма – 15,3 м; средняя абсолютная ошибка составила 80,2 и 13,4 м.

Таким образом, разработанный метод визуально-инерциальной навигации позволяет заметно повысить точность определения координат беспилотного воздушного судна при отсутствии сигнала глобальных навигационных спутниковых систем.

Проведенные исследования показали, что интеграция абсолютной визуальной локализации по спутниковым картам с визуально-инерциальной одометрией на основе оптического потока позволяет

значительно повысить устойчивость и точность навигации беспилотного воздушного судна при отсутствии сигналов глобальных навигационных спутниковых систем. Разработанный алгоритм обеспечивает сглаживание траекторий движения и уменьшение ошибки позиционирования за счет оптимального распределения ролей между подсистемами: глобальная локализация компенсирует накопление дрейфа, а визуальная одометрия обеспечивает высокую частоту обновления и надежность оценок.

Экспериментальная проверка подтвердила эффективность метода: достигнуто заметное снижение среднеквадратической ошибки и увеличение стабильности работы алгоритма в сложных условиях полета. Таким образом, предложенный подход открывает перспективы практического применения для задач автономной навигации беспилотных аппаратов, в том числе при радиоэлектронном подавлении сигналов глобальных навигационных спутниковых систем.

Перспективными направлениями дальнейшей работы являются расширение набора используемых дескрипторов признаков, оптимизация вычислительной нагрузки для встраиваемых систем, а также интеграция методов машинного обучения для адаптации алгоритма к быстро изменяющимся внешним условиям.

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

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Левшонков Н.В., Нафиков И.М., Митряйкин В.И. Обеспечение проведения мониторинга с применением беспилотных авиационных систем // Изв. вузов. Авиационная техника. 2024. № 4. С. 150–155.
2. Толмачев А.С. и др. Навигация мультикоптерного летательного аппарата по визуальной одометрии с функцией коррекции по объектам интереса // Изв. вузов. Авиационная техника. 2024. № 2. С. 79–84.
3. Jarraya I. et al GNSS-Denied Unmanned Aerial Vehicle Navigation: Analyzing Computational Complexity, Sensor Fusion, and Localization Methodologies // Satellite Navigation [Electronical Journal]. 2025. Vol. 6. Iss. 9. URL: <https://satellite-navigation.springeropen.com/articles/10.1186/s43020-025-00162-z> (дата обращения: 29.07.2025).
4. Lowe D.G. Distinctive Image Features from Scale-Invariant Keypoints // International Journal of Computer Vision. 2004. Vol. 60. Iss. 2. P. 91–110.
5. Rublee E. et al. ORB: An Efficient Alternative to SIFT or SURF // Proc. of the International Conference on Computer Vision, Nov. 6–13, 2011, Barcelona, Spain. 2011. P. 2564–2571.
6. DeTone D., Malisiewicz T., Rabinovich A. SuperPoint: Self-Supervised Interest Point Detection and Description // Proc. of the IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition Workshops, June 18–22, 2018, Salt Lake City, USA. P. 337–349.
7. Lucas B.D., Kanade T. An Iterative Image Registration Technique with an Application to Stereo Vision [Electronical Resource]. URL: <https://www.ijcai.org/Proceedings/81-2/Papers/017.pdf> (дата обращения: 29.07.2025).
8. Engel J.J., Koltun V., Cremers D. Direct Sparse Odometry [Electronical Resource]. URL: <https://arxiv.org/pdf/1607.02565> (дата обращения: 29.07.2025).
9. Hao Y. et al. Global Visual-Inertial Localization for Autonomous Vehicles with Pre-Built Map // Sensors. 2023. Vol. 23. № 9. Article № 4510.
10. Tareen S.A.K., Saleem Z. A Comparative Analysis of SIFT, SURF, KAZE, AKAZE, ORB, and BRISK // Proc. of the International Conference on Computing, Mathematics and Engineering Technologies, March 3–4, 2018, Sukkur, Pakistan. P. 1–10.
11. Xu W. et al. A Visual Navigation Algorithm for UAV Based on Visual-Geography Optimization // Drones. 2024. Vol. 8. № 7. Article № 313.
12. Luo X. et al. JointLoc: A Real-Time Visual Localization Framework for Planetary UAVs Based on Joint Relative and Absolute Pose Estimation [Electronical Resource]. URL: <https://arxiv.org/abs/2405.07429> (дата обращения: 29.07.2025).
13. Лазарева П.А. и др. Разработка алгоритма абсолютной визуально-инерциальной навигации беспилотных воздушных судов // Изв. вузов. Авиационная техника. 2025. С. 152–158.

Поступила в редакцию 29.08.25

После доработки 6.09.25

Принята к публикации 8.09.25

Development of an Algorithm for Absolute Visual Navigation of an Unmanned Aerial Vehicle

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

Tupolev Kazan National Research Technical University, Kazan

A hybrid method for visual-inertial navigation of unmanned aerial vehicles is presented. It combines absolute navigation using a pre-downloaded satellite georeferenced map, visual odometry based on optical flow analysis, and inertial measurement unit data. The method utilizes key image feature matching using the SIFT algorithm for both absolute positioning and sparse optical flow computation. Integration of estimates from both approaches using an extended Kalman filter ensures smooth trajectories, compensates for outliers typical of absolute navigation, and eliminates coordinate drift inherent in visual odometry.

Visual-inertial navigation, visual-inertial odometry, unmanned aerial vehicle, autonomous navigation, reference map

Оценка параметров асимметрии летательного аппарата по данным о динамике полета для коррекции массоинерционных характеристик

Представлена оценка параметров асимметрии летательного аппарата по данным о динамике полета (угловым ускорениям и скоростям, линейным ускорениям, измеряемым в связанной системе координат) с целью последующего устранения негативного влияния асимметрии системой коррекции массоинерционных характеристик. Предлагается формировать заключение о предпочтительном способе коррекции асимметрии на основе моделирования движения летательного аппарата с оценкой степени влияния каждого из параметров асимметрии на величину углового ускорения. Показана возможность коррекции асимметрии смещением центра масс, а также созданием корректирующего центробежного момента инерции с осуществлением наклона балансирующего груза. Получены зависимости, связывающие параметры корректируемой асимметрии с параметрами движения летательного аппарата.

Е.А. МИХАЙЛОВ,
В.Б. ФЕДОРОВ,
канд. техн. наук,
Ю.Е. КАПЕЛЮШИН,
канд. техн. наук
(ЮУрГУ, Челябинск)
mikhailovea@susu.ru

Летательный аппарат, асимметрия, смещение центра масс, коррекция массоинерционных характеристик, параметры вращательного движения

Решение проблемы негативного действия асимметрии на летательные аппараты является актуальной задачей. Для спускаемых аппаратов характерно возникновение длительного и вторичного резонансов в случае различных комбинаций асимметрии, что значительно увеличивает угловую скорость вращения и угол атаки [1]. Все это может привести к авариям, что произошло, например, с несколькими марсианскими спускаемыми аппаратами при неконтролируемом баллистическом спуске [2]. Проблема массовой асимметрии также характерна для возвращаемых ступеней многоразовых ракет-носителей, аэродинамическая устойчивость которых зависит от положения центра масс конструкции [3]. Вследствие аэродинамической асимметрии, возникающей из-за изменения формы спускаемого аппарата, происходит отклонение от расчетной точки посадки или даже разрушение конструкции [4]. Для компенсации влияния такой асимметрии предлагается использовать систему, обеспечивающую смещение центра масс внутри спускаемого аппарата [5, 6].

Системы, обеспечивающие перемещение центра масс внутри корпуса летательного аппарата, предлагаются для использования в различных конструкциях – от беспилотных летательных аппаратов (типа «квадрокоптер») [7] до спускаемых аппаратов [8–10]. Благодаря таким системам возможно избежать дополнительных возмущений от органов аэродинамического управления [8, 11], снизить сопротивление (вследствие отсутствия выступающих частей), предотвратить возможность разрушения аэродинамических органов при больших скоростях спуска в атмосфере [8, 12–14]. В отличие от систем управления с реактивными двигателями, экономится топливо [11–14]. В то же время системы, обеспечивающие изменение положения центра масс внутри изделия, не лишены недостатков. К ним можно отнести необходимость обеспечения гарантируемого свободного пространства в корпусе для перемещения подвижной массы; наличие дополнительных систем, таких, как сервоприводы; сложные нелинейные связи, которые необходимо учитывать в системе управления из-за переменности массоинерционных характеристик конструкции [12, 14–16].

В работе [17] описывается система изменения массоинерционных характеристик роторных конструкций летательных аппаратов. Такую систему можно применить для устранения негативного влияния асимметрии в процессе движения летательного аппарата, вращающегося вокруг своей продольной оси при баллистическом спуске. Конструкция такого аппарата предусматривает (рис. 1) балансирующий груз, в качестве которого может быть использована полезная нагрузка. Балансирующий груз установлен на подвижной платформе «гексапод». Шесть стержней переменной длины подвижной платформы предназначены для перемещения и поворотов балансирующего груза внутри корпуса летательного аппарата.



Рис. 1

Процесс движения летательного аппарата в атмосфере существенно отличается от функционирования ротора в опорах: летательный аппарат представляет собой тело, имеющее шесть степеней свободы, на него также действуют различные аэродинамические силы и моменты. В связи с этим необходимо выявить возможные методы анализа параметров корректируемой асимметрии с целью формирования исходных данных для механизма коррекции массоинерционных характеристик, т. е. связать некоторые измеряемые в процессе движения параметры объекта с величинами смещений и углов наклона балансировочного груза.

Таким образом, цель работы – исследование влияния параметров асимметрии на параметры движения объекта и формирование зависимостей, связывающих их с величинами корректируемой асимметрии.

Уравнения поступательного движения центра масс объекта представлены в работе [17]. Вращательное движение летательного аппарата описывается в связанной с центром масс системе координат $Oxyz$ (см. рис. 1), оси которой параллельны осям конструкторской системы координат $Px_k y_k z_k$ (ось x_k – продольная ось симметрии, ось y_k располагается в вертикальной плоскости симметрии, ось z_k дополняет систему до правой тройки).

Система уравнений вращательного движения имеет следующий вид:

$$\begin{cases} I_x \varepsilon_x = \sum M_x - (I_z - I_y) \omega_y \omega_z + I_{xy} (\varepsilon_y - \omega_x \omega_z) + I_{xz} (\varepsilon_z + \omega_x \omega_y) - I_{yz} (\omega_z^2 - \omega_y^2); \\ I_y \varepsilon_y = \sum M_y - (I_x - I_z) \omega_x \omega_z + I_{xy} (\varepsilon_x + \omega_y \omega_z) - I_{xz} (\omega_x^2 - \omega_z^2) + I_{yz} (\varepsilon_z - \omega_x \omega_y); \\ I_z \varepsilon_z = \sum M_z - (I_y - I_x) \omega_x \omega_y + I_{xz} (\varepsilon_x - \omega_y \omega_z) + I_{yz} (\varepsilon_y + \omega_x \omega_z) - I_{xy} (\omega_y^2 - \omega_x^2), \end{cases} \quad (1)$$

где I_x, I_y, I_z – осевые моменты инерции летательного аппарата относительно осей $Oxyz$; $\varepsilon_x, \varepsilon_y, \varepsilon_z$ – составляющие углового ускорения летательного аппарата вокруг осей $Oxyz$; $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ – составляющие угловой скорости летательного аппарата вокруг осей $Oxyz$; I_{xy}, I_{yz}, I_{xz} – центробежные моменты инерции летательного аппарата относительно осей $Oxyz$; $\sum M_x, \sum M_y, \sum M_z$ – суммы моментов внешних аэродинамических сил вокруг осей $Oxyz$.

Суммы моментов внешних аэродинамических сил определяются следующим образом:

$$\begin{cases} \sum M_x = F_y \Delta z - F_z \Delta y + m_{\omega x} \omega_x / V l^2 q S - m_x q S; \\ \sum M_y = -(cd - cm) F_z + F_x \Delta z + m_{\omega y} \omega_y / V l^2 q S - m_y q S; \\ \sum M_z = (cd - cm) F_y - F_x \Delta y + m_{\omega z} \omega_z / V l^2 q S - m_z q S, \end{cases} \quad (2)$$

где F_x, F_y, F_z – аэродинамические силы вдоль осей $Oxyz$; m_x, m_y, m_z – коэффициенты аэродинамических моментов относительно осей $Oxyz$; $m_{\omega x}, m_{\omega y}, m_{\omega z}$ – коэффициенты демпфирующих аэродинамических

ских моментов относительно осей $Oxyz$; l – длина летательного аппарата; cd – координата центра давления от носка летательного аппарата; cm – координата центра масс от носка летательного аппарата; Δy , Δz – величины смещения центра масс летательного аппарата вдоль осей y и z системы координат $Oxyz$; V – скорость движения летательного аппарата; q – скоростной напор; S – площадь миделя.

Принято, что возможно появление следующих типов асимметрии.

1. Массоинерционная асимметрия.

Статический дисбаланс – смещение центра масс с оси вращения (в математической модели задается величинами Δy , Δz ; динамическая несбалансированность – смещение центра масс с оси вращения и непараллельность главной центральной оси инерции оси вращения (в математической модели задается величинами I_{xy} , I_{yz} , I_{zx}).

2. Аэродинамическая асимметрия.

Задается в математической модели коэффициентами аэродинамических моментов m_x , m_y , m_z .

3. Комбинированная асимметрия.

Анализируя систему (1), можно заключить, что на изменение параметров углового движения будут оказывать влияние все указанные параметры, связываемые с наличием асимметрии, и, следовательно, напрямую нельзя идентифицировать тип асимметрии, так как динамическое воздействие параметров может быть одинаковым.

Если рассмотреть уравнение вращательного движения только в плоскости вертикальной симметрии летательного аппарата, то при положении равновесия имеем равенство

$$(cd - cm)F_y - F_x\Delta y = m_z q S. \quad (3)$$

Анализируя равенство (3), можно заключить, что действие аэродинамического момента может быть эквивалентно действию от смещения центра масс с оси симметрии в поперечном направлении. Это использовалось при дальнейших расчетах.

Для оценки степени влияния каждого из пяти параметров асимметрии (поперечные смещения центра масс Δy , Δz , центробежные моменты инерции I_{xy} , I_{zx} , I_{yz}) выделены составляющие угловых ускорений:

$$\begin{cases} \varepsilon_z^{\Delta y} = -\frac{F_x\Delta y}{I_z}; \\ \varepsilon_z^{I_{xy}} = -\frac{I_{xy}(\omega_y^2 - \omega_x^2)}{I_z}; \\ \varepsilon_z^{I_{zx}} = \frac{I_{zx}(\varepsilon_x - \omega_y\omega_z)}{I_z}; \\ \varepsilon_z^{I_{yz}} = -\frac{I_{yz}(\varepsilon_y - \omega_x\omega_z)}{I_z}; \end{cases} \begin{cases} \varepsilon_y^{\Delta z} = \frac{F_x\Delta z}{I_y}; \\ \varepsilon_y^{I_{zx}} = -\frac{I_{zx}(\omega_x^2 - \omega_z^2)}{I_y}; \\ \varepsilon_y^{I_{xy}} = \frac{I_{xy}(\varepsilon_x + \omega_y\omega_z)}{I_y}; \\ \varepsilon_y^{I_{yz}} = -\frac{I_{yz}(\varepsilon_z - \omega_x\omega_y)}{I_y}; \end{cases} \begin{cases} \varepsilon_x^{\Delta y, \Delta z} = \frac{(F_y\Delta z - F_z\Delta y)}{I_x}; \\ \varepsilon_x^{I_{xy}} = \frac{I_{xy}(\varepsilon_y - \omega_x\omega_z)}{I_x}; \\ \varepsilon_x^{I_{zx}} = \frac{I_{zx}(\varepsilon_z + \omega_x\omega_y)}{I_x}; \\ \varepsilon_x^{I_{yz}} = -\frac{I_{yz}(\omega_z^2 - \omega_y^2)}{I_x}. \end{cases} \quad (4)$$

У объектов с различными соотношениями массоинерционных и аэродинамических характеристик влияние каждого параметра асимметрии на динамику движения будет отличаться. В данном исследовании рассмотрены несколько объектов, осуществляющих вход в атмосферу Земли, с различными формами и массоинерционными характеристиками. Форма объекта № 1 по типу корабля «Аполлон» [18], масса принята равной 5,42 т. Форма объекта № 2 – многоразовая ракета-носитель, рассматриваемая в работе [19], масса с учетом возвращаемого груза и запасов топлива – 6,8 т. Объект № 3 – многоразовая ракета-носитель легкого класса [20], масса – 2,7 т.

Аэродинамические характеристики оценивались по результатам численных расчетов внешнего обтекания.

Приведем распределение плотности потока для объекта № 1 (рис. 2, а) и объекта № 2 (рис. 2, б). Полученные аэродинамические коэффициенты использовались при расчете параметров движения.

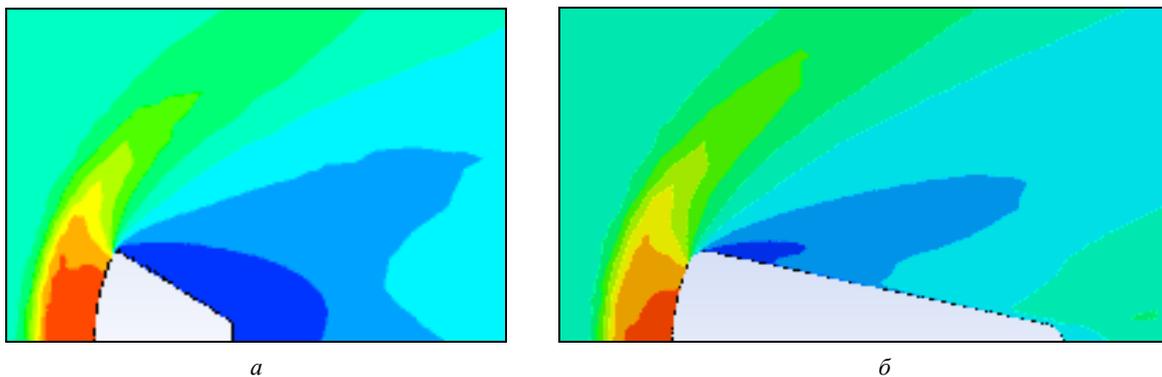


Рис. 2

Для объекта № 3 дополнительно с определением аэродинамических характеристик изучено влияние несимметричного изменения формы наружной поверхности по типу двух волн синусоиды вдоль образующей конической части корпуса с максимальным отклонением 2 % от диаметра мидела.

Сеточная модель показана на рис. 3, а, распределение плотности вблизи объекта демонстрирует рис. 3, б.

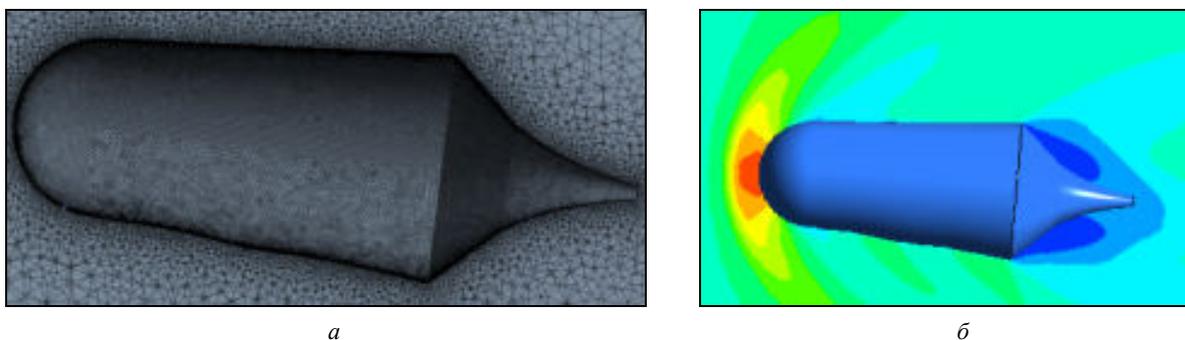


Рис. 3

По результатам расчета, вследствие несимметричного изменения формы возник аэродинамический момент вокруг поперечной оси ($m_z = 1,7 \cdot 10^{-3}$).

Осевые моменты инерции оценены по 3D-моделям объектов с равномерным распределением массы внутри объемов. Получены следующие характеристики: $I_x = 5,1 \text{ т} \cdot \text{м}^2$, $I_y = I_z = 6,3 \text{ т} \cdot \text{м}^2$ (для объекта № 1); $I_x = 44,7 \text{ т} \cdot \text{м}^2$, $I_y = I_z = 129,73 \text{ т} \cdot \text{м}^2$ (для объекта № 2); $I_x = 3,67 \text{ т} \cdot \text{м}^2$, $I_y = I_z = 14,67 \text{ т} \cdot \text{м}^2$ (для объекта № 3). Принимаемое несимметричное искажение формы наружной поверхности объекта № 3 приводит к смещению центра масс на 4,5 мм и отклонению главной центральной оси от оси симметрии на $0,128^\circ$.

Полученные величины асимметрии использовались для изучения параметров движения объектов № 1–3. Принималось, что каждый параметр асимметрии линейно увеличивается до максимального значения вплоть до нисходящего участка скоростного напора, а далее остается постоянным.

По результатам проведенного моделирования движения, угол атаки не превышает $0,7^\circ$ для всех трех объектов. Угловая скорость ω_y не превышает 1,1 % от угловой скорости ω_x . Следовательно, можно принять, что составляющая углового ускорения $\varepsilon_z^{I_{xy}}$ является квадратичной функцией угловой скорости стабилизирующего вращения:

$$\varepsilon_z^{I_{xy}} = I_{xy} \omega_x^2 / I_z. \quad (5)$$

Для всех составляющих угловых ускорений можно сделать вывод о пренебрежимо малом влиянии параметров асимметрии, не лежащих в плоскости, перпендикулярной рассматриваемой оси вращения.

В случае углового ускорения ε_z основное влияние оказывают смещение центра масс Δy и центробежный момент инерции I_{xy} .

Величины составляющих углового ускорения $\varepsilon_z^{\Delta y}$, $\varepsilon_z^{I_{xy}}$ для рассматриваемых объектов представлены на рис. 4.

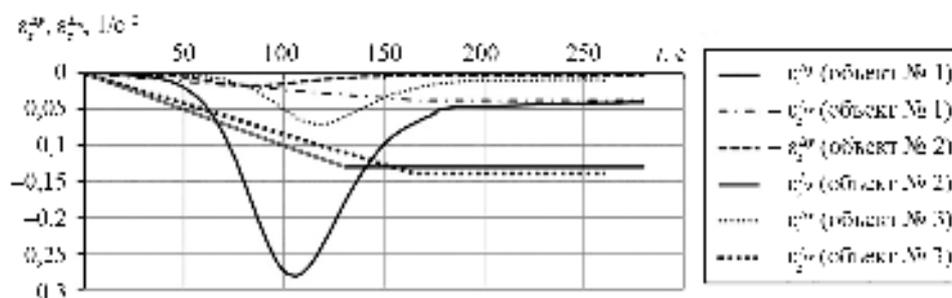


Рис. 4

По соотношению составляющих углового ускорения от параметров асимметрии $\varepsilon_z^{\Delta y} / \varepsilon_z^{I_{xy}}$ можно сделать вывод о возможном способе коррекции асимметрии – смещением центра масс или наклоном главной центральной оси инерции – при создании требуемого центробежного момента инерции. Согласно полученным результатам $\varepsilon_z^{\Delta y}$ достигает максимального значения одновременно со скоростным напором, так как является его функцией.

Соотношение составляющих углового ускорения $\varepsilon_z^{\Delta y} / \varepsilon_z^{I_{xy}}$ определяется по зависимости

$$\frac{\varepsilon_z^{\Delta y}}{\varepsilon_z^{I_{xy}}} = \frac{\Delta y C_x q S}{I_{xy} \omega_x^2}. \quad (6)$$

Полученные соотношения составляющих угловых ускорений для рассматриваемых объектов представлены на рис. 5.

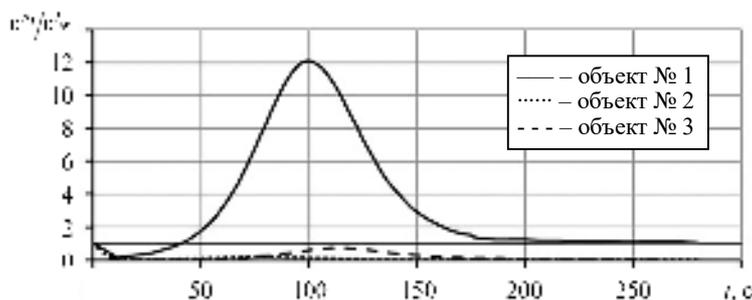


Рис. 5

Анализ данных (см. рис. 5) показывает, что для объектов № 2, 3 на изменение параметров углового движения в основном влияет отклонение главной центральной оси инерции от оси симметрии, и предпочтительно компенсировать асимметрию, создавая центробежный момент, наклоняя балансировочный груз на требуемый расчетный угол. В случае объекта № 1 наблюдается существенное влияние смещения центра масс. На максимальном скоростном напоре его влияние в 12 раз больше, чем от смещения наклона главной центральной оси инерции. В разреженных слоях атмосферы предпочтительнее компенсировать асимметрию наклоном балансировочного груза. После нисходящей ветви скоростного напора (порядка 180 с полета для объекта № 1) эффект от смещения центра масс и наклона главной центральной оси инерции одинаков ($\varepsilon_z^{\Delta y} / \varepsilon_z^{I_{xy}} \approx 1$).

Зависимости, связывающие параметры движения с величинами необходимых корректирующих смещений центра масс для способа коррекции асимметрии смещением центра масс:

$$\begin{cases} \Delta y_{\text{кор}} = \left[\varepsilon_z I_z + (cd - cm)ma_y - (I_y - I_x)\omega_x\omega_y + m_{\omega z}\omega_z/VqS \right] / ma_x; \\ \Delta z_{\text{кор}} = \left[\varepsilon_y I_y - (cd - cm)ma_z - (I_x - I_z)\omega_x\omega_z + m_{\omega y}\omega_y/VqS \right] / ma_x, \end{cases} \quad (7)$$

где m – масса летательного аппарата; a_x, a_y, a_z – ускорения, измеряемые в связанной системе координат.

Зависимости (7) получены выражением искомых величин смещения центра масс из второго и третьего уравнений системы (1), в которые подставлялись уравнения для моментов внешних сил (2), при условии $I_{xy} = I_{zx} = I_{yz} = 0$.

Зависимости, связывающие параметры движения с величинами необходимых корректирующих центробежных моментов инерции для способа коррекции асимметрии наклоном главной центральной оси инерции:

$$\begin{cases} I_{xy}^{\text{кор}} = \frac{\varepsilon_z I_z + (cd - cm)ma_y - (I_y - I_x)\omega_x\omega_y + m_{\omega z}\omega_z/VqS}{\omega_y^2 - \omega_x^2}; \\ I_{zx}^{\text{кор}} = \frac{\varepsilon_y I_y - (cd - cm)ma_z - (I_x - I_z)\omega_x\omega_z + m_{\omega y}\omega_y/VqS}{\omega_x^2 - \omega_z^2}; \\ I_{yz}^{\text{кор}} = \frac{\varepsilon_x I_x - (I_z - I_y)\omega_x\omega_z + I_{xy}^{\text{кор}}(\varepsilon_y - \omega_x\omega_z) + I_{xz}^{\text{кор}}(\varepsilon_z + \omega_x\omega_y)}{\omega_z^2 - \omega_y^2}. \end{cases} \quad (8)$$

Зависимости (8) получены выражением величин центробежных моментов инерции из уравнений системы (1), в которые подставлялись уравнения для моментов внешних сил (2), при условии $\Delta y = \Delta z = 0$.

По зависимостям (7), (8) получены графики изменения величины $\Delta y_{\text{кор}}$ (сплошная линия) и $I_{xy}^{\text{кор}}$ (пунктирная линия) для объекта № 1 (рис. 6, а), объекта № 2 (рис. 6, б), объекта № 3 (рис. 6, в).

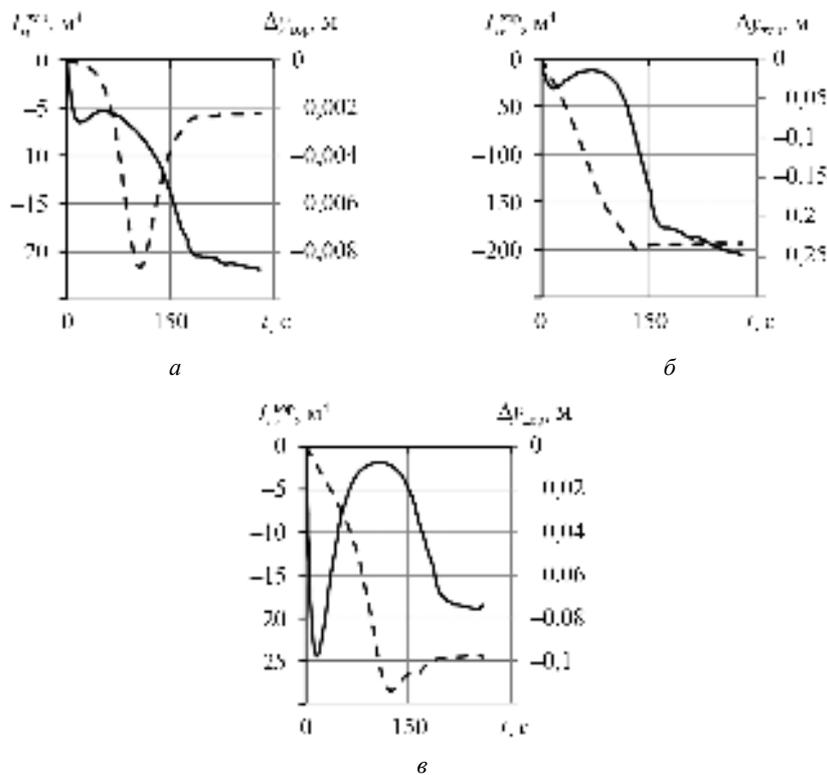


Рис. 6

Как видим (см. рис. 6), для объектов с соотношением $\varepsilon_z^{\Delta y} / \varepsilon_z^{I_{xy}} < 1$ величина $\Delta y_{\text{кор}}$ достигает значений, когда требуются значительные зазоры между корпусом и балансировочным грузом.

Величина поперечного смещения балансировочного груза относительно корпуса для получения $\Delta y_{\text{кор}}$ определяется по зависимости

$$\Delta y_{\text{бг}} = \Delta y_{\text{кор}} m / m_{\text{бг}}, \quad (9)$$

где $m_{\text{бг}}$ – масса балансировочного груза.

В случае если масса балансировочного груза составляет 50 % от общей массы летательного аппарата, то величина его смещения для объекта № 2 – 0,5 м, для объекта № 3 – 0,2 м, что недопустимо из-за ограниченности внутреннего объема корпуса. Для объекта № 1 величина необходимого корректирующего смещения балансировочного груза не превышает 17 мм.

Предварительная оценка угла наклона балансировочного груза для получения $I_{xy}^{\text{кор}}$ может быть проведена по зависимости

$$\varphi = 0,5 \arcsin \left[2I_{xy}^{\text{кор}} / (I_y^{\text{бг}} - I_x^{\text{бг}}) \right], \quad (10)$$

где $I_y^{\text{бг}}$, $I_x^{\text{бг}}$ – осевые моменты инерции балансировочного груза.

По зависимости (10) получено, что для объекта № 2 необходимый угол наклона балансировочного груза φ , обеспечивающий $I_{xy}^{\text{кор}}$, равен $1,35^\circ$ при учете, что осевые моменты инерции балансировочного груза составляют 10 % от осевых моментов инерции летательного аппарата. Для объекта № 3 угол $\varphi = 1,46^\circ$.

Согласно результатам проведенного исследования в случае объектов с большими значениями осевых моментов инерции основное влияние на изменение параметров углового движения оказывает угол отклонения главной центральной оси инерции от продольной оси симметрии летательного аппарата. Вывод об использовании метода устранения негативного влияния асимметрии смещением в поперечном направлении балансировочного груза (или же его наклоном) можно сделать при численной оценке соотношения составляющих углового ускорения от смещения центра масс и нескомпенсированного центробежного момента инерции летательного аппарата. В качестве дальнейшего направления исследований предполагается моделирование процесса компенсации асимметрии с учетом требований по размещению балансировочного груза внутри корпуса летательного аппарата, энергозатрат на работу привода механизма коррекции, а также с использованием математической модели массоинерционных характеристик системы, учитывающей кинематику механизма коррекции.

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

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Бакри И. Методика оценки допустимых значений параметров аэродинамической и инерционной асимметрии марсианского зонда // Космические аппараты и технологии. 2023. № 1 (43). С. 17–23.
2. Бакри И. Приближенно-оптимальный дискретный закон управления спуском космического аппарата с асимметрией в атмосфере Марса // Вестник МАИ. 2022. № 2. С. 179–188.
3. Tang Q., Gan J., Fang Y. Incremental Nonlinear Dynamic Inversion Considering Centroid Variation Control for Reusable Launch Vehicles // Aerospace. 2025. Vol. 12. № 6. Article № 468.
4. Кухаренко А.С., Корянов В.В. Угловое движение спускаемого аппарата при управлении методом поворота полезной нагрузки // Вестник МАИ. 2023. № 3. С. 174–186.
5. Корянов В.В., Кухаренко А.С. Оценка параметров управляемого движения спускаемого аппарата с наддувным тормозным устройством путем отклонения элементов конструкции // Инженерный журнал: наука и инновации [Электронный журнал]. 2022. № 4 (124). URL: https://elibrary.ru/download/elibrary_48418179_58560616.pdf (дата обращения: 16.06.2025).
6. Корянов В.В., Кухаренко А.С. Влияние неравенства главных моментов инерции на вращательное движение летательного аппарата // Инженерный журнал: наука и инновации [Электронный журнал].

2023. № 2 (134). URL: https://elibrary.ru/download/elibrary_50356627_16620309.pdf (дата обращения: 16.06.2025).
7. Heydari M. et al. On the Performance of the Model-Free Adaptive Control for a Novel Moving-Mass Controlled Flying Robot // Journal of Intelligent & Robotic Systems. 2024. Vol. 110. Article № 79.
 8. Atkins B.M. Mars Precision Entry Vehicle Guidance Using Internal Moving Mass Actuators [Electronical Resource]. URL: <https://vtechworks.lib.vt.edu/server/api/core/bitstreams/dfef1f5bc-52dc-4c8d-9fdc-168b34e5dfef/content> (дата обращения: 16.06.2025).
 9. Афанасьев В.А. и др. Управление летательными аппаратами с регулируемым центром масс // Изв. вузов. Авиационная техника. 2016. № 3. С. 27–33.
 10. Афанасьев В.А. и др. Управление по крену летательным аппаратом с регулируемым центром масс // Изв. вузов. Авиационная техника. 2017. № 1. С. 48–54.
 11. Abadeh K.M., Tayefi M. Spacecraft Re-Entry Control Using Cross and Radial Moving-Mass Actuators // Journal of Space Science and Technology. 2024. Vol. 17. Iss. 3. P. 15–27.
 12. Li J. et al. A Survey on Moving Mass Control Technology // Aerospace Science and Technology. 2018. Vol. 82. P. 594–606.
 13. Yao C. et al. Integrated Guidance And Control for Underactuated Fixed-Trim Moving Mass Flight Vehicles // Aerospace Science and Technology. 2023. Vol. 142 Article № 108680.
 14. Liu Z. et al. Bifurcation Analysis for a Novel Flight Vehicle with Pitch-Control Single Moving Mass // Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering. 2022. Vol. 236. Iss. 4. P. 802–810.
 15. Sun J., Jing W., Chen J. Robust Soft-Switching Multiple Model Predictive Control for Moving-Mass Reentry Vehicle // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. 2024. Vol. 47. Iss. 7. P. 1488–1498.
 16. Du Q. et al. Dynamics and Moving-Mass Parameter Design of Single Moving-Mass Roll and Trim Control Hypersonic Vehicle // IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems. 2025. Vol. 61. Iss. 2. P. 1298–1312.
 17. Михайлов Е.А., Федоров В.Б., Капелюшин Ю.Е. Методика идентификации параметров системы коррекции массоинерционных характеристик конструкций летательных аппаратов на стендовом оборудовании // Изв. вузов. Авиационная техника. 2024. № 3. С. 55–62.
 18. Миненко В.Е., Агафонов Д.Н., Якушев А.Г. Проектный анализ аэродинамических схем спускаемых аппаратов капсульной формы численным методом по ньютоновской теории обтекания // Аэрокосмический научный журнал. 2015. № 4. С. 1–14.
 19. Marwege A. et al. RETALT: Review of Technologies and Overview of Design Changes // CEAS Space Journal. 2022. Vol. 14. Iss. 3. P. 433–445.
 20. Ваулин С.Д. и др. Оценка применимости абляционного теплозащитного покрытия для ракеты-носителя сверхлегкого класса // Изв. вузов. Авиационная техника. 2023. № 4. С. 48–53.

Поступила в редакцию 16.07.25
После доработки 12.09.25
Принята к публикации 12.09.25

Assessment of Aircraft Asymmetry Parameters Based on Flight Dynamics Data for Mass-Inertial Characteristics Correction

E.A. MIKHAILOV, V.B. FEDOROV, AND YU.E. KAPELYUSHIN

SUSU, Chelyabinsk

The paper presents an assessment of aircraft asymmetry parameters based on flight dynamics data (angular accelerations and velocities, linear accelerations measured in the body-fixed coordinate system) for subsequent elimination of the negative influence of asymmetry using a mass-inertial characteristics correction system. A method was proposed to determine the preferable approach for correcting asymmetry based on simulation of the aircraft motion, estimating the influence of each asymmetry parameter on the resulting angular acceleration. The possibility of correcting asymmetry by shifting the center of mass and by creating a corrective centrifugal moment of inertia through tilting a balancing weight is demonstrated. Relationships are derived linking the correctable asymmetry parameters with the aircraft motion parameters.

Aircraft, asymmetry, center of mass offset, mass-inertial characteristics correction, rotational motion parameters

Синтез логико-динамических систем с селектором каналов управления и коррекцией в обратных связях

Рассмотрена задача управления многомерным объектом с одним управляющим воздействием и с селектором каналов. Показано, что эффективным средством построения таких логико-динамических систем является выравнивание динамических характеристик отдельных каналов управления за счет коррекции в обратных связях. Проведен синтез каналов управления расходом топлива газотурбинных двигателей. Приведены результаты моделирования. Показано соответствие полученных результатов характеристикам адаптивной системы.

В.И. ПЕТУНИН,
д-р техн. наук
(УУНиТ, Уфа)
petunin_vi@mail.ru

Газотурбинный двигатель, система автоматического управления, селектор каналов, обратные связи, качество переходных процессов, адаптивная система

Газотурбинные двигатели (ГТД) и современные летательные аппараты являются сложными много-режимными объектами управления, характеризующимися особенностями, определяющими требования к управляющей части системы автоматического управления (САУ) [1, 2]. В большинстве случаев они являются объектами управления, число управляющих воздействий которых меньше числа управляемых координат. В САУ такими многомерными объектами формирование управления часто осуществляется с помощью алгоритмов логического селективного выбора каналов управления. К таким системам относятся, например, САУ подачей топлива в камеры сгорания ГТД [1] или САУ летательного аппарата с ограничением предельных параметров [3]. Обычно применяется принцип селективного выбора, согласно которому регулируется параметр, наиболее приблизившийся к величине, определяемой программой регулирования. Селективный выбор каналов управления реализуется с помощью алгебраических селекторов. Селекторы вводятся в САУ для устранения зоны совместной работы каналов управления и обеспечивают во всех условиях работы управляющее воздействие только одного из нескольких каналов управления, включаемых в работу в зависимости от режима работы объекта управления [4].

Такие системы, использующие логику упорядоченного выбора и имеющие динамическую часть в виде регуляторов и объекта управления, называются логико-динамическими САУ.

В САУ с алгебраическим селектором структура и динамические характеристики объекта управления, как правило, отличаются по отдельным каналам, вследствие чего структура и параметры регуляторов в различных каналах на входе алгебраического селектора будут разными. При этом нарушаются условия переключения каналов, возникают забросы регулируемых величин, ухудшается качество САУ.

Следовательно, возникает необходимость адаптации логико-динамических САУ с алгебраическим селектором на режимах переключения каналов к изменениям структуры системы, обеспечению плавности переходных процессов при переключении каналов. Это может быть достигнуто за счет выравнивания отдельных каналов управления после алгебраических селекторов с помощью коррекции в обратных связях и приближения динамических характеристик каналов к эталонной модели. В этом случае происходит плавное переключение селектором одинаковых по динамическим характеристикам каналов управления с требуемыми характеристиками. Известно [2, 5], что проектирование автопилота летательного аппарата осуществляется с использованием последовательных замыканий контура обратной связи.

Целью данной работы является рассмотрение метода синтеза таких систем с селектором каналов управления для ГТД. Эта работа является продолжением статьи [6].

В САУ с алгебраическим селектором коррекция динамических характеристик отдельных каналов системы может быть введена с помощью дополнительных обратных связей, включенных на входе селектора (рис. 1), где K_{pi} – коэффициенты передачи регуляторов; $W_{pi}(p)$ – корректирующие звенья регуляторов, включенных в обратные связи; $W_{ip}(p)$ – изодромный регулятор.

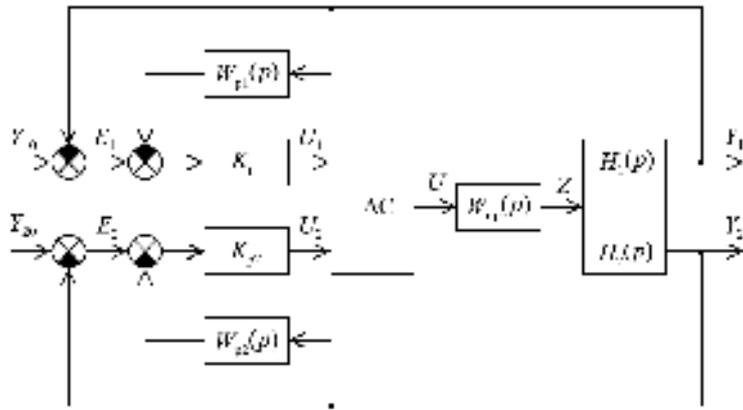


Рис. 1

Рассмотрим синтез отдельных регуляторов такой САУ.

Передаточная функция разомкнутого канала выбирается равной передаточной функции эталонной модели разомкнутой системы

$$W(p) = \frac{Y(p)}{E(p)} = W_M(p). \quad (1)$$

Тогда передаточная функция замкнутого канала

$$\Phi(p) = \frac{W(p)}{1 + W(p)} = \frac{W_M(p)}{1 + W_M(p)} = \Phi_M(p). \quad (2)$$

В соответствии с рис. 1 получаем

$$W(p) = \frac{K_p W_{np}(p) H(p)}{1 + K_p W_{np}(p) H(p) W_p(p)}. \quad (3)$$

Пусть передаточная функция объекта управления

$$H(p) = K_{oy} \frac{A(p)}{B(p)}; \quad (4)$$

$$K_{oy} K_p = 1.$$

Тогда

$$W(p) = \frac{W_{np}(p) A(p)}{B(p) + W_{np}(p) A(p) W_p(p)} = W_M(p),$$

или

$$W_{np}(p) A(p) = B(p) W_M(p) + W_{np}(p) A(p) W_p(p) W_M(p).$$

В результате синтеза получаем передаточную функцию корректирующего звена регулятора, включенного в обратную связь:

$$W_p(p) = \frac{W_{np}(p) A(p) - B(p) W_M(p)}{W_{np}(p) A(p) W_M(p)}. \quad (5)$$

Так как выделение сигнала рассогласования канала $E = Y_0 - Y$ условно, можно определить общую передаточную функцию обратной связи канала $W_{oc}(p) = W_p(p) + 1$:

$$W_{oc}(p) = \frac{W_{np}(p) A(p) - B(p) W_M(p) + W_{np}(p) A(p) W_M(p)}{W_{np}(p) A(p) W_M(p)}. \quad (6)$$

Пусть передаточная функция издромного регулятора имеет вид

$$W_{\text{нр}}(p) = K_{\text{нр}} \frac{T_{\text{нр}}p + 1}{p},$$

передаточная функция эталонной модели

$$W_{\text{м}}(p) = \frac{K_{\text{м}}}{p};$$

$$K_{\text{м}} = K_{\text{нр}}.$$

Тогда

$$\Phi_{\text{м}}(p) = \frac{K_{\text{м}}}{p + K_{\text{м}}}.$$

Для одновального ГТД имеем

$$A_1(p) = 1; A_2(p) = T_{\text{оy2}}p + 1; B(p) = T_{\text{оy}}p + 1; T_{\text{нр}} = T_{\text{оy}}.$$

В результате синтеза получаем:

$$W_{\text{р1}}(p) = 0; \quad (7)$$

$$W_{\text{р2}}(p) = \frac{T_{\text{оy2}}p^2}{K_{\text{нр}}(T_{\text{оy2}}p + 1)}; \quad (8)$$

$$W_{\text{оc1}}(p) = 1; \quad (9)$$

$$W_{\text{оc2}}(p) = \frac{T_{\text{оy2}}p^2 + K_{\text{нр}}(T_{\text{оy2}}p + 1)}{K_{\text{нр}}(T_{\text{оy2}}p + 1)}. \quad (10)$$

Для двухвального ГТД имеем:

$$A_1(p) = T_{\text{оy1}}p + 1; A_2(p) = T_{\text{оy2}}''p^2 + T_{\text{оy2}}'p + 1;$$

$$B(p) = (T_{\text{оy}}'p + 1)(T_{\text{оy}}''p + 1); T_{\text{нр}} = T_{\text{оy}}'.$$

В результате синтеза получаем:

$$W_{\text{р1}}(p) = \frac{(T_{\text{оy1}} - T_{\text{оy}}'')p^2}{K_{\text{нр}}(T_{\text{оy1}}p + 1)}; \quad (11)$$

$$W_{\text{р2}}(p) = \frac{T_{\text{оy2}}''p^3 + (T_{\text{оy2}}' - T_{\text{оy}}'')p^2}{K_{\text{нр}}(T_{\text{оy2}}''p^2 + T_{\text{оy2}}'p + 1)}; \quad (12)$$

$$W_{\text{оc1}}(p) = \frac{(T_{\text{оy1}} - T_{\text{оy}}'')p^2 + K_{\text{нр}}(T_{\text{оy1}}p + 1)}{K_{\text{нр}}(T_{\text{оy1}}p + 1)}; \quad (13)$$

$$W_{\text{оc2}}(p) = \frac{T_{\text{оy2}}''p^3 + (T_{\text{оy2}}' - T_{\text{оy}}'')p^2 + K_{\text{нр}}(T_{\text{оy2}}''p^2 + T_{\text{оy2}}'p + 1)}{K_{\text{нр}}(T_{\text{оy2}}''p^2 + T_{\text{оy2}}'p + 1)}. \quad (14)$$

Если передаточная функция эталонной модели равна

$$W_{\text{м}}(p) = \frac{K_{\text{м}}}{p(\tau p + 1)}; K_{\text{м}} = K_{\text{нр}},$$

тогда

$$\Phi_M(p) = \frac{K_M}{\tau p^2 + p + K_M}.$$

Для одновального ГТД в результате синтеза получаем:

$$W_{p1}(p) = 0; \quad (15)$$

$$W_{p2}(p) = \frac{T_{oy2} p^2 (\tau p + 1)}{K_{ip} (T_{oy2} p + 1)}; \quad (16)$$

$$W_{oc1}(p) = 1; \quad (17)$$

$$W_{oc2}(p) = \frac{T_{oy2} p^2 (\tau p + 1) + K_{ip} (T_{oy2} p + 1)}{K_{ip} (T_{oy2} p + 1)}. \quad (18)$$

Для двухвального ГТД в результате синтеза получаем:

$$W_{p1}(p) = \frac{(T_{oy1} - T''_{oy}) p^2 (\tau p + 1)}{K_{ip} (T_{oy1} p + 1)}; \quad (19)$$

$$W_{p2}(p) = \frac{[T''_{oy2} p^3 + (T'_{oy2} - T''_{oy}) p^2] (\tau p + 1)}{K_{ip} (T''_{oy2} p^2 + T'_{oy2} p + 1)}; \quad (20)$$

$$W_{oc1}(p) = \frac{(T_{oy1} - T''_{oy}) p^2 (\tau p + 1) + K_{ip} (T_{oy1} p + 1)}{K_{ip} (T_{oy1} p + 1)}; \quad (21)$$

$$W_{oc2}(p) = \frac{[T''_{oy2} p^3 + (T'_{oy2} - T''_{oy}) p^2] (\tau p + 1) + K_{ip} (T''_{oy2} p^2 + T'_{oy2} p + 1)}{K_{ip} (T''_{oy2} p^2 + T'_{oy2} p + 1)}. \quad (22)$$

Аналогично может быть проведен синтез для большего числа каналов управления, т. е. для многомерной САУ.

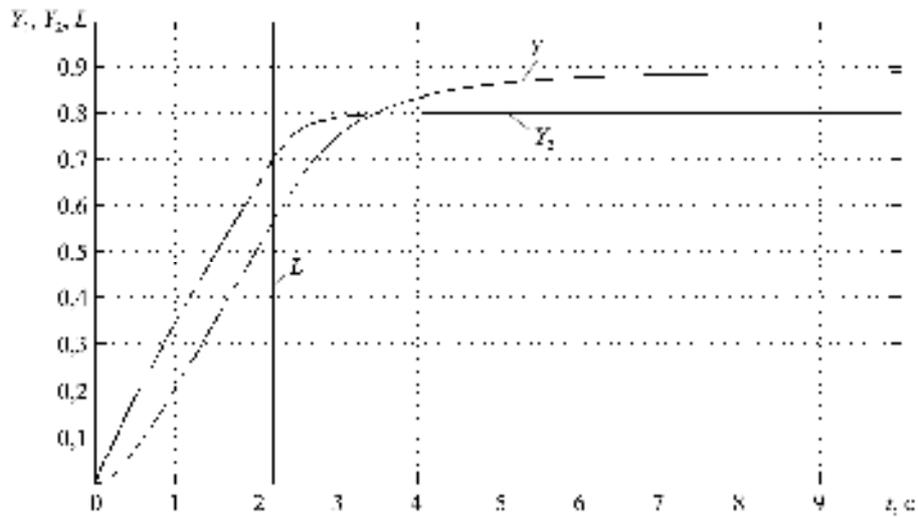
Моделирование рассмотренной САУ ГТД проведено помощью пакета Simulink системы MATLAB. Переходные процессы в САУ с алгебраическими селекторами двухвального ГТД для двухмерной системы приведены на рис. 2. Здесь L – логический сигнал, определяющий момент переключения каналов. Результаты моделирования получены при переключении с канала частоты вращения на канал температуры газа $Y_{10} = 0,3t$; $Y_{20} = 0,8$ (рис. 2, а) и с канала температуры газа на канал частоты вращения $Y_{20} = 0,3t$; $Y_{10} = 0,8$ (рис. 2, б).

Результаты моделирования трехмерной САУ ГТД ($Y_{10} = 0,3t$; $Y_{20} = 0,8$; $Y_{30} = 0,8$) приведены на рис. 3.

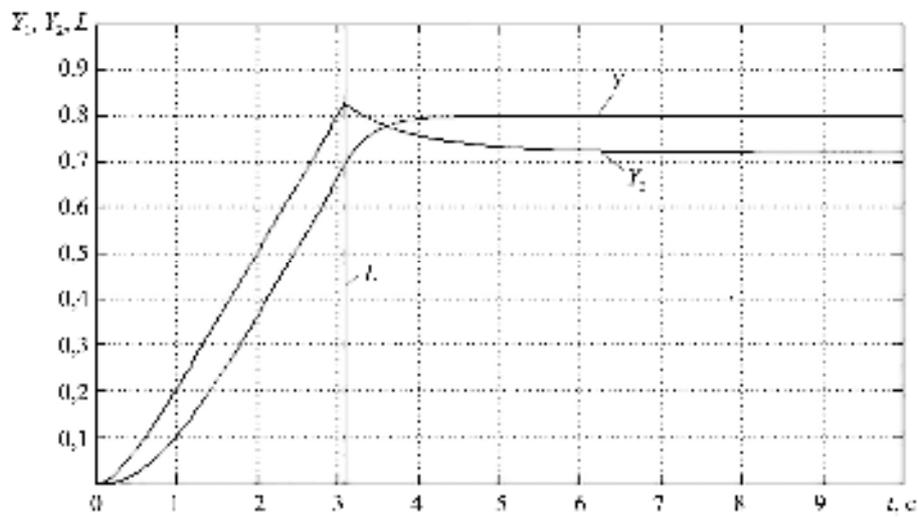
Вертикальными линиями на рис. 2 обозначено приближение условия $U_1 = U_2$ к условию $E_1 = E_2$. Ступенчатые сигналы на рис. 3 определяют время работы отдельных каналов. Все переменные приведены в относительных единицах. Необходимо отметить хорошее качество переходных процессов при переключении каналов – плавность процессов и достаточное быстродействие.

В САУ с обратными связями происходит выравнивание передаточных функций каналов с выхода селектора до выходов каналов, т. е селектирование одинаковых по динамике каналов. Это характерно для ГТД, когда передаточные функции каналов имеют одинаковые знаменатели и разные числители.

При выравнивании динамических характеристик каналов в САУ с селектором каналов и с обратными связями перерегулирования при переключении каналов не возникает.



a



б

Рис. 2

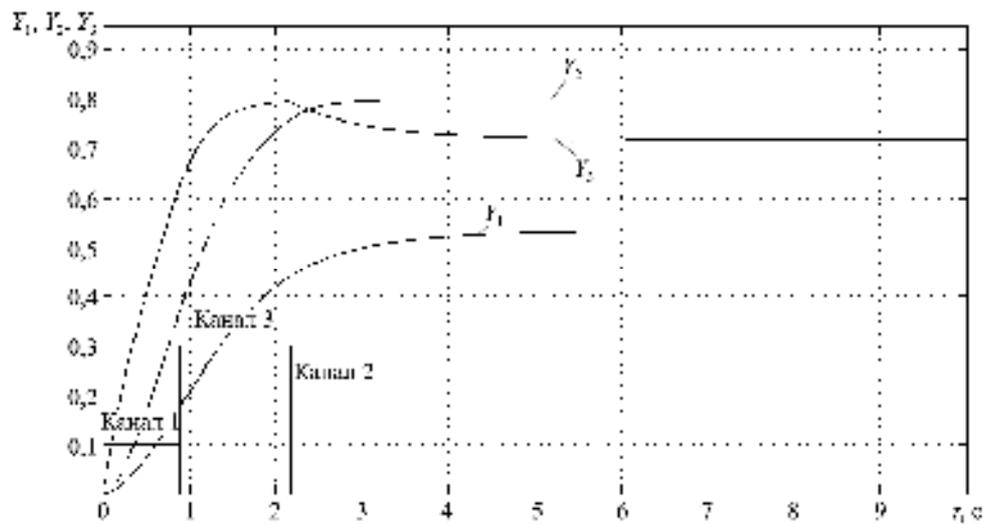


Рис. 3

САУ с обратными связями можно сопоставить с САУ, в которой есть адаптация каналов управления [6].

На рис. 4 показана структурная схема адаптивной САУ ГТД, поясняющая данный способ [6].

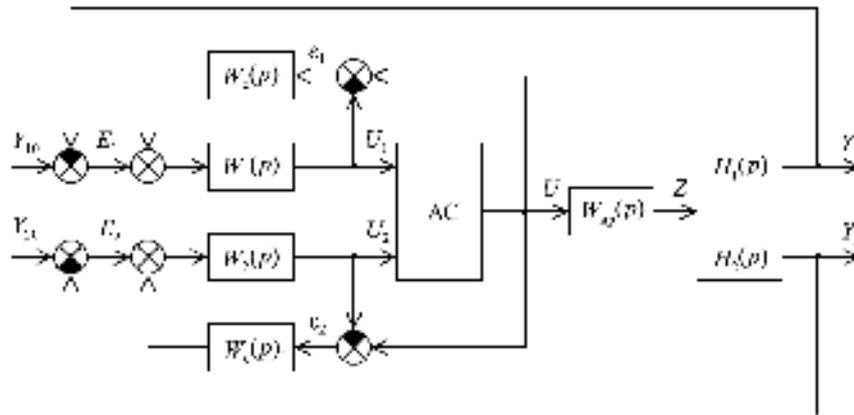


Рис. 4

Как было отмечено, регуляторы частоты вращения ротора и температуры газа имеют разные динамические характеристики, в результате чего условие переключения селектора минимального сигнала

$$U_1 = U_2 \quad (23)$$

отличается от необходимого условия переключения САУ – равенства рассогласований между текущими значениями выходных координат и их задающими воздействиями:

$$E_1 = E_2. \quad (24)$$

Следовательно, необходимо согласование этих условий. В данном случае оно обеспечивается за счет введения контура адаптации – сигнальной самонастройки по разности сигналов ϵ на выходе регуляторов с воздействием на задающее воздействие разомкнутого канала системы. Это позволяет построить САУ ГТД, адаптивную к изменению ее структуры при переключении каналов селектором [6].

В каждом канале управления определяется разность сигналов на выходе регуляторов

$$\epsilon_i = U_{\min} - U_i. \quad (25)$$

Сигнал ϵ_i через блок согласования $W_c(p)$ поступает на вход соответствующего регулятора канала с помощью суммирующего элемента.

Контур сигнальной самонастройки работает во всех N каналах. Если i -й канал разомкнут, то $\epsilon_i < 0$, и этот сигнал уменьшает задающее воздействие данного разомкнутого канала и тем самым корректирует момент переключения каналов. Если i -й канал замкнут, т. е. является ведущим, то $\epsilon_i = 0$, и этот сигнал не меняет задающее воздействие данного замкнутого канала.

Пусть замкнутым является канал регулирования частоты вращения ротора, т. е. первый канал. Тогда выход контура сигнальной самонастройки включен с помощью первого суммирующего элемента на вход регулятора температуры газа – второго разомкнутого канала.

Сигнал на выходе регулятора частоты вращения ротора

$$U_1 = W_1(p)E_1. \quad (26)$$

Сигнал на выходе регулятора температуры газа

$$U_2 = \frac{W_2(p)}{1 + W_2(p)W_c(p)} E_2 + \frac{W_c(p)W_2(p)}{1 + W_2(p)W_c(p)} U_1. \quad (27)$$

Тогда разность сигналов на выходе регуляторов

$$\epsilon = \Delta U = U_1 - U_2 = \frac{W_1(p)}{1 + W_2(p)W_c(p)} E_1 - \frac{W_2(p)}{1 + W_2(p)W_c(p)} E_2. \quad (28)$$

При $W_c(p) = K$ и достаточно большой величине K получаем

$$\varepsilon = U_1 - U_2 = \lim_{K \rightarrow \infty} \frac{W_1(p)}{1 + W_2(p)W_c(p)} E_1 - \lim_{K \rightarrow \infty} \frac{W_2(p)}{1 + W_2(p)W_c(p)} E_2 = 0. \quad (29)$$

Следовательно, при $\varepsilon \rightarrow 0$ получено $U_2 \rightarrow U_1$.

Таким образом, за счет работы контура сигнальной самонастройки сигнал на выходе разомкнутого канала U_2 приближается к сигналу замкнутого канала U_1 , и происходит своевременное переключение селектора минимального сигнала. Это, соответственно, позволяет ликвидировать заброс и обеспечить необходимое качество переходного процесса при замыкании и включении в работу регулятора температуры газа.

Результаты моделирования переходных процессов в САУ двухвального ГТД (см. рис. 4) при управлении расходом топлива соответствуют данным рис. 2; $W_c(p) = K = 100$.

На данную САУ получен патент [7].

Вопросы помехоустойчивости САУ ГТД к воздействию случайных и ступенчатых возмущений, обусловленных изменением расхода топлива, рассмотрены в статье [8].

Аналогичные исследования САУ ГТД проводятся в работах [9, 10].

Таким образом, заданные свойства САУ с селектором каналов управления обеспечиваются за счет приближения их динамических характеристик к характеристикам эталонной модели с помощью обратных связей.

Синтезированы два варианта структурных схем логико-динамических САУ с селектором каналов, обеспечивающие качественное управление многомерным объектом управления, причем число каналов управления ГТД может быть больше двух.

Использование разных подходов к синтезу логико-динамической САУ многомерного объекта приводит к одинаковым результатам.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Системы автоматического управления авиационными ГТД: Энциклопедический справочник / Под ред. О.С. Гуревича. М.: Торус Пресс, 2011. 208 с.
2. Михалев И.А., Окоемов Б.Н., Чукулаев М.С. Системы автоматического управления самолетом. М.: Машиностроение, 1987. 240.
3. Петунин В.И. Синтез систем автоматического управления летательными аппаратами с автоматами ограничений предельных параметров // Изв. вузов. Приборостроение. 2010. № 10. С. 18–24.
4. Петунин В.И. Логико-динамические системы с селективным выбором каналов управления авиационными объектами. М.: Инновационное машиностроение, 2018. 292 с.
5. Биард Р.У., МакЛэйн Т.У. Малые беспилотные летательные аппараты: теория и практика. М.: Техносфера, 2015. 312 с.
6. Петунин В.И. Методы согласования и адаптации систем автоматического управления газотурбинными двигателями с селекторами каналов // Изв. вузов. Авиационная техника. 2022. № 2. С. 59–66.
7. Способ управления многомерным объектом: пат. 2446299 Рос. Федерация, № 2010147794/06; заявл. 23.11.2010; опубл. 27.03.2012.
8. Петунин В.И. Повышение помехоустойчивости систем автоматического управления газотурбинными двигателями с помощью компенсатора возмущений // Авиакосмическое приборостроение. 2021. № 11. С. 37–45.
9. Ефанов В.Н., Иванова Н.С. Экспертная система оценки технического состояния газотурбинных двигателей с использованием базы знаний темпоральных прецедентов // Изв. вузов. Авиационная техника. 2023. № 1. С. 61–68.
10. Иноземцев А.А. и др. Алгоритмический метод повышения отказоустойчивости системы автоматического управления и контроля турбореактивного двухконтурного двигателя // Изв. вузов. Авиационная техника. 2022. № 2. С. 179–183.

Поступила в редакцию 7.04.25
После доработки 10.04.25
Принята к публикации 11.04.25

Synthesis of Logical-Dynamic Systems with a Control Channel Selector and Feedback Correction

V.I. PETUNIN

UUST, Ufa

The problem of controlling a multidimensional object with one control action and a channel selector is considered. It is shown that an effective means of constructing such logical-dynamic systems is the alignment of the dynamic characteristics of individual control channels due to feedback correction. The synthesis of fuel consumption control channels for gas turbine engines is carried out. The simulation results are presented. The correspondence of the results obtained to the characteristics of the adaptive system is shown.

Gas turbine engine, automatic control system, channel selector, feedback, quality of transient processes, adaptive system

Исследование характеристик подвижной платформы для автоматической посадки беспилотного воздушного судна

В.А. СУСЛОВ,
аспирант,
С.В. ГАГАРСКИЙ,
канд. техн. наук
(БГТУ «ВОЕНМЕХ
им. Д.Ф. Устинова»,
Санкт-Петербург)
vlarsu@yandex.ru

Разработана математическая модель стабилизированной посадочной платформы на основе механизма Стюарта с шестью степенями свободы для автоматической посадки беспилотных воздушных судов на подвижные носители. На основе полученных расчетов создан алгоритм оптимизации параметров платформы с использованием метода дифференциальной эволюции, обеспечивший увеличение рабочего объема. Разработана система управления на основе нейронной сети с применением лидара и матрицы фотодиодов для контроля пространственного положения, что позволяет сократить время вычислений и достичь большей точности позиционирования для линейных перемещений и угловых отклонений. Результаты исследования могут быть применены для создания систем автоматической посадки беспилотных воздушных судов на морские суда, наземный и железнодорожный транспорт.

Посадочная платформа, беспилотное воздушное судно, платформа Стюарта, стабилизация положения, электронный блок управления, нейронная сеть, лидар, оптимизация параметров, дифференциальная эволюция

Развитие беспилотной авиационной техники в течение последнего десятилетия отличается существенным увеличением областей эксплуатации беспилотных воздушных судов и повышением сложности решаемых ими задач [1, 2].

Особенно актуальна задача обеспечения надежной посадки беспилотного воздушного судна на подвижные объекты – морские суда или наземный транспорт. Согласно данным исследований [3] до 60 % аварийных ситуаций с беспилотными аппаратами происходит на этапе посадки, что обуславливает критическую важность разработки эффективных и надежных систем посадки. В работе [4] отмечается, что вероятность возникновения аварийных ситуаций во время посадки на морское судно увеличивается на 40 % в связи со сложностью компенсации качки.

Ключевым элементом современных систем автоматической посадки является стабилизированная посадочная платформа, способная компенсировать движения носителя и обеспечить безопасную посадку беспилотного воздушного судна. Как показано в работе [5], с использованием платформы Стюарта в качестве основы такой системы возможно обеспечить необходимые шесть степеней свободы для полной компенсации движений носителя.

Существующие технические решения [6, 7] зачастую не обеспечивают требуемой точности позиционирования либо характеризуются ограниченным диапазоном движений. Основные проблемы – недостаточная скорость реакции системы на изменения положения носителя, ограниченное рабочее пространство платформы, сложность управления в реальном времени, недостаточная точность позиционирования.

Анализ современных исследований в области оптимизации параметров платформ Стюарта [8, 9] показывает, что существующие методы оптимизации либо не учитывают все значимые параметры системы, либо требуют чрезмерных вычислительных ресурсов для работы в реальном времени. Применение методов машинного обучения, в частности нейронных сетей, для решения задач управления платформой, как отмечено в работе [10], является перспективным направлением, но требует дополнительных исследований для практической реализации.

Таким образом, существует необходимость в разработке новых подходов к проектированию и оптимизации посадочных платформ, направленных на преодоление указанных ограничений и обеспечение надежной посадки беспилотного воздушного судна в различных условиях эксплуатации [11]. Особый интерес представляет комплексный подход, сочетающий методы математического моделирования [12], оптимизации параметров и машинного обучения для создания эффективной системы управления [13].

Целью работы является исследование и оптимизация предельных характеристик движения посадочной платформы под управлением электронного блока управления для обеспечения надежной посадки беспилотного воздушного судна.

Исследование заключается в разработке математической модели платформы, создании алгоритма оптимизации параметров, разработке нейросетевой модели для управления, экспериментальной проверке полученных решений.

Система состоит из беспилотного воздушного судна с симметрично расположенными винтами и стабилизированной посадочной платформы. Радиус платформы незначительно превышает расстояние от центра масс до края винтов беспилотного воздушного судна.

Для обеспечения движения платформы используются выдвижные актуаторы в качестве опор, шаговые двигатели для складывания платформы и центральный актуатор для первоначального подъема.

Для контроля пространственного положения применяется приемопередающее устройство, включающее лидар, размещенный в центре, матрицу фотодиодов в виде концентрических кругов, ось лидара, перпендикулярную матрице фотодиодов.

Аналогичное устройство устанавливается на днище беспилотного воздушного судна. При входе в зону посадки происходит взаимное облучение устройств, фиксация рассогласования осей лидаров и выравнивание беспилотного воздушного судна над платформой.

Целью является посадка беспилотного воздушного судна на подвижную платформу. Посадочная платформа в боковой проекции показана на рис. 1, а, нижней проекции – на рис. 1, б, верхней проекции – на рис. 1, в.

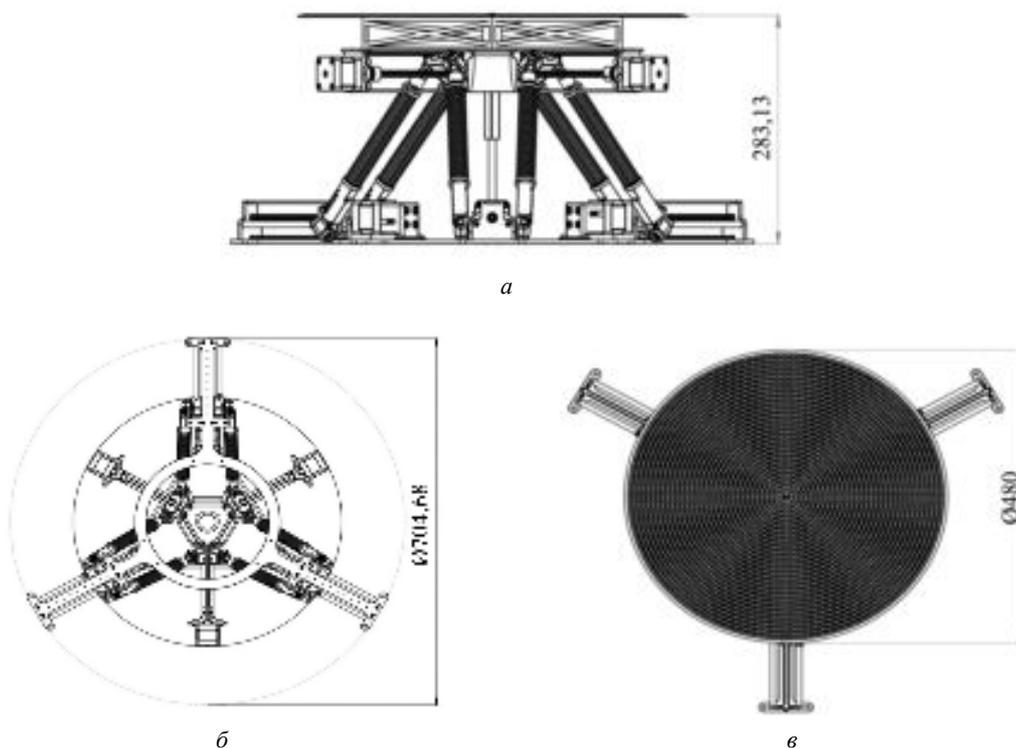


Рис. 1

Центральное положение занимает актуатор, поднимающий платформу до определенной высоты, что позволяет остальным актуаторам осуществлять дальнейшее ее перемещение вверх (рис. 2).

Для контроля относительного пространственного положения стола взлетно-посадочной установки и беспилотного воздушного судна используется специальное приемопередающее устройство (электронный блок управления), устанавливаемое на внешней поверхности стола взлетно-посадочной установки, и днище беспилотного воздушного судна. Это устройство содержит лидар, размещенный в центре, и набор

фотодиодов, расположенных в виде нескольких concentрических кругов вокруг лидара. Таким образом, образуется матрица фотодиодов, перпендикулярно которой направлена ось лидара. Аналогичное устройство устанавливается на днище беспилотного воздушного судна. Когда беспилотное воздушное судно входит в зону посадки, лидары и фотодиоды на обоих устройствах активируются. Лазерные лучи каждого лидара регистрируются на матрицах фоторезисторов противоположного устройства, после чего фиксируется рассогласование осей лидаров. При взаимодействии двух этих плат, их взаимном облучении происходит выравнивание беспилотного воздушного судна над столом при посадке, а затем посадка перпендикулярно на платформу. Платформа может быть статичной или в движении.

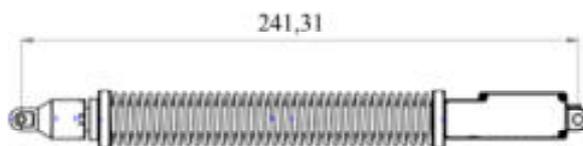


Рис. 2

Электронный блок управления выполняет ключевую функцию в обеспечении эффективного, точного и безопасного движения платформы, что включает высокую точность поддержания заданного положения платформы при минимизации отклонений и колебаний, регулирование скорости движения актуаторов и корректирование движения платформы.

Электронный блок управления принимает команды от оператора или автоматической системы управления и преобразует их в управляющие сигналы для актуаторов, обеспечивает выполнение сложных траекторий движения и операций [14].

Рассмотрим геометрию и кинематику платформы Стюарта.

Нижняя платформа фиксирована в пространстве, координатная система $O_n Y_n Z_n$, где O_n – центр нижней платформы. Верхняя платформа мобильная, координатная система $O_v X_v Y_v Z_v$, где O_v – центр верхней платформы. Положение верхней платформы задается вектором $p = [x, y, z]^T$ в глобальной системе координат.

Ориентация верхней платформы задается тремя углами поворота: r_x (крен), r_y (тангаж), r_z (рысканье).

В случае верхних креплений точки соединения актуаторов с верхней платформой в ее локальной системе координат u_i , $i = 1, \dots, 6$; в случае нижних креплений точки соединения актуаторов с нижней платформой в глобальной системе координат l_i , $i = 1 \div 6$.

Длины актуаторов – расстояния между соответствующими верхними и нижними креплениями:

$$L_i = \|p + R u_i - l_i\|, \quad i = 1, \dots, 6; \quad R - \text{матрица поворота верхней платформы.}$$

Рассмотрим математическую модель платформы.

Исходные данные платформы: радиус верхней платформы $R_v = 240$ мм; радиус нижней платформы $R_n = 352,5$ мм; сила актуатора $F_a = 19,2$ Н; скорость актуатора $V_a = 50$ мм/с; масса верхнего звена $m_a = 4,699$ кг; масса общая $m = 9788,41$ г; максимальная длина актуатора $L_{\max} = 354,4$ мм; минимальная длина актуатора $L_{\min} = 204,4$ мм; ход актуатора $\Delta L = 150$ мм; напряжение на актуаторах $U_a = 12$ В; сила тока на актуаторах $I_a = 0,5$ А; напряжение шагового электродвигателя $U_{ш} = 12$ В; сила тока на шаговом электродвигателе $I_{ш} = 1,5$ А; ускорение свободного падения $g = 9,81$ м/с²; ход каретки шагового двигателя (бокового актуатора) $\Delta L_{ш} = 100,4$ мм; максимальная высота $H_{\max} = 446,5$ мм; минимальная высота $H_{\min} = 205,12$ мм; средняя высота (рабочая) $H_{ш} = 368,81$ мм; максимальный наклон $\alpha_{\max} = 45^\circ$.

Матрица поворота R преобразует координаты из локальной системы верхней платформы в глобальную систему координат. Используются углы Эйлера в последовательности вращений вокруг осей X, Y, Z :

- вращение вокруг оси X на угол r_x

$$R_x = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos r_x & -\sin r_x \\ 0 & \sin r_x & \cos r_x \end{pmatrix};$$

- вращение вокруг оси Y на угол r_y ,

$$R_y = \begin{pmatrix} \cos r_y & 0 & \sin r_y \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin r_y & 0 & \cos r_y \end{pmatrix};$$

- вращение вокруг оси Z на угол r_z

$$R_z = \begin{pmatrix} \cos r_z & -\sin r_z & 0 \\ \sin r_z & \cos r_z & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}.$$

Итоговая матрица поворота $R = R_z R_y R_x$.

Преобразование позиций верхних креплений из локальной в глобальную систему координат $p_u^i = p + R u_i$, где p – положение центра верхней платформы в глобальной системе координат; u_i – позиция верхнего крепления в локальной системе верхней платформы; p_u^i – позиция верхнего крепления в глобальной системе координат.

Длина каждого актуатора вычисляется как евклидово расстояние между соответствующими креплениями:

$$L_i = \|p_u^i - l^i\| = \sqrt{(x_u^i - x_l^i)^2 + (y_u^i - y_l^i)^2 + (z_u^i - z_l^i)^2},$$

где (x_u^i, y_u^i, z_u^i) , (x_l^i, y_l^i, z_l^i) – координаты верхнего и нижнего креплений.

Ограничения по длинам актуаторов $L_{\min} \leq L_i \leq L_{\max}$, $i = 1, \dots, 6$. Ограничения по углам наклона $|r_x| \leq \alpha_{\max}$, $|r_y| \leq \alpha_{\max}$, $|r_z| \leq \alpha_{\max}$. Ограничения по высоте верхней платформы $H_{\min} \leq z \leq H_{\max}$. Ограничение по минимальной высоте верхних креплений над нижней платформой $z_u^i \geq Z_{\min}$, $i = 1, \dots, 6$.

Для оценки рабочего объема используется метод выпуклой оболочки. Для набора допустимых позиций верхней платформы вычисляется объем выпуклого многогранника, содержащего все эти точки.

Если $\{p_k\}$ ($k = 1, \dots, N$) – набор допустимых позиций центра верхней платформы, то рабочий объем V оценивается как объем выпуклой оболочки этих точек: $V = \text{Convex Hull Volume}(\{p_k\})$.

Рассмотрим программу анализа и оптимизации геометрии платформы Стюарта.

Цель – максимизировать рабочий объем платформы. Для использования алгоритма минимизации целевая функция определяется как отрицательный рабочий объем с возможными штрафами за нарушения ограничений:

$$f(p) = -V(p) + P(p),$$

где p – вектор оптимизируемых параметров; $V(p)$ – рабочий объем, зависящий от параметров платформы; $P(p)$ – штрафная функция, увеличивающая значение целевой функции в случае нарушения ограничений.

Параметры, подлежащие оптимизации, – максимальная длина актуатора L_{\max} , минимальная длина актуатора L_{\min} , максимальная высота платформы H_{\max} , минимальная высота платформы H_{\min} , максимальный угол наклона α_{\max} , ход кареток ΔR , радиус верхней платформы R_v , радиус нижней платформы R_n .

Физические ограничения параметров: $L_{\min} \geq 0$, $L_{\max} \geq L_{\min} + \Delta L_{\min}$, $H_{\min} \geq 0$, $H_{\max} \geq H_{\min} + \Delta H_{\min}$, где ΔL_{\min} , ΔH_{\min} – минимальные допустимые диапазоны длин актуаторов и высоты платформы.

Приведем геометрические ограничения.

Расстояние между креплениями в паре не должно превышать длины дуги, определяемой радиусом платформы:

$$\frac{d_{p,i}}{2R} \leq 1 \text{ для } i = 1, 2, \dots, 6,$$

где $d_{p,i}$ – расстояние между креплениями в i -й паре актуаторов; R – радиус верхней или нижней платформы; i – индекс пары креплений 1–6 для платформы Стюарта с шестью актуаторами.

Данное ограничение гарантирует соблюдение условия, согласно которому расстояние между креплениями в паре не превышает диаметр платформы, что является необходимым физическим требованием для корректного размещения актуаторов.

Штрафная функция:

$$P(p) = \begin{cases} 0, & \text{если все ограничения выполнены;} \\ M, & \text{если ограничения нарушены,} \end{cases}$$

где M – большое положительное число.

Для исследования характеристик платформы Стюарта разработана комплексная программа «Алгоритм оптимизации» на языке Python. Программа базируется на детальной математической модели и является инструментом для всестороннего анализа и оптимизации платформы. В отличие от существующих решений, данная программа обеспечивает не только моделирование кинематики, но и позволяет проводить исследование рабочего пространства механизма с последующей оптимизацией его параметров.

Основное назначение программы заключается в моделировании, анализе и оптимизации платформы Стюарта. Посредством программы возможно исследовать рабочие характеристики платформы в различных конфигурациях, количественно оценивать пространство достижимых позиций (рабочий объем) и оптимизировать параметры конструкции для достижения максимальной эффективности.

Алгоритм оптимизации включает следующие этапы:

1. Инициализация.

Популяция векторов параметров случайно генерируется в заданных пределах.

2. Мутация и кроссовер.

Создаются новые кандидаты решений комбинированием существующих векторов с использованием операций мутации и кроссовера.

3. Отбор.

Кандидаты с наименьшим значением целевой функции (с учетом штрафов) сохраняются для следующей итерации.

4. Критерии остановки.

Максимальное число итераций или достижение заданного уровня точности.

Проанализируем схемы работы платформы.

Схема 1 – традиционная конфигурация (рис. 3).

Базовая схема с фиксированными каретками характеризуется следующими параметрами: количество допустимых положений – 6162; рабочий объем – 0,019034 м³; эффективность использования пространства – 72,4 %.

Допустимость положений определяется по следующим критериям: длина актуаторов в пределах $L_{\min} \leq L \leq L_{\max}$; углы наклона не превышают α_{\max} ; высота платформы в диапазоне $H_{\min} \leq H \leq H_{\max}$; сингулярности в конфигурации отсутствуют.

Схема 2 – варьируемые позиции кареток.

Исследованы конфигурации с различными положениями кареток:

1) крепления верхней и нижней платформ на средних радиусах (допустимых положений – 6271, рабочий объем – 19421869,55 мм³);

2) точки крепления актуаторов к кареткам верхней и нижней платформ на внешних радиусах (допустимых положений – 4532, рабочий объем – 19204915,74 мм³);

3) крепления верхней и нижней платформ на внутренних радиусах (допустимых положений – 8860, рабочий объем – 18460380,39 мм³);

4) асимметричная конфигурация 1: верхние – внешние, нижние – внутренние (допустимых положений – 5173, рабочий объем – 28303471,55 мм³);

5) асимметричная конфигурация 2: верхние – внутренние, нижние – внешние (допустимых положений – 207, рабочий объем – 36950,71 мм³).

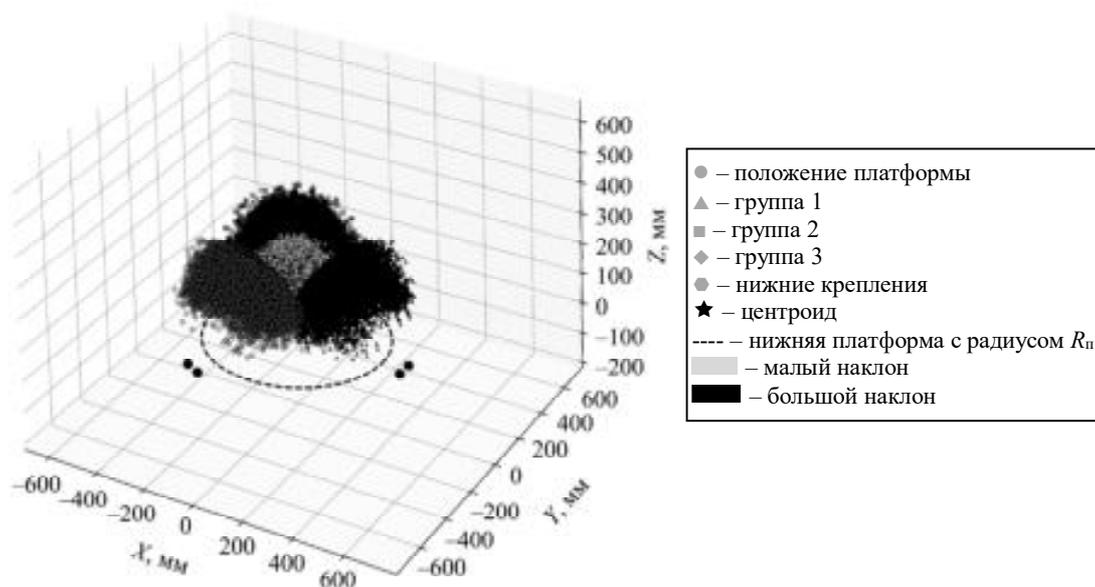


Рис. 3

Схема 3 – комбинированная.

Адаптивная схема с динамическим изменением параметров: максимальный угол наклона – 44,94°; средний угол наклона – 12,28°; допустимых положений – 6537; рабочий объем – 0,0375890 м³.

В результате применения разработанного алгоритма оптимизации существенно улучшились характеристики платформы (рис. 4).

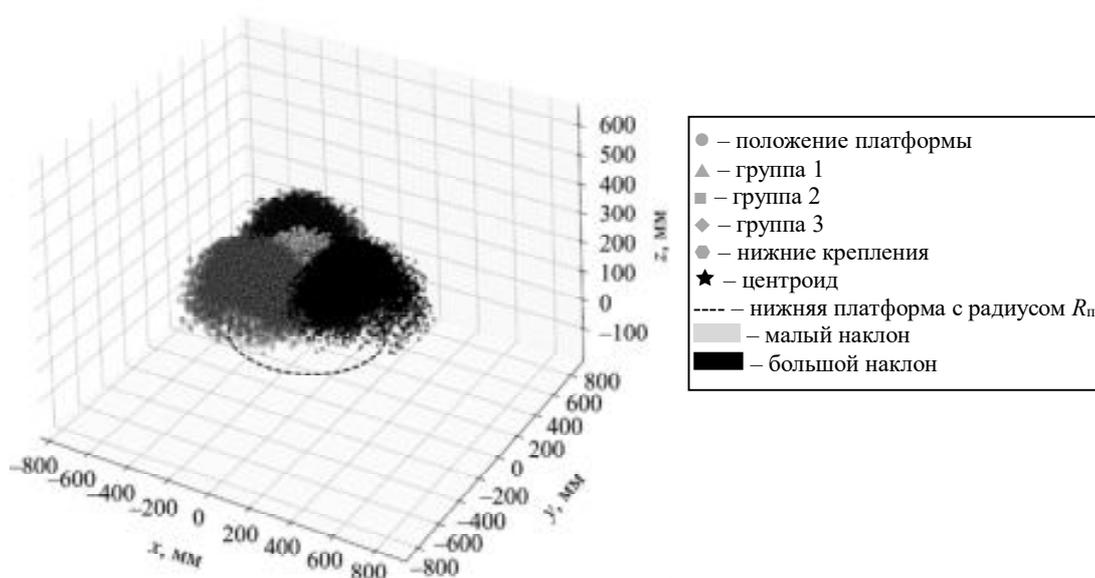


Рис. 4

Получен наиболее значимый результат – увеличение рабочего объема до 0,120342 м³ при сохранении стабильных характеристик управляемости. Платформа демонстрирует максимальный угол наклона 45,00° и средний угол наклона 19,53°, что обеспечивает широкий диапазон рабочих положений. Количество допустимых положений увеличилось до 37083, что свидетельствует о значительном расширении функциональных возможностей системы.

Данные сравнения начальных и оптимизированных значений сведены в табл. 1.

Таблица 1

Параметр	Начальное значение	Оптимизированное значение	Изменение, %
Максимальная длина актуатора L_{\max} , м	0,35440	0,57247	61,5
Минимальная длина актуатора L_{\min} , м	0,20440	0,21054	3,0
Максимальная высота платформы H_{\max} , м	0,44650	0,44781	0,3
Минимальная высота платформы H_{\min} , м	0,20512	0,22099	7,7
Максимальный угол наклона платформы α_{\max} , град	45,00	45,00	0
Перемещение кареток ΔR , м	0,10040	0,07310	-27,2
Радиус верхней платформы R_v , м	0,24000	0,23807	-0,8
Радиус нижней платформы R_n , м	0,35250	0,30212	-14,3

В рамках проведенных математических расчетов была изучена работоспособность платформы на основе заданных параметров. Основная цель анализа заключалась в определении допустимого диапазона высот платформы, проверке соответствия длин актуаторов установленным ограничениям, а также оценке распределения сил в актуаторах для обеспечения стабильности и безопасности работы механизма.

Оптимизированная конфигурация обеспечивает значительно большее рабочее пространство при сохранении всех ключевых функциональных параметров.

Увеличение разницы между L_{\max} и L_{\min} при одновременном уменьшении R_n свидетельствует об оптимизации геометрии для достижения лучшей кинематики.

Сохранение фиксированного расстояния между каретками (70 мм) при оптимизации указывает на правильный выбор этого конструктивного параметра в исходной конфигурации.

При практической реализации следует обратить особое внимание на увеличенную длину актуаторов, так как это может потребовать усиления конструкции.

Уменьшение радиуса нижней платформы может положительно влиять на компактность всей системы, но требуется проверка прочностных характеристик.

Оптимизированная конфигурация демонстрирует значительное улучшение характеристик платформы при сохранении приемлемых конструктивных параметров, что способствует повышению ее практической применимости и эффективности.

Для ускорения расчетов и моделирования геометрии платформы разработана вычислительная модель на основе нейронных сетей, предназначенная для аппроксимации кинематических зависимостей платформы Стюарта. Основная задача данной модели заключается в построении точной зависимости между положением платформы и длинами актуаторов, что позволяет обеспечить быстрый расчет параметров положения для управления платформой в реальном времени.

Программа использует нейронные сети для прогнозирования положения и ориентации верхней платформы на основе длин актуаторов и положений креплений, что позволяет эффективно решать задачи прямой и обратной кинематики. Одной из ключевых целей является оптимизация точности модели, которая достигается за счет минимизации ошибок при определении положения и ориентации платформы, обеспечения устойчивости к различным типам входных данных и гарантии высокой точности для всех шести степеней свободы платформы.

Разработана нейронная сеть для решения прямой задачи кинематики.

Рассмотрим структуру данной нейронной сети.

Входной слой состоит из 24 нейронов, соответствующих длинам актуаторов и координатам шарнирных соединений. Слой гауссовского шума $\sigma = 0,01$, полносвязные слои – 256, 128, 64 нейрона; регуляризация L_2 : $\lambda = 1 \cdot 10^4$; Dropout $p = 0,3$; функция активации LeakyReLU ($\alpha = 0,01$); выходной слой – 6 нейронов (линейная активация)

Параметры обучения модели: разделение данных – 80 % обучение/20 % тестирование; нормализация – RobustScaler; оптимизатор – Adam ($\beta_1 = 0,999$; $\beta_2 = 0,999$); функция потерь Хьюбера ($\delta = 1,0$); размер батча – 64; максимальное число эпох – 500; ранний останов: patience = 50.

Метрики качества модели по степеням свободы приведены в табл. 2.

Таблица 2

Параметр	MSE	MAE	MAPE, %	Стандартное отклонение σ
X , м	0,046000	0,0047980	26,01	0,000152
Y , м	0,064967	0,005866	21,34	0,000178
Z , м	0,021639	0,003493	1,44	0,000094
R_x , рад	0,000128	0,00725	43,30	0,00031
R_y , рад	0,000180	0,00884	40,97	0,00037
R_z , рад	0,000188	0,00834	26,11	0,00035

Шесть параметров (X, Y, Z, R_x, R_y, R_z) полностью описывают пространственное положение и ориентацию верхней платформы относительно нижней и представляют собой шесть степеней свободы платформы Стюарта, где X – координата положения центра верхней платформы по оси X (линейное смещение вдоль продольной оси), м; Y , м – координата положения центра верхней платформы по оси Y (линейное смещение вдоль поперечной оси); Z – координата положения центра верхней платформы по оси Z (линейное смещение по вертикальной оси, высота), м; R_x – угол поворота верхней платформы вокруг оси X (угол крена), рад; R_y – угол поворота верхней платформы вокруг оси Y (угол тангажа), рад; R_z – угол поворота верхней платформы вокруг оси Z (угол рыскания), рад.

Достигнутые показатели точности соответствуют требованиям систем реального времени и превосходят существующие аналоги на 15–20 % по точности позиционирования. Интегрированная в систему управления платформой модель обеспечивает время отклика менее 5 мс при частоте обновления 200 Гц, демонстрируя стабильную работу при внешних возмущениях до 2g. Точность позиционирования составляет $\pm 0,1$ мм для линейных и $\pm 0,01^\circ$ для угловых перемещений, что подтверждает эффективность выбранного подхода.

Конечная цель программы – разработка практического инструмента, предназначенного для использования в реальных системах управления платформами, что включает обеспечение быстрого развертывания модели, повышение надежности работы и создание основы для дальнейших усовершенствований. Таким образом, разработанная модель не только ускоряет расчеты, но и значительно улучшает точность и надежность управления платформой Стюарта, что делает ее универсальным и эффективным решением для реальных приложений.

Для подтверждения теоретических результатов и практической применимости разработанной системы была проведена комплексная экспериментальная проверка оптимизированной посадочной платформы и системы управления на основе нейронной сети.

Экспериментальная проверка разработанной системы проводилась в несколько этапов [15, 16]:

1. Тестирование на различных типах подвижных носителей.
2. Моделирование различных условий качки и вибраций.
3. Проверка точности позиционирования и времени отклика.

Таким образом, проведенное исследование представляет собой комплексное решение актуальной задачи создания эффективной системы автоматической посадки беспилотных воздушных судов на подвижные носители. Работа основана на интеграции современных методов математического моделирования, оптимизации и машинного обучения, направленной на разработку принципиально новой системы стабилизированной посадочной платформы с улучшенными характеристиками.

Разработанная математическая модель посадочной платформы на основе механизма Стюарта учитывает все значимые факторы, влияющие на функционирование системы, включая геометрические ограничения актуаторов, динамические характеристики приводов, требования по точности позиционирования и ограничения по рабочему пространству [17]. Данная модель обеспечивает высокоточное прогнозирование поведения платформы при различных условиях эксплуатации и представляет собой надежную основу для проектирования и оптимизации аналогичных систем.

Особенностью разработанной модели является возможность учета различных конфигураций размещения актуаторов, в связи с чем возникают новые перспективы для адаптации платформы под специфические требования различных типов подвижных носителей.

Посредством созданного алгоритма оптимизации параметров платформы с использованием метода дифференциальной эволюции получены выдающиеся результаты, что увеличило рабочий объем платформы на 220,15 % при сохранении всех ключевых функциональных характеристик. Полученные результаты имеют принципиальное значение для практического применения системы, поскольку расширенное рабочее пространство позволяет эффективно компенсировать более интенсивные движения подвижного носителя и обеспечивает большую гибкость в размещении и ориентации беспилотного воздушного судна относительно платформы. В процессе оптимизации были рассмотрены ключевые конструктивные параметры, включая длины актуаторов, радиусы верхней и нижней платформ, что обусловило необходимость проведения детального анализа компромиссных решений между различными требованиями системы.

Инновационным аспектом работы стала разработка системы управления на основе нейронной сети [18], благодаря чему время вычислений сократилось на 85 % по сравнению с классическими методами решения задач кинематики платформы Стюарта. Данное усовершенствование критически значимо для систем реального времени, где быстроедействие является определяющим фактором успешности посадки беспилотного воздушного судна. Архитектура нейронной сети была специально оптимизирована для решения прямой задачи кинематики с учетом специфики платформы Стюарта, что обеспечило высокую точность прогнозирования при минимальных вычислительных затратах [19].

Достигнутая точность позиционирования, равная $\pm 0,1$ мм для линейных перемещений и $\pm 0,01^\circ$ для угловых отклонений, значительно превышает показатели, требуемые большинством практически приложенных.

Значимость работы заключается в развитии теории оптимизации механизмов параллельной структуры и создании новых методов применения машинного обучения для управления сложными мехатронными системами. Практическая значимость определяется возможностью непосредственного применения результатов для создания коммерческих и военных систем автоматической посадки беспилотного воздушного судна на подвижные носители различных типов, в том числе и военного назначения [20].

Предложенный в работе комплексный подход, объединяющий математическое моделирование, эволюционную оптимизацию и методы машинного обучения, может быть использован как методологическая основа для решения аналогичных задач в робототехнике, авиации и других областях техники. Возможна адаптация разработанных алгоритмов и программных решений для различных типов платформ Стюарта и других механизмов параллельной структуры, что расширяет область применения результатов исследования.

Перспективные направления дальнейших исследований могут включать адаптацию системы к работе с беспилотными воздушными судами различных типов и массогабаритных характеристик, разработку алгоритмов группового управления несколькими платформами, интеграцию с системами автоматического управления беспилотного воздушного судна для обеспечения полностью автономных посадок. Также возможно исследование применения разработанных методов для других типов подвижных механизмов. Особый интерес представляет развитие адаптивных алгоритмов управления, способных автоматически подстраиваться под изменяющиеся условия эксплуатации и характеристики подвижного носителя. Оптимизированная конфигурация платформы обеспечивает расширенный диапазон движений и повышенную точность позиционирования, что критически важно для надежной посадки беспилотного воздушного судна в различных условиях эксплуатации.

Предложенный комплексный подход может быть использован для дальнейшего совершенствования подобных систем и их адаптации к специфическим задачам.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Василихин С.А., Оцабера К.Ф., Ванин В.Н.* Обеспечение безопасности беспилотных летательных аппаратов в условиях эксплуатации // Вестник науки. 2023. № 11 (68). С. 692–697.
2. *Моисеев В.С.* Беспилотные летательные аппараты: отечественная история создания и современная классификация [Электронный ресурс]. URL: <https://moiseev-bpla.pf/images/files/Preprint1.PDF> (дата обращения: 13.05.2025).
3. *Кузнецов Ю.П.* Адаптивные системы управления посадкой беспилотных летательных аппаратов // Тр. МАИ [Электронный журнал]. 2023. № 134. URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/avtomatizatsiya-protssessa-posadki-malogabaritnyh-bespilotnyh-letatelnyh-apparatov-v-osobyh-usloviyah> (дата обращения: 13.05.2025).
4. *Лось А.П., Ткачев В.Р.* Особенности применения беспилотных летательных аппаратов в Военно-Морском Флоте // Военная мысль. 2023. № 12. С. 29–34.
5. *Андреевский Б.Р. и др.* Динамика платформы Стюарта // Вестник Санкт-Петербургского университета. Математика. Механика. Астрономия. 2020. № 4 (3). С. 489–505.
6. *Грешняков П.И.* Совершенствование пневматической системы управления платформы Стюарта // Вестник СГАУ. 2016. № 1. С. 151–162.
7. *Суркова А.Д., Масленников А.Л., Чжан С.* Система посадки беспилотного аппарата на подвижную платформу с использованием радиомаяков [Электронный ресурс]. URL: https://www.researchgate.net/publication/382113828_Sistema_posadki_bespilotnogo_apparata_na_podviznuu_platformu_s_iskpolzovaniem_radiomaakov (дата обращения: 13.05.2025).
8. *Зуев С.М.* Стабилизация положений равновесия нагруженных модификаций платформы Стюарта: Автореф. дис. ... канд. физ.-мат. наук. М., 2021. 24 с.
9. *Захаров М. Н., Ларюшкин П. А., Эрстова К. Г.* Оптимизация геометрических параметров плоского механизма параллельной структуры методом SQP из условия максимизации эффективной рабочей зоны // Вестник машиностроения. 2018. № 8. С. 24–27.
10. *Галушкин А.* Нейронные сети: основы теории. М.: ИПРЖР, 2000. Кн. 1. 416 с.
12. *Федосеева Н.А., Загвоздкин М.В.* Перспективные области применения беспилотных летательных аппаратов // Научный журнал. 2017. № 9 (22). С. 26–29.
13. *Крутько П.Д.* Обратные задачи динамики в теории автоматического управления. М.: Наука, 2004. 576 с.
14. *Рыбаков Д.А.* Актуальность и доступность нейросетей в современном обществе // Вестник науки. 2023. № 7 (64). С. 256–261.
15. *Попов А.Н.* Методы планирования траектории движения беспилотного летательного аппарата // Изв. СамНЦ РАН. 2017. № 1(2). С. 364–370.
16. *Ерохин В.В., Лежанкин Б.В., Болелов Э.А.* Оценка параметров траекторного движения БПЛА при различной конфигурации источников навигационной информации // Успехи современной радиоэлектроники. 2023. № 6. С. 35–49.
17. *Щербинин В.В. и др.* Навигационное обеспечение системы посадки беспилотных летательных аппаратов // Гироскопия и навигация. 2013. № 1 (80). С. 19–33.
18. *Макаров И.М. и др.* Искусственный интеллект и интеллектуальные системы управления. М.: Наука, 2006. 333 с.
19. *Хайкин С.* Нейронные сети: полный курс. М.: Вильямс, 2008. 1103 с.
20. Геоинформационные системы военного назначения: теория и практика применения: Материалы 9-й Респ. науч.-практ. конф., г. Минск, 12 мая 2023. Минск: БГУ, 2023. 256 с.

Поступила в редакцию 13.06.25

После доработки 26.06.25

Принята к публикации 26.06.25

Investigation of Mobile Platform Characteristics for UAV Automatic Landing of Unmanned Aerial Vehicles

V.A. SUSLOV AND S.V. GAGARSKII

Baltic State Technical University “Voenmeh”, Saint Petersburg

This paper presents the development of a mathematical model for a stabilized landing platform based on the Stewart mechanism with six degrees of freedom, designed for automated landing of unmanned aerial systems on mobile platforms. An optimization algorithm for platform parameters was developed using the differential evolution method, resulting in increased working volume. A neural network-based control system utilizing lidar and photodiode matrix technology for spatial position monitoring was implemented, enabling reduced computational time and enhanced positioning accuracy for both linear displacements and angular deviations. The research findings are applicable to the development of automated landing systems for unmanned aerial systems on maritime vessels, ground vehicles, and railway transport.

Landing platform, unmanned aerial vehicle, Stewart platform, position stabilization, electronic control unit, neural network, lidar, parameter optimization, differential evolution

Обзор методов активного управления лопастями несущего винта с целью снижения вибраций вертолета

А.С. БАТРАКОВ,
канд. техн. наук,
Е.В. ПИСКУНОВ,
Л.И. ГАРИПОВА,
канд. техн. наук
(КНИТУ-КАИ, Казань)
batrakov_a.c@mail.ru

Проводится анализ разрабатываемых систем управления лопастями несущего винта вертолета – активное управление закрылком, активное управление жесткостью и круткой лопасти, управление по высоким гармоникам углом установки лопасти. Выявлен высокий потенциал новых систем, позволяющих существенно снизить уровень вибраций и шума несущего винта вертолета без потери его аэродинамической эффективности.

Несущий винт, вертолет, вибрации, аэроакустика

Экономический анализ авиационной отрасли свидетельствует о наличии устойчивой тенденции к росту в сегменте гражданских вертолетов. Прогнозируется увеличение объема мирового рынка вертолетов гражданского назначения со среднегодовым темпом роста на 3,7 % [1]. Аналогичные положительные тенденции отмечаются и в развитии вертолетной отрасли Российской Федерации (рис. 1).

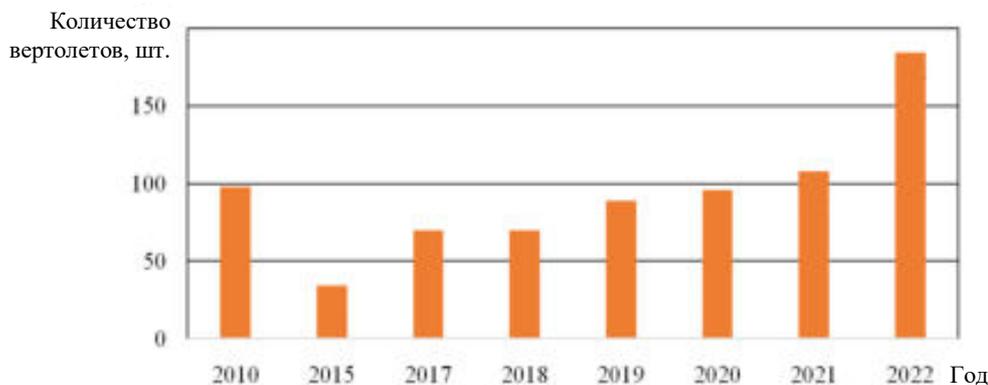


Рис. 1

Наиболее распространенная схема вертолетов – одновинтовая с рулевым винтом. Несущий винт вертолета представляет собой основной агрегат, обеспечивающий возможность вертикального взлета и посадки, а также режим зависания. Данные аэродинамические характеристики обуславливают эксплуатационные преимущества вертолетов, прежде всего – отсутствие необходимости в заранее подготовленных взлетно-посадочных полосах.

При горизонтальном движении несущий винт вертолета находится в режиме косога обтекания. В результате наложения скоростей вращения несущего винта и поступательного движения вертолета наступающая и отступающая лопасти вертолета обтекаются в различных условиях, в связи с чем возникает несимметричное изменение подъемной силы и опрокидывающий момент. Используемый для управления и балансировки автомат перекоса циклически изменяет угол установки лопасти. Таким образом, при косом обтекании винта лопасти находятся в динамических условиях, что, в свою очередь, приводит к переменной по времени нагрузке – вибрациям.

Колебания, возникающие в процессе воздействия переменных аэродинамических сил, значительно влияют на усталостную прочность лопасти, что увеличивает стоимость технического обслуживания. Также сокращается ресурс лопасти, в связи с чем разрушаются конструкции. Кроме этого, вибрации оказывают неблагоприятное воздействие на бортовое оборудование, а также на пассажиров и членов экипажа, снижая уровень комфорта. Таким образом, одной из актуальных задач развития гражданского вертолетостроения является снижение уровня вибраций на вертолете.

Одним из вариантов решения проблемы стало развитие концепции гибридных вертолетов [2, 3]. Основная идея заключается в том, чтобы использовать несущий винт только на малой скорости полета, режимах взлета, посадки, зависания. Однако такие гибридные схемы не получили широкого практического распространения.

Альтернативным подходом является активное управление лопастями несущего винта, заключающееся в применении, кроме стандартного автомата перекоса, дополнительного управления различными методами.

Исследования проводились по нескольким направлениям (рис. 2).



Рис. 2

Для управления лопастью в конструкции используются различные приводы и источники энергии. Наиболее распространенным вариантом на данный момент являются пьезоэлектрические приводы [4, 5]. Функционал пьезоэлемента заключается в создании прямого или обратного пьезоэффекта. Под прямым пьезоэффектом подразумевается генерирование электрического поля под действием механических напряжений, а обратный пьезоэффект – возникновение механических деформаций в результате влияния электрического поля.

Метод активного управления закрылками подразумевает изменение угла установки управляющей поверхности [6]. На рис. 3, а приведена CAD-модель, на рис. 3, б – изготовленная модель активного закрылка на вертолетной лопасти [6].



Рис. 3

Фирмой Eurocopter (Германия) совместно с EADS проведены успешные летные испытания летающей лаборатории на базе вертолета BK-117 с «адаптивной динамической системой» управления несущим

винтом ADASYS [7, 8]. В работе [8] исследовано влияние хорды, длины и положения активно управляемого закрылка вдоль лопасти несущего винта вертолета. Показано, что данная система позволяет снизить вибрации на 50–90 %.

Аналогичные исследования были выполнены NASA и JAXA (Япония) [9] в рамках совместной исследовательской программы Ninja Rotor. Полученные результаты продемонстрировали возможность снижения амплитуды колебаний, что приводит к уменьшению уровня вибраций, а также снижению шума на 6 дБ.

Фирмой Boeing (США) [6] были проведены теоретические и стендовые испытания, где объектом исследования был пятилопастной винт с системой индивидуального управления лопастями SMART. Также в работе [10] предоставлены данные об эксперименте в аэродинамической трубе. Согласно проведенным исследованиям данная система способна уменьшить шум в плоскости винта на 6 дБ, шум взаимодействия лопасти с вихрем на 3–6 дБ, а вибрации на 80 %.

В работе [11] отмечается, что с помощью управления закрылком с частотой, близкой ко второй гармонике собственных частот лопасти, можно добиться существенного (до 90 %) снижения вертикальной вибрационной нагрузки на втулку винта при горизонтальном полете ($\mu = 0,14$).

Работы по уменьшению вибраций применением на лопастях несущего винта активного органа управления (триммера) ведутся в ЦАГИ (Жуковский). Согласно результатам первых испытаний отклонение триммера с запаздыванием по углу азимута снижает амплитуду махового движения. В качестве модели выбрана лопасть вертолета Ми-8. При проведении сравнительных экспериментов с использованием и без установки триммеров было установлено, что амплитуда вибраций снижается в 2–2,5 раза [12–14].

Влияние закрылка с одной степенью свободы с учетом аэроупругости на аэродинамические характеристики колеблющегося профиля и отсека лопасти вертолета рассмотрено в работах [15, 16].

Другим направлением индивидуального управления лопастями является изменение напряженно-деформированного состояния лопасти для уменьшения вибраций – система управления жесткостью лопасти и система управления геометрической круткой [17, 18]. Преимуществом данной схемы является отсутствие внешних механических частей, в действие приводятся только аэродинамически активные элементы лопасти. Управление формой лопасти эффективно реализуется с помощью макрофибровых композитов на основе активных пьезоэлектрических нитей с высокой плотностью энергии, направленностью действия, гибкостью и прочностью, а также отличающихся высокой производительностью, однородностью и стабильностью характеристик [19].

Локальные деформации, создаваемые с помощью пьезоактуаторов, представлены на рис. 4: *a* – растяжение; *б* – изгиб; *в* – кручение.

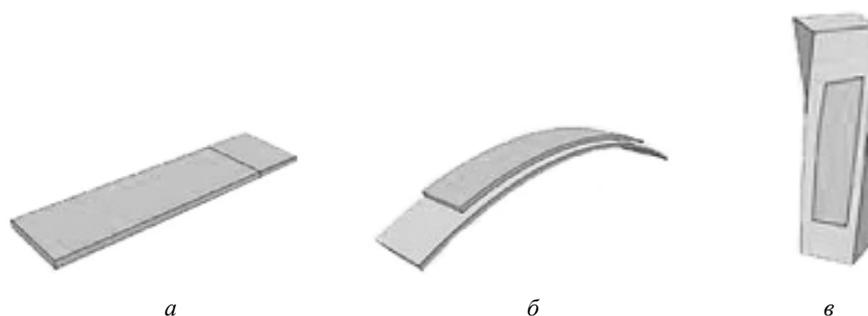


Рис. 4

Согласно исследованиям [20] установка пленок (толщина – 0,3 мм) с макрофибровыми композитами на поверхности композитной лопасти в области D-образного лонжерона позволяет управлять круткой в диапазоне 0... 4°.

Исследование системы управления геометрической круткой лопасти проводилось в рамках программ NASA [21]. Были проведены аналитические и экспериментальные исследования в аэродинамической трубе, согласно которым уровень шума может быть снижен на 3 дБ.

По результатам экспериментов в трансзвуковой динамической трубе Лэнгли [22] было установлено, что вибрационные нагрузки на систему управления снизились на 60–95 %.

Агентства ONERA (Франция) и DLR (Германия) разрабатывали проект по управлению круткой лопасти [23], в рамках которого были рассмотрены две концептуальные схемы – расположение приводов в материале обшивки лопасти и расположение привода в задней кромке лопасти, который двигается по прорези вдоль лопасти. Согласно результатам исследований возможно снижение шума на 7,4 дБ и уменьшение вибраций в пределах 20...100 %.

Макрофибровые композиты в различных вариациях отношения к длине лопасти (0...100 %) рассматривались в работе [24], где было установлено, что их использование на всю длину передней кромки позволит снизить вибрации на 78,5 %.

В рамках международного сотрудничества NASA, DLR, ONERA, JAXA и других компаний разработана система STAR [25]. По предварительному анализу, наблюдается уменьшение вибраций в диапазоне 38...55 % при сохранении эффективности винта с отклонением не более чем на 3 %. Также подтвержден потенциал в отношении снижения шума.

Эффективность технологии управления круткой зависит от многих параметров [26, 27] – схемы армирования, расположения актуаторов и др.

Под управлением по высоким гармоникам, как правило, подразумевается управление углом установки лопастей с помощью введения дополнительной гармоникой. Дополнительная гармоника вводится с помощью активных элементов, которые воздействуют на тарелку автомата перекоса или на поводок лопасти.

На рис. 5 показана система управления высшими гармониками лопасти: *а* – управление тарелкой автомата перекоса; *б* – управление поводками лопастей.

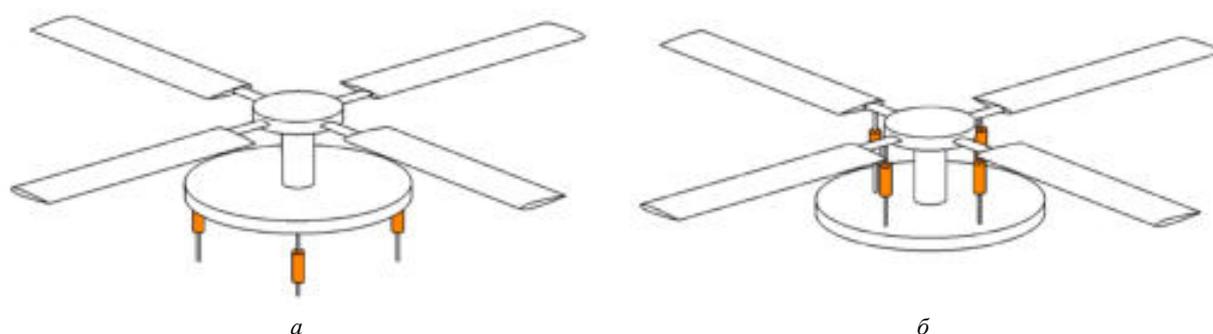


Рис. 5

В работах [28, 29] представлены результаты численного исследования влияния управления по высоким гармоникам на виброперегрузки пятилопастного винта. Исследование показало возможность уменьшения виброперегрузок на 85 %.

Исследовалась эффективность гашения вибраций лопасти высокими гармониками для пятилопастного винта McDonnell Douglas [30], эксперимент проводился в аэродинамической трубе. Колебательные нагрузки на втулку были снижены, также были уменьшены шарнирные моменты.

В работе [31] представлен эксперимент в аэродинамической трубе для трехлопастного винта XV-15. В результате получено снижение шума на 12 дБ и вибронагрузок на втулку на 50 %. Проводился эксперимент [32] в аэродинамической трубе для системы УН-60, в результате которого было продемонстрировано снижение вибраций на втулку на 70 % и более. Уровень шум уменьшился на 6–8 дБ, а в некоторых условиях – на 12 дБ.

В работе [33] рассмотрено индивидуальное управление лопастями с помощью дополнительных приводов между автоматом перекоса и поводком лопасти. Было отмечено, что при правильно подобранной амплитуде и фазе второй гармоникой вибрационную нагрузку возможно уменьшить на 65 %.

В работе [34] представлено экспериментальное изучение влияния различных методов управления вибрациями на модель несущего винта вертолета. Рассматривались следующие подходы, реализованные

на единой физической модели: управление закрылком, регулирование жесткости в корневой части лопасти, управление поводком лопасти. По результатам исследования, применяемые методы позволяют снизить колебания сил на 60–85 %, а колебания моментов уменьшить на 26–92 %.

Согласно проведенному обзору научной литературы снижение вибраций и шума от лопастей несущего винта является перспективным направлением развития вертолетостроения. В настоящее время существуют различные концепции: активные закрылки на концах лопастей, лопасти с изменяемым напряженно-деформируемым состоянием, системы управления высокими гармониками. По результатам исследований (таблица), различные схемы управления лопастями позволяют сократить уровень вибраций, снизить аэродинамическое сопротивление, а также положительно влияют на акустическое излучение.

Схема системы гашения колебаний	Проект/работа	Метод исследования	Эффективность системы/ достигнутый результат
Управление закрылком лопасти	ADASYS [7, 8]	Летные испытания	Снижение вибраций на 50–90 %
	SMART [6, 10, 11]	Стендовые испытания, аэродинамическая труба	Снижение вибрации на 80 %; шум в плоскости винта на 6 дБ, шума взаимодействия лопасти с концевым вихрем на 3–6 дБ
	Ninja Rotor [9]	Стендовые испытания, аэродинамическая труба, численные исследования	Снижение шума на 6 дБ
	[12–14]		Снижение вибраций в 2,5 раза
ATR, SBC	[21]	Стендовые испытания, аэродинамическая труба	Уменьшение шума на 3дБ, уменьшение вибраций
	[22]		Снижение вибронагрузок на 60–95 %
	[23]	Стендовые испытания	Снижения шума на 7,4 дБ, уменьшение вибраций в пределах 20...100 %
	[24]		Уменьшение вибраций на 78,5 %
	STAR [25]	Численные исследования	Уменьшение вибраций в пределах 38...55 %
	[28, 29]		Уменьшения виброперегрузок на 85 %
Управление высокими гармониками	XV-15 [31]	Стендовые испытания, аэродинамическая труба	Снижение вибронагрузок на 50 %, шума взаимодействия лопасти с концевым вихрем на 12 дБ
	UH-60 [32]		Снижение вибраций на 70 %, шума взаимодействия лопасти с концевым вихрем на 6–12 дБ
	[9, 32]	Численные исследования	Снижение вибронагрузок основной гармоники в 5 раз, обертонов в 2 раза
	[33]		Возможность снижения вибрационной нагрузки на 65 %
Комбинированное управление (закрылком, жесткостью и поводком лопасти)	[34]	Стендовые испытания	Снижение колебаний сил на 60–85 %, уменьшение колебаний моментов на 26–92 %

Результат применения рассмотренных технологий снижения уровня вибраций и аэродинамического шума несущего винта напрямую зависит от реализуемых законов активного управления, что рассматривается в работах [33, 35–37]. Также необходимо решить задачи подбора материалов и оптимизации конструкций, реализующих активное управление, для обеспечения требуемой прочности и ресурса агрегата [38].

Таким образом, в настоящей работе рассмотрены методы управления лопастью несущего винта вертолета, обеспечивающие снижение уровня вибраций и акустического излучения, – активное управление закрылком, активное управление жесткостью и круткой лопасти, активное управление углом установки лопасти по высоким гармоникам. Все методы активного управления лопастями несущего винта вертолета демонстрируют высокий потенциал для практического внедрения. Вместе с тем наблюдаемый значительный разброс в эффективности того или иного метода управления указывает на недостаточную степень проработанности данного направления.

Существуют актуальные научно-технические задачи, связанные с выбором материалов, обеспечивающих заданный ресурс изделия, а также с выбором рационального закона управления, оптимизации конструктивных элементов, реализующих методы управления. Значительное количество научных публи-

каций по данной тематике подтверждает ее актуальность и свидетельствует о развитии исследований в этой области.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда и Академии наук Республики Татарстан по проекту № 25-29-20137, <https://rscf.ru/project/25-29-20137/>.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Анализ рынка гражданских вертолетов по итогам 1 полугодия 2023 года / РУКОН АФК [Электронный ресурс]. URL: <https://afkrukon.ru/analitika/post-1635/?ysclid=mcfowid1bc796960768> (дата обращения: 10.06.2025).
2. Преобразуемый летательный аппарат вертикального взлета и посадки (варианты): пат. 2550589 Рос. Федерация, № 2014107512/11; заявл. 27.02.2014; опубл. 10.05.2015, Бюл. № 13.
3. Скоростной комбинированный вертолет (винтокрыл): пат. 168554 Рос. Федерация, № 2016139040; заявл. 4.10.2016; опубл. 8.02.2017, Бюл. № 4.
4. *Jaenker P. et al.* Piezo Active Vibration and Noise Control in Helicopters [Electronical Resource]. URL: https://icas.org/icas_archive/ICAS2008/PAPERS/842.PDF (дата обращения: 10.06.2025).
5. *Zhou J., Dong L., Yang W.* Hysteresis Compensation for a Piezoelectric Actuator of Active Helicopter Rotor Using Compound Control // *Micromachines*. 2021. Vol. 12. Iss. 11. Article № 1298.
6. *Straub F.K. et al.* Development and Whirl Tower Test of the SMART Active Flap Rotor [Electronical Resource]. URL: https://www.researchgate.net/publication/252834340_Development_and_whirl_tower_test_of_the_SMART_active_flap_rotor (дата обращения: 10.06.2025).
7. *Анимица В.А. и др.* Анализ расчетно-экспериментальных исследований по системам индивидуально-го управления лопастями винта // Тр. МАИ [Электронный журнал]. 2016. № 85. URL: https://mai.ru/upload/iblock/5da/animitsa_borisov_kritskiy_mirgazov_rus.pdf?ysclid=mc0p1r8nf475247268 (дата обращения: 10.06.2025).
8. *Dieterich O., Enekl B., Roth D.* Trailing Edge Flaps for Active Rotor Control Aeroelastic Characteristics of the ADASYS Rotorsystem [Electronical Resource]. URL: <https://dSPACE-erf.nlr.nl/server/api/core/bitstreams/5b49128a-cd33-4fe4-a4fa-506db6dfe247/content> (дата обращения: 10.06.2025).
9. *Saito S. et al.* Overview of the Novel Intelligent JAXA Active Rotor Program [Electronical Resource]. URL: https://rotorcrafterc.nasa.gov/Publications/files/NINJA-HeliJapan-H221027_Mod_851.pdf (дата обращения: 10.06.2025).
10. *Straub F.K. et al.* SMART Rotor Development and Wind Tunnel Test // Proc. of the 35th European Rotorcraft Forum, Sept. 22–25, 2009, Hamburg, Germany. P. 1–23.
11. *Gu X. et al.* A Study on Influence of Flapping Dynamic Characteristics on Vibration Control of Active Rotor with Trailing-Edge Flaps // *Aerospace*. 2023. Vol. 10. Iss. 9. Article № 776.
12. ЦАГИ продолжает исследования по снижению уровня вибраций винта вертолета [Электронный ресурс]. URL: <https://www.tsagi.ru/pressroom/news/6140/> (дата обращения: 10.06.2025).
13. В ЦАГИ исследовали демонстратор системы активного гашения вибраций [Электронный ресурс]. URL: <https://www.tsagi.ru/pressroom/archive/2022/5622/> (дата обращения: 10.06.2025).
14. Ученые ЦАГИ проводят экспериментальные исследования по обработке технологии гашения колебаний вертолетных лопастей [Электронный ресурс]. URL: <https://www.tsagi.ru/pressroom/news/4079/> (дата обращения: 10.06.2025).
15. *Стейл Р. и др.* Моделирование обтекания колеблющегося профиля с аэроупругим закрылком // Изв. вузов. Авиационная техника. 2015. № 4. С. 55–61.
16. *Стейл Р. и др.* Моделирование обтекания отсека лопасти с аэроупругим закрылком с одной степенью свободы // Изв. вузов. Авиационная техника. 2015. № 2. С. 54–59.
17. *Zhang J. et al.* Modeling on Actuation Behavior of Macro-Fiber Composite Laminated Structures Based on Sinusoidal Shear Deformation Theory // *Applied Sciences*. 2019. № 9. Article № № 2893.
18. *Da Costa D.G.* Experimental Testing and Computational Simulation of Helicopter Blade Twist Actuation by Means of Piezoelectric Actuation [Electronical Resource]. URL: https://fenix.tecnico.ulisboa.pt/downloadFile/844820067125694/GcD_ExtendedAbstract.pdf (дата обращения: 10.06.2025).
19. *Бельский А.Б. и др.* Инновационные подходы и технологии решения задачи управления жесткостью лопастей для реализации в перспективных винтокрылых летательных аппаратах // *Инновации*. 2023. № 2 (292). С. 3–9.
20. *Kovalovs A., Barkanov E., Gluhihs S.* Active Twist of Model Rotor Blades with D-Spar Design // *Transport*. 2007. Vol. 22. № 1. P. 38–44.
21. *Booth E.R., Wilbur M.L.* Acoustic Aspects of Active Twist Rotor Control Test [Electronical Resource]. URL: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20030015483/downloads/20030015483.pdf> (дата обращения: 10.06.2025).
22. *Wilbur M.L. et al.* Vibratory Loads Reduction Testing of the NASA/ARMY/MIT Active Twist Rotor // *Journal of the American Helicopter Society*. 2002. Vol. 47. № 2. P. 123–133.
23. *Le Pape A., Lienard C., Baily J.* Active Flow Control for Helicopters [Electronical Resource]. URL: <https://hal.science/hal-01184480/document> (дата обращения: 10.06.2025).

24. *Sicim Mürüvvet Sinem, Ünüsoy Levent.* Vibration Reduction in a Helicopter Using Active Twist Rotor Blade Method Incorporating Different Piezoelectric Fiber Components [Electronical Resource]. URL: <https://www.eucass.eu/doi/EUCASS2017-358.pdf> (дата обращения: 10.06.2025).
25. *Wall B.G. et al.* New Smart Twisting Active Rotor (STAR): Pretest Predictions // CEAS Aeronautical Journal. 2024. Vol. 15. P.721–750.
26. *Аношкин А.Н., Писарев П.В., Кунгурцева Е.Г.* Исследование влияния схемы армирования силовой оболочки управляемой композитной лопасти на собственные частоты и формы колебаний // Физическая мезомеханика. Материалы с многоуровневой иерархически организованной структурой и интеллектуальные производственные технологии: Тез. междунар. конф. Томск: ТГУ, 2020. С. 613–614.
27. *Barkanov E. et al.* Research of the Piezo Actuator Location Influence on the Twist Angle of a Model Helicopter Blade Made of Polymer Composite Materials // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. 2019. Vol. 551. Article № 012029.
28. *Крицкий Б.С., Миргазов Р.М., Лэ Ван Чунг.* Исследование влияния индивидуального управления по высоким гармоникам на виброперегрузки, вызванные силой тяги несущего винта вертолета // Научный вестник МГТУ ГА. 2016. № 6. С. 68–76.
29. *Анимитца В.А. и др.* Расчетные исследования виброперегрузок несущего винта, вызванных пульсацией силы тяги, на базе вихревой теории // Тр. МАИ [Электронный журнал]. 2016. № 87. URL: https://mai.ru/upload/iblock/426/animitsa_borisov_kritskiy_mirgazov_rus.pdf?ysclid=mc0porbqbu987427371 (дата обращения: 10.06.2025).
30. *Jacklin S.A. et al.* Full-Scale Wind Tunnel Tests of the McDonnell Douglas Five-Bladed Advanced Bearingless Rotor Performance, Stability, Loads, Control Power, Vibration and HHC Data // Proceedings of the American Helicopter Society, Jan. 19–21, 1994, San Francisco, USA. P. 4.3–4.3-17.
31. *Khanh Nguyen, Mark Betzina, Cahit Kitaplioglu.* Full-Scale Demonstration of Higher Harmonic Control for Noise and Vibration Reduction on the XV-15 Rotor [Electronical Resource]. URL: https://rotorcrafterc.nasa.gov/Publications/files/Nguyen_AHS2000.pdf (дата обращения: 10.06.2025).
32. *Jacklin S.A. et al.* Full-Scale Wind Tunnel Test of an Individual Blade Control System for a UH-60 Helicopter [Electronical Resource]. URL: https://rotorcrafterc.nasa.gov/Publications/files/Jacklin_AHSF02.pdf (дата обращения: 10.06.2025).
33. *Yang R. et al.* Reducing Helicopter Vibration Loads by Individual Blade Control with Genetic Algorithm // Machines. 2022. Vol. 10. Iss. 6. Article № 479.
34. *Gennaretti M. et al.* Helicopter Vibratory Loads Alleviation through Combined Action of Trailing-Edge Flap and Variable-Stiffness Devices // International Journal of Aerospace Engineering. 2015. Iss. 1. Article № 485964.
35. *Lyu W.* Reducing Aerodynamic Vibration of Rigid Rotors with Retreating Side Active Control Avoidance // Chinese Journal of Aeronautics. 2025. Vol. 38. Iss. 1. Article № 103186.
36. *Chen Y. et al.* Data-Driven Active Vibration Control for Helicopter with Trailing-Edge Flaps Using Adaptive Dynamic Programming // Chinese Journal of Aeronautics. Vol. 37. Iss. 6. 2024. P. 151–166.
37. *Steininger R., Barakos G.N.* Aeroelastic Fluid Dynamics Assessment of Performance and Vibration on Active Twisting Rotors // Aerospace Science and Technology. Vol. 151. 2024. Article № 109317.
38. *Жиляев И.В. и др.* Оптимальный дизайн силового пьезоэлектрического привода отклоняемых закрылков активной лопасти вертолета // Материалы 13-й Междунар. конф. по прикладной математике и механике в аэрокосмической отрасли, г. Алушта, 6–13 сент. 2020. Москва: МАИ, 2020. С. 282–284.

Поступила в редакцию 10.07.25

После доработки 31.07.25

Принята к публикации 11.08.25

A Review of Active Rotor Blade Control Methods for Helicopter Vibration Reduction

A.S. BATRAKOV, E.V. PISKUNOV, AND L.I. GARİPOVA

Tupolev Kazan National Research Technical University, Kazan

This paper analyzes the systems developed for controlling the blades of a helicopter main rotor: active control of trailing-edge flaps, active control of the blade stiffness and twist, and higher harmonic control by the blade incidence angle. The analysis reveals the high potential of these new systems, which can significantly reduce the vibrations and noise levels of a helicopter main rotor without compromising its aerodynamic efficiency.

Main rotor, helicopter, vibrations, aeroacoustics

Аэродинамика устройства реверсирования тяги двухконтурного турбореактивного двигателя на этапе его включения

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

Проведено численное исследование аэродинамики течения в устройстве реверсирования тяги решетчатого типа, расположенного в наружном контуре двухконтурного турбореактивного двигателя, на этапе его включения при переключении створки. Определены интегральные аэродинамические характеристики реверсивного устройства на режимах при переходе от прямой к обратной тяге. Верификация численной модели осуществлена на основе результатов экспериментального исследования.

Двухконтурный турбореактивный двигатель, реверсивное устройство, режим перехода от прямой к обратной тяге, газодинамические характеристики, численное моделирование, верификация численной модели

Разработка и создание современного конкурентоспособного турбореактивного двигателя невозможны без детальной проработки каждого отдельно взятого элемента проточной части, в том числе без оценки его аэродинамических характеристик [1, 2]. Это относится и к устройствам реверсирования тяги, которые являются достаточно крупным узлом (10–15 % от массы двигателя).

Время использования устройства реверсирования тяги при после посадочном торможении самолета на режиме максимальной обратной тяги составляет порядка 8–15 с, при этом летательный аппарат достигает скорости пробега по взлетно-посадочной полосе порядка 110 км/ч. В дальнейшем двигатель переводится в режим минимальной обратной тяги, на котором летательный аппарат тормозится до скоростей порядка 50...70 км/ч, после чего режим реверсирования тяги отключается.

Режим включения реверса, т. е. режим переключки створки из положения прямой тяги в положение обратной тяги, занимает около 2 с, что составляет 13–25 % времени работы реверсивного устройства на максимальном режиме.

Исследование течения в наружном контуре двухконтурного турбореактивного двигателя на этапе включения реверсивного устройства не только способствует углубленному пониманию структуры и особенностей газодинамического потока в реверсивном устройстве, но и представляет значительный практический интерес. Полученные результаты могут быть использованы при проектировании кинематики привода реверса и прочностных расчетах лопаток, а также для определения возможного кратковременного влияния переключки створки на работу турбовентилятора. Результаты расчетов позволяют скорректировать величину обратной тяги, создаваемую реверсивным устройством за время работы с момента его включения. В связи с этим исследование аэродинамики на этапе включения устройства реверсирования тяги является актуальной научно-технической задачей.

Численное моделирование выполнено в осесимметричной двумерной постановке с использованием пакета прикладных программ ANSYS Fluent. Задача решалась в стационарной постановке.

На рис. 1 приведена расчетная модель в положении створки в режиме обратной тяги и принятые граничные условия: на входной границе задавалась среднерасходная скорость потока, на выходной границе предполагались атмосферные давление и температура.

Расчеты выполнены с использованием следующих моделей турбулентности: $k-\epsilon$ Standard, $k-\epsilon$ RNG и $k-\epsilon$ Realizable, $k-\omega$ Standard и $k-\omega$ SST, модель Спаларта – Аллмараса, RSM.

Верификация численной модели выполнена по результатам экспериментального исследования, проведенного на модели реверсивного устройства для положения створки в режиме обратной тяги при отсутствии набегающего потока. Экспериментальная модель выполнена по геометрическому подобию с устройством реверсирования тяги перспективного двигателя в масштабе 1:2 [3]. Процедура верификации осуществлялась по значениям скорости на выходе из решетки, аналогично описанной в работе [4]. При сравнении расчетного и экспериментального профилей скорости на выходе из решетки выявлено преимущество модели переноса сдвиговых напряжений $k-\omega$ SST.

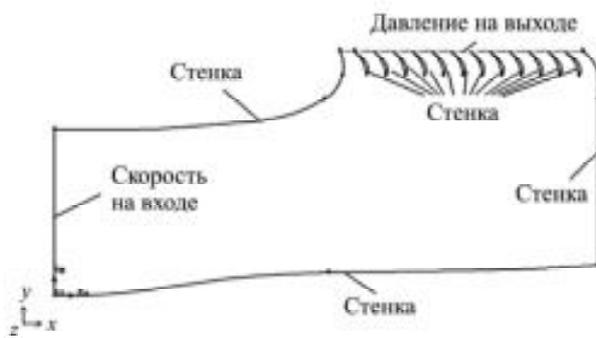


Рис. 1

Для подтверждения сеточной независимости результатов расчета были сгенерированы и рассмотрены следующие варианты построения сеток:

- 1) треугольная сетка с величиной элементов 5 мм ($y^+ = 40$);
- 2) четырехугольная сетка с величиной элементов 5 мм ($y^+ = 25$);
- 3) четырехугольная сетка с величиной элементов 3 мм ($y^+ = 10$);
- 4) четырехугольная сетка с величиной элементов 3 мм с детальным разбиением в пристеночной зоне лопаток ($y^+ = 1$).

По результатам сравнения расчетов с измеренными значениями скоростей на выходе из решетки для последующих вычислений выбран четвертый вариант сетки.

Выполнено численное моделирование течения для шести положений створки реверсивного устройства при среднерасходной скорости на входе в расчетную модель 79,35 м/с и скорости набегающего потока 97,22 м/с. За первое положение створки при начале ее движения (нулевая секунда времени включения реверса) принят режим прямой тяги, за шестое положение при ее остановке (вторая секунда) – режим обратной тяги.

Картину течения во внешнем контуре двигателя в первом положении створки (начальное время – 0 с) демонстрирует рис. 2. Картина течения во внешнем контуре двигателя и в набегающем потоке, обтекающем двигатель, приведена на рис. 3–7, а. На рис. 3–7, б показаны профили скорости на выходе из решетки в положениях створки 2–6 с интервалом времени 0,4 с.

На рис. 3 показано течение во втором положении створки через 0,4 с после включения, на рис. 4 – в третьем положении через 0,8 с, на рис. 5 – в четвертом положении через 1,2 с, на рис. 6 – в пятом положении через 1,6 с. На рис. 7 показано течение в шестом положении через 2,0 с после включения реверсивного устройства, т. е. на режиме обратной тяги.

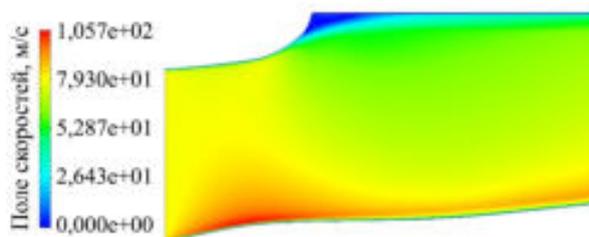


Рис. 2

Профиль скорости потока, движущегося в наружном контуре вдоль оси двигателя и создающего прямую тягу, показан в сечении за нижней кромкой створки для различных ее положений при переключке (рис. 8). В шестом положении створки канал перекрывается полностью, и такой поток отсутствует.

В пятом положении створки возникает обратное течение в области внутренней стенки канала наружного контура двигателя, которое трансформируется в неподвижный турбулентный вихрь, наблюдающийся при развороте потока на режиме обратной тяги (см. рис. 6, 8). Таким образом, канал двигателя

запирается уже в пятом положении створки, что приводит к кратковременному увеличению статического давления.

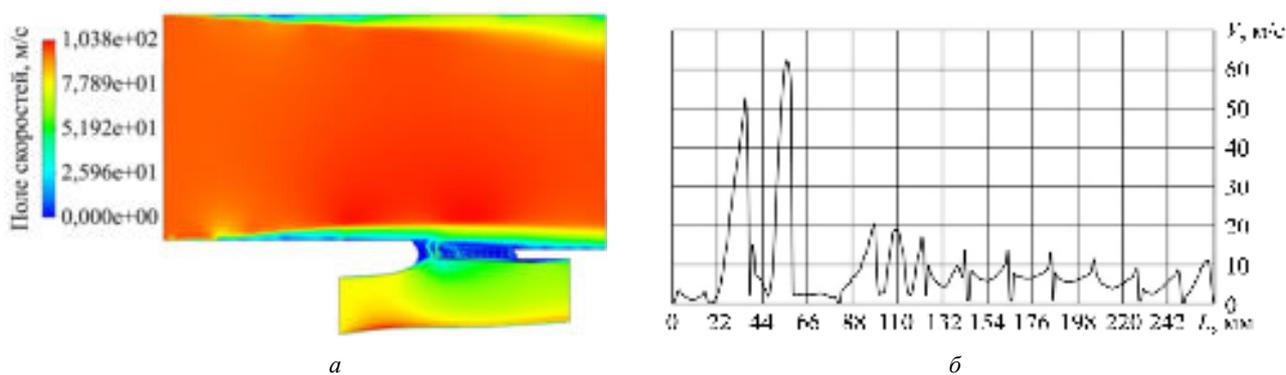


Рис. 3

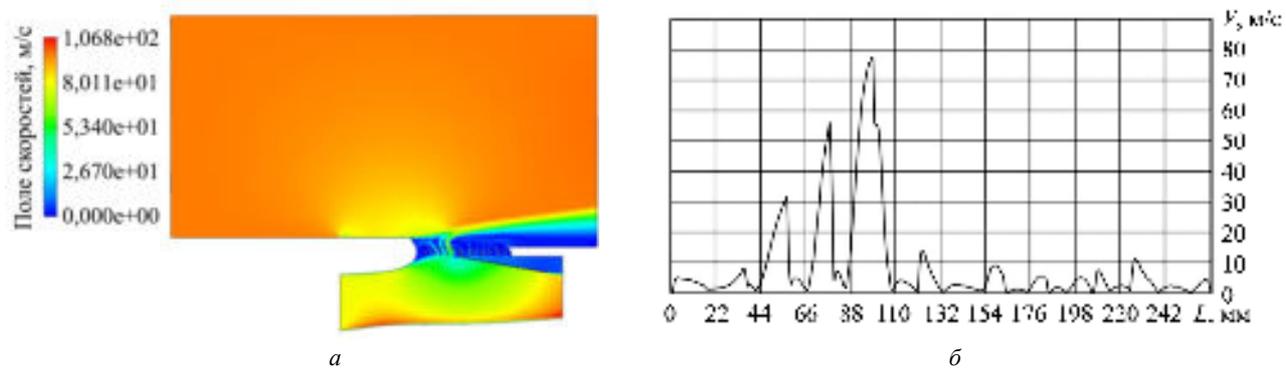


Рис. 4

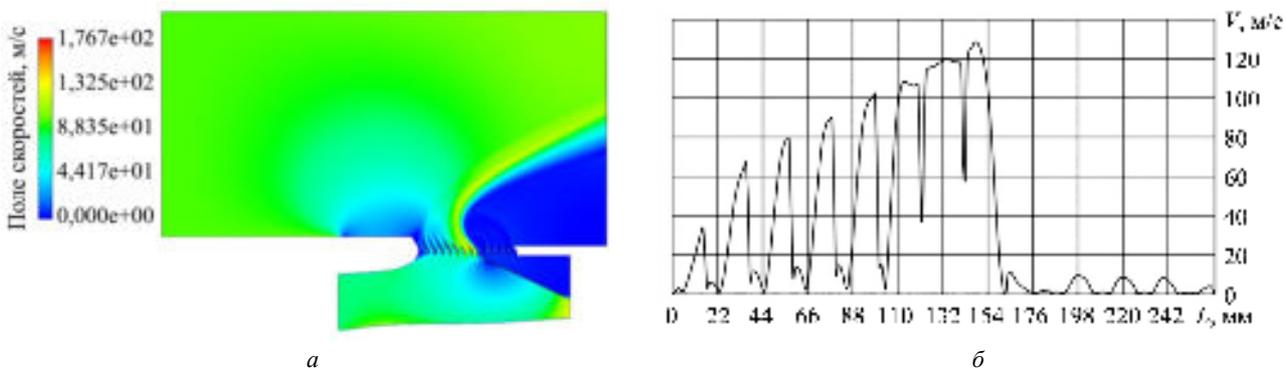


Рис. 5

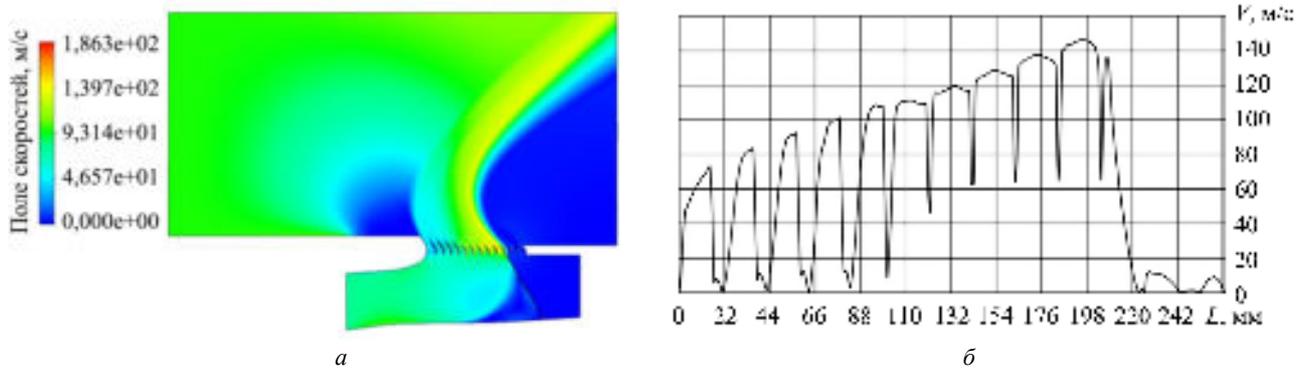


Рис. 6

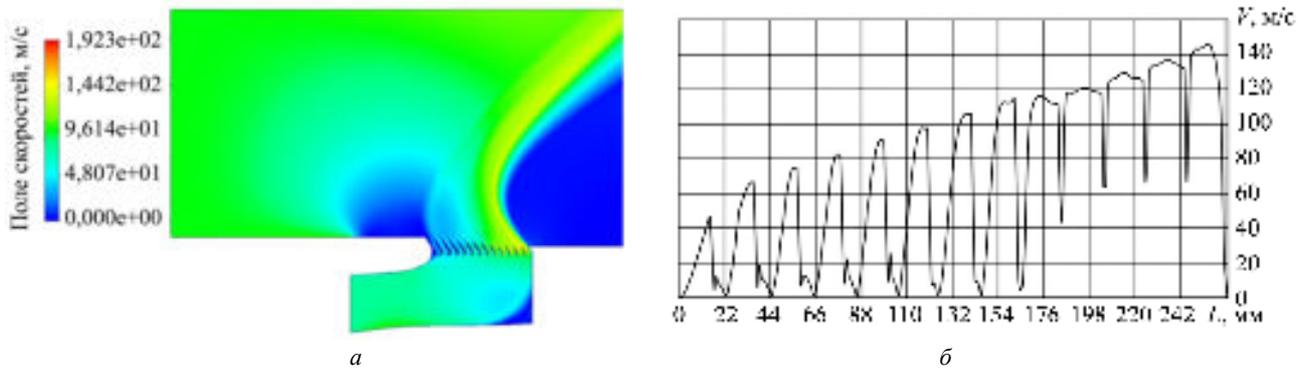


Рис. 7

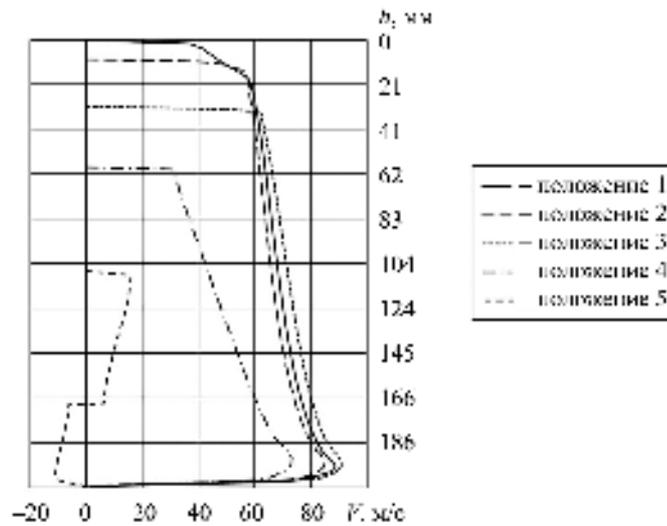


Рис. 8

Величина коэффициента реверсирования наружного контура на этапе включения реверсивного устройства определялась как отношение обратной тяги, создаваемой решеткой, к прямой тяге при нулевом положении створки.

Показана деформация профиля скорости на выходе из решетки набегающим потоком для шестого положения створки, т. е. при включенном реверсивном устройстве. Сравнение скоростных полей при наличии и отсутствии набегающего потока приведено на рис. 9. Наличие набегающего потока приводит к образованию в первых межлопаточных каналах отрывных течений и к увеличению скоростей в последних межлопаточных каналах.

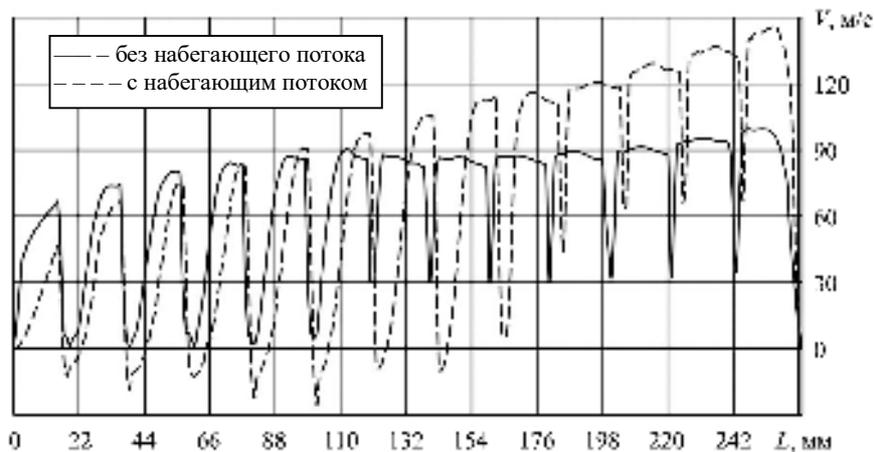


Рис. 9

В результате проведенного численного моделирования течения в устройстве реверсирования тяги при его включении были получены основные интегральные газодинамические характеристики.

Максимальный коэффициент расхода решетки μ получается в пятом положении створки (рис. 10).

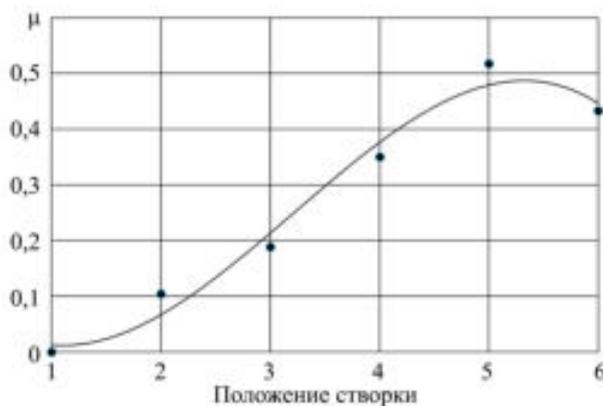


Рис. 10

Такое изменение коэффициента расхода μ можно объяснить изменением плотности потока ρ (рис. 11).

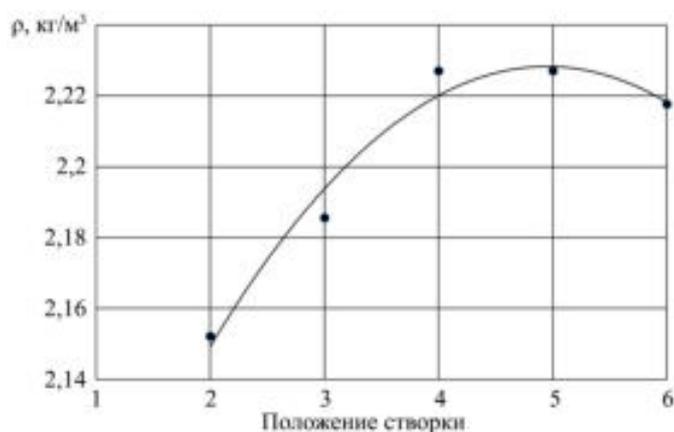


Рис. 11

Образовавшийся в пятом положении створки турбулентный вихрь (см. рис. 6, 8) практически перекрывает движение потока в осевом направлении в сторону сопла, что кратковременно увеличивает статическое давление.

Коэффициент восстановления полного давления σ определен отдельно по потерям на разворот потока и по потерям в решетке (рис. 12).

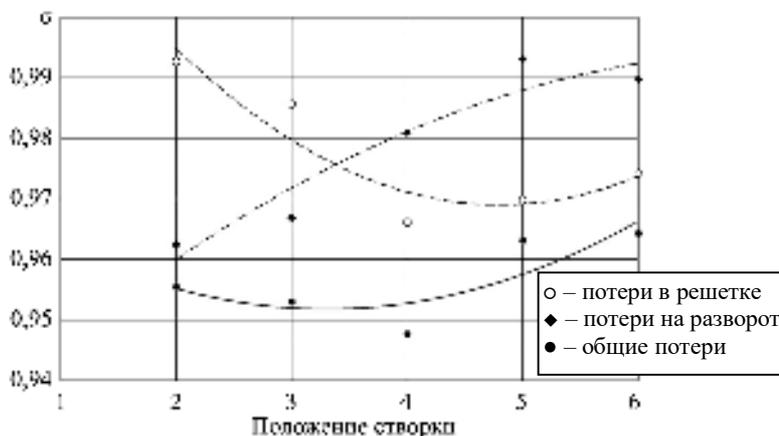


Рис. 12

При перекладке створки потери на разворот потока уменьшаются, что можно объяснить упорядоченностью течения потока до решетки при полностью перекрытом канале в шестом положении створки. Гидравлические потери в решетке при перекладке створки увеличиваются, так как увеличивается количество лопаток и межлопаточных каналов, обеспечивающих пропускную способность решетки. Таким образом, суммарные гидравлические потери при включении реверсивного устройства имеют экстремум в виде минимума в четвертом положении створки.

Коэффициент реверсирования k наружного контура при перекладке створки изменяется пропорционально коэффициенту расхода (рис. 13).

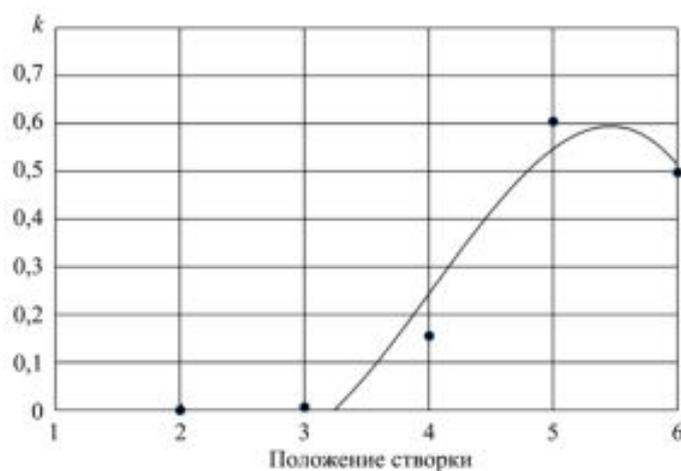


Рис. 13

Более высокое значение коэффициента реверсирования в пятом положении створки по сравнению с режимом полного реверсирования объясняется более высоким значением расхода и среднерасходной скорости через решетку в этом положении. Таким образом, за время перекладки створки в течение двух секунд работы реверсивного устройства реализуется не более 53 % величины обратной тяги.

Анализ полей статических давлений не выявил значительного влияния перекладки створки на работу турбовентилятора. Изменение осредненной величины статического давления не превышает 2,5 %. Кратковременное повышение давления в таком диапазоне не влияет на работу ротора низкого давления, что является гарантией газодинамической устойчивости двигателя при включении устройства реверсирования тяги.

Полученные результаты численного моделирования будут использованы для определения динамических характеристик воздействия потока на элементы конструкции реверсивного устройства на этапе его включения.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Гилерсон А.Г. К вопросу об оптимизации применения реверсивных устройств // Изв. вузов. Авиационная техника. 1987. № 2. С. 25–29.
2. Иноземцев А.А., Нихамкин М.А., Сандрацкий В.Л. Газотурбинные двигатели. Основы конструирования авиационных двигателей и энергетических установок. М.: Машиностроение, 2008. Т. 2. Компрессоры. Камеры сгорания. Форсажные камеры. Турбины. Выходные устройства. 365 с.
3. Варсегов В.Л., Шабалин А.С. Численное определение газодинамических характеристик решеток с различными углами отклонения выходных кромок продольных ребер реверсивного устройства перспективного газотурбинного двигателя // Изв. вузов. Авиационная техника. 2017. № 2. С. 43–49.
4. Варсегов В.Л., Шабалин А.С. Выбор оптимальной модели турбулентности при численном моделировании течения в устройстве реверсирования тяги ТРДД решетчатого типа // Изв. вузов. Авиационная техника. 2015. № 4. С. 117–120.

Поступила в редакцию 11.08.25

После доработки 13.08.25

Принята к публикации 13.08.25

Aerodynamics of the Thrust Reverser of a Turbofan Engine at the Switch-on Stage

V.L. VARSEGOV AND L.A. SAUKHIN

Tupolev Kazan National Research Technical University, Kazan

A numerical study of the flow aerodynamics of a cascade-type thrust reverser located in the outer contour of a turbofan engine carried out at the switch-on stage during the flap repositioning. The integral aerodynamic characteristics of the thrust reverser are determined in the modes during the transition from the forward to reverse thrust. The verification of the numerical model is carried out on the basis of experimental study results.

Turbofan engine, thrust reverser, mode of transition from forward to reverse thrust, gas-dynamic characteristics, numerical modeling, verification of the numerical model

Исследование аэродинамических характеристик плоской сопловой решетки при наличии обтекателя силовой стойки на входе

Приводятся результаты исследования модели плоской сопловой решетки различной аэродинамической размерности при наличии обтекателя силовой стойки на входе. Проведена экспериментальная продувка на низконапорном стенде и численное моделирование. Установлено, что аэродинамическая интерференция профилей обтекателя и сопловых аппаратов проявляется в аэродинамически коротких решетках сопловых аппаратов. В решетке аэродинамически длинных сопловых аппаратов суммарные потери практически не зависят от взаимного расположения обтекателя силовой стойки и сопловой решетки.

В.В. ВЯТКОВ,

канд. техн. наук,

А.А. ДАВЫДОВ,

студент,

И.С. ДОБРОВОЛЬСКИЙ,

аспирант

(РГАТУ им. П.А. Соловьёва,

Рыбинск)

vvvad76@mail.ru

Газотурбинный двигатель, межтурбинный переходный канал, обтекатель силовой стойки, сопловой аппарат, вторичные течения, потери кинетической энергии

Одной из основных задач проектирования газотурбинного двигателя (ГТД) любого типа является определение аэродинамических характеристик элементов проточной части. Элементы проточной части в реальных условиях работают в условиях неравномерных входных потоков. На этапах увязки двигателя потери в проточной части определяются по известным методикам, которые получены на основе исследований в модельных условиях. Для межтурбинного переходного канала современных ГТД характерно наличие системы статорных элементов, которая включает интегрированные в переходный канал обтекатели силовых стоек и сопловые аппараты первой ступени турбины низкого давления. В данной системе возможно возникновение эффектов аэродинамической интерференции [1] – увеличение потерь в сопловом аппарате при установке перед ним обтекателя силовой стойки. Данная система статорных элементов межтурбинного переходного канала может быть применена в различных типах ГТД. Для турбореактивного двухконтурного двигателя большой двухконтурности характерна проточная часть с подъемом среднего диаметра и сложной формой диффузорного межтурбинного переходного канала. Результаты исследования аэродинамических характеристик межтурбинного переходного канала турбореактивного двухконтурного двигателя большой двухконтурности с интегрированными обтекателями стоек и сопловыми аппаратами приведены в работах [2, 3]. Эффекты аэродинамической интерференции диффузорного межтурбинного переходного канала с криволинейной проточной частью определяются формой меридиональных обводов и степенью диффузорности канала. Исследовать такие системы межтурбинного переходного канала необходимо с использованием кольцевых решеток. В случае турбовальных двигателей и малоразмерных двигателей различного назначения межтурбинный переходный канал может выполняться с цилиндрической проточной частью (рис. 1) без увеличения среднего диаметра турбины низкого давления. Таким образом, актуальная задача исследования эффектов аэродинамической интерференции в таких системах может быть решена исследованием плоских моделей.

Вторичные вихри в проточной части межтурбинного переходного канала с обтекателями силовых стоек и сопловыми аппаратами будут формироваться на обтекателях и сопловых аппаратах и активно взаимодействовать друг с другом в межлопаточном канале соплового аппарата. В связи с этим актуальна задача определения закономерностей изменения потерь в сопловых аппаратах различной аэродинамической размерности при наличии обтекателя стойки перед решеткой в случае цилиндрической формы межтурбинного переходного канала. Учет описанных эффектов при определении потерь в проточной части на этапе предварительного проектирования оказывает определяющее влияние на точность согласования условий работы узлов ГТД и снижает риски увеличения сроков доводочных работ.

Для установления закономерности изменения потерь от взаимного расположения обтекателей и сопловых аппаратов проведено исследование модели плоской сопловой решетки совместно с моделью обтекателя силовой стойки (рис. 2).

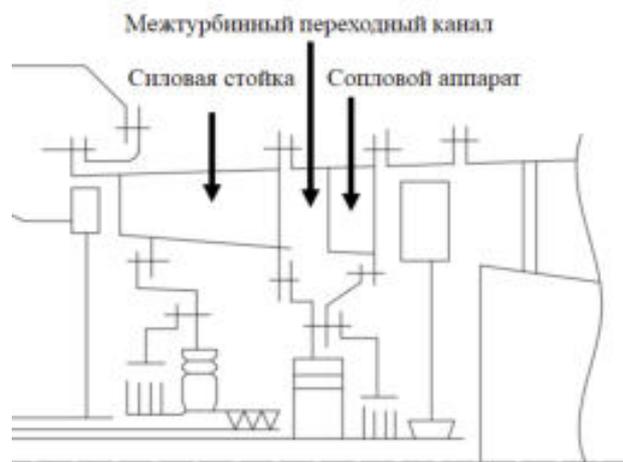


Рис. 1. Силловая схема каскада турбин ТВаД ТВ-0-100 [4]

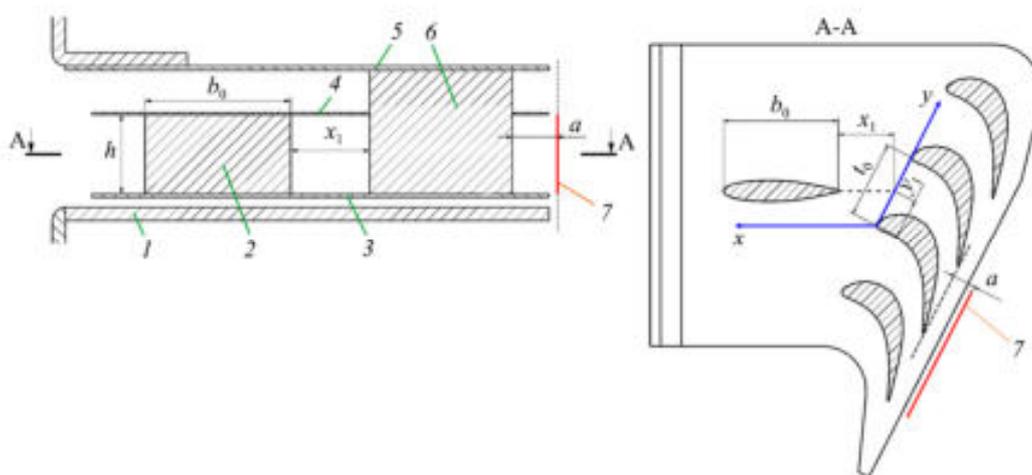


Рис. 2. Схема экспериментальной установки, моделирующей переходный канал с обтекателем стойки и сопловыми аппаратами:
 1 – втулка; 2 – силовая стойка; 3, 4 – отсечные пластины; 5 – периферия; 6 – сопловые аппараты;
 7 – плоскость измерения параметров потока

Проводилась продувка модели на низконапорном аэродинамическом стенде и численное моделирование. Приведенная скорость на выходе из решетки при продувке на стенде составляла $\lambda_2 = 0,12$. Использование продувок при низких скоростях потока для решения данной задачи является обоснованным, так как исследуются особенности распределения вторичных потерь, которые в диапазоне дозвуковых перепадов на сопловом аппарате не изменяются [5, 6]. Переход к потерям на рабочих перепадах давления можно реализовать с использованием зависимости профильных потерь от перепада на решетке, которые достаточно хорошо изучены.

Модельная установка позволяет исследовать отдельный профиль обтекателя (исследовался симметричный профиль с хордой $b_0 = 120$ мм и диаметром входной кромки 15 мм (рис. 3)), отдельно сопловую решетку и решетку совместно с обтекателем.

Плоская решетка сопловых аппаратов состоит из четырех лопаток с профилем, характерным для сопловых аппаратов современных турбин. Высота рабочей части установки изменяется перемещением отсечных пластин. Исследовался диапазон высоты проточной части установки $h = 40 \div 90$ мм. Геометрические параметры профиля: шаг решетки $t = 110$ мм; хорда профиля $b = 176$ мм; ширина горла $a_r = 28$ мм; диаметр входной кромки $d_1 = 15$ мм; диаметр выходной кромки $d_2 = 1,5$ мм. Проводилось измерение поля полного давления за моделью обтекателя стойки и решетки с использованием автоматизированного измерительного комплекса и визуализации результатов [7].

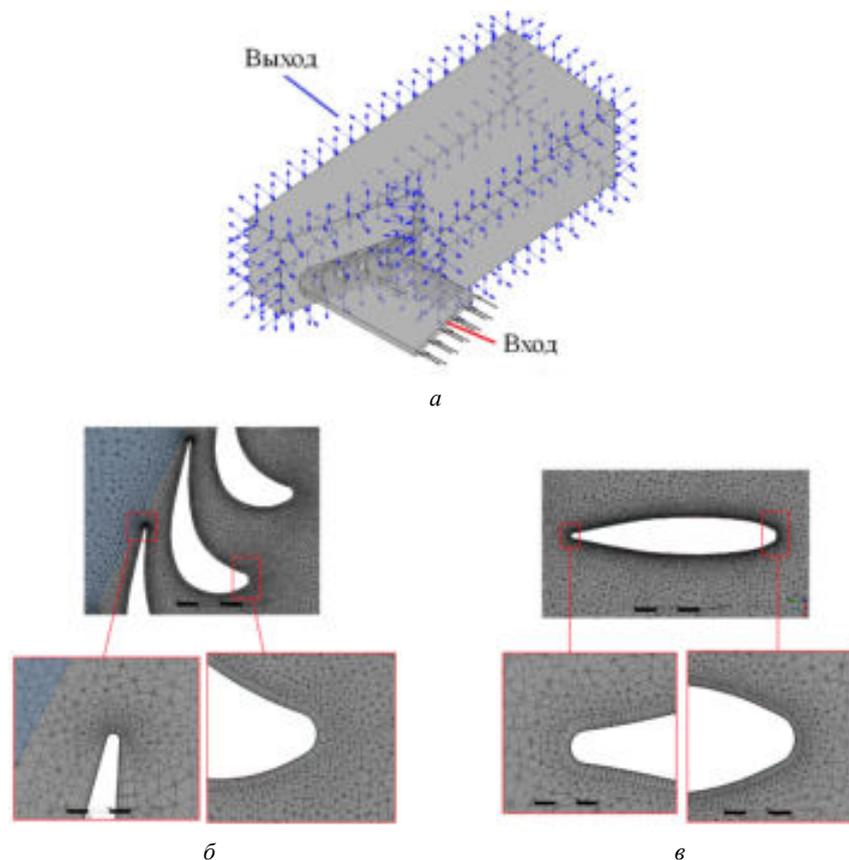


Рис. 3. Реализация численного моделирования: *а* – расчетная модель; *б* – сетка в области сопловой решетки; *в* – сетка в области обтекателя стойки

Поле полного давления пересчитывалось в поле потерь кинетической энергии:

$$\zeta = 1 - \frac{W_2^2}{W_{2t}^2} = 1 - \frac{p_2^* - p_2}{p_1^* - p_2},$$

где p_2^* – полное давление потока в точке измерений; p_2 – статическое давление на выходе (принималось равным атмосферному); p_1^* – полное давление перед моделью; W_2, W_{2t} – действительная и теоретическая скорости потока за моделью.

Приемник полного давления устанавливался на расстоянии $a = 25$ мм от плоскости выхода для исключения эффектов ближнего следа за выходными кромками [8]. Траверсирование производилось с шагом 2 мм по шагу и высоте проточной части. В каждой точке измерений регистрировалось десять показаний, которые в дальнейшем осреднялись по времени. Погрешность определения полного давления за решеткой составляла 1 %.

Также проводилось численное моделирование всей экспериментальной установки с присоединенным объемом на выходе (см. рис. 3). Применялся RANS-подход к моделированию и SST-модель турбулентности с использованием неструктурированной тетрагональной сетки. Средний размер элемента – $2 \cdot 10^{-2}$ м. Призматические слои на стенках с высотой первой ячейки $1 \cdot 10^{-5}$ м, одиннадцать призматических слоев, коэффициент роста – 1,2; количество узлов установки – $1,7 \cdot 10^7$, присоединенного объема – $7 \cdot 10^5$. Параметры качества сетки соответствуют требованиям к решению подобных задач. Модель выполнялась без интерфейса на границе установка – присоединенный объем.

На рис. 4–6 показаны результаты исследования профиля обтекателя. Следует отметить качественно схожую картину экспериментального и расчетного полей давления, что говорит об адекватности выбранного метода моделирования. На распределениях полного давления можно видеть характерные области потока за обтекателем. Выделяется область закруточного следа и области расположения вторичных

вихрей, которые образуются на входной кромке профиля за счет торможения пограничного слоя и затем распространяются в угловой области между профилем и торцевой стенкой (рис. 5). Подъема этих вихрей над торцевой стенкой здесь не происходит, так как отсутствует поворот потока и его ускорение. Входной вихрь обтекателя распространяется в угловой области вдоль стойки, но вторичные вихри на распределении полного давления проявляются вполне отчетливо. В угловых областях профиля обтекателя вихрь сносит часть пограничного слоя с торцевой поверхности от стойки, причем размеры вихревой области от высоты обтекателя не зависят. Однако при уменьшении высоты стойки увеличивается область потерь и сокращается область ядра потока. Это видно на распределении осредненных потерь кинетической энергии по высоте проточной части (рис. 6). Смыкания вторичных вихрей в области обтекателя стойки не происходит, так как они не поднимаются над торцевыми поверхностями.

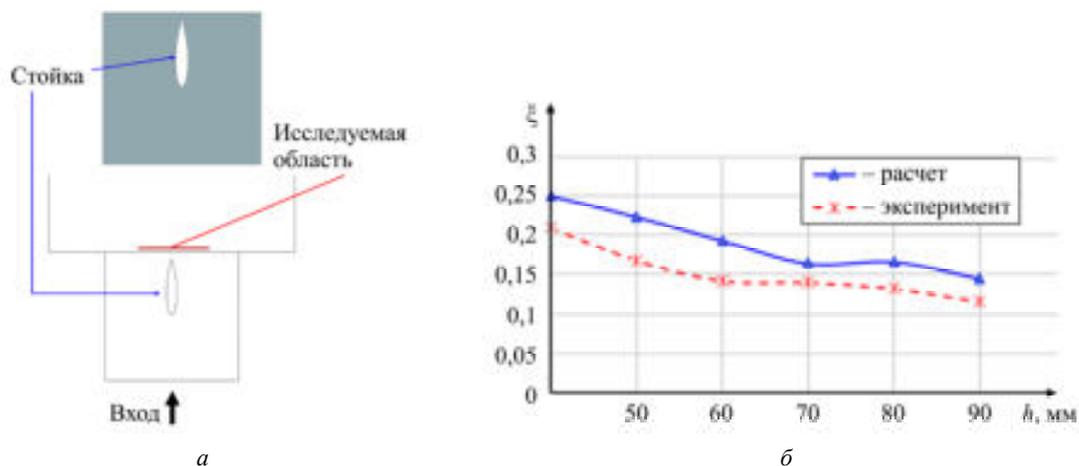


Рис. 4. Исследование профиля обтекателя стойки: *a* – схема установки; *б* – зависимость потерь на силовой стойке от высоты проточной части

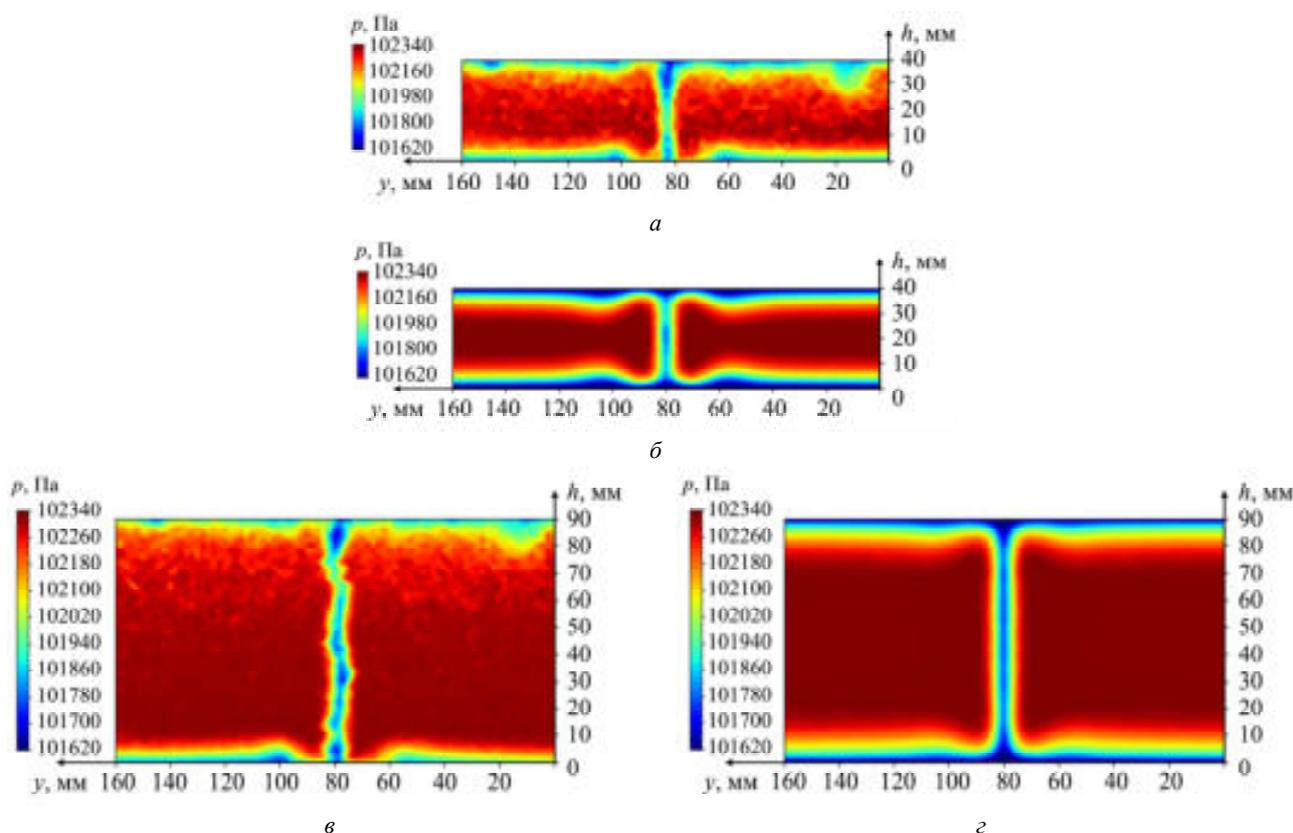


Рис. 5. Поля полного давления за обтекателем стойки: *a* – $h = 40$ мм (эксперимент); *б* – $h = 40$ мм (расчет); *в* – $h = 90$ мм (эксперимент); *г* – $h = 90$ мм (расчет)

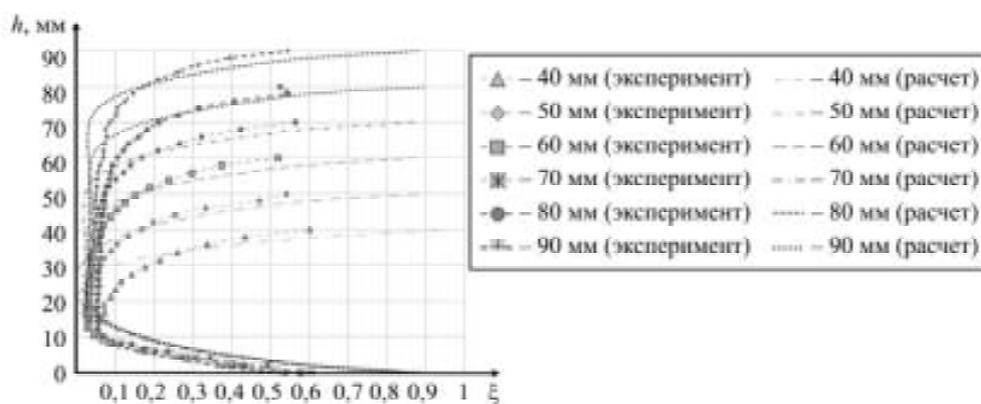


Рис. 6. Распределение потерь кинетической энергии по высоте проточной части за обтекателем стойки при различных высотах проточной части

Таким образом, потери на профиле обтекателя складываются из потерь на обтекание профиля (потери в центральной части канала) и вторичных потерь, которые зависят только от параметров входного вихря, образующегося на входной кромке. Это подтверждается зависимостью интегральных потерь кинетической энергии (см. рис. 6). Видно, что с уменьшением высоты проточной части потери увеличиваются за счет увеличения доли области потока, где имеются вторичные потери, причем темп увеличения потерь практически линейный, что соответствует свойству аддитивности профильных и вторичных потерь на профиле обтекателя.

На рис. 7–9 показаны результаты исследования изолированной решетки. Размерность проточной части существенно влияет не только на распределение потерь кинетической энергии, но и на картину полного давления за лопаткой. Наблюдаемое распределение полного давления за лопаткой демонстрирует четко выраженные зоны пониженного давления, обусловленные формированием канальных вихрей.

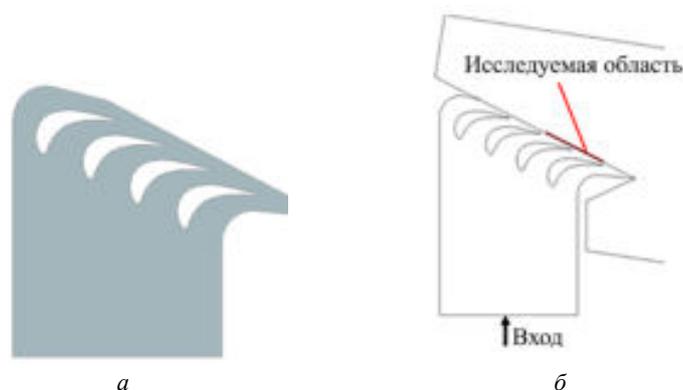


Рис. 7. Схема установки (а) и расположение исследуемой области в модели (б)

Согласно результатам исследования (рис. 9, б) выбранный диапазон геометрических параметров рабочей части решетки охватывает полный спектр аэродинамических размерностей решеток [6].

Высота проточной части 90 мм ($h/b = 0,51$) соответствует аэродинамически длинной решетке. Критерием определения аэродинамического типа решетки является характер распределения потерь по межлопаточному каналу. В распределении полного давления за аэродинамически длинной решеткой наблюдаются области локализации обоих канальных вихрей – втулочная и периферийная ветви канального вихря, которые формируются на входной кромке и распространяются в межлопаточном канале от корытца к спинке, поднимаясь над торцевой стенкой. Исследованная высота проточной части 40 мм ($h/b = 0,227$) соответствует аэродинамически короткой решетке, в которой смыкание вторичных вихрей реализовалось полностью (на поле полного давления визуализируется одна область пониженного давления, расположенная в средней части межлопаточного канала). Высота рабочей части 50 и 70 мм

соответствует решетке с переходными параметрами (реализуется частичное взаимодействие вторичных вихрей в эксперименте и полное смыкание согласно расчетным данным).

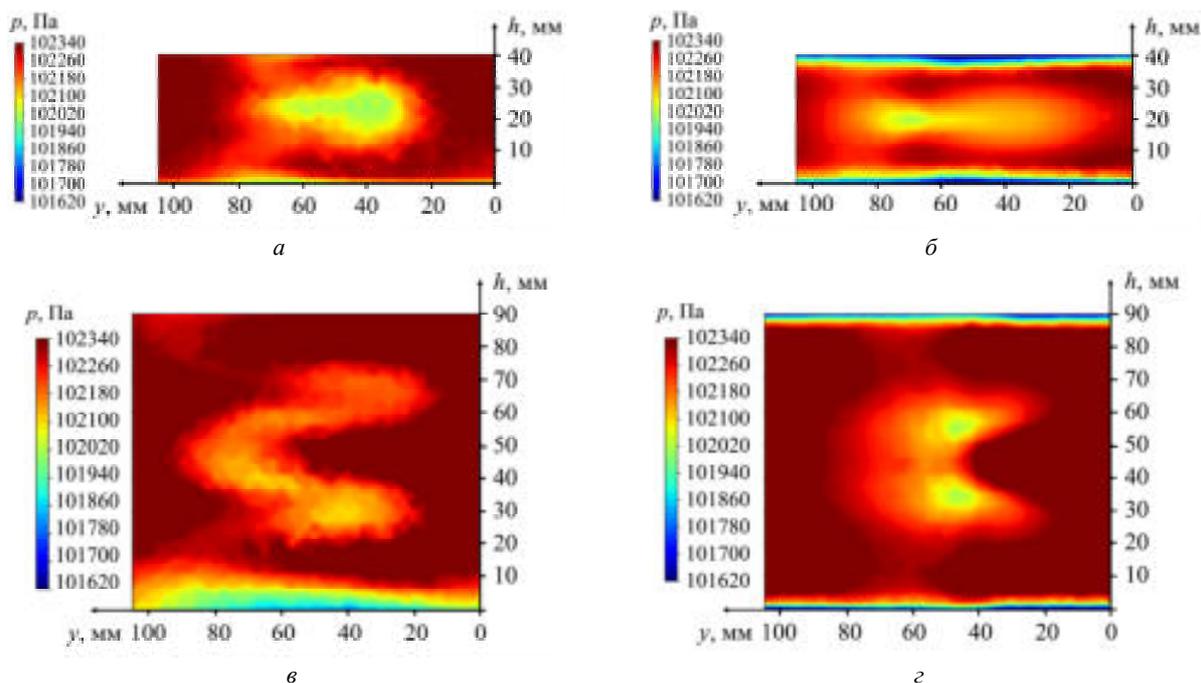


Рис. 8. Поля полного давления за сопловой лопаткой: *a* – $h = 40$ мм (эксперимент); *б* – $h = 40$ мм (расчет); *в* – $h = 90$ мм (эксперимент); *г* – $h = 90$ мм (расчет)

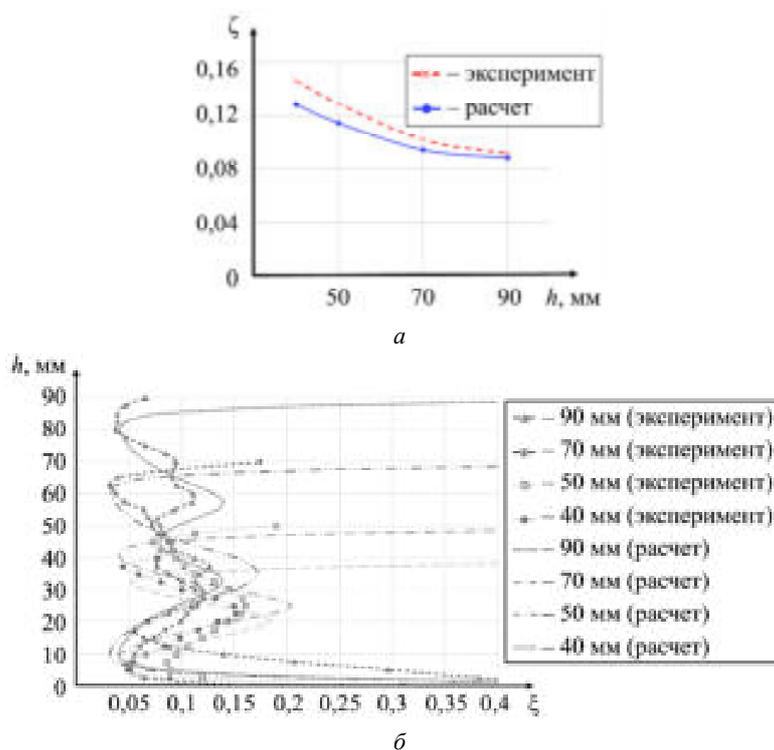


Рис. 9. Потери кинетической энергии в изолированной решетке: *a* – суммарные потери в решетке; *б* – распределение потерь по высоте решетки

При сопоставлении результатов численного моделирования и экспериментальных данных наблюдается качественное согласование, сопровождающееся занижением количественных результатов. Это является общим свойством RANS-подхода к моделированию в случае решеток с интенсивными вторичными течениями [9]. Отмечено, что зависимость потерь от высоты решетки существенно отличается от

аналогичной зависимости, характерной для обтекателя. С уменьшением размерности рост потерь усиливается, что обусловлено переходом решетки из одного аэродинамического типа в другой.

Далее для исследования эффектов аэродинамической интерференции были выделены два значения характерной высоты проточной части – 90 мм (аэродинамически длинная решетка) и 40 мм (аэродинамически короткая решетка). Решетки с частичным взаимодействием вихрей не рассматривались, поскольку требуется более детальный анализ. Исследовалось влияние осевого расстояния между выходной кромкой обтекателя стойки и входной кромкой соплового аппарата $\bar{b} = x_1/b_0$: обтекатель отодвигался на различные расстояния вверх по потоку от входной кромки лопаток для случая положения обтекателя $\bar{t} = y_1/t_0 = 0,75$. Кроме того, исследовались четыре варианта расположения обтекателя относительно сопловых аппаратов по шагу: $\bar{t} = y_1/t_0 = 0; 0,25; 0,5; 0,75$.

На рис. 10 показано влияние места установки обтекателя стойки перед сопловым аппаратом на распределение потерь кинетической энергии по высоте проточной части за исследованными вариантами решеток.

Характер распределения полного давления в случае установки стойки обтекателя перед решеткой меняется незначительно. Области воздействия вторичных течений несколько увеличиваются. При этом в случае $\bar{t} = 0$ и $\bar{t} = 0,75$ влияние распространяется на соседние межлопаточные каналы. Отметим, что установка обтекателя стойки перед аэродинамически длинной решеткой значительного влияния на положение канальных вихрей в решетке не оказывает (рис. 10, а, б). Несколько увеличивается объем неактивных масс канального вихря, т. е. входная завихренность от обтекателя силовой стойки вовлекается в канальный вихрь, увеличивая его размеры. Однако местоположение канального вихря в основном определяется распределением давления поперек потока в решетке и величиной подъемной силы, которая в данном случае остается практически неизменной. Следовательно, установка обтекателя перед лопаткой приведет к реализации смыкания вторичных вихрей в сопловой решетке при большей высоте проточной части.

В случае аэродинамически короткой решетки наблюдается значительная область пониженного давления в ядре потока, что вызвано известным эффектом шестеренчатого насоса [6]. При установке обтекателя стойки сохраняется положение данной области в плоскости выхода с одновременным увеличением размера. В аэродинамически коротких решетках при установке обтекателя на входе увеличивается перенос неактивных масс в срединную область потока. Это подтверждается анализом распределения потерь кинетической энергии (осредненных по шагу) по высоте (рис. 10, в, г). В случае обеих исследованных решеток увеличение потерь при наличии силовой стойки происходит по всему межлопаточному каналу, также существенно не изменяется положение максимумов и минимумов значений потерь по высоте, но потери увеличиваются по всей высоте межлопаточного канала.

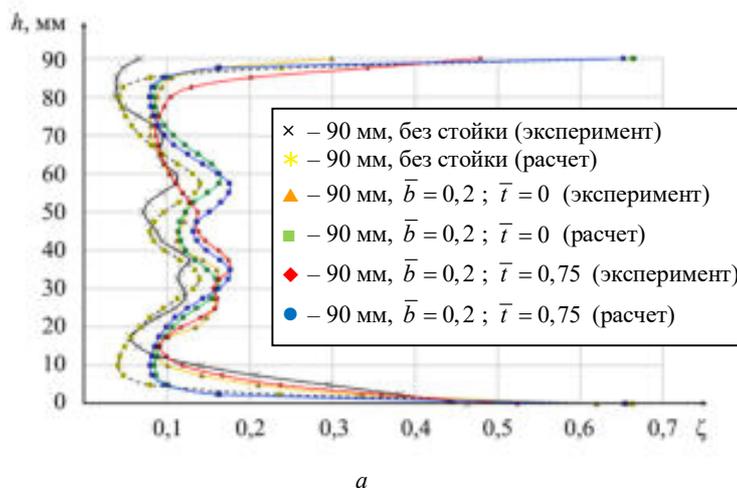
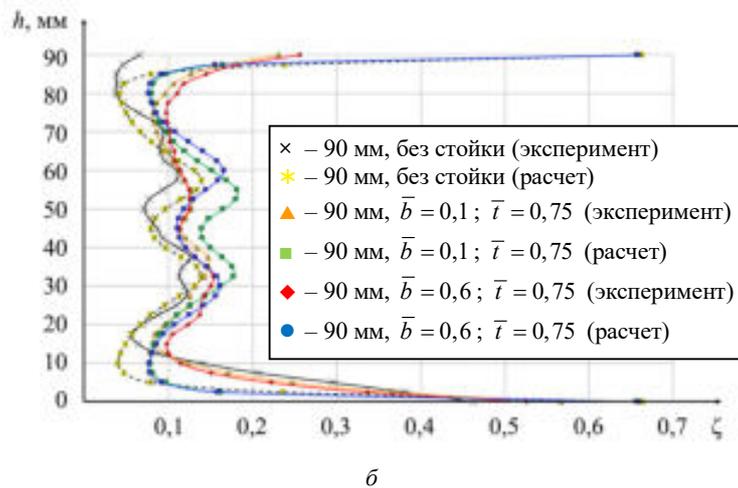
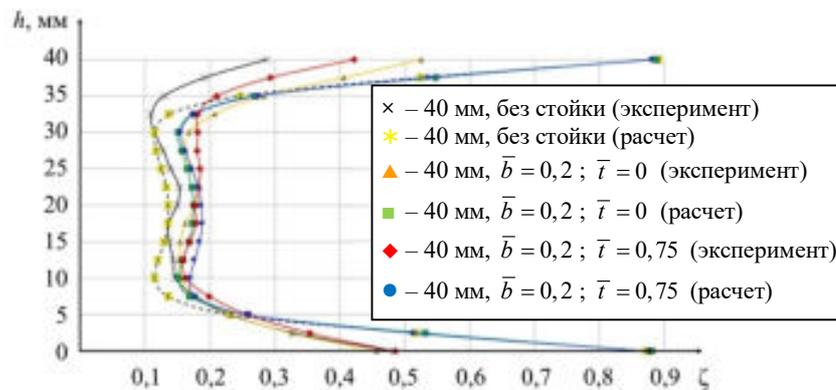


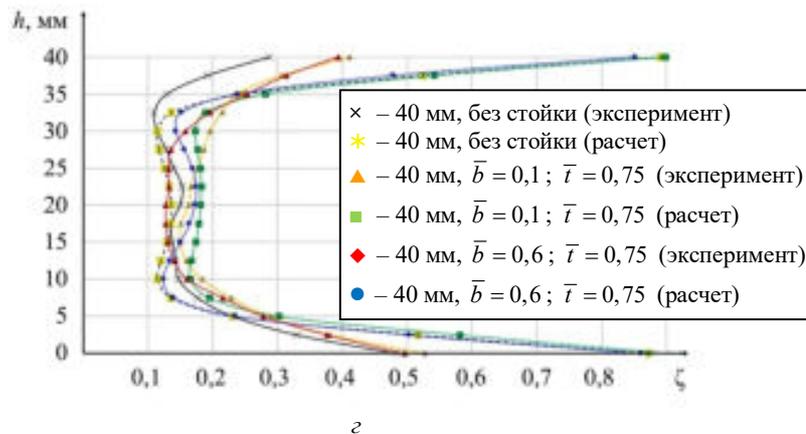
Рис. 10. Влияние смещения обтекателя стойки по шагу на потери в аэродинамически длинной (а, б) и короткой (в, г) решетках: а, в – влияние \bar{t} ; б, г – влияние \bar{b} (Начало)



а



б



в

Рис. 10. Влияние смещения обтекателя стойки по шагу на потери в аэродинамически длинной (а, б) и короткой (в, г) решетках: а, в – влияние \bar{t} ; б, г – влияние \bar{b} (Окончание)

Изменение суммарных потерь (осредненных по площади) в исследованных моделях показано на рис. 11, 12. Эффекты аэродинамической интерференции проявляются в зависимости потерь в модельной установке от положения обтекателя стойки.

Место установки обтекателя стойки по шагу решетки практически не оказывает влияния на суммарные потери в обоих случаях. Исключением является случай расположения обтекателя $\bar{t} = 0,5$ для аэродинамически короткой решетки (рис. 12, а). При расположении обтекателя посередине межлопаточного канала аэродинамически коротких сопловых аппаратов потери увеличиваются. В модели с аэродинамически длинной решеткой потери также мало зависят от осевого расстояния между обтекателем и сопловой лопаткой (рис. 11, б). По данным результатам можно предположить, что аэродинамическая

интерференция обтекателя и аэродинамически длинных сопловых аппаратов в плоском канале не зависит от положения обтекателя (вторичная завихренность от обтекателя силовой стойки распределяется по межлопаточным каналам практически одинаково).

В случае аэродинамически короткой решетки (рис. 12, б) потери в модели уменьшаются при увеличении осевого расстояния между обтекателем и сопловым аппаратом. Уменьшение суммарных потерь в системе при удалении обтекателя от соплового аппарата оставляет 0,031 в расчете и 0,029 в эксперименте. Следовательно, в случае смыкания канальных вихрей в сопловом аппарате проявляются эффекты аэродинамической интерференции обтекателя стойки и сопловых аппаратов.

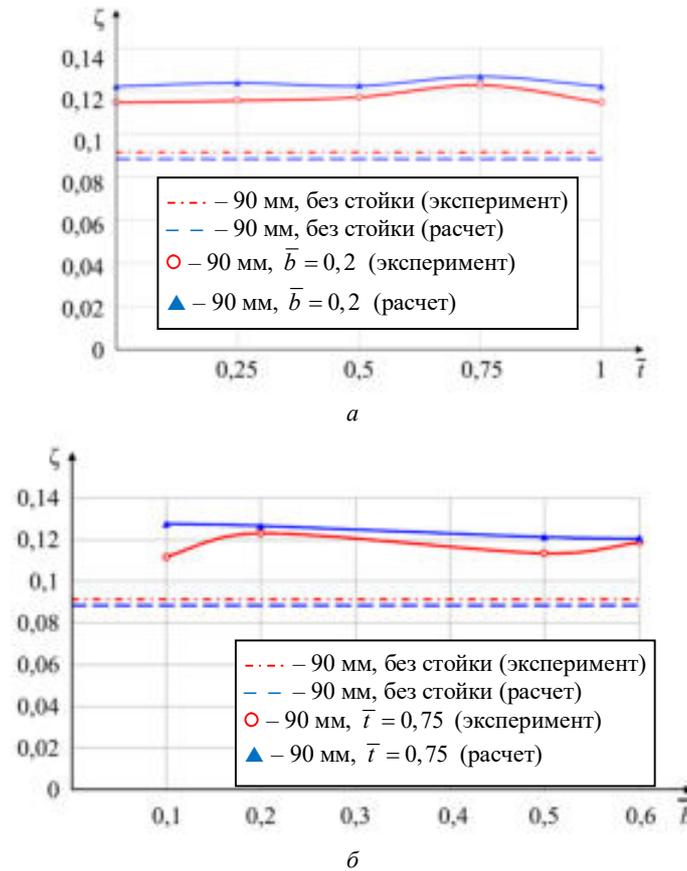


Рис. 11. Влияние положения обтекателя стойки относительно сопловой лопатки на суммарные потери в аэродинамически длинной решетке ($h = 90$ мм): а – влияние \bar{t} ; б – влияние \bar{b}

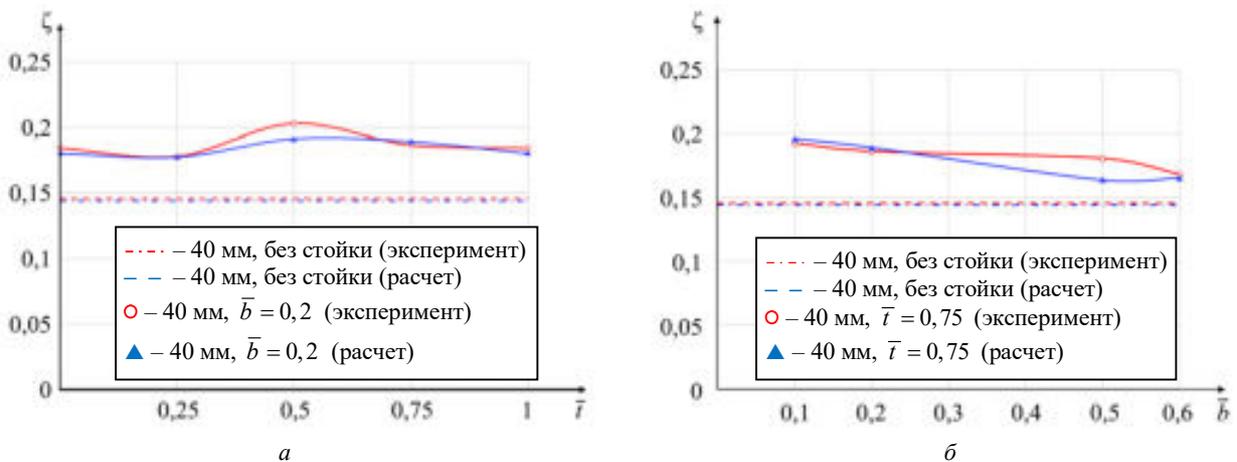


Рис. 12. Влияние положения обтекателя стойки относительно соплового аппарата на суммарные потери в аэродинамически короткой решетке ($h = 40$ мм): а – влияние \bar{t} ; б – влияние \bar{b}

Полученные результаты не противоречат данным исследования сопловой решетки аэродинамически короткого типа [1]. Таким образом, эффекты аэродинамической интерференции при наличии системы статорных элементов межтурбинного переходного канала зависят от аэродинамического типа решетки соплового аппарата. При отсутствии диффузорности межтурбинного переходного канала и остаточной закрутки потока положение обтекателя стойки относительно сопловой решетки следует учитывать при проектировании только в случае аэродинамически короткого соплового аппарата первой ступени турбины низкого давления. Данный результат относится только к системе межтурбинного переходного канала с цилиндрической проточной частью. Проводить исследование диффузорных межтурбинных переходных каналов с диагональной проточной частью на плоских моделях нецелесообразно.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Ремизов А.Е. Некоторые аспекты аэродинамической интерференции в межтурбинных переходных каналах ГТД // Омский научный вестник. 2012. № 1 (107). С. 136–140.
2. Добровольский И.С., Вятков В.В. Исследование влияния взаимного расположения силовых стоек и сопловых аппаратов первой ступени низкого давления на потери в межтурбинном переходном канале // Вестник РГАТА им. П.А. Соловьева. 2023. № 3 (66). С. 29–34.
3. Добровольский И.С., Вятков В.В. Исследование влияния размерности проточной части на аэродинамические характеристики системы «МПК-СТ-САТНД» с различным расположением стоек и соплового аппарата // Климовские чтения-2024: перспективные направления развития авиадвигателестроения: Сб. ст. науч.-техн. конф., г. Санкт-Петербург, 14–16 нояб., 2024. СПб.: Скифия-Принт, 2024. С. 52–58.
4. Зрелов В.А. Отечественные газотурбинные двигатели. Основные параметры и конструктивные схемы. М.: Машиностроение, 2005. 336 с.
5. Богомолов Е.Н., Вятков В.В., Ремизов А.Е. Влияние вторичных течений на направление потока за турбинной решеткой // Изв. вузов. Авиационная техника. 2003. № 1. С. 23–26.
6. Ремизов А.Е., Вятков В.В., Лебедев В.В. Повышение газодинамической эффективности ступеней газовых турбин ГТД на стадии проектирования // Изв. вузов. Авиационная техника. 2016. № 4. С. 106–110.
7. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ. Визуализация результатов продувок плоских решеток турбомашин / В.В. Вятков, А.М. Тоцаков, Н.Н. Ковалева, А.А. Давыдов, А.А. Давыдов. № 2024682869; заявл. 17.09.2024; опубл. 27.09.2024.
8. Богомолов Е.Н., Вятков В.В., Ремизов А.Е. Исследование ближнего следа за турбинной решеткой // Изв. вузов. Авиационная техника. 2001. № 3. С. 15–18.
9. Вятков В.В., Ремизов И.А. Проверка целесообразности использования RANS подхода к моделированию течения в коротких турбинных решетках // Вестник РГАТА имени П.А. Соловьева. 2020. № 1 (52). С. 3–7.

Поступила в редакцию 8.04.25

После доработки 4.06.25

Принята к публикации 4.06.25

Investigation of Aerodynamic Performance of the Flat Nozzle Blade Cascade with the Support Strut Fairing at the Inlet

V.V. VYATKOV, A.A. DAVYDOV, AND I.S. DOBROVOL'SKII

P.A. Soloviev Rybinsk State Aviation Technical University, Rybinsk

The paper presents the results of the study of the model of a flat nozzle blade cascade of various aerodynamic dimensions in the presence of a support strut fairing at the inlet. Experimental wind-tunnel testing on a low-pressure bench and numerical modeling were held. It has been found that aerodynamic interference of fairing and nozzle blade airfoils is manifested in aerodynamically short blade cascades of nozzle blocks. In the blade cascades of aerodynamically long nozzle blocks, the total losses practically do not depend on the mutual arrangement of the fairing of the support strut and the nozzle blade cascade.

Gas turbine engine, inter-turbine transition duct, fairing of the support strut, nozzle block, secondary flows, kinetic energy losses

С.Ю. ДУДНИКОВ,
канд. физ.-мат. наук,
П.Н. КУЗНЕЦОВ,
канд. техн. наук
(Севастопольский
государственный
университет,
Севастополь),
П.С. ЧЕРНЫШОВ,
аспирант
(Севастопольский
государственный
университет,
Севастополь;
БГТУ «ВОЕНМЕХ»
им. Д.Ф. Устинова,
Санкт-Петербург)
rashachp8@gmail.com

Особенности запуска пропульсивных энергетических профилей и возникновение гистерезиса

Рассмотрена проблема запуска и вывода на рабочий режим пропульсивного аэродинамического профиля Глауэрта, в котором тяга генерируется за счет отбора воздуха с его поверхности. Пропульсивные профили являются элементами несущей системы планера летательного аппарата, использующими энергетические методы аэродинамики для увеличения подъемной силы. Установлено наличие эффекта гистерезиса, заключающегося в зависимости значения подъемной силы от изменения одинакового расхода отбираемого воздуха – увеличения или уменьшения. Показано, что оптимальным алгоритмом запуска является режим, при котором изначально устанавливается высокий расход отбираемого воздуха с последующим его постепенным уменьшением.

Беспилотное воздушное судно, гистерезис, пропульсивная аэродинамика, отрыв потока, профиль Глауэрта, численное моделирование

Энергетические методы управления обтеканием несущих поверхностей основаны на подведении энергии в виде отбора или выдува воздуха, что позволяет управлять течением и пограничным слоем на несущей поверхности и тем самым увеличивать подъемную силу. Пропульсивная аэродинамика представляет собой совокупность методов проектирования пропульсивных профилей – аэродинамических форм, отдельные участки которых благодаря специальной организации течения вблизи поверхности генерируют тягу. Данные методы основаны на формировании тяги за счет разности давлений на аэродинамических поверхностях. Исторически исследования в области пропульсивных профилей проводили в рамках проектирования аэродинамических поверхностей, обеспечивающих отсутствие участков снижения скорости, тем самым предотвращая условия возникновения отрыва пограничного слоя. Таким образом, методы пропульсивной аэродинамики являются частным случаем энергетических методов.

Современные методы аэродинамического проектирования условно подразделяют на три основные группы: 1) прямые методы, позволяющие по заданной форме профиля определять его аэродинамические характеристики; 2) обратные методы, используемые для нахождения формы профиля по требуемым характеристикам течения около профиля; 3) методы аэродинамической оптимизации, применяемые для нахождения формы профиля (аэродинамической поверхности) с наилучшими аэродинамическими характеристиками.

Теория обратных методов достаточно полно разработана в рамках модели идеальной несжимаемой жидкости. Последовательное изложение теории решения обратных задач и обзор истории ее разработки даны в работах [1, 2]. Примеры проектирования пропульсивных профилей приведены в монографии [3].

Основной проблемой аэродинамических профилей, использующих энергетические методы управления структурой и параметрами внешнего потока, является сложность аэродинамического обтекания и стабильного обеспечения рабочих режимов, что до настоящего времени существенно затрудняет их практическое внедрение и широкое распространение. Связано это в первую очередь с тем, что безотрывность внешнего обтекания, которая позволяет обеспечить уникальные аэродинамические свойства, достигается работой воздухозаборника, подверженного внешним возмущениям и нестационарному воздействию внешней среды. Кроме того, обеспечение безотрывного обтекания определяется взаимодействием внешнего набегающего потока с параметрами воздухозаборника, поскольку восстановление первоначального присоединения отрывного потока к аэродинамической поверхности требует гораздо больших энергетических затрат силовой установки, в отличие от плавного поддержания безотрывного режима при разгоне летательного аппарата. Это обуславливает возможность возникновения гистерезиса и необходимость дополнительного подвода мощности для повторного выхода на безотрывный режим.

В силу описанных особенностей внешнего обтекания пропульсивного аэродинамического профиля важнейшей задачей является исследование его рабочих режимов, выявление области существования ги-

стерезиса и требований к силовой установке для реализации необходимых рабочих режимов. Основной целью исследования является разработка алгоритма запуска двигателя и вывода на режим безотрывной работы пропульсивного профиля при старте летательного аппарата.

Объектом численного исследования является сегмент пропульсивного крыла конечного размаха с аэродинамическим профилем Глауэрта [4] в сечении.

На рис. 1, а представлен профиль Глауэрта с вихревой ячейкой для отбора воздуха относительной толщиной 35 %, а также распределение скорости по его верхней (рис. 1, б, кривая 1) и нижней (рис. 1, б, кривая 2) поверхности.

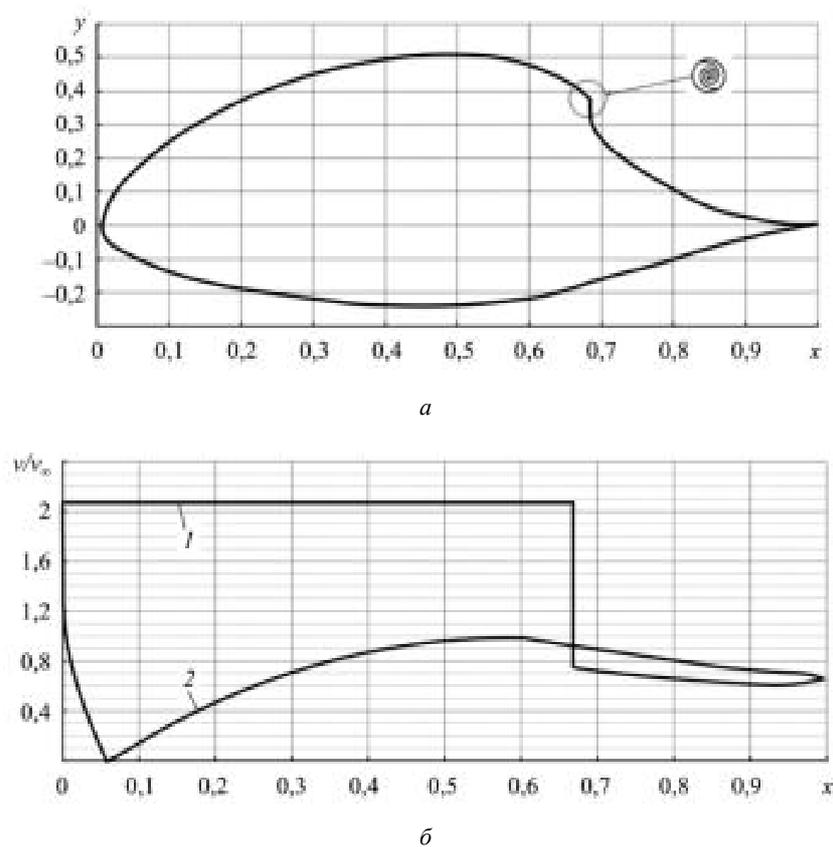


Рис. 1

Хорда профиля составляет $b = 0,34$ м, размах $L = 0,3$ м. Изготовлена модель для испытания в аэродинамической трубе.

На опытном бомбардировщике Northrop XB-35, построенном по схеме «летающее крыло», в 1951 г. была испытана секция крыла с модифицированным профилем Глауэрта, относительная толщина которого была уменьшена до 31,5 %, отбор воздуха обеспечивался эффективным центробежным компрессором, спроектированным Гольдшмидом.

Полученные результаты продемонстрировали значительное превосходство опытной конструкции: ее суммарное аэродинамическое качество достигало значения $K = 25$, что существенно превышает типичные для бомбардировщиков того времени значения, составлявшие $K \approx 10$.

Низкие числа Рейнольдса, характерные для беспилотных летательных аппаратов малого и легкого классов, требуют учета сил вязкости при проектировании формы пропульсивных профилей и их оптимизации [5]. Особенно затруднен расчет при наличии на поверхности крыла ламинарно-турбулентного перехода [6], в связи с чем необходимо применение моделей турбулентности, учитывающих данный процесс [7]. В качестве математических моделей ламинарно-турбулентного перехода рассматривался e^N -метод, использующий линейную теорию устойчивости потока, а также различные полуэмпирические математические модели, дополняющие традиционные модели турбулентности. На основе данных работ

была разработана наиболее совершенная методика моделирования, основанная на численном решении уравнений газодинамики с использованием подхода RANS для вязкого сжимаемого газа с применением замыкающей модели турбулентности Transitional SST с параметром перемежаемости потока γ [8]. Разработанная методика была использована при проектировании несущего фюзеляжа аэротакси [9] и вертолета [10]. В настоящей работе используется методика, описанная в работах [9, 10].

Благодаря используемой модели турбулентности получена высокая точность расчета в силу наличия обширных ламинарных участков пограничного слоя из-за ламинаризации пристеночного течения устройством для забора воздуха.

Расчеты выполнялись при скорости $V = 5$ м/с, что при нормальных условиях атмосферной среды соответствует числу Рейнольдса $Re = 1,1 \cdot 10^5$ и углу атаки $\alpha = 0^\circ$. В процессе расчетов плавно менялось давление (степень разрежения Δp) в воздухозаборнике с достижением сходимости квазистационарного расчета в результате перестроения структуры внешнего потока. Расчеты выполнялись дважды – с увеличением давления в воздухозаборнике и с уменьшением.

Для анализа массового расхода воздухозаборника вводится параметр безразмерного расхода воздухозаборника q :

$$q = \frac{Q}{VbL} = \frac{\dot{m}}{VbL\rho},$$

где \dot{m} – массовый расход воздухозаборника, кг/с; V – скорость внешнего потока, м/с; b – хорда аэродинамического профиля, м; L – размах сегмента аэродинамического профиля, м; ρ – плотность внешней среды. Введение данной безразмерной величины позволяет абстрагироваться от скоростного режима и размера пропульсивного планера, в связи с чем возможно применить полученные результаты для проектирования планера беспилотного летательного аппарата или подбора силовой его установки. Каждому значению степени разрежения Δp соответствует определенное значение расхода отбираемого воздуха q .

Таким образом, в одной серии расчетом сначала задавалось максимальное значение расхода q_{\max} , а затем значение расхода плавно уменьшалось, а в другой серии наоборот – сначала задавалось минимальное значение q_{\min} , а потом расход постепенно увеличивался.

Схема граничных условий приведена на рис. 2.

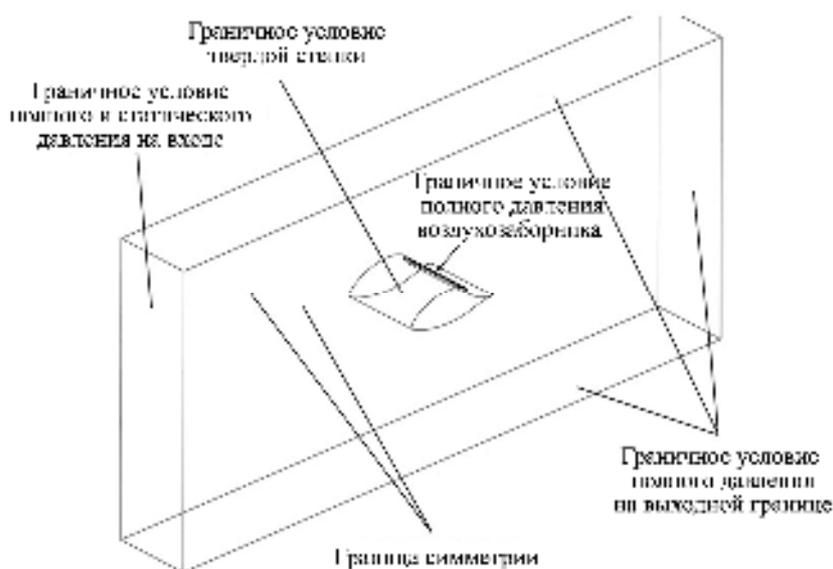


Рис. 2

По результатам численного исследования получены данные по коэффициенту подъемной силы C_y и лобового сопротивления C_x .

Рабочие режимы пропульсивного профиля при $V = 5$ м/с приведены в таблице.

Δp , Па	\dot{m} , кг/с	q	C_y	C_x	$K = C_y/C_x$	Характер течения	Направление изменения величины массового расхода
30	0,0092	0,0150	0,6181	0,1082	5,71	Отрыв	Увеличение расхода
80	0,0143	0,0234	0,7345	0,1448	5,07		
100	0,0162	0,0265	0,7616	0,1553	4,91		
200	0,0239	0,0390	0,8653	0,2004	4,32		
240	0,0267	0,0436	0,8998	0,2169	4,15		
280	0,0250	0,0409	1,2001	0,1974	6,08		
320	0,0272	0,0444	1,2275	0,2123	5,78	Нет отрыва	Уменьшение расхода
360	0,0292	0,0573	1,2539	0,2270	5,52		
400	0,0312	0,0478	1,2789	0,2414	5,30		
200	0,0197	0,0321	1,1265	0,1628	6,92		
120	0,0143	0,0233	1,0622	0,1295	8,20		
100	0,0129	0,0212	1,0468	0,1202	8,71		
80	0,0116	0,0190	1,0321	0,1099	9,39	Отрыв	
60	0,0123	0,0200	0,6879	0,1302	5,28		

На рис. 3 показаны результаты расчетов изменения C_y при увеличении и уменьшении q .

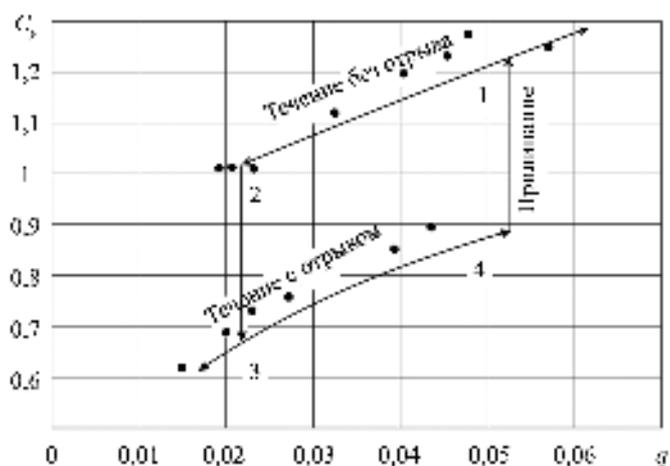


Рис. 3

На рис. 4 приведены картины течения для точек 1–4 (см. рис. 3): a – точка 1, $q = 0,05$, $C_y = 1,2$, отрыва нет; b – точка 2, $q = 0,0228$, $C_y = 1,0321$, отрыва нет; v – точка 3, $q = 0,0180$, $C_y = 0,6181$, отрыв; z – точка 4, $q = 0,0523$, $C_y = 0,8998$, отрыв. Скорость набегающего потока $V = 5$ м/с, угол атаки $\alpha = 0^\circ$.

В диапазоне значений расхода $q \approx 0,02 \div 0,05$ наблюдается неоднозначность значений коэффициента подъемной силы C_y . При инициировании работы воздухозаборника в случае расхода $q \approx 0,06$ возможно как снижение, так и увеличение расхода воздуха без возникновения явления отрыва потока. Напротив, в случае старта с меньших величин ($q \approx 0,02$) фиксируется отрывное течение с низкими значениями C_y , сохраняющееся вплоть до значения $q \approx 0,05$. При уменьшении расхода от точки 1 до точки 2 течение сохраняет безотрывный характер, при этом коэффициент подъемной силы C_y на 30–40 % выше, чем при отрывном течении с увеличением расхода.

Приведем распределение коэффициента давления при одинаковом расходе в условиях отрывного (рис. 5, a) и безотрывного (рис. 5, b) течения при одном и том же значении расхода отбираемого воздуха ($q = 0,03$). Безотрывному течению соответствует ветвь 1–2 графика (см. рис. 3), отрывному – ветвь 3–4.

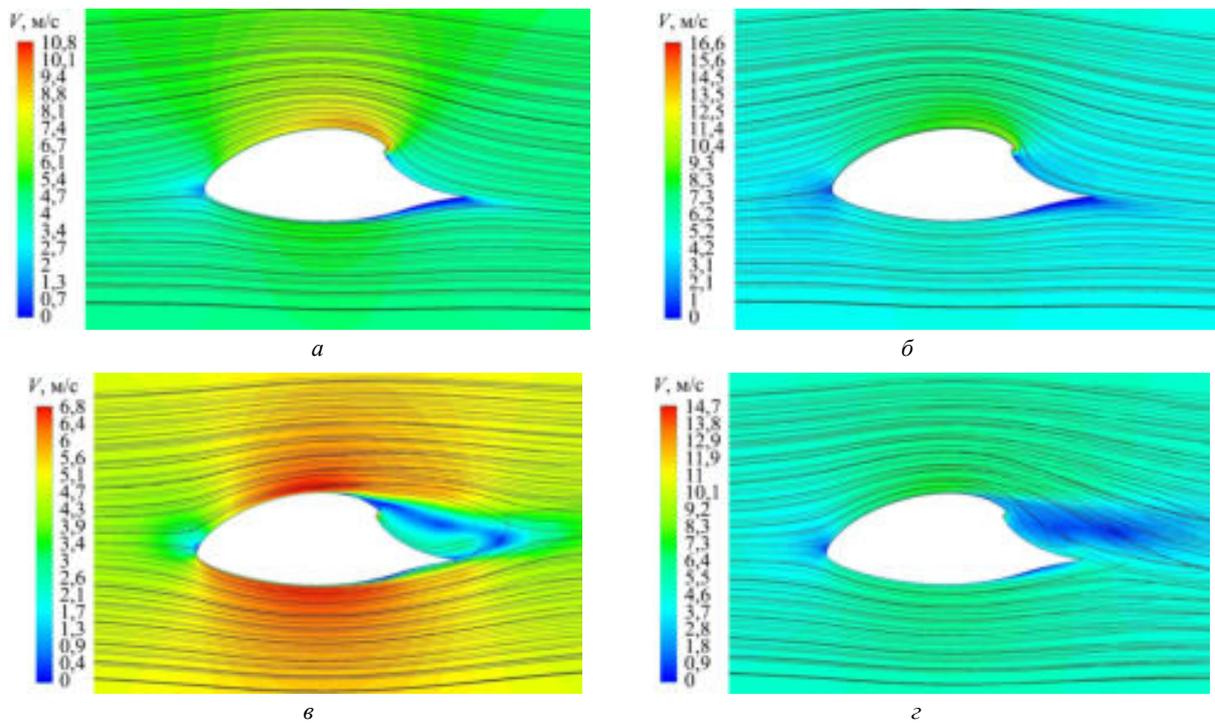


Рис. 4

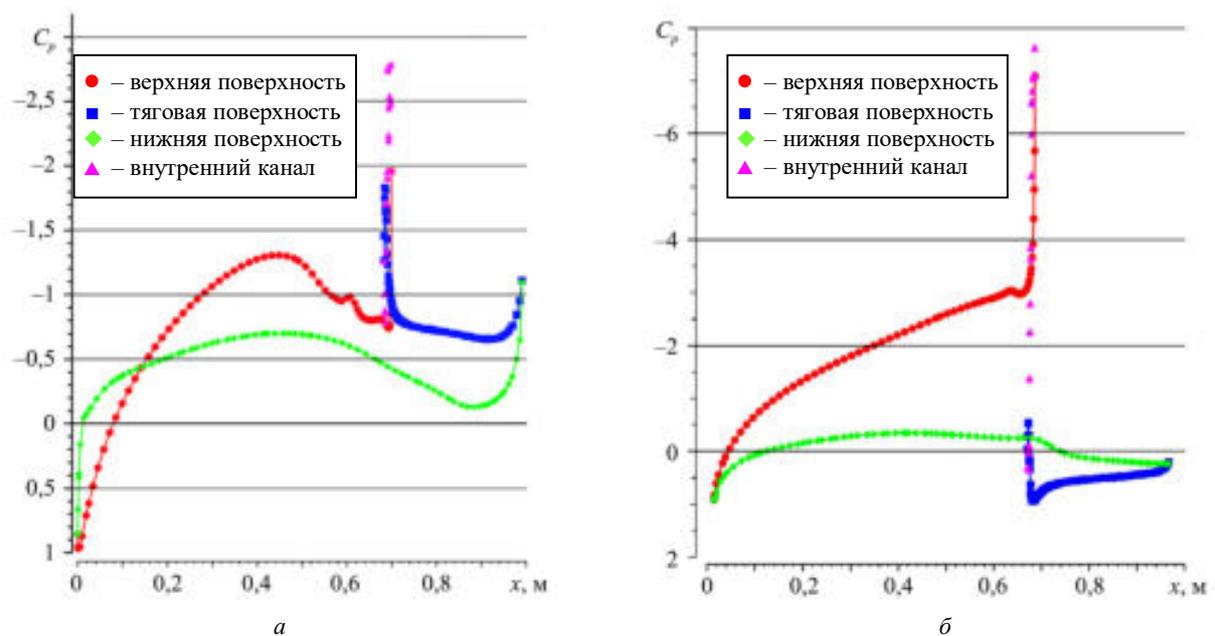


Рис. 5

Как видим (см. рис. 5), при уменьшении расхода на верхней поверхности профиля сохраняется оптимальное распределение давления, степень разрежения от носика профиля к его хвосту увеличивается, что и является причиной сохранения безотрывного течения. При увеличении расхода, начиная от минимальных величин, благодаря эффекту «памяти» ранее существовавшего отрывного течения на верхней поверхности сохраняется область с положительным градиентом давления, препятствующая восстановлению безотрывного режима течения.

Таким образом, при эксплуатации пропульсивного профиля проявляется эффект «памяти» течения, заключающийся в том, что при изменении расхода отбираемого с поверхности воздуха поток сохраняет динамические особенности, характерные для предыдущего режима. В результате при уменьшении расхода безотрывный режим обтекания сохраняется дольше, чем при его увеличении. Напротив, при росте

расхода отрывной режим устойчиво сохраняется. В итоге образуется диапазон гистерезиса расходов, в котором коэффициент подъемной силы принимает два различающихся значения, соответствующих отрывному и безотрывному течению. Расхождение между этими величинами составляет 30–45 %. На основании этого рекомендуется использовать режим запуска двигателя, при котором сначала устанавливается максимально возможный расход отбираемого воздуха, после чего он уменьшается до минимального значения, при котором сохраняется безотрывное течение.

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

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Аксентьев Л.А. и др. Теория обратных краевых задач для аналитических функций ее приложения // Итоги науки и техники. Сер. Математический анализ. 1980. Т. 18. С. 67–124.
2. Аксентьев Л.А., Ильинский Н.Б. История развития обратных краевых задач в Казани. Очерки истории НИИ математики и механики им. Н.Г. Чеботарева. Казань: Казан. ун-т, 1989. С. 36–52.
3. Ильинский Н.Б., Абзалилов Д.Ф. Математические проблемы проектирования крыловых профилей: усложненные схемы течения; построение и оптимизация формы крыловых профилей. Казань: Казан. ун-т, 2011. 284 с.
4. Glauert M.B. The Design of Suction Aerofoils with a Very Large C_L -Range [Electronical Resource]. URL: <https://reports.aerade.cranfield.ac.uk/bitstream/handle/1826.2/3765/arc-rm-2111.pdf> (дата обращения: 22.03.2025).
5. 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.
6. 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.
7. Bulat P. et al. Control of Aerodynamic Characteristics of Thick Airfoils at Low Reynolds Numbers Using Methods of Boundary Layer Control // Fluids. 2024. № 9 (1). Article № 26.
8. Дудников С.Ю. и др. Моделирование течений при малых числах Рейнольдса применительно к проектированию несущих аэродинамических поверхностей беспилотных летательных аппаратов // Изв. вузов. Авиационная техника. 2021. № 4. С. 39–48.
9. Булат П.В., Курнухин А.А., Продан Н.В. Численно-аналитическое моделирование пропульсивного крыла и фюзеляжа аэротакси // Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики. 2023. № 1. С. 178–191.
10. Продан Н.В., Курнухин А.А. Исследование аэродинамики пропульсивного фюзеляжа вертолета // Изв. вузов. Авиационная техника. 2023. № 3. С. 71–76.

Поступила в редакцию 22.04.25

После доработки 17.06.25

Принята к публикации 17.06.25

Features of Launching the Propulsive Energy Airfoils and the Occurrence of Hysteresis

S.YU. DUDNIKOV¹, P.N. KUZNETSOV¹, AND P.S. CHERNYSHOV^{1,2}

¹ Sevastopol State University, Sevastopol

² Baltic State Technical University “Voenmeh”, Saint Petersburg

The problem of launching and entering the operating mode of a propulsive Glauert aerodynamic profile, in which the thrust is generated by taking air from its surface, is considered. Propulsive airfoils are elements of the airframe system that use energetic aerodynamic methods to increase the lift. The presence of a hysteresis effect has been established, which consists in the dependence of the lifting force value on a change in the same intake air flow rate—an increase or decrease. It is shown that the optimal start-up algorithm is a mode in which a high intake air flow is initially set, followed by a gradual decrease.

Unmanned aerial vehicle, hysteresis, propulsive aerodynamics, flow separation, Glauert airfoil, numerical modeling

Design Optimization of Convergent Conical Nozzle Using CFD

A systematic computational examination of convergent-conical nozzle compressible flow dynamics utilizes geometric parameterization to achieve optimal exit velocity performance. Seven nozzle designs are analysed using Computational Fluid Dynamics (CFD) to understand how changes in length and divergence angle affect performance metrics relative to existing benchmarks. A series of simulations operates at a fixed Nozzle Pressure Ratio (NPR) of 4.0 while using a divergence angle of 40° to evaluate length effects across seven parametric configurations between 0.001524–0.00635 m. Evaluation results demonstrate that nozzle exit velocity shows a non-linear connection to nozzle length. From 0.001524 m to 0.00381 m the velocity reaches its highest point at 622.89 m/s before beginning a steady decrease after 0.00508 m. Flow length optimization demonstrates consistent importance throughout all case studies for achieving optimal balance between acceleration and drag effects. Flow behaviour depends directly on nozzle geometry because extended nozzle designs produce adverse pressure gradients which lead to flow separation events reducing system efficiency. The results demonstrate that precise nozzle design becomes critical in engineering high-speed applications utilized in propulsion systems and aerodynamic configurations. This research uses performance outcome correlations with geometric characteristics to build an empirical framework which provides engineers with practical principles for improving compressible flow system efficiency.

AJIN BRANESH,
assistant professor,

GURMAIL SINGH MALHI,
professor,

HARSHIL JAIN,
scholar,

ABHISHEK MALHAN,
scholar,

SONALI SAHNI,
scholar,

**SINGIREDDY SIDDHARTHA
REDDY,**
scholar,

THOKALA ROOPESH,
scholar,

(Chandigarh University,
Punjab, India)

Gurmail.malhi@gmail.com

Convergent-conical nozzle, exit velocity, nozzle pressure ratio, nozzle angle

Оптимизация распределения воздуха в камере сгорания и расчет параметров на основе объемного механизма горения

Выполнено численное моделирование процессов, в основе которого лежит физико-математическая модель, базирующаяся на концепции объемного механизма горения. Проведено экспериментальное исследование и анализ перераспределения вторичного воздуха по длине жаровой трубы камеры сгорания. Выполнено сопоставление расчетных и экспериментальных данных. Определена компоновка с наиболее оптимальным распределением воздуха, обеспечивающим эффективное сжигание топлива.

Б.Г. МИНГАЗОВ,

д-р техн. наук,

А.В. БАКЛАНОВ,

канд. техн. наук

(КНИТУ-КАИ, Казань)

andreybaklanov@bk.ru

Природный газ, камера сгорания, механизмы горения, оксиды углерода, оксиды азота, распределение воздуха, жаровая труба, полнота сгорания, моделирование процессов

Камера сгорания газотурбинного двигателя является критически важным узлом, определяющим ключевые параметры всего двигателя, его надежность и ресурс. Основное назначение камеры сгорания газотурбинного двигателя – преобразование химической энергии топлива в тепловую, в результате чего происходит нагрев рабочего тела от значения T_k^* (за компрессором) до величины T_r^* (на входе в турбину). Условно рабочий процесс в камере сгорания можно подразделить на несколько элементарных – смесеобразование, поджигание и горение топливовоздушной смеси, стабилизация пламени, смешение продуктов сгорания с воздухом для формирования требуемого температурного поля перед турбиной, охлаждение воздухом горячих стенок жаровой трубы.

Рациональность конструкции камеры сгорания определяется степенью эффективности организации устойчивого и полного сжигания топлива при минимальных потерях полного давления, заданных параметрах температурного поля продуктов сгорания, выходящих из камеры, при условии обеспечения высокой надежности и долговечности работы газотурбинного двигателя [1].

Особенностью процессов в камерах сгорания является раздельная подача топлива и воздуха, причем воздух разделяется дополнительно на два потока – первичный и вторичный. В связи с этим процессы горения в основных камерах протекают в сложной обстановке, и их моделирование затруднено вследствие сильного влияния процессов массообмена.

При некоторых допущениях (достаточно быстром смешении топлива и воздуха хотя бы в радиальном направлении) возможно одномерное моделирование на базе существующих подходов, рассматривающих горение однородных, заранее перемешанных смесей. Таким подходом является моделирование на основе реакторного представления зоны горения.

В качестве объекта исследования рассмотрим кольцевую камеру сгорания двигателя НК-16-18СТ (рис. 1). На схеме приняты следующие обозначения: I–III – номер пояса; K – карманы подвода воздуха.

В жаровой трубе такой камеры сгорания воздух, проходящий через пояса воздухоподводящих отверстий, взаимодействует с закрученными струями топливовоздушной смеси, поступающей через завихрители во фронтальном устройстве. Глубина проникновения струй, проходящих через отверстия, определяется диаметром, количеством, соотношением значений газодинамического напора, скоростью втекания и скоростью осевого потока газа в зоне горения жаровой трубы. Вторичный воздух, поступающий в жаровую трубу через наружные и внутренние патрубки смесителей, определяет максимальную температуру и влияет на формирование температурного поля и выбросы вредных загрязняющих веществ на выходе из камеры сгорания. В целом параметры камеры сгорания существенно зависят от распределения воздуха по длине жаровой трубы.

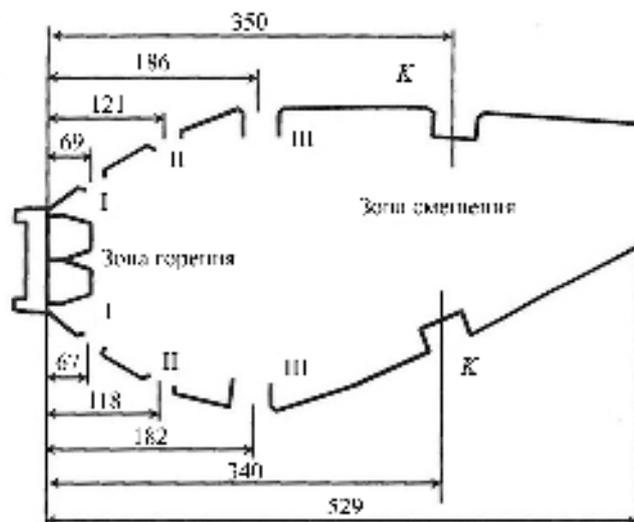


Рис. 1

В данной работе рассмотрены шесть вариантов камеры сгорания [2], отличающихся распределением отверстий подвода вторичного воздуха по длине жаровой трубы (таблица).

Вариант сборки	Наружная обечайка жаровой трубы				Внутренняя обечайка жаровой трубы			
	Пояс I	Пояс II	Пояс III	K_n	Пояс I	Пояс II	Пояс III	K_b
Базовый вариант (сборка № 1)	$d = 13$, 70 шт.	$d = 15$, 70 шт.	-	$b = 5$, 70 шт.	$d = 11$, 70 шт.	$d = 15$, 35 шт.	-	$b = 8$, 70 шт.
Вариант 1 (сборка № 2)	$d = 13$, 70 шт.	$d = 15$, 70 шт.	$d = 16$, 70 шт.	$b = 3$, 70 шт.	$d = 11$, 70 шт.	$d = 15$, 35 шт.	$d = 16$, 35 шт.	$b = 3$, 70 шт.
Вариант 2 (сборка № 3)	$d = 13$, 70 шт.	$d = 15$, 70 шт.	$d = 16$ (втулка), 70 шт.	$b = 3$, 70 шт.	$d = 11$, 70 шт.	$d = 15$, 35 шт.	$d = 16$ (втулка), 35 шт.	$b = 3$, 70 шт.
Вариант 3 (сборка № 4)	$d = 13$, 70 шт.	$d = 20$ (втулка), 70 шт.	$d = 16$ (втулка), 70 шт.	$b = 3$, 70 шт.	$d = 11$, 70 шт.	$d = 20$ (втулка), 35 шт.	$d = 16$ (втулка), 35 шт.	$b = 3$, 70 шт.
Вариант 4 (сборка № 5)	$d = 13$, 70 шт.	$d = 20$ (втулка), 70 шт.	$d = 16$ (втулка), 70 шт.	-	$d = 11$, 70 шт.	$d = 20$ (втулка), 35 шт.	$d = 16$ (втулка), 35 шт.	-
Вариант 5 (сборка № 6)	$d = 13$, 70 шт.	$d = 20$ (втулка), 70 шт.	$d = 20$ (втулка), 70 шт.	-	$d = 11$, 70 шт.	$d = 20$ (втулка), 35 шт.	$d = 20$ (втулка), 35 шт.	$b = 3,4$, 70 шт.

Варианты сборок рассмотренных камер сгорания с указанием соответствующих поясов отверстий приводятся на рис. 2. Здесь: *a* – базовый вариант; *b* – сборка № 1; *в* – сборка № 2; *г* – сборка № 3; *д* – сборка № 4; *е* – сборка № 5.

С учетом данных рис. 2 и таблицы выполнен расчет относительной площади раскрытия зоны горения $F_{зг} = F_i / F_{\Sigma}$, представляемой в виде отношения площади подвода вторичного воздуха в поясе к суммарной площади подвода вторичного воздуха. Расчет выполнен для каждого из рассматриваемых вариантов камеры сгорания.

Приведем значения относительной площади раскрытия зоны горения: базовый вариант – 41,7921 %; сборка № 1 – 67,3669; сборка № 2 – 67,3669; сборка № 3 – 84,8498; сборка № 4 – 84,8498; сборка № 5 – 99,2355. Как видим, от сборки к сборке происходит увеличение площади раскрытия отверстий в зоне горения.

Воздух в жаровой трубе распределяется ступенчато в зависимости от расположенных отверстий. Распределение воздуха по длине жаровой трубы камер сгорания иллюстрирует рис. 3, где L_k – длина жаровой трубы; x – расстояние до рассматриваемого пояса, расположенного по длине жаровой трубы. Начало отчета ведется от фронтального устройства жаровой трубы.

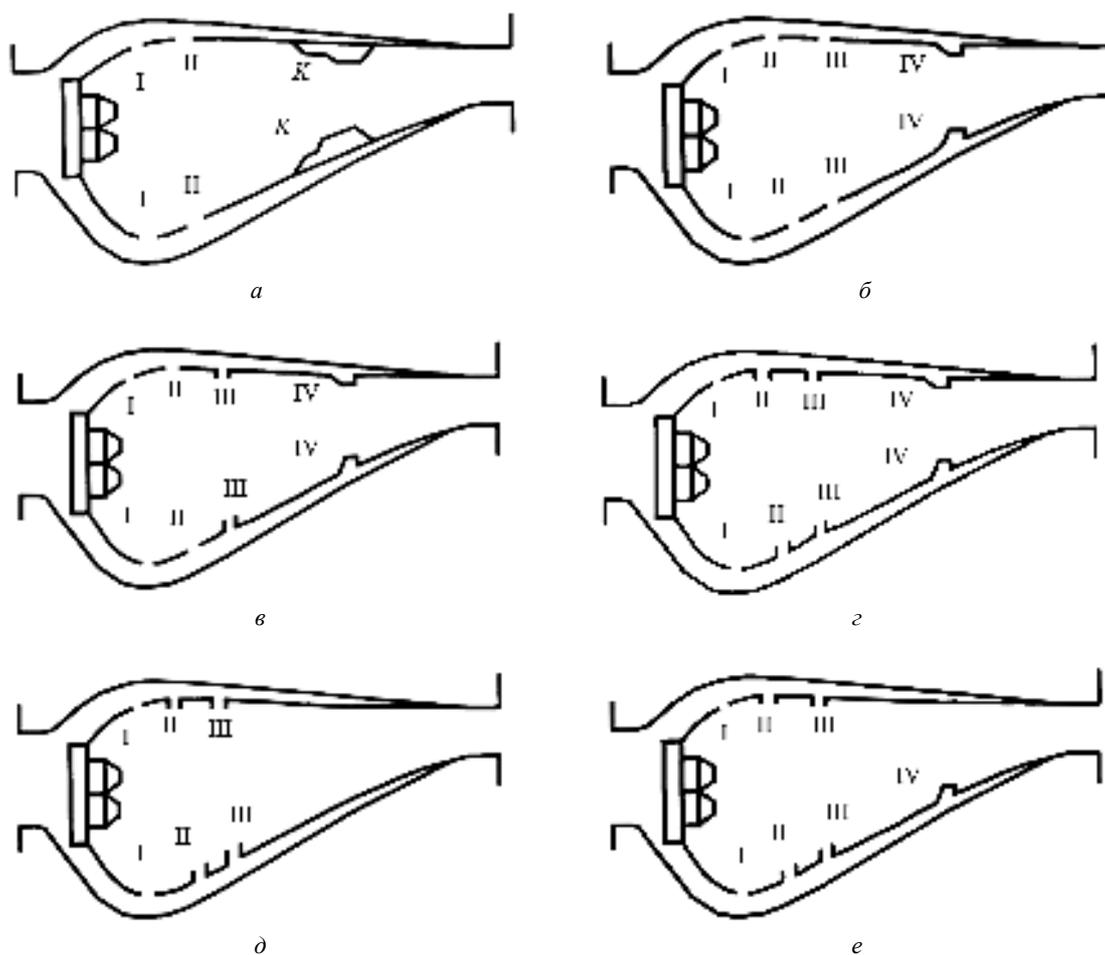


Рис. 2

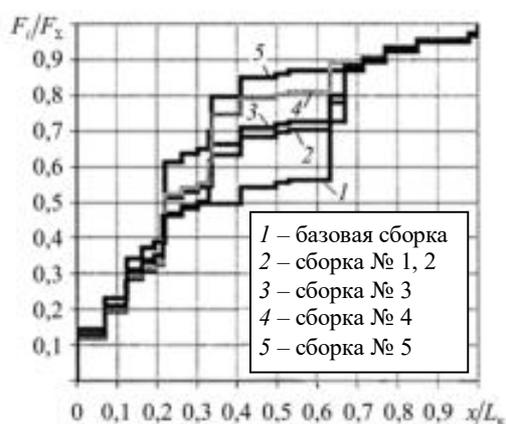


Рис. 3

Закон распределения воздуха в каждой компоновке индивидуален и характеризуется увеличением количества воздуха, подаваемого в зону горения.

Исследование камер сгорания производилось на стенде, оборудованном системами измерения параметров и их регистрации (рис. 4).

В состав стенда входит двигатель 1, который используется для подвода сжатого воздуха к испытываемой камере сгорания. В данном двигателе компрессор высокого давления оснащен отводным каналом 2, выходя из которого воздух проходит через регулируемую заслонку 3 и по трубопроводу 4 поступает к камере сгорания. Расход воздуха измеряется расходомерным устройством (соплом Вентури) 5, для чего

регистрируются показания с датчика давления. Температура воздуха фиксируется термопарой группы хромель – алюмель.

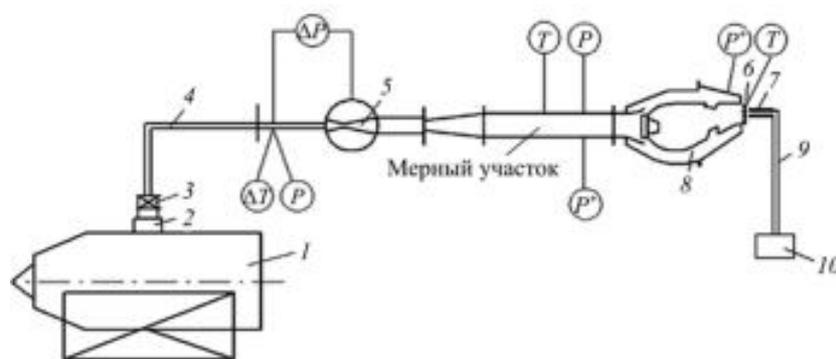


Рис. 4

Для определения температуры на выходе из камеры сгорания устанавливалась гребенка термопар 6. Регистрация значений измерений производилась с последующим выводом результатов на печатающее устройство. Для выполнения измерений эмиссии токсичных веществ (оксида углерода и оксидов азота) использовался «одноточечный» газоотборный зонд 7, который размещался на выходе из камеры сгорания 8. Транспортировка пробы продуктов сгорания от зонда до анализирующего оборудования 10 выполнялась по герметичной магистрали 9 за счет скоростного напора газового потока на выходе из камеры сгорания.

Модель объемного горения представляет собой совокупность двух зон: 1) зона горения, процесс в которой моделируется, как в реакторе идеального смешения; 2) зона догорания, в которой применяется модель реактора вытеснения. Данная модель была реализована в работе [3], затем развита и дополнена в работе [4], где применена модель второго уровня сложности. В данной модели камера сгорания представлялась как объект исследования, состоящий из нескольких зон, внутренние процессы не рассматриваются.

В настоящей работе предложена модель третьего уровня сложности, где применяется квази-одномерная модель течения с учетом основных геометрических размеров проточной части камеры сгорания.

Полнота сгорания в первичной зоне в соответствии с моделью реактора идеального смешения определяется из баланса подвода тепла, выделяющегося при горении, и отвода тепла потоком газа. Химические реакции заменяются одной реакцией брутто, в которой реагируют горючее и окислитель. Основой модели является уравнение для массовой скорости выгорания топлива, равной массе топлива, сгоревшего за единицу времени в единице объема:

$$r = G_f^c / V = G_a^c \eta / (\alpha L_0 V), \quad (1)$$

где r – скорость выгорания топлива; G_f^c – масса топлива, сгорающего в единицу времени (расход сгоревшего топлива); G_a^c – масса воздуха, участвующего в горении в единицу времени (расход «сгоревшего» воздуха); V – объем реактора; η – полнота сгорания; α – коэффициент избытка воздуха; L_0 – стехиометрический коэффициент.

С другой стороны, из уравнения для скорости химической реакции [5] следует, что

$$r = B g_f^m g_a^{n-m} \rho^n \sqrt{T} \exp\left[-\frac{E}{R_0 T}\right], \quad (2)$$

где g_f , g_a – массовые концентрации топлива и воздуха; ρ – плотность продуктов сгорания; T – температура горения; R_0 – универсальная газовая постоянная; E – энергия активации.

Определив остаточные массовые концентрации топлива и воздуха для бедной смеси и плотность

$$g_f = \frac{1 - \eta}{1 + \alpha L_0}; \quad g_a = \alpha L_0 \left(\frac{1 - \eta / \alpha}{1 + \alpha L_0} \right); \quad \rho = \frac{p \mu_g}{R_0 T}, \quad (3)$$

где μ_g – молярная масса смеси, и подставив g_f, g_a в уравнение (2) с учетом уравнения (1), получим следующие выражения:

- для бедной смеси

$$\frac{G_a}{P^{1,75} V_{жт}} = \frac{B_1}{R^{1,75}} \frac{(\alpha L_0)^2}{(1 + \alpha L_0)^{1,75}} \frac{(1 - \eta)^{0,75} (1 - \eta/\alpha) \exp(-E_1/R_0 T)}{\eta T^{1,25}}, \quad (4)$$

$$T = T_k \frac{C_{pa}}{C_{pg}} + \eta \left(T_T - T_k \frac{C_{pa}}{C_{pg}} \right); \quad (5)$$

- для богатой смеси

$$\frac{G_a}{P^{1,75} V_{жт}} = \frac{B_1}{R^{1,75}} \frac{(\alpha L_0)^2}{(1 + \alpha L_0)^{1,75}} \frac{(1 - \alpha \eta)^{0,75} (1 - \eta) \exp(-E_1/R_0 T)}{\eta T^{1,25}}; \quad (6)$$

$$T = T_k \frac{C_{pa}}{C_{pg}} + \eta \left(T_T - T_k \frac{C_{pa}}{C_{pg}} \right), \quad (7)$$

где $C_{pa} = C_{pa}(T_k)$, $C_{pg} = C_{pg}(T, \alpha)$ – теплоемкости воздуха и газа; $T_k = T_T(T_k, \alpha)$ – теоретическая температура горения; $V_{жт}$ – объем жаровой трубы; E_1 – энергия активации; B_1 – константа.

Модель вторичной зоны (зоны догорания) строится на системе уравнений для компонент потока:

$$\frac{dG_f}{dx} = -B_2 F_s \sqrt{T} \exp(-E_1/R_0 T) G_f G_a; \quad (8)$$

$$\frac{dG_a}{dx} = -B_2 L_0 F_s \sqrt{T} \exp(-E_2/R_0 T) G_f G_a + \varphi(x); \quad (9)$$

$$\frac{dT}{dx} = B_2 L_0 F_s \sqrt{T} \exp(-E_2/R_0 T) G_f G_a H_u + C_{pa} T_k \varphi(x) - \frac{T}{A} \left(C_{pf} \frac{dG_f}{dx} + C_{pa} \frac{dG_a}{dx} - (1 + L_0) C_{пс} \frac{dG_{пс}}{dx} \right), \quad (10)$$

где $A = G_T C_{pf} \left(1 + T \frac{dC_{pf}}{dT} \right) + G_a C_{pa} \left(1 + T \frac{dC_{pa}}{dT} \right) + G_{пс} C_{пс} \left(1 + T \frac{dC_{пс}}{dT} \right)$; E_2 – энергия активации; B_2 – константа; G_T – расход топлива; G_a – расход воздуха; F_s – площадь поперечного сечения жаровой трубы; $G_{пс} = (1 + \alpha L_0) G_f$ – расход продуктов сгорания; $\varphi(x)$ – функция распределения подвода вторичного воздуха, которая рассчитывается на основе использования коэффициентов смешения.

Отметим, что константы E_1, E_2, B_1, B_2 , имеющие один и тот же физический смысл, принимают различные значения в первичной и вторичной зонах с целью обеспечения оптимального согласования расчетных данных с экспериментальными результатами.

Конструкция камеры сгорания выполнена таким образом, что параметры газового потока существенно изменяются по мере его движения в сторону выхода. На входе в диффузор скорость потока снижается, а затем поток разделяется на две составляющие – течение внутри жаровой трубы и течение между корпусами камеры и жаровой трубой.

Проходные сечения каналов и отверстий обеспечивают реальное распределение. Течение газа в этих элементах сопровождается потерями. Кроме того, сильное вихреобразование и турбулизация течения за фронтным устройством также обуславливают дополнительные гидравлические потери [6].

Процессы горения также способствуют возникновению дополнительных потерь вследствие подвода тепла. Из-за потерь снижаются удельные показатели двигателей. В то же время процессы горения во многом определяются газодинамикой течения (образованием циркуляционных течений, дальнобойностью струй и их смешением), поэтому необходим расчет характеристик потоков с учетом процессов течения газа в каналах сложной конфигурации. Наиболее сложным является течение потока в пространстве между корпусами камеры и жаровой трубой (воздушная полость) и в самой жаровой трубе.

Если рассмотреть схему течения (рис. 5), можно выявить основные определяющие параметры и составить физическую картину взаимодействия потоков. Основной задачей моделирования течения является определение параметров этих потоков – скорости, давления, температуры.

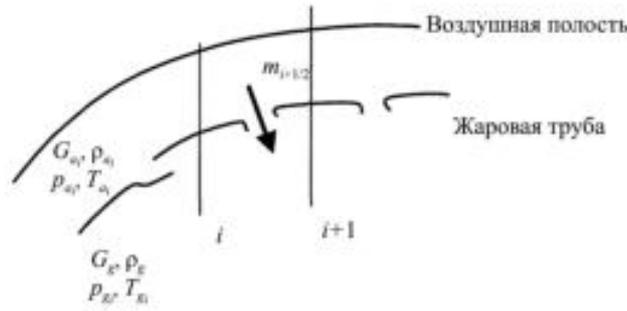


Рис. 5

Математическая модель газодинамики камеры сгорания была основана на следующих допущениях.

Область течения для кольцевых камер разбивается на три части – две полости между корпусами камеры и жаровой трубой, одна – в жаровой трубе.

Параметры потока по поперечному сечению постоянны, а по длине камеры сгорания изменяются скачкообразно на границах участков. В пределах участков параметры потока постоянны. Разбиение на участки производится так, что в пределах участка располагается, как правило, одно отверстие или щель.

Перемешивание струй, втекающих в жаровую трубу из воздушной полости, происходит мгновенно (это предположение обосновано и справедливо только для расчета газодинамики).

При перетекании через отверстия в стенках жаровой трубы поток считается несжимаемым.

Математическая модель газодинамики камеры сгорания построена на базе уравнений одномерного стационарного течения в канале с проницаемыми стенками и переменной площадью поперечного сечения. В качестве исходной системы уравнений была выбрана полученная в работе [7] система уравнений в пренебрежении нестационарными членами в уравнениях.

Запишем исходные дифференциальные уравнения:

- неразрывности

$$\frac{d}{dx}(F\rho u) + \dot{m}_w + \dot{m}_v = 0; \quad (11)$$

- движения

$$\frac{d}{dx}(F\rho u^2) + F \frac{dp}{dx} + \dot{m}u_w = 0; \quad (12)$$

- энергии

$$\frac{d}{dx}(F\rho u E) + \frac{dp}{dx}(F\rho u) + \dot{m}(C_p T_w + V_w^2/2) + Q_g = 0, \quad (13)$$

где u , ρ , p , T – скорость, плотность, давление и температура потока; F – площадь поперечного сечения канала; $E = u^2/2 + C_v T$ – полная энергия единицы массы газа; C_v , C_p – теплоемкость при постоянном объеме и постоянном давлении; Q_g – тепло, подведенное к потоку при горении; \dot{m}_v – изменение массы газа вследствие испарения жидкого топлива; \dot{m}_w – массовый расход через отверстия стенки жаровой трубы

$$\dot{m}_w = \beta C_D \sqrt{2\Delta p \rho}, \quad (14)$$

где $\beta = dF_{\text{отв}}/dx$, $F_{\text{отв}}$ – суммарная площадь отверстий в стенке камеры; Δp – перепад давления на перфорированной стенке; C_D – коэффициент расхода;

$$\begin{cases} \sqrt{u^2 + V_s^2}, V_s \geq 0; \\ V_s = 0, V_s < 0, \end{cases}$$

где V_s – скорость в отверстиях.

Для построения математической модели газодинамики камеры сгорания рассмотрим течение на участке, включающем отверстия подвода вторичного воздуха.

Выберем поперечные сечения, расположенные до и после отверстий подвода воздуха. Параметры в сечении до отверстия обозначим индексом i , а после отверстия – индексом $i + 1$.

Проинтегрируем по x от сечения i до $i + 1$ уравнение (11).

Получим:

- для течения в воздушной полости

$$G_{a_{i+1}} - G_{a_i} + G_{0_{i+1/2}} = 0; \quad (15)$$

- для течения в жаровой трубе

$$G_{g_{i+1}} - G_{g_i} + G_{0_{i+1/2}} + m_v + m_w = 0; \quad (16)$$

$$G_{0_{i+1/2}} = F_{0_{i+1/2}} C_D \sqrt{2\Delta p_{a_{i+1/2}} p_{a_{i+1/2}}}, \quad (17)$$

где $F_{0_{i+1/2}}$ – суммарная площадь отверстий в сечении $i + 1 / 2$;

$$\Delta p_{i+1/2} = (p_{a_i} + p_{a_{i+1}}) - (p_{g_i} + p_{g_{i+1}}) / 2; \quad (18)$$

$$p_{i+1/2} = (p_i + p_{i+1}) / 2. \quad (19)$$

Проинтегрируем по x от сечения i до $i + 1$ уравнение (12).

Получим:

- для течения в воздушной полости

$$G_{a_{i+1}} u_{a_{i+1}} - G_{a_i} u_{a_i} + F_{a_{i+1/2}} (p_{a_i} + p_{a_{i+1}}) + G_{0_{i+1/2}} c_w u_{a_{i+1/2}} = 0, \quad (20)$$

где $c_w = u_w / u$;

- для течения в жаровой трубе

$$G_{g_{i+1}} u_{g_{i+1}} - G_{g_i} u_{g_i} + F_{g_{i+1/2}} (p_{g_i} + p_{g_{i+1}}) + G_{0_{i+1/2}} c_w u_{a_{i+1/2}} = 0. \quad (21)$$

Проинтегрируем по x от сечения i до $i + 1$ уравнение (13).

Получим:

- для течения в воздушной полости

$$G_{a_{i+1}} (h_{a_{i+1}} + \varepsilon_{a_{i+1}}) - G_{a_i} (h_{a_i} + \varepsilon_{a_i}) + G_{0_{i+1/2}} (h_{a_{i+1}} + \varepsilon_{a_{i+1/2}} + \varepsilon_{0_{i+1/2}}) = 0; \quad (22)$$

- для течения в жаровой трубе

$$G_{g_{i+1}} (h_{g_{i+1}} + \varepsilon_{g_{i+1}}) u_{g_{i+1}} - G_{g_i} (h_{g_i} + \varepsilon_{g_i}) + G_{0_{i+1/2}} h_{g_{i+1}} + Q_g = 0, \quad (23)$$

где $h_a = C_p T_a$ – энтальпия; $\varepsilon_a = u_a^2 / 2$ – кинетическая энергия; $\varepsilon_0 = V_a^2 / 2$.

Для того чтобы замкнуть систему уравнений, необходимо записать уравнения состояния и связи между расходами и скоростями потока

$$p_{a_i} = R_a T_{a_i} \rho_{a_i} \quad (24)$$

и уравнения связи между расходами и скоростями потока

$$p_{g_i} = R_g T_{g_i} \rho_{g_i}; \quad (25)$$

$$u_{g_i} = G_{g_i} / F_{g_i} \rho_{g_i}. \quad (26)$$

Уравнения (15) – (23) образуют замкнутую систему уравнений для определения в каждом сечении семи неизвестных параметров потока $G_{g_{i+1}}, G_{a_{i+1}}, G_{0_{i+1/2}}, p_{g_{i+1}}, p_{a_{i+1}}, u_{g_{i+1}}, u_{a_{i+1}}$.

Система уравнений решается методом итераций (по Ньютону) [8].

Расчеты, проведенные на основе представления первичной зоны гомогенным реактором, а зоны догорания – реактором вытеснения, показывают, что такой подход к моделированию процессов в камерах сгорания газотурбинного двигателя также имеет право на существование [9].

Идентификация и апробация модели проводились на основе экспериментальных данных камер сгорания с различными геометрическими характеристиками, использовавшимися в расчете, – базовой и экспериментальной сборки жаровой трубы [10].

Идентификация проводилась по характеристике полноты сгорания базовой сборки. В процессе идентификации подбирались значения констант E_1, E_2, B_1, B_2 таким образом, чтобы согласование результатов расчета и эксперимента было наилучшим. В модели реактора идеального смешения энергия активации брутто-реакции принималась постоянной, но различной для $\alpha > 1$ и $\alpha < 1$; для богатых смесей $E_1 = 1,67 \cdot 10^5$ Дж/моль · К, для бедных $E_1 = 0,8 \cdot 10^5$. Значение константы B_1 для богатых смесей задавалось как функция α следующего вида:

$$B_1 = \exp\left(\sum_{k=1}^4 a_k \alpha^k\right). \quad (27)$$

Для бедных смесей значение константы принималось постоянным: $B_1 = 5000$.

В модели реактора вытеснения энергия активации принималась постоянной и одинаковой для богатых и бедных смесей $E_2 = 1,67 \cdot 10^5$ Дж/моль · К, а значение B_2 , при котором было достигнуто наилучшее согласование с экспериментальными данными, соответствовало 0,5.

На рис. 6 представлены экспериментальные и расчетные данные по полноте сгорания η в зависимости от коэффициента избытка воздуха α , полученные при различных значениях B_2 .

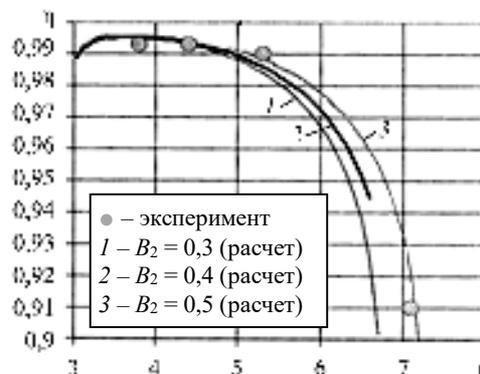


Рис. 6

Указанные значения констант обеспечивают наилучшее согласование результатов расчета и эксперимента [8].

Апробация модели была проведена в расчете характеристик полноты сгорания и эмиссии оксида азота для трех вариантов сборок жаровой трубы.

Результаты расчета характеристик полноты сгорания приведены на рис. 7 ($T_k = 473 \text{ K}$; $P_k = 1 \text{ МПа}$).



Рис. 7

Как видим (см. рис. 7), перераспределение подвода воздуха в сборке № 1 по сравнению с базовой сборкой в модели оказывает меньшее влияние на характеристику полноты сгорания, чем в эксперименте [11]. Однако абсолютное расхождение результатов расчета и эксперимента невелико и не превышает $\Delta\eta = 0,008$.

На рис. 8 приведено изменение полноты сгорания по длине камеры при различных значениях α .

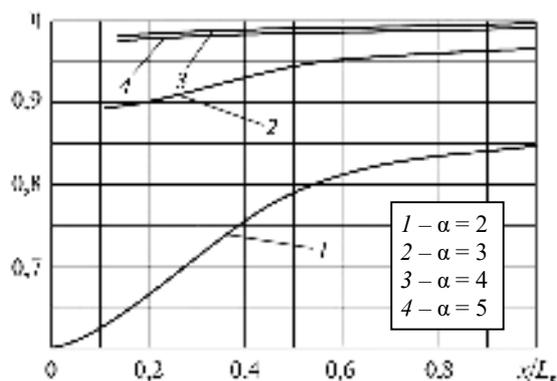


Рис. 8

Из графика (см. рис. 8) видно, что с увеличением коэффициента избытка воздуха в камере сгорания полнота сгорания повышается. При $\alpha = 4$ и $\alpha = 5$ она достигает своих максимальных значений. По длине жаровой трубы наблюдается рост полноты сгорания. При $\alpha = 2$ и $\alpha = 3$ топливо не успевает сгореть, в результате чего максимальное значение полноты сгорания достигает значений 0,85 и 0,96.

На рис. 9 представлено распределение полноты сгорания и местных коэффициентов избытка воздуха в базовой сборке и сборке № 1 при различных α .

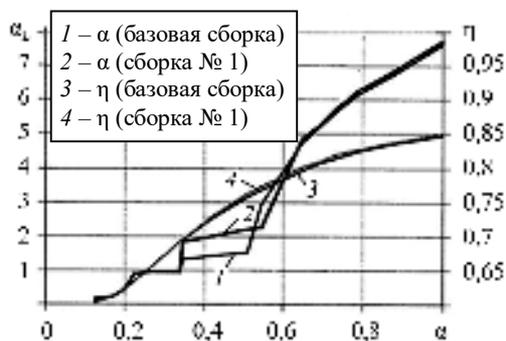


Рис. 9

Как видим (см. рис. 9), изменение распределения вторичного воздуха при значениях суммарного коэффициента избытка воздуха $\alpha > 3,6$ мало влияет на рассчитанную характеристику полноты сгорания в связи с тем, что полнота сгорания при данных значениях α в первичной зоне достигает примерно 0,97.

Значительное изменение полноты сгорания во вторичной зоне происходит только при $\alpha = 2$. Однако и в этом случае, несмотря на заметные отличия в распределениях местных коэффициентов избытка воздуха, как это следует из рис. 9, различие в изменении η в случае базовой и сборки № 1 невелико. Расхождение профилей полноты сгорания наблюдается с точки, в которой распределение вторичного воздуха одной камеры существенно отличается от распределения в другой. Однако результирующее расхождение невелико [12].

После идентификации модели по характеристикам полноты сгорания производился подбор констант в уравнениях для расчета выбросов оксида азота:

$$\frac{dNO}{d\tau} = k_1 N_2 O + k_2 O_2 N - k_3 NO \cdot N - kNO, \quad (28)$$

где N_2 , NO , O , O_2 – мгновенные концентрации компонентов газовой смеси, моль/л; k_i – константы скоростей химических реакций; τ – время.

Этот подбор также был основан на экспериментальных данных.

По результатам расчета (рис. 10), наблюдается более существенное расхождение значений полученных концентраций оксида азота с экспериментальными данными. Это, прежде всего, связано с более сильной зависимостью концентрации оксида азота от температуры.



Рис. 10

Далее были проведены расчеты ранее рассмотренных вариантов камер сгорания с относительным раскрытием, показанным на рис. 3.

На следующем этапе произведен расчет характеристик полноты сгорания (рис. 11).

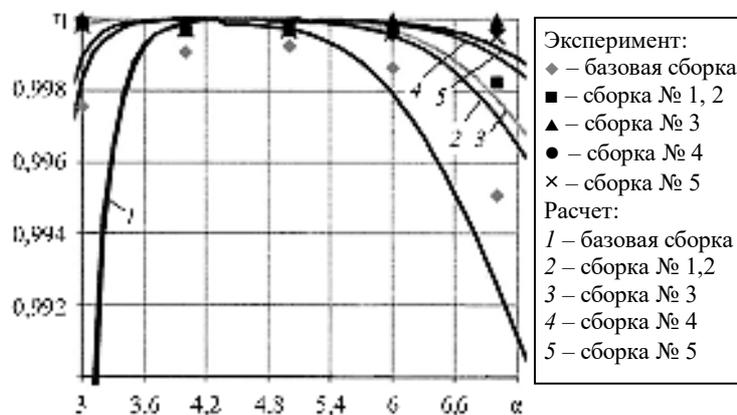


Рис. 11

Сравнение экспериментальных и расчетных данных показывает, что расчетный профиль полноты сгорания характеризуется более узким диапазоном устойчивости камеры сгорания. Это приводит к увеличению расхождения данных расчета и эксперимента при минимальных и максимальных значениях α . Наиболее существенные отклонения зафиксированы для сборок № 3, 5 при $\alpha = 3$ ($\Delta\eta > 0,01$) и для сборки № 4 при $\alpha = 7,2$ ($\Delta\eta \approx 0,01$).

Влияние перераспределения подвода вторичного воздуха в модели оказалось более существенным, чем в эксперименте [13].

По результатам расчетов характеристик полноты сгорания можно сделать вывод о том, что сборки № 1, 4 обеспечивают наиболее полное сгорание при меньших значениях α , а сборки № 5, 3 – при больших. Характеристика полноты сгорания в случае сборки № 4 заметно смещена в область низких α по сравнению с другими сборками. Значительного улучшения характеристик полноты сгорания ни в одной из сборок по сравнению с базовой не происходит [14].

На рис. 12 представлены зависимости температуры на выходе камеры сгорания от α .

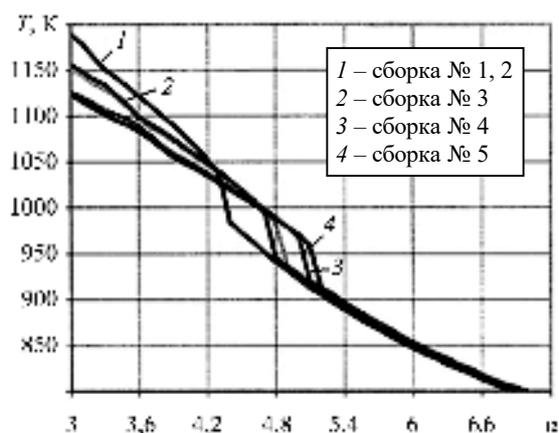


Рис. 12

При сопоставлении температурных кривых с характеристиками полноты сгорания выявлено (см. рис. 12), что зависимости $T(\alpha)$ полностью определяются характеристиками полноты сгорания. Зависимость температуры от α , в свою очередь, является определяющей для зависимости концентрации оксидов азота от α .

Из сравнения экспериментальных и расчетных данных следует (рис. 13), что применявшаяся модель Я. Б. Зельдовича [15] отражает физическую картину изменения выбросов оксидов азота в зависимости от α .

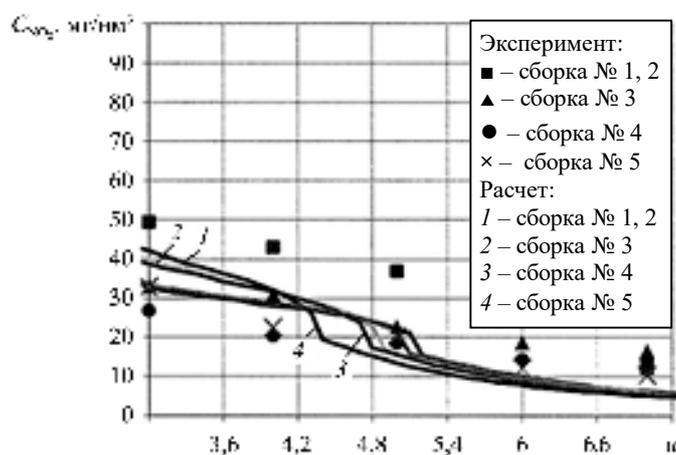


Рис. 13

Таким образом, разработана программа, реализующая математическую модель горения на основе гомогенных реакторов смешения и вытеснения.

Расчеты, выполненные с применением разработанной программы, продемонстрировали адекватность применения одномерной постановки.

Разработанная модель камеры сгорания позволяет прогнозировать характеристики полноты сгорания и эмиссионные характеристики и обеспечивает удовлетворительную точность после проведения идентификации.

Существенным недостатком данной модели является невозможность расчета температурных полей в поперечном сечении. Кроме того, в одномерной модели невозможно учесть реальную газодинамическую картину как в первичной зоне, так и в зоне догорания, вследствие чего неизбежны большие погрешности в расчете характеристик.

Дальнейшая работа по моделированию процессов в камерах сгорания должна быть основана на разработке модели в специализированной среде для моделирования газодинамических процессов с использованием современных методов математического моделирования турбулентных процессов горения.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Бакланов А.В.* Перевод авиационной камеры сгорания с двухъярусным расположением форсунок на природный газ // Изв вузов. Авиационная техника. 2023. № 4. С. 105–111.
2. *Яблонская А.Н., Бакланов А.В.* Влияние распределения отверстий по длине жаровой трубы на выбросы NO_x // Вестник УГАТУ. 2024. № 2 (104). С. 121–127.
3. *Бортников М.Т.* Особенности изменения коэффициента полноты сгорания топлива в зависимости от объемного расхода воздуха в основной камере сгорания // Тр. ЦИАМ. 1977. № 755. 8 с.
4. *Янковский В.М., Шалаев Г.М., Сыченков В.А.* Основы автоматизированного проектирования камер сгорания газотурбинных двигателей / Казан. авиац. ин-т. Казань, 1989. 80 с.
5. *Сыченков В.А., Бакланов А.В., Юсеф В.М.* Расчет параметров в камере сгорания с предварительной подготовкой топливоздушная смеси // Изв. вузов. Авиационная техника. 2021. № 2. С. 95–99.
6. *Лефевр А.* Процессы в камерах сгорания ГТД. М.: Мир, 1986. 566 с.
7. *Мингазов Б.Г.* Камеры сгорания газотурбинных двигателей. Казань: Изд-во Казан. гос. техн. ун-та, 2006. 220 с.
8. *Бакланов А.В.* Применение многоуровневого моделирования в процессе проектирования малоэмиссионных камер сгорания газотурбинных двигателей // Вестник МАИ. 2020. № 4. С. 159–172.
9. *Постников А.М.* Снижение оксидов азота в выхлопных газах ГТУ. Самара: Изд-во СамНЦ РАН, 2002. 287 с.
10. *Ланский А.М. и др.* Метод расчета малоразмерных камер сгорания // Изв. вузов. Авиационная техника. 2019. № 3. С. 109–114.
11. *Коцюбинский С.В., Равикович А.Ю.* Особенность форсунок открытого типа камер сгорания газотурбинных двигателей // Изв. вузов. Авиационная техника. 2014. № 2. С. 67–71.
12. *Сиразетдинов Т.К., Костерин В.А.* Одномерная динамическая модель процесса горения в камере ВРД. I // Изв. вузов. Авиационная техника. 1999. № 3. С. 59–63.
13. *Саркисов А.А. и др.* Зависимость эмиссии NO_x от конструктивных и режимных параметров камеры сгорания ГТД // Теплоэнергетика. 1999. № 12. С. 53–56.
14. *Куценко Ю.Г.* Численное исследование факторов, влияющих на образование оксида азота в камерах сгорания газотурбинных двигателей // Изв. вузов. Авиационная техника. 2004. № 4. С. 68–70.
15. *Куценко Ю.Г.* Численные исследования предельно достижимых уровней эмиссии оксида азота при использовании технологии богато-бедного горения в камере сгорания ГТД // Изв. вузов. Авиационная техника. 2006. № 1. С. 1–3.

Поступила в редакцию 30.06.25

После доработки 17.08.25

Принята к публикации 17.08.25

Optimization of Air Distribution in the Combustion Chamber and Calculation of Parameters Based on the Volumetric Combustion Mechanism

B.G. MINGAZOV AND A.V. BAKLANOV

Tupolev Kazan National Research Technical University, Kazan

Numerical modeling of the processes was performed. It is based on a physical and mathematical model based on the concept of a volumetric combustion mechanism. An experimental study and analysis of the redistribution of secondary air along the length of the combustion chamber flame tube were conducted. The calculated and experimental data were compared. A layout with the most optimal air distribution has been determined to ensure the efficient fuel combustion.

Natural gas, combustion chamber, combustion mechanisms, carbon oxides, nitrogen oxides, air distribution, flame tube, combustion efficiency, process modeling

Экспериментальное исследование акустических процессов демонстратора двигательной установки с центральным телом методом акустических визуализаций

Р.А. ПЕШКОВ,
канд. техн. наук,
П.А. ТРЕТЬЯКОВ,
Д.В. КУПЛЕВАЦКИЙ,
М.С. ХУДЯКОВ
(ЮУрГУ, Челябинск)
tretiakovpa@susu.ru

Проводится экспериментальное исследование и обработка результатов акустических процессов, осуществляющихся при взаимодействии высокотемпературных турбулентных сверхзвуковых нерасчетных струй демонстратора двигательной установки с центральным телом с плоской непроницаемой преградой методом акустических визуализаций. Впервые получены картины акустического поля при взаимодействии струи с преградой для различных частотных диапазонов.

Ракета-носитель, аэроакустика, струя, преграда, акустическая визуализация, локализация шума

Актуальной задачей современной гражданской космонавтики является снижение стоимости выведения полезной нагрузки на орбиту. Ведущие страны в области космической деятельности сосредоточены на применении многоразовых или частично многоразовых систем выведения, значительном уменьшении сухой массы конструкции летательного аппарата за счет применения аддитивных технологий и композитных материалов, а также на применении высокоэнергетических топливных пар и двигательных установок нового типа. На текущий момент компания SpaceX (США) успешно реализует вывод спутников на орбиту с помощью носителя Falcon 9 с возвращаемой первой ступенью. По аналогичному сценарию планируют выводить спутники с помощью разрабатываемой в Европе ракеты-носителя Ariane Next, а также на многоразовой ракете-носителе Nebula-1 (Deep Blue Aerospace, Китай). Применение возвращаемых ступеней требует более детального изучения всех рабочих процессов, включая акустические, так как посадочное сооружение, его место расположения и режимы работы двигателя могут существенно отличаться. Так, для оценки распространения акустических колебаний в районе приземления ступени Falcon 9, влияния струи, формирующейся в двигательной установке на этапе посадки, на конструкцию ступени и посадочное сооружение, а также уровней звукового удара от входа в плотные слои атмосферы была проведена серия исследований [1–4] экспериментального и эмпирического характера. В рамках применения численных методов с целью определения нагрузок на этапе снижения и посадки отметим работу, в которой проведена оценка теплового нагружения аппарата CALLISTO (демонстратор Ariane Next) в характерных точках спуска [5]. В рамках приведенного исследования применена теория планирования эксперимента для создания матрицы плана контрольных расчетных случаев с целью определения теплового состояния корпуса приземляемого аппарата. Однако подтверждение достоверности и точности математических моделей представляет значительную сложность в отсутствие экспериментальных исследований. В настоящее время российская гражданская космонавтика не располагает функционирующей ракетой-носителем, реализующей повторное использование ступеней.

Более перспективным проектом является разрабатываемая ракета-носитель «Корона» [6], отличительной особенностью которой является двигательная установка с центральным телом. Широкий интерес научного сообщества различных стран [7–9] к двигательным установкам с центральным телом обусловлен способностью этих двигателей адаптироваться к изменению внешнего давления значительно эффективнее традиционных ракетных двигателей со стандартными соплами. Очевидно, что проведение экспериментальных исследований на полноразмерных опытных образцах связано с большими затратами. Наиболее перспективным направлением является применение действующих маломасштабных демонстраторов, имитирующих рабочие процессы с целью валидации математических моделей. Эффективность предложенного подхода подтверждается результатами исследования [10].

В части реализации подходов по прогнозированию акустического шума для двигательной установки с центральным телом уже проводились различные исследования – численные и эксперименталь-

ные [11–13]. В настоящей работе рассматриваются результаты экспериментального исследования шума демонстратора двигательной установки с центральным телом при взаимодействии с плоской непроницаемой преградой в условиях открытого пространства с применением метода акустических визуализаций. Отметим, что полученные экспериментальные данные являются уникальными как с точки зрения объекта исследования, так и с точки зрения применения экспериментального оборудования.

Эксперименты по выявлению акустических процессов при взаимодействии высокоэнергетических струй с преградами и при свободном истечении являются неотъемлемой частью процесса проектирования и наземной отработки акустики старта ракеты-носителя. В Российской Федерации существует обширная экспериментальная база, располагающаяся на предприятиях АО «ЦНИИмаш» (Королев) и НИЦ РКП (Сергиев Посад) [14]. По результатам множественных экспериментальных исследований созданы эмпирические математические модели прогнозирования акустического шума ракетных двигателей с соплом Лавала при различных граничных условиях старта. Однако применимость подобных моделей для двигательной установки с центральным телом остается под вопросом ввиду различий строения и объемов слоев смещения при истечении струй. Указанные особенности обуславливают необходимость дополнительного накопления экспериментальных данных с целью валидации математических моделей прогнозирования акустического шума применительно к двигательной установке с центральным телом.

Для экспериментальных исследований применялся демонстратор двигательной установки с центральным телом, работающий на топливной паре спирт – кислород. Демонстратор располагался на расстоянии 2,6 м от среза центрального тела до плоской бетонной преграды.

В качестве системы регистрации акустических колебаний применялась акустическая HD-камера (LMS, Бельгия) и современный программно-аппаратный комплекс SIEMENS, включающий регистрирующую аппаратуру LMS SCADAS Mobile и программный комплекс LMS Test.Xpress.

В состав акустической HD-камеры входят поляризованные микрофоны PCB-130E22, расположенные по трем concentричным окружностям.

Приведем схему установки оборудования в испытательном пространстве (рис. 1, а) и общую принципиальную схему подключения системы регистрации (рис. 1, б).

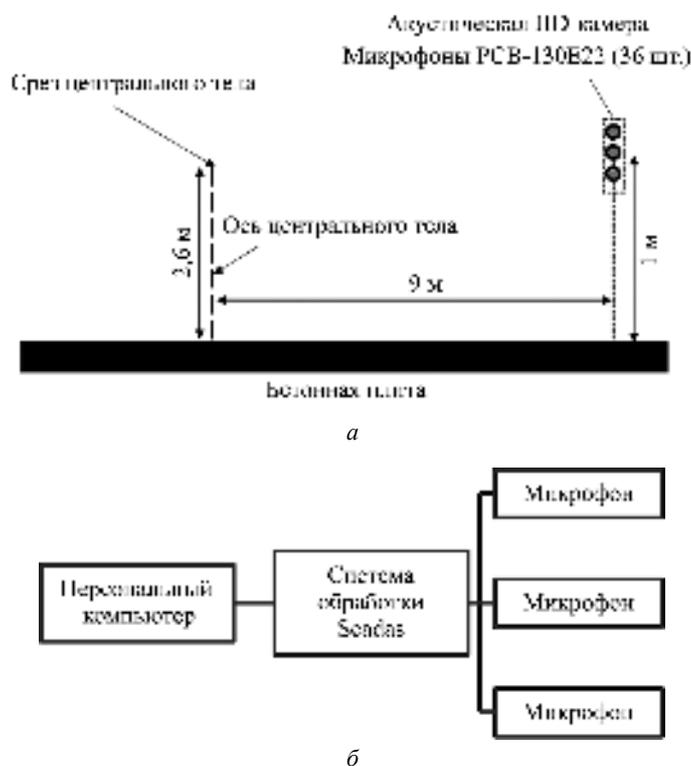


Рис. 1

Геометрический центр решетки устанавливался на расстоянии 9 м от оси центрального тела, на расстоянии 1 м от бетонной поверхности в плоскости симметрии демонстратора двигательной установки с центральным телом. Частота дискретизации, принятая в эксперименте, – 25,6 кГц. Время работы демонстратора, включая запуск и останов, составило 7 с.

Применение акустических фазированных решеток позволяет идентифицировать и локализовать источники шума [15–17] в различных частотных диапазонах исследуемых объектов. Существует множество методов обработки сигналов для локализации источников шума [18]. В системе LMS TestLab применяется стандартный метод формирования луча, доказавший свою эффективность в задачах локализации источников шума автомобилей [16, 17].

Перекрытый спектр между двумя датчиками i, j на частоте f вычисляется следующим образом:

$$S_{ij}(f) = E\{s_i(f)s_j^*(f)\},$$

где $s_i(f)$, $s_j(f)$ – компонента Фурье сигнала с датчика; E – оператор математического ожидания, вычисляемый по совокупности осредненных записей. Если число датчиков N_m , то перекрытые спектры между всеми парами датчиков могут быть организованы в виде кросс-спектральной матрицы $S'(f)$ размером $[N_m, N_m]$, чьи записи являются $S_{ij}(f)$.

При наложении сетки на изображение объекта формирование луча происходит с помощью управляющего вектора $\mathbf{h}(f)$ размерности $[N_m, 1]$. Выходной сигнал в форме луча вычисляется как

$$b(f) = \frac{\mathbf{h}^H(f)S'(f)\mathbf{h}(f)}{[\mathbf{h}^H(f)\mathbf{h}(f)]^2},$$

где $[]^H$ – сопряженный оператор транспонирования. Вектор \mathbf{h} обычно заполняется моделью передаточной функции распространения на частоте f между точкой сканирования и каждым микрофоном. В конкретном случае, когда присутствует единственный источник, фактически расположенный в точке сканирования, и направляющий вектор соответствует истинному вектору распространения, величина $b(f)$ обеспечивает хорошую оценку квадратичной амплитуды источника даже при наличии посторонних шумов.

Шаг сетки, наложенной на изображение объекта в испытательном пространстве, $\Delta x = \Delta y = 0,5$ м.

Из теории спектрального анализа сигналов известно, что для локализации сигнала по времени и частоте применяется оконное преобразование Фурье. Для условного сигнала $x(t)$ оконное преобразование Фурье определяется как

$$Gx(\tau, \omega) = \int_{-\infty}^{\infty} e^{-i\omega t} \omega(t - \tau)x(t)dt,$$

где функция $\omega(t)$ – окно. В текущем анализе применялось прямоугольное окно с шириной по временной оси 0,2 с, с шириной по частотной оси 10 Гц; процент перекрытия – 50 %.

В ходе оконного преобразования Фурье в период работы демонстратора двигательной установки с центральным телом получена спектрограмма (рис. 2) для одного из сигналов акустической HD-камеры. Приведем уровни для дальнейшей частотной локализации шума в испытательном пространстве: уровень 1 – $f = 0,01 \div 1$ кГц; уровень 2 – $f = 1 \div 2,5$ кГц; уровень 3 – $f = 2,5 \div 5$ кГц; уровень 4 – $f = 5 \div 7,5$ кГц; уровень 5 – $f = 7,5 \div 12,5$ кГц; уровень 6 – $f = 12,5 \div 25$ кГц.

Как известно из практики оценки шума турбулентных сверхзвуковых нерасчетных струй, основными компонентами шума являются шум смешения, дискретный тон струи, а также широкополосный

ударно-волновой шум [19]. Механизм образования шума смешения заключается в процессе перемешивания выхлопного газа, истекающего из двигательной установки, с окружающей средой. Как правило, такой шум состоит из акустических возмущений, вызванных мелкомасштабной турбулентностью, и акустических возмущений, возникающих из-за наличия крупных вихрей [20]. В наибольшей степени на уровни звукового давления в процессе смешения влияют крупномасштабные вихревые структуры, в отличие от фонового шума, создаваемого мелкомасштабной турбулентностью. Турбулентный шум является низкочастотным.

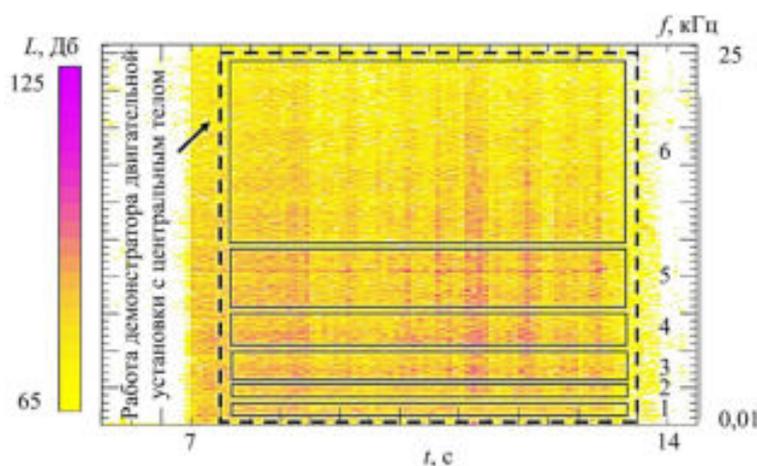


Рис. 2

На картинах частотной локализации шума в испытательном пространстве (рис. 3) по частотным уровням наблюдаются следующие явления. Распределения уровня звукового давления, полученные в области низкочастотного диапазона (рис. 3, а, уровень 1), вероятно, отображают акустическое поле, образованное шумом смешения. Характер распределения звукового давления на данном диапазоне частот в испытательном пространстве нелокализованный. Распределение уровня звукового давления в указанном частотном диапазоне внутри испытательного пространства характеризуется отсутствием выраженной локальности. Максимальный уровень звукового давления концентрируется в области демонстратора двигательной установки с центральным телом. Характер распределения в испытательном пространстве звуковых колебаний частотного уровня 5 (рис. 3, д) и уровня 6 (рис. 3, е) также не является локализованным. Такое отображение звукового поля в испытательном пространстве, вероятнее всего, может быть вызвано взаимодействием ударно-волновых структур с вихревыми (широкополосный ударно-волновой шум). Наибольший интерес представляют картины распределения акустических колебаний в испытательном пространстве в диапазонах частотного уровня 2 (рис. 3, б) и уровня 3 (рис. 3, в). В этих частотных диапазонах достигается высокая степень (относительно остальных частотных уровней) локализации источника шума, что свидетельствует о высокой степени корреляции в кросс-спектральной матрице. С физической точки зрения это может означать наличие двух дискретных тонов для струи двигательной установки с центральным телом (скрежет), частота и интенсивность которых зависит от числа Маха, степени нерасчетности, степени неизотермичности, наличия спутного потока и других факторов [21, 22]. В ряде случаев уровни акустических колебаний в ширине полос дискретного тона могут быть определяющими для всего акустического спектра, так как могут быть наивысшими по сравнению с широкополосными составляющими. Наличие двух дискретных тонов может быть обусловлено двумя бочками Маха. Так, за генерацию первого тона могут отвечать бочки каждой отдельной локальной струи камер в составе двигательной установки с центральным телом, а за генерацию второго тона – бочки в местах пересечения струй.

В диапазоне 5...7,5 кГц (рис. 3, з) слабо выражена локализация шума и наблюдается переход к распределению, подобному широкополосному.

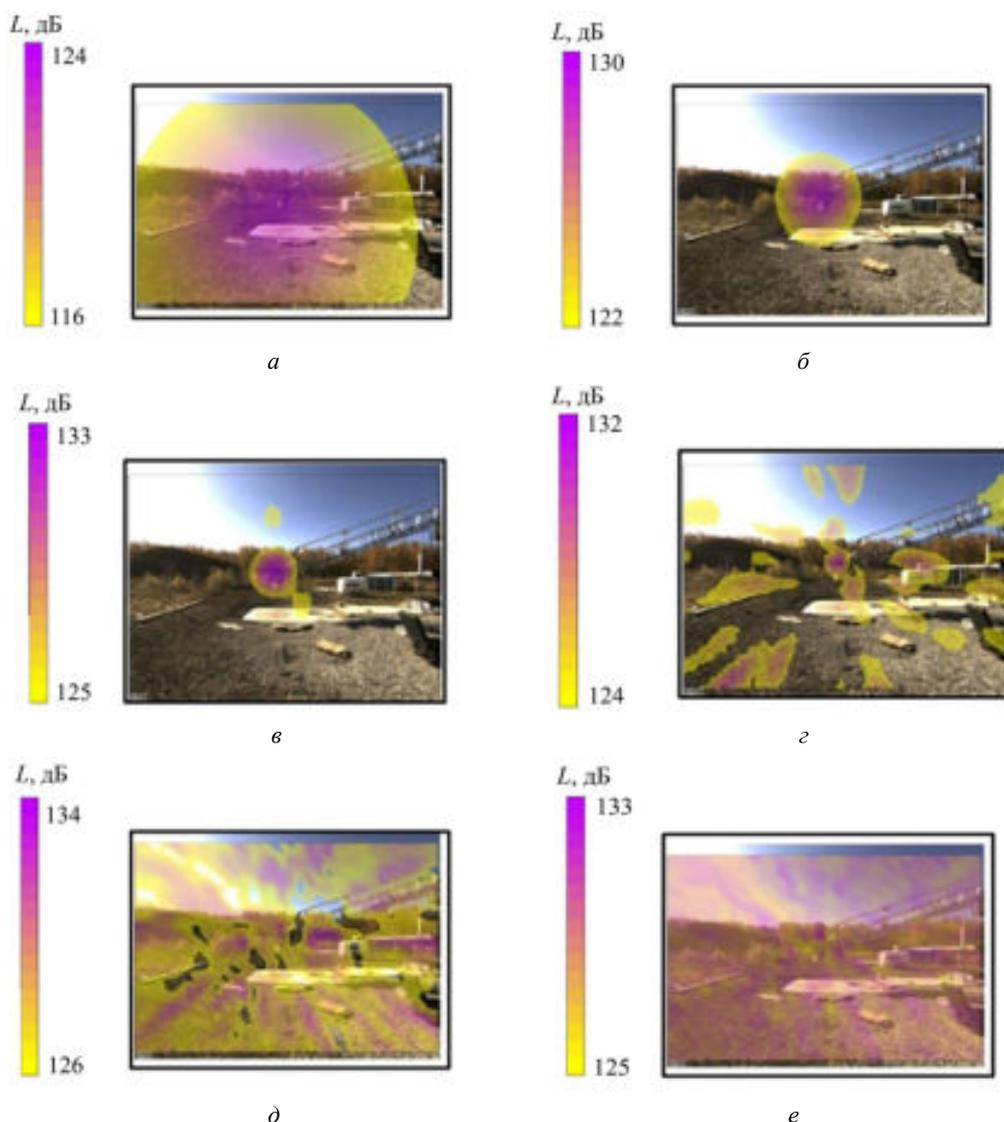


Рис. 3

При проведении экспериментальных исследований акустического шума демонстратора двигательной установки с центральным телом применялся метод акустических визуализаций. Впервые получены картины акустического поля в испытательном пространстве для различных частотных диапазонов при взаимодействии высокотемпературной турбулентной сверхзвуковой нерасчетной струи демонстратора двигательной установки с центральным телом с плоской непроницаемой преградой. Полученные экспериментальные данные в дальнейшем планируется применять для валидации математических моделей прогнозирования акустического шума двигательной установки с центральным телом. Применение маломаштабных демонстраторов, повторяющих основные рабочие процессы, позволяет существенно снизить стоимость разработки и отработки вновь разрабатываемых изделий ракетно-космической техники. Отработка математических моделей по прогнозированию шума в дальнейшем позволяет значительно снизить материальные и временные затраты на разработку, а благодаря полученной информации возможно проводить более подробный анализ [23, 24].

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

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Durrant J.T. et al.* Initial Comparison of a Falcon-9 Reentry Sonic Boom with Other Launch-Related Noise // Proc. of Meetings on Acoustics. 2022. Vol. 46. Iss. 1. Article № 045002.

2. *Durrant J.T. et al.* Challenges in Measuring and Quantifying Sonic Booms from Falcon-9 Booster Landings // Journal of the Acoustical Society of America. 2023. Vol. 154. Iss. 4. Article № A148.
3. *Nyborg K. et al.* Turbulence-Induced Variability of a Far-Field Falcon-9 Sonic Boom Measurement // Journal of the Acoustical Society of America. 2024. Vol. 155. Iss. 3. Article № A256-A257.
4. *Anderson M.C., Nyborg K., Gee K.L.* Measurements of Rocket Landing Sonic Booms from Three SpaceX Falcon-9 Booster Landings // Journal of the Acoustical Society of America. 2024. Vol. 155. Iss. 3. Article № A61-A62.
5. *Ecker T. et al.* Aerothermal Characterization of the CALLISTO Vehicle during Descent // CEAS Space Journal. 2025. Vol. 17. Iss. 4. P. 529–548.
6. *Вавилин А.В. и др.* Многоразовая одноступенчатая ракета-носитель «Корона» как автоматическое средство выведения // Актуальные вопросы проектирования автоматических космических аппаратов для фундаментальных и прикладных научных исследований: Сб. тр. конф. Химки: АО НПО им. С.А. Лавочкина, 2017. Т. 2. С. 118–131.
7. *Bach C. et al.* Key Technologies for Space Exploration Developed at TU Dresden [Electronical Resource]. URL: https://www.researchgate.net/publication/358104390_Key_Technologies_for_Space_Exploration_developed_at_TU_Dresden (дата обращения: 16.06.2025).
8. *Sieder-Katzmann J. et al.* ACTiVE – Experimental Set up and First Results of Cold Gas Measurements for Linear Aerospoke Nozzles with Secondary Fluid Injection for Thrust Vectoring [Electronical Resource]. URL: https://www.researchgate.net/publication/337338411_ACTiVE_-_Experimental_set_up_and_first_results_of_cold_gas_measurements_for_linear_aerospoke_nozzles_with_secondary_fluid_injection_for_thrust_vectoring (дата обращения: 16.06.2025).
9. *Dumitrescu O., Gherman B., Dragan V.* Study of Full and Truncated Aerospoke Nozzles on Performances at Different Working Conditions // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. 2018. № 400. Article № 042017.
10. *Fasulo G. et al.* Hybrid Rocket Engine Noise: Measurements and Predictions of Acoustic Environments from Horizontal Static Fire // Applied Science. 2023. Vol. 13. Iss. 15. Article № 9041.
11. *Ваулин С.Д. и др.* Экспериментальные исследования демонстратора двигательной установки с центральным телом // Изв. вузов. Машиностроение. 2023. № 12 (765). С. 113–123.
12. *Пешков Р.А., Третьяков П.А., Хорошевский К.А.* Применение URANS- и DES-подходов для прогнозирования акустического шума струй демонстратора двигателя с центральным телом // Космонавтика и ракетостроение. 2025. № 1 (138). С. 208–219.
13. *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.
14. *Липницкий Ю.М., Сафронов А.В.* Наземная обработка акустики старта ракет-носителей // Учен. зап. ЦАГИ. 2014. № 2. С. 37–49.
15. *Ginn K.B., Haddad K.* Noise Source Identification Techniques: Simple to Advanced Applications // Proc. of the Acoustics 2012 Nantes Conference, April 23–27, 2012, Nantes, France. P. 1781–1786.
16. *Dumbacher S. et al.* Source Identification Using Acoustic Array Techniques // Proceedings of the SAE Noise and Vibration Conference. 1995. Vol. 2. P. 1023–1035.
17. *Yoon S.H., Nelson P.A.* A Method for the Efficient Construction of Acoustic Pressure Cross-Spectral Matrices // Journal of Sound and Vibration. 2000. Vol. 233. Iss. 5. P. 897–920.
18. *Шаход Д.М., Агафонов Е.Д.* Анализ подходов и методов локализации акустических источников // Журнал Сибирского федерального университета. Сер. Техника и технологии. 2024. № 3. С. 380–398.
19. *Волков К.Н. и др.* Механизмы генерации и источники шума сверхзвуковых струй и численное моделирование их газодинамических и аэроакустических характеристик // Вычислительные методы и программирование. 2019. № 4. С. 498–515.
20. *Tam C.K.W., Auriault L.* Jet Mixing Noise from Fine-Scale Turbulence // AIAA Journal. 1999. Vol. 37. Iss. 2. P. 145–153.
21. *Alkislar M.B., Krothapalli A., Lourenco L.M.* Structure of a Screeching Rectangular Jet: A Stereoscopic Particle Image Velocimetry Study // Journal of Fluid Mechanics. 2003. Vol. 489. P. 121–154.
22. *Farr R.A. et al.* On the Comparison of the Long Penetration Mode (LPM) Supersonic Counterflowing Jet to the Supersonic Screech Jet // Proc. of the 21st AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, June 22–26, 2015, Dallas, USA. AIAA Paper № 2015-3126.
23. *Усанин М.В. и др.* Применение методов высокого порядка точности для решения задач вычислительной газовой динамики и аэроакустики // Изв. вузов. Авиационная техника. 2011. № 1. С. 27–32.
24. *Храмцов И. В. и др.* Снижение шума струи при наличии близкорасположенной пластины // Изв. вузов. Авиационная техника. 2024. № 2. С. 96–103.

Поступила в редакцию 16.07.25
 После доработки 27.07.25
 Принята к публикации 30.07.25

Experimental Study of the Acoustic Processes of a Demonstrator of the Center Body Propulsion System Using Acoustic Visualizations

R.A. PESHKOV, P.A. TRET'YAKOV, D.V. KUPLEVATSKII,
AND M.S. KHUDYAKOV

SUSU, Chelyabinsk

Experimental research and processing of the results of acoustic processes carried out during the interaction of high-temperature turbulent supersonic non-design jets of the demonstrator of the center body propulsion system with a flat impenetrable barrier by the method of acoustic visualizations. For the first time, the patterns of the acoustic field during the interaction of the jet with the barrier for different frequency ranges are obtained.

Launch vehicle, aeroacoustics, jet, obstacle, acoustic visualization, noise localization

Расчетно-экспериментальное исследование влияния фактической геометрии ребер на теплообмен в каналах охлаждения лопатки газовой турбины

И.В. ШЕВЧЕНКО,
д-р техн. наук,

М.И. ШЕВЧЕНКО,
канд. техн. наук,

П.А. БРЫЗГУНОВ,
канд. техн. наук,

В.П. СОКОЛОВ,
д-р техн. наук,

Н.Д. РОГАЛЕВ,
д-р техн. наук

(НИУ «МЭИ», Москва)
bryzgunovpa@mpei.ru

Представлены результаты расчетно-экспериментальных исследований эффективности конвективного охлаждения лопатки высокотемпературной газовой турбины, произведенной по серийной технологии. Определено влияние фактической геометрии оребрения внутреннего охлаждающего канала входной кромки на температурное состояние лопатки при работе в натурных условиях.

Входная кромка турбинной лопатки, охлаждаемые лопатки газовых турбин, калориметрирование в жидкометаллическом термостате, эффективность конвективного охлаждения

Достаточно эффективным и часто применяемым способом интенсификации теплоотдачи в каналах систем охлаждения лопаток современных газотурбинных двигателей является применение ребер-турбулизаторов различного сечения малой высоты, которые располагаются на стенках каналов тракта охлаждения. В последнее время были проведены многочисленные исследования теплогидравлических характеристик таких каналов, получены эмпирические зависимости для расчетов интенсивности теплоотдачи.

Установка ребер на охлаждаемой воздухом внутренней поверхности лопаток газовых турбин приводит к возникновению отрыва пограничного слоя до и после ребра. Отрыв пограничного слоя может также присутствовать и около верхней торцевой поверхности ребра [1]. Отрывные течения существенно увеличивают теплоотдачу с поверхности за счет интенсификации турбулентного перемешивания. Высокие значения коэффициента теплоотдачи наблюдаются на самих ребрах и в местах присоединения пограничного слоя [1, 2].

Эффективность оребрения определяется формой и углом установки ребер, отношением высоты ребра к гидравлическому диаметру канала, а также соотношением шага ребер к их высоте. Значительное влияние на характеристики теплоотдачи оказывает расположение ребра относительно вектора воздушного потока в канале [3]. Установлено, что при использовании поперечных ребер с углом установки 90° на интенсификацию теплообмена существенно влияет форма поперечного сечения канала [3]. Проведено исследование влияния шага для ребер, расположенных под углом 90° к потоку [4–8]. Проанализировав работу [8], можно сделать вывод о том, что наиболее эффективны каналы с относительным шагом, равным 10.

В современных системах охлаждения лопаток широко применяются ребра, расположенные под углом 45° к потоку. Теплоотдача наклонных ребер наиболее полно исследовалась в работе [9]. В проведенных исследованиях относительный шаг ребер варьировался в диапазоне 6,66...20. Отношение ширины канала S к высоте h было равно 5. Установлено, что для одностороннего оребрения оптимален относительный шаг 13,33. В работах [10, 11] исследовалось влияние угла установки ребер и формы их расположения. Наиболее эффективными с точки зрения теплообмена являются V-образные ребра (степень интенсификации $Nu/Nu_0 = 3 \div 3,5$) и ребра, установленные под углом 45° ($Nu/Nu_0 = 2 \div 2,8$). Как показано в работе [11], эффективность прерывистых V-образных ребер больше, чем сплошных, число Нуссельта увеличивается более чем в два раза, однако их применение для интенсификации теплообмена в лопатке ограничено из-за сложности изготовления.

Существенное влияние на показатели теплообмена на оребренной стенке канала оказывает форма поперечного сечения ребер. Как показано в работе [12], степень интенсификации теплообмена для одиночного ребра в случае треугольной формы – 3,4, полукруглой – 2,8, прямоугольной – 4. Однако при формировании прямоугольного оребрения на охлаждаемых лопатках, изготавливаемых литьем, почти

невозможно обеспечить идеальную остроту кромок торцов ребер. Для учета влияния торцевого скругления ребра на параметры теплоотдачи было проведено исследование [13]. Проанализировав представленные результаты, можно сделать вывод о том, что скругление кромки ребер фактически не меняет гидравлическое сопротивление канала, но приводит к снижению числа Нуссельта.

Как было отмечено [14], при использовании оребрения для интенсификации теплообмена необходимо принимать во внимание технологические аспекты. Так, при использовании пресс-форм неизбежно наличие скруглений у вершин ребер, также возможно уменьшение высоты ребер при износе пресс-формы. В совокупности данные факторы могут значительно снизить интенсивность теплообмена.

Целью данной работы являлось определение температурного состояния лопатки при работе в натуральных условиях и определение отклонений от расчетных параметров, а также возможных причин данных отклонений.

Объектом исследования являлась рабочая лопатка первой ступени газовой турбины. Лопатка имела чисто конвективную систему охлаждения. Чертеж рабочей лопатки первой ступени турбины приведен на рис. 1: *а* – общий вид лопатки с расчетными сечениями; *б* – геометрия тракта охлаждения со стороны спинки. Наиболее характерными сечениями с точки зрения оценки тепловой нагрузки на металл лопатки являются сечения A_4 , A_5 , A_6 , расположенные в средней по высоте пера зоне.

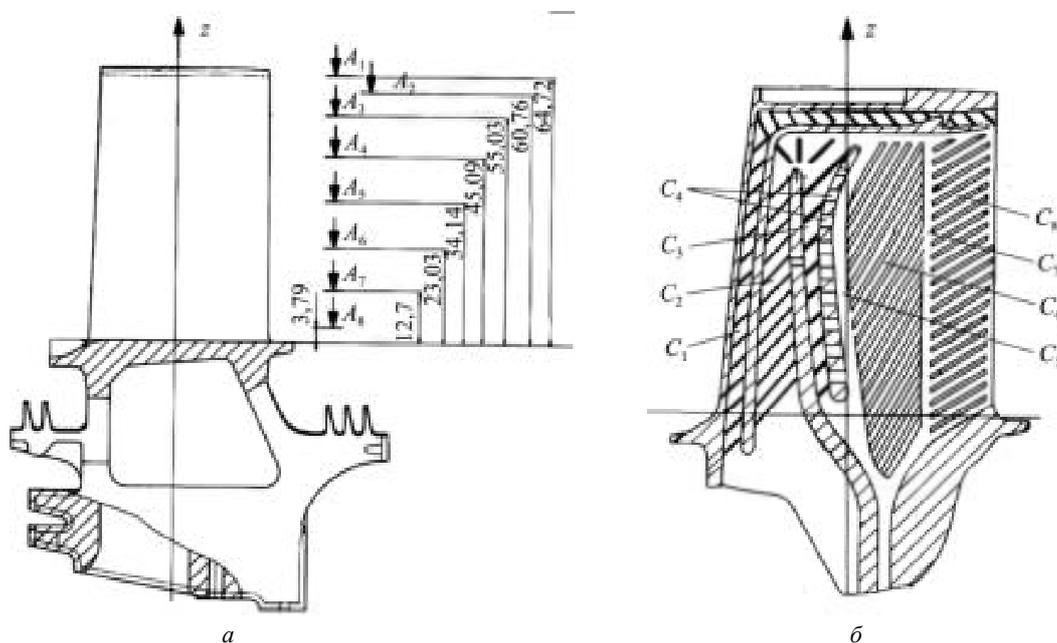


Рис. 1

На рис. 2 показано поперечное сечение лопатки в среднем сечении по высоте пера и обозначение каналов внутренней полости.

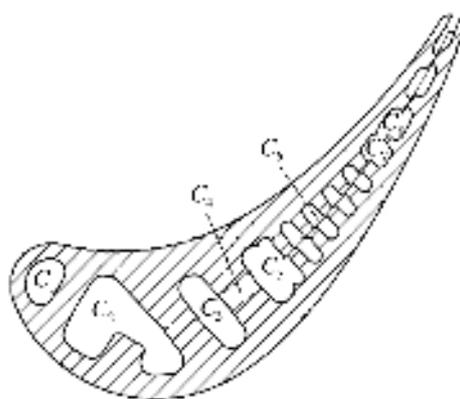


Рис. 2

Радиальный канал C_1 вдоль входной кромки лопатки связан с каналом, расположенным параллельно торцу пера. Этот канал имеет выход в проточную часть турбины и в четыре отверстия для выпуска воздуха на поверхность спинки. Канал C_2 характеризуется наличием выступа со стороны корыта, высота которого достигает 0,5 от высоты сечения. В каналах C_2, C_3 организовано противоположное направление течения воздуха. Из канала C_3 воздух через отверстия C_4 поступает в канал C_5 и далее в каналы вихревой матрицы C_6 . Между вихревыми матрицами C_6, C_8 выполнен радиальный канал C_7 .

На внутренней стенке канала входной кромки (канал C_1) установлены наклонные ребра с углом наклона 45° . Высота ребер – 0,3 мм, ширина – 0,3 мм (рис. 3, а), шаг ребер – 2,83 мм. На стенках канала C_3 также установлены ребра высотой 0,5 мм с шагом 3,89 мм (рис. 3, б).

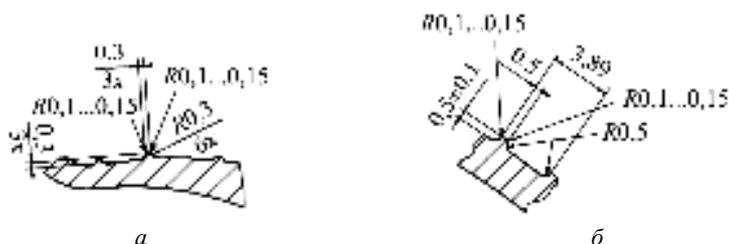


Рис. 3

Тепловые характеристики лопатки исследовались с использованием метода калориметрирования в жидкометаллическом термостате [15]. Эксперименты проводились на четырех режимах по перепаду давления $P_{вх}/P_0 = 1,2; 1,4; 1,6; 1,8$ ($P_{вх}$ – давление на входе в лопатку; P_0 – атмосферное давление). Обработку результатов экспериментов проводили для расчетных сечений $A_4 - A_6$.

На рис. 4–6 приведены распределения плотности теплового потока по наружной поверхности лопатки, полученные при четырех значениях перепада давления.

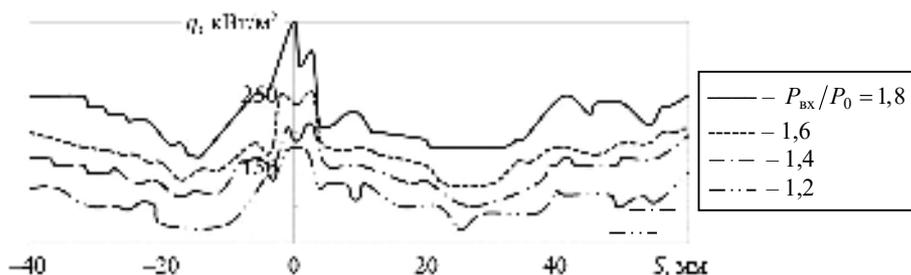


Рис. 4

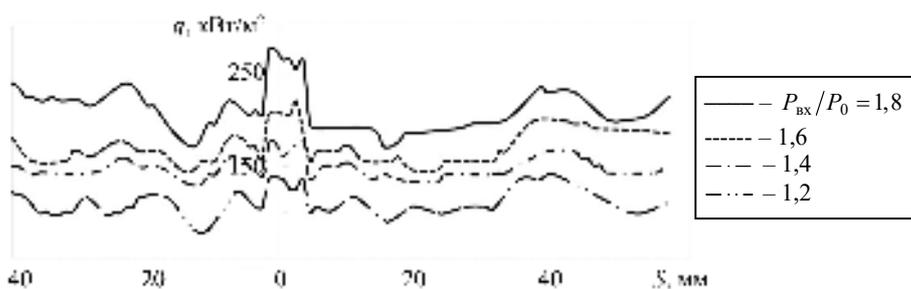


Рис. 5

При испытании лопатки в жидкометаллическом термостате плотность теплового потока q является универсальной тепловой характеристикой, учитывающей как интенсивность теплоотдачи в каналах при изменении их геометрии, так и хладоресурс воздуха по тракту охлаждения. Анализ распределения плотности теплового потока по наружной поверхности расчетных сечений показал следующее.

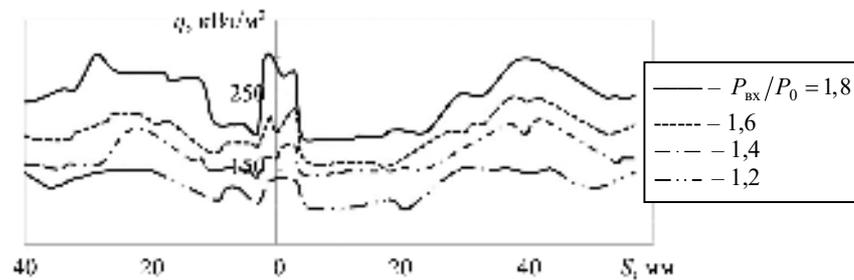


Рис. 6

В сечении A_6 (рис. 4) максимум q наблюдается в каналах первой вихревой матрицы (канал C_6). Интенсивность охлаждения входной кромки существенно возрастает только при перепаде давления, равном 1,8 (рис. 5).

В сечении A_5 (см. рис. 5) наблюдается достаточно равномерное распределение q по обводу профиля с локальным максимумом теплового потока со стороны спинки на входе в каналы первой вихревой матрицы. Максимум q на поверхности входной кромки сильно проявляется только при перепадах 1,6–1,8. Со стороны корыта наблюдается снижение интенсивности охлаждения на участке ребра, разделяющего каналы C_2, C_3 . Это, очевидно, обусловлено неблагоприятным соотношением площадей наружной и внутренней поверхностей. В данном сечении наблюдается выраженный максимум плотности теплового потока на границе каналов C_5, C_6 как со стороны спинки, так и со стороны корыта. Участки пера с вихревой матрицей характеризуются достаточно равномерным распределением поля тепловых потоков.

В сечении A_4 (рис. 6) максимум плотности теплового потока расположен в зоне входной кромки. Это можно объяснить расширением канала C_1 после сечения A_5 , что привело к дополнительной интенсификации теплоотдачи в канале. Особенностью сечения A_4 является интенсивное охлаждение стенок пера на участке каналов C_5, C_6 . Минимум интенсивности охлаждения наблюдается в канале C_2 как со стороны спинки, так и со стороны корыта.

По полученным в экспериментах значениям плотности тепловых потоков были определены значения подогрева и температуры охладителя в каналах внутренней полости, рассчитаны локальные коэффициенты теплоотдачи к охлаждающему воздуху и построены критериальные зависимости типа $Nu = ARe^{0,8}Pr^{0,4}$. Для построения критериальных уравнений (расчета чисел Рейнольдса и температур воздуха) использовалась гидравлическая модель внутренней полости, которая применялась при проектировании лопатки. Далее были рассчитаны расходы охладителя в ветвях гидравлической сети, его температура и значения чисел Рейнольдса для натуральных условий работы турбины с учетом влияния вращения на течение хладагента. Локальные коэффициенты теплоотдачи к охлаждающему воздуху в совокупности с данными по распределению температур в каналах охлаждения и межлопаточном канале, а также коэффициенты теплоотдачи от газа к лопатке были использованы в качестве граничных условий при расчетах температурного состояния металла лопатки.

С использованием решателя ANSYS Mechanical (модуль Thermal) были проведены расчеты температурных полей в сечениях $A_4 - A_6$ лопатки для рабочего режима на турбине. При расчетах учитывалось изменение коэффициента теплопроводности металла в зависимости от температуры. Приведем результаты расчетов для сечений A_6 (рис. 7, а), A_5 (рис. 7, б), A_4 (рис. 7, в).

Как видим (см. рис. 7), максимум температуры наблюдается на входной кромке в зоне критической точки. В сечении A_4 температура достигает $t = 942\text{ }^\circ\text{C}$, что на $32\text{ }^\circ\text{C}$ выше расчетного значения, полученного при проектных расчетах лопатки. В сечении A_5 температура входной кромки выше расчетной на $35\text{ }^\circ\text{C}$, в сечении A_6 – на $26\text{ }^\circ\text{C}$.

Для выяснения причин расхождения полученных данных с предусмотренными в ходе проектных расчетов было проведено исследование фактической геометрии каналов системы охлаждения. Исследование геометрии канала входной кромки показало, что ребра-интенсификаторы в поперечном сече-

нии имеют полукруглую форму и высоту в диапазоне 0,28...0,29 мм, что могло повлиять на снижение интенсивности теплоотдачи и повышение температуры входной кромки по сравнению с проектными значениями.

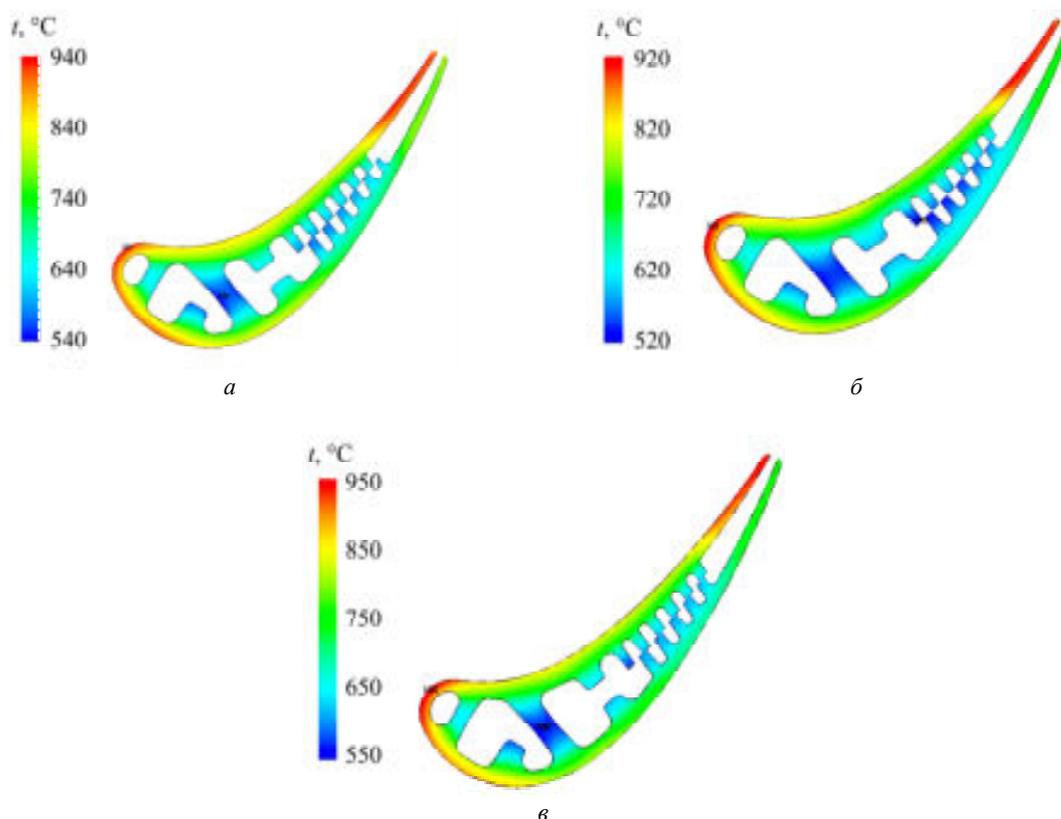


Рис. 7

Для выяснения причин увеличения температурных значений в зоне входной кромки были проведены дополнительные экспериментальные исследования. Испытания также проводились в жидкометаллическом термостате. Объект исследования представлял собой канал входной кромки, вырезанный из лопатки, задняя стенка канала была теплоизолирована. Это позволило с высокой точностью измерить расход воздуха и определить числа Рейнольдса.

Теплоотдача исследовалась в диапазоне чисел Рейнольдса 15000...60000. Для каждого сечения канала по результатам испытаний в жидкометаллическом термостате были рассчитаны локальные коэффициенты теплоотдачи по обводу внутренней поверхности входной кромки. Определены числа Нуссельта для нулевой точки Nu_0 и средние по цилиндрической поверхности канала $Nu_{ср}$. Построены критериальные зависимости вида $Nu = ARe^{0,8}Pr^{0,4}$, которые сравнивались с зависимостью Диттуса – Бойлтера для развитого турбулентного течения в гладком круглом канале:

$$Nu_0 = 0,023Re^{0,8}Pr^{0,4}.$$

В формуле в качестве характерного размера принимался гидравлический диаметр канала.

Распределение коэффициента интенсификации $K = Nu/Nu_0$ по длине канала входной кромки представлено на рис. 8, где K_0 – коэффициент интенсификации теплоотдачи для нулевой точки (наиболее удаленной от задней стенки); $K_{обв}$ – осредненный по обводу поверхности канала коэффициент интенсификации. Как видно из графика (см. рис. 8), интенсификация в первом сечении от входа в канал достигает $K_0 = 2$, что обусловлено влиянием начального участка. Геометрия входа в исследуемый канал отличается от геометрии входа в лопатке, поэтому наиболее репрезентативными являются данные в сечениях $A_4 - A_6$.

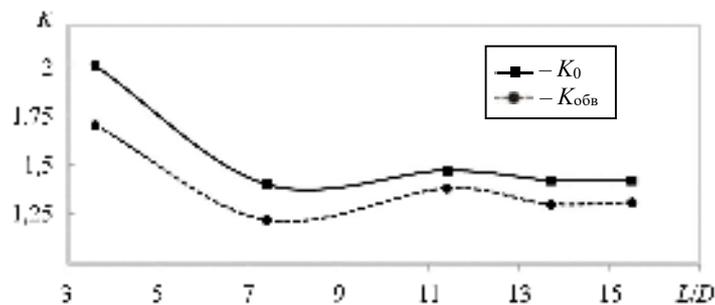


Рис. 8

Если осреднить значения K по четырем сечениям, то средний коэффициент интенсификации для критической точки составит $K_{0,ср} = 1,44$, а $K_{обв,ср} = 1,3$.

Вычисленные значения $K_{0,ср}$, $K_{обв,ср}$ существенно ниже величин, использованных в расчетах при проектировании системы охлаждения для обеспечения требуемой температуры входной кромки. В соответствии с проектными расчетами коэффициент интенсификации принимался равным 2,5 относительно гладкого канала такой же геометрии. Согласно полученным результатам возникает необходимость учета реальной геометрии оребрения, получаемой в технологическом процессе изготовления лопатки, и корректировки соотношений, используемых при проектировочных расчетах.

Таким образом, проведены экспериментальные исследования рабочей лопатки первой ступени газовой турбины для определения локальных коэффициентов теплоотдачи между стенками оребренного канала входной кромки и охлаждающим воздухом, которые были использованы в расчете температурного поля пера в условиях эксплуатации. По результатам исследования, температура лопатки в критической точке входной кромки существенно превосходит показатели, определенные при проектировочном расчете посредством стандартных критериев теплоотдачи для каналов с оребренными стенками. Отклонение температуры в критической точке пера лопатки варьировалось в диапазоне 26...35 °С, зависящем от сечения по высоте пера.

Установлено, что фактическая геометрия наклонных ребер на стенках каналов обеспечивает интенсификацию теплоотдачи между стенками оребренного канала и охлаждающим воздухом в критической точке входной кромки на уровне 1,44 по сравнению с гладким каналом, что на 40 % меньше, чем было принято при проектировочном расчете. Это обусловлено отклонением геометрии ребер на поверхности каналов охлаждения лопатки, изготавливаемой литьем по выплавляемым моделям.

Для повышения точности расчетов температурного состояния охлаждаемых лопаток необходимо проведение дополнительных экспериментальных исследований с целью определения фактических тепловых характеристик натуральных лопаток, изготовленных по серийной технологии.

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации в рамках государственного задания № FSWF-2023-0014 (соглашение № 075-03-2023-383 от 18 янв. 2023 г.) в сфере научной деятельности на 2023–2025 гг.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Лопатин А.А. и др. Численное моделирование конвективного теплообмена при вынужденном движении теплоносителя в системах охлаждения с разрезным оребрением // Изв. вузов. Авиационная техника. 2022. № 3. С. 157–163.
2. Роголев 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.
3. Han J. C., Park J. S. Developing Heat Transfer in Rectangular Channels with Rib Turbulators // International Journal of Heat and Mass Transfer. 1988. Vol. 31. Iss. 1. P. 183–195.
4. Zheng S.-F. et al. Performance Evaluation with Turbulent Flow and Heat Transfer Characteristics in Rectangular Cooling Channels with Various Novel Hierarchical Rib Schemes // International Journal of Heat and Mass Transfer. 2023. Vol. 214. Article № 124459.

5. Liu J. et al. Experimental and Numerical Investigations of Heat Transfer and Fluid Flow in a Rectangular Channel with Perforated Ribs // International Communications in Heat and Mass Transfer. 2021. Vol. 121. Article № 105083.
6. Zhu Q. et al. Numerical Study on Flow and Heat Transfer in a Novel Symmetric Sinusoidal Wavy Microchannel Heat Sink with Rectangular Rib Prisms // International Journal of Thermal Sciences. 2024. Vol. 197. Iss. 5. Article № 108807.
7. Роголев А.Н. и др. Исследование теплогидравлических процессов в охлаждающих каналах лопатки высокотемпературной углекислотной турбины // Теплоэнергетика. 2023. № 10. С. 7–16.
8. Xu G., Li Y., Deng H. Effect of Rib Spacing on Heat Transfer and Friction in a Rotating Two-Pass Square Channel with Asymmetrical 90-Deg Rib Turbulators // Applied Thermal Engineering. 2015. Vol. 80. P. 386–395.
9. Tanda G. Effect of Rib Spacing on Heat Transfer and Friction in a Rectangular Channel with 45 Angled Rib Turbulators on One/Two Walls // International Journal of Heat and Mass Transfer. 2011. Vol. 54. Iss. 5. P. 1081–1090.
10. Han J.C., Zhang Y.M., Lee C.P. Augmented Heat Transfer in Square Channels with Parallel, Crossed, and V-Shaped Angled Ribs // Journal of Heat Transfer. 1991. Vol. 113. Iss. 3. P. 590–596.
11. Han J.C., Zhang Y.M. High Performance Heat Transfer Ducts with Parallel Broken and V-Shaped Broken Ribs // International Journal of Heat and Mass Transfer. 1992. Vol. 35. Iss. 2. P. 513–523.
12. Liou T.-M., Hwang J.-J. Effect of Ridge Shapes on Turbulent Heat Transfer and Friction in a Rectangular Channel // International Journal of Heat and Mass Transfer. 1993. Vol. 36. Iss 4. P. 931–940.
13. Taslim M.E., Spring S.D. Effects of Turbulator Profile and Spacing on Heat Transfer and Friction in a Channel // Journal of Thermophysics and Heat Transfer. 1994. Vol. 8. № 3. P. 555–562.
14. Письменный Д.Н., Дашевский Ю.Я., Халатов А.А. Влияние конфигурации ребер турбулизаторов на теплообмен и потери давления в охлаждаемом канале входной кромки лопатки // Промышленная теплотехника. 2010. № 4. С. 54–62.
15. Копелев С.З. и др. Тепловые и гидравлические характеристики охлаждаемых лопаток газовых турбин. М.: Машиностроение, 1993. 176 с.

Поступила в редакцию 26.06.25

После доработки 11.07.25

Принята к публикации 14.07.25

Numerical and Experimental Study of the Actual Rib Geometry Influence on Heat Transfer in the Gas Turbine Blade Cooling Channels

I.V. SHEVCHENKO, M.I. SHEVCHENKO, P.A. BRYZGUNOV,
V.P. SOKOLOV, AND N.D. ROGALEV

NRU “MPEI”, Moscow

The results of numerical and experimental investigations into the efficiency of convective cooling of a high-temperature gas turbine cooling blade manufactured using the serial technology methods are presented. The influence of the actual geometry of the rib within the internal cooling duct at the blade leading edge on the thermal state of the nozzle during full-scale operation was determined.

Turbine blade leading edge, cooled gas turbine blades, liquid metal thermostat calorimetry, convective cooling efficiency

Определение границ применимости стандартной модели турбулентности SST для моделирования течений в каналах малых газотурбинных двигателей при низких местных числах Рейнольдса

Л.О. ВОКИН,
канд. техн. наук,
М.Е. РЕНЕВ,
И.А. ВОЛОБУЕВ
(Севастопольский
государственный
университет,
Севастополь; БГТУ
«ВОЕНМЕХ»
им. Д.Ф. Устинова,
Санкт-Петербург)
leonidvokin@mail.ru

Проведено исследование течения разреженной жидкости в канале при относительно низком числе Рейнольдса и верификация расчета гидравлических потерь в нем. Исследование проводилось с помощью численной модели, верифицированной эмпирической моделью. Объект исследования – течение в канале с известным местным гидравлическим сопротивлением. При постановке задачи рассматривались различные граничные условия, соответствующие разным высотам в атмосфере. На основе результатов исследования описана адекватная численная модель.

Гидравлическое сопротивление, верификация, численное моделирование, разреженный поток, стратосферный двигатель

Число Рейнольдса $Re = \frac{\rho D u}{\eta}$ (ρ – плотность, кг/м³; D – характерный размер, например диаметр

трубы, м; u – скорость, м/с; η – кинематическая вязкость, Па·с) характеризует в безразмерной форме отношение сил инерции к силам вязкого трения. При больших числах Рейнольдса ($Re > 10^7$) силы инерции преобладают, течение обычно полностью турбулентное, а вязкие пограничные слои тонкие. При малых числах Рейнольдса ($Re < 10^4$), наоборот, преобладают силы вязкого трения, и пограничные слои толстые. Это приводит к перестройке вторичных течений, что главным образом влияет на потери полного давления в канале, кроме уменьшения живого сечения канала.

В последнее время активно развивается направление микротурбинных двигателей, для которых характерны течения при низких числах Рейнольдса в связи с малой величиной характерных линейных размеров [1]. Предельным случаем малоразмерности являются микротурбинные двигатели, изготавливаемые при помощи технологий микроэлектромеханических систем [2]. Аналогичный эффект разбухания пограничных слоев наблюдается при работе микротурбинных двигателей на больших высотах из-за снижения плотности воздуха [3]. В работе [4] указано, что главным образом число Рейнольдса влияет на местное сопротивление при значениях $Re < 10^5$, и именно такой режим течения реализуется в разреженном потоке. Также сделан вывод о том, что коэффициенты гидравлических сопротивлений не зависят от среды, протекающей через проточную часть, а определяются геометрией элемента проточной части и режимом течения. Проблемными являются каналы воздухозаборников [5], диффузоры центробежных компрессоров и сопловые аппараты турбин [6, 7]. Из-за низкой экономичности микротурбинных двигателей необходимо применение теплообменников, в том числе и для авиационного применения. Число Рейнольдса напрямую влияет на гидравлические сопротивления в каналах теплообменников [8–10].

Расчеты характеристик указанных устройств обычно проводятся для стандартных атмосферных условий, но при переносе в условия стратосферы могут возникнуть погрешности до 30 %. Для получения более точных результатов необходимо использовать модели ламинарно-турбулентного перехода (γ - θ) или вихреразрешающие методы [11, 12]. При использовании моделей ламинарно-турбулентного перехода требуется эмпирическое определение границ применимости и наличие табулированных параметров модели для нужного класса задач, в свою очередь, вихреразрешающие методы довольно ресурсоемки. В связи с этим актуально определение границы применимости по числу Рейнольдса стандартной SST-модели турбулентности [13], которая фактически принята в качестве стандарта для расчетов характеристик микротурбинных двигателей.

Граница применимости модели турбулентности SST устанавливается решением модельной задачи для канала (рис. 1), эмпирические данные для которого отличаются высокой степенью достоверности.

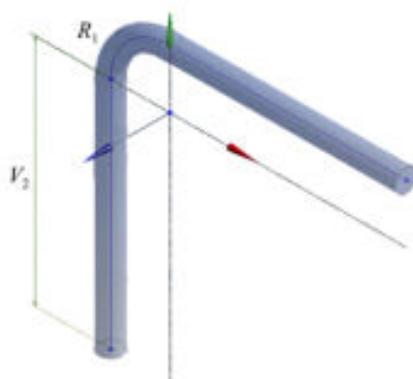


Рис. 1

Диаметр трубы, равный 20 мм, выбран из условия соизмеримости с высотой входного сечения в статоре компрессора двигателя JetCat P550.

Геометрия канала с Г-образным поворотом на 90°. Радиус поворота – 50 мм. Перед поворотом и за ним – успокоительные прямые участки длиной по 10 калибров. Рабочее тело – воздух с постоянной теплоемкостью. В качестве граничных условий заданы полное давление на входе и статическое давление на выходе, стенка гидравлически гладкая с прилипанием, адиабатическая.

Проведено исследование сеточной сходимости.

Приведем начальные параметры сетки. Максимальная величина ячейки – 1 мм. Параметры сгущения около стенки: отношение толщин – 1,5, при этом достигается величина $y_+ < 0,25$, что удовлетворяет требованиям использования модели турбулентности SST [13]. Варьировалась толщина первого слоя t и число слоев сгущения при сохранении суммарной толщины слоев сгущения, равной примерно 0,775 мм.

На рис. 2 приведена зависимость числа Рейнольдса от t . По результатам исследования сходимости выбрана толщина первого слоя $t = 5 \cdot 10^{-4}$ мм. Соответствующее число слоев сгущения – 17.

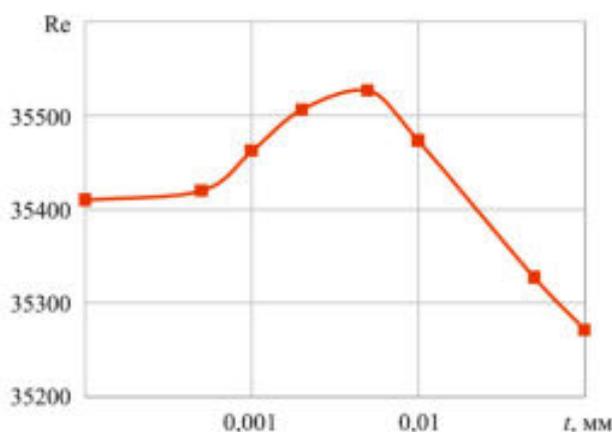


Рис. 2

Граничные условия – полное давление и температура на входе и статическое давление на выходе. Стенка гладкая, адиабатическая, с прилипанием. Статическое давление на выходе задано как функция полного давления на входе ($p_{\text{стат}} = 0,769 p_{\text{полн}}$) с целью обеспечения постоянного докритического перепада давления на канал. Сами величины входных давления, температуры и динамической вязкости взяты из ГОСТ 4401-81 [14].

В табл. 1 приведены граничные условия различных расчетных точек.

Таблица 1

Высота, км	Полное давление, кПа	Полная температура, К	Плотность, кг/м ³	Динамическая вязкость, Па·с
0	101	288	1,225	$1,79 \cdot 10^{-5}$
2	80	275,2	1,007	$1,66 \cdot 10^{-5}$
4	61,6	262,2	0,819	$1,66 \cdot 10^{-5}$
7	41	242,7	0,590	$1,56 \cdot 10^{-5}$
12	20	216,7	0,312	$1,42 \cdot 10^{-5}$
16	10	216,7	0,167	$1,42 \cdot 10^{-5}$
20	5,5	216,7	0,089	$1,42 \cdot 10^{-5}$

Результаты численных расчетов сравнивались с эмпирическими данными [4]. Для автомодельной области ($Re > 10^4$) используется следующая формула для определения коэффициента сопротивления:

$$\zeta = k_{\Delta} k_{Re} \zeta_m + 0,0175 \delta \lambda R_0 / D_0, \quad (1)$$

где δ – угол поворота (в исследуемом случае 90°); R_0 – радиус поворота (50 мм); D_0 – диаметр трубы (20 мм); λ – коэффициент сопротивления трения единицы относительной длины участка. Параметры k_{Δ} , k_{Re} определяются по таблицам п. 1, 2 диаграммы 6-2 в работе [4]. Коэффициент местного сопротивления ζ_m определяется по формуле

$$\zeta_m = A_1 B_1 C_1, \quad (2)$$

где $A_1 = 1$ для угла поворота 90° , $B_1 = 0,14$, $C_1 = 1,0$ для круглого сечения трубы. Для области переходных режимов ($3 \cdot 10^3 < Re < 10^4$) используется формула

$$\zeta = \frac{A_2}{Re} + \zeta_m + \zeta_{тр}. \quad (3)$$

Здесь коэффициенты местного сопротивления и трения ζ_m , $\zeta_{тр}$ определяются так же, как и при $Re > 10^5$, A_2 определяется по таблице п. 3 диаграммы 6-2 в работе [4] и равно 600.

В табл. 2 приведены значения коэффициентов, использованные для расчета по эмпирическим формулам (1) – (3).

Таблица 2

Высота, км	Re	k_{Δ}	k_{Re}	ζ_m	$\zeta_{тр}$	λ	A_2	ζ
0	186849	1	1,119	0,157	0,00117	0,017	-	0,158
2	148617	1	1,185	0,166	0,00117	0,017	-	0,167
4	110453	1	1,271	0,178	0,00124	0,018	-	0,179
7	72630	1	1,393	0,195	0,00137	0,02	-	0,196
12	35423	1	1,601	0,224	0,00172	0,025	-	0,226
16	17491	1	1,806	0,253	0,00192	0,028	-	0,255
20	8654	1	2,010	0,281	0,00227	0,033	0,069	0,353

Результаты расчета коэффициента сопротивления в сравнении с экспериментальными данными приведены на рис. 3.

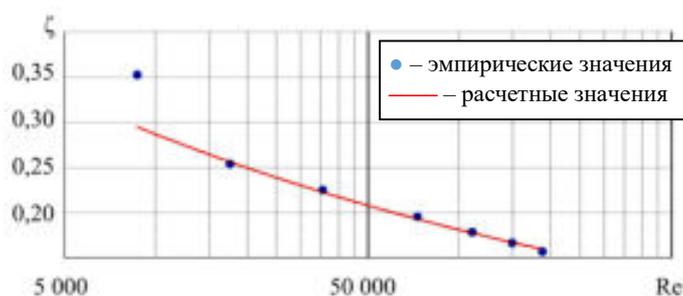


Рис. 3

Как видим (см. рис. 3), расчетная кривая совпадает с экспериментальными данными в диапазоне чисел $Re > 10^4$. Расчетная точка, соответствующая режиму течения с $Re \approx 9000$ (высота 20 км), демонстрирует значение сопротивления, существенно заниженное по сравнению с экспериментальными данными.

На рис. 4 показаны картины течения в сечении по плоскости симметрии, полученные при помощи модели турбулентности SST. Приведены эпюры скорости на режимах течения, соответствующих различным высотам: 0 км (рис. 5, а), 7 км (рис. 5, б), 20 км (рис. 5, в).

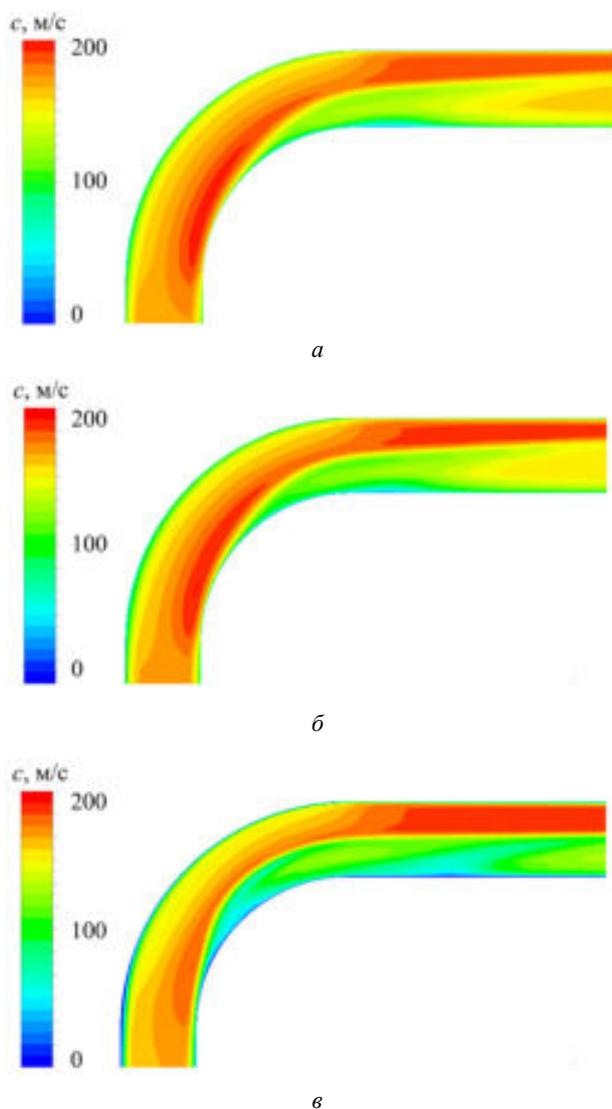


Рис. 4

Как видим (см. рис. 4), в районе изгиба трубы происходит отрыв течения от стенок. Образуется область потока, в которой течение практически невязкое, за исключением тонкого пограничного слоя на стенке (концентрические окружности изолиний около стенки (рис. 5)), остальное поперечное сечение занимают крупные продольные вихри, течение в которых в основном определяется силами инерции.

Проекция векторного поля на контрольную выходную плоскость при различных числах Рейнольдса приведены на рис. 5: а – $Re = 1,8 \cdot 10^5$; б – $Re = 8,6 \cdot 10^3$.

Модель турбулентности SST постулирует развитую изотропную турбулентность, поэтому при уменьшении числа Рейнольдса под воздействием сил инерции происходит дробление вихрей, и площадь поперечного сечения, занимаемая ими, растет медленно. В реальных условиях вследствие проявления силы вязкости вихри не разрушаются, а наоборот, вовлекают во вращательное движение все больший

объем газа, что приводит к более быстрому уменьшению проточного сечения с невязким газом (затемненная область на рис. 5, б). Для моделирования подобных эффектов необходимо использовать вихреразрешающие методы.

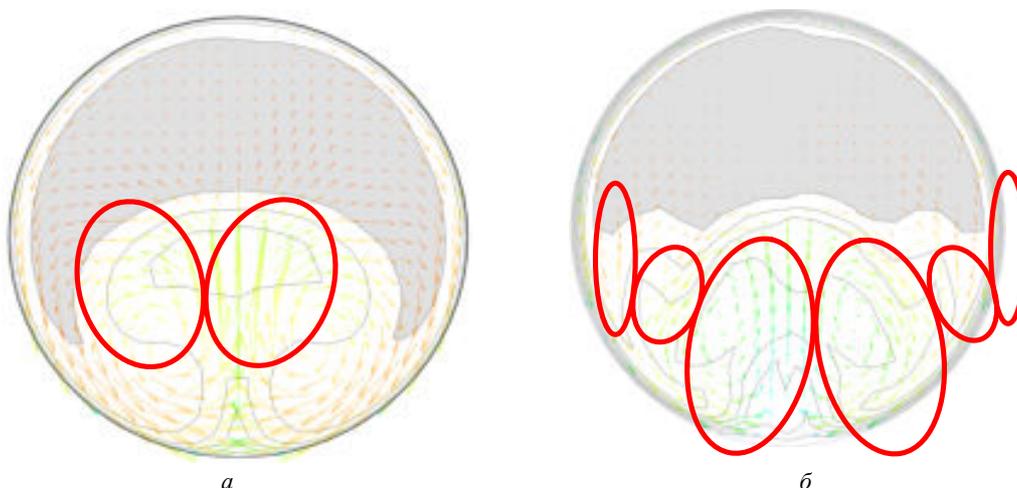


Рис. 5

Согласно выполненным расчетам модель турбулентности SST может использоваться для расчета коэффициента трения в узких проточных каналах, начиная с числа Рейнольдса $Re > 10^4$. При меньших значениях числа Рейнольдса необходимо применять более сложные вихреразрешающие методы.

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

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Jingqi Li, Yulong Li.* Micro Gas Turbine: Developments, Applications, and Key Technologies on Components // *Propulsion and Power Research*. 2023. Vol. 12. Iss. 1. P. 1–43.
2. *Omri M., Moreau S., Fréchette LG.* 3D Numerical Analysis of Heat Transfer in a Low Reynolds Number Microturbine Cascade // *Proc. of the ASME 2012 10th International Conference on Nanochannels, Microchannels, and Minichannels Collocated with the ASME 2012 Heat Transfer Summer Conference and the ASME 2012 Fluids Engineering Division Summer Meeting, July 8–12, 2012, Rio Grande, Puerto Rico, USA*. P. 267–274.
3. *Donovan M.H. et al.* Low Reynolds Number Effects on the Endwall Flow Field in a High-Lift Turbine Passage // *Journal of Turbomachinery*. 2023. Vol. 145. Iss. 3. Article № 031006.
4. *Идельчик И.Е.* Справочник по гидравлическим сопротивлениям. М.: Машиностроение, 1992. 672 с.
5. *Гидаснов В.Ю., Мосеев Д.С., Северина Н.С.* Одномерная модель для расчета параметров потока в сверхзвуковом воздухозаборнике // *Изв. вузов. Авиационная техника*. 2023. № 3. С. 100–104.
6. *Zi-Liang Li et al.* Numerical Investigation of Low Reynolds Number Effects on Energy Loss inside Centrifugal Compressor with Different Inlet Conditions // *Aerospace Science and Technology*. 2024. Vol. 146. Article № 108923.
7. *Tiainen J. et al.* Loss Development Analysis of a Micro-Scale Centrifugal Compressor // *Energy Conversion and Management*. 2018. Vol. 166. P. 297–307.
8. *Ермилов Ю.И., Равикович Ю.А., Холобцев Д.П.* Методика оптимизации противоточного рекуперативного теплообменника для системы криогенного обеспечения транспортных энергетических установок, основанных на эффекте сверхпроводимости // *Изв. вузов. Авиационная техника*. 2022. № 4. С. 129–138.
9. *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.
10. *Нестеренко В.Г., Ревант Р.А.* Конструктивные особенности и эффективность компактных воздуховоздушных теплообменников, устанавливаемых в системе охлаждения турбин двухконтурного воздушно реактивного двигателя // *Тр. МАИ [Электронный журнал]*. 2018. № 101. URL: https://elibrary.ru/download/elibrary_36300469_25498635.pdf (дата обращения: 1.06.2025).

11. Hergt A. et al. Low Reynolds Number Effects in Compressor Blade Design // International Journal of Gas Turbine, Propulsion and Power Systems [Electronical Journal]. Vol. 15. Iss. 4. URL: https://doi.org/10.38036/jgpp.15.4_v15n4tp082024 (дата обращения: 1.06.2025).
12. 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.
13. Menter F.R. Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications // AIAA Journal. 1994. Vol. 32. № 8. P. 1598–1605.
14. ГОСТ 4401-81. Атмосфера стандартная. Параметры. М.: Изд-во стандартов, 1981. 181 с.

Поступила в редакцию 1.07.25
После доработки 15.07.25
Принята к публикации 20.07.25

Determining the Applicability Limits of the SST Turbulence Model for Modeling Flows in Small Gas Turbine Engine Ducts at Low Local Reynolds Numbers

L.O. VOKIN^{1,2}, M.E. RENEV^{1,2}, AND I.A. VOLOBUEV^{1,2}

¹ Sevastopol State University, Sevastopol

² Baltic State Technical University “Voenmeh”, Saint Petersburg

A study of the flow of rarefied fluid in a channel at a relatively low Reynolds number and verification of the calculation of hydraulic losses in it were carried out. The study was conducted using a numerical model verified by an empirical model. The object of study is a flow in a channel with known local hydraulic resistance. When formulating the problem, various boundary conditions corresponding to different altitudes in the atmosphere were considered. Based on the results of the study, an adequate numerical model is described.

Hydraulic resistance, verification, numerical modeling, rarefied flow, stratospheric engine

Эволюция вихревой структуры течения за выступами в канале при гармоническом изменении расхода газа

Изучено влияние трех основных режимов нестационарного течения на процессы зарождения и эволюции вихревых структур в пристеночном слое дискретно шероховатого канала с массивом выступов. Эксперименты выполнены с использованием двумерного метода оптических измерений в диапазоне чисел Струхала $0,016...0,617$ и диапазоне относительной амплитуды наложенных пульсаций скорости $0,11...0,8$. Данные представлены по фазам периода наложенных пульсаций скорости с шагом $0,25\pi$. Выявлены новые гидродинамические эффекты, способствующие интенсификации теплообмена, – обтекание выступа вихрем в направлении вверх по потоку, сокращение длины отрывной области до $1,1h$ в фазе $0,5\pi$ и до $3,4h$ в среднем за период наложенных пульсаций, интенсификация массообмена между пристеночной областью и внешним течением практически по всей поверхности дискретно шероховатой стенки.

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

Отрывное течение, наложенная нестационарность, массив выступов, вихри, фаза

Работа продолжает исследование [1], где было обосновано существование трех различных нестационарных режимов течения в каналах с массивом выступов и обратным уступом – низкочастотного, высокочастотного и быстро осциллирующего. В работе [1] были определены критерии их реализации и характерные интегральные особенности. В настоящей работе исследованы процессы зарождения и эволюции вихревых структур в пристеночном слое дискретно шероховатого канала на выделенных нестационарных режимах течения.

Испытания проводились в воздушном канале с массивом выступов, конфигурация которого описана в работе [1]. Расход воздуха в экспериментах изменялся по закону, близкому к гармоническому, при использовании пульсатора с функцией регулирования частоты и амплитуды [2]. Амплитуда регулировалась изменением площади проходного сечения байпасного канала пульсатора. Пульсатор был герметично прикреплен к выходному фланцу рабочего участка, поэтому при изменении расхода пропорционально изменялась скорость течения U в рабочем участке (рис. 1). Соответственно, при дальнейшем описании наложенной на поток периодической нестационарности используется понятие «наложенные пульсации скорости». Рис. 1 также иллюстрирует принятый в работе подход к определению значения фазы наложенных пульсаций скорости φ . Во всех экспериментах среднерасходная скорость $U_b = 2,1$ м/с рассчитывалась по полной площади поперечного сечения рабочего участка (без учета высоты выступов).

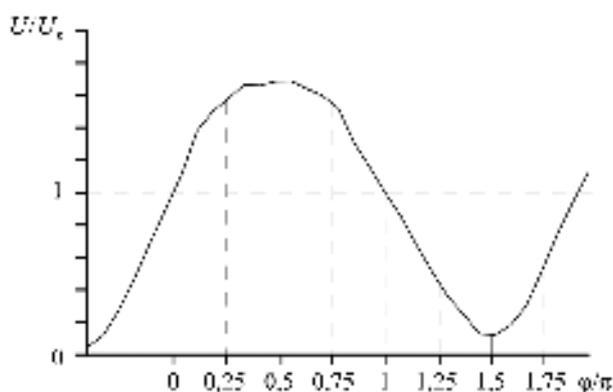


Рис. 1. Фрагмент осциллограммы скорости течения в точке $x/h = 1,5$, $y/h = 3,5$ на высокочастотном режиме

Представление об эволюции вихревой структуры потока в течение периода наложенных пульсаций скорости можно получить на основе анализа полей скорости, осредненных по фазам векторных и совме-

щенных с изолиниями Q -критерия. Осреднение проводилось для данных в интервале $\pm 0,03\pi$ от заданного значения фазы φ . Измерения мгновенных полей скорости в работе выполнены двумерным оптическим методом Smoke Image Velocimetry в вертикальной плоскости симметрии рабочего участка в области установившегося течения. Для характеристики исследованного пространства используются поперечная (по высоте канала) координата y и продольная координата x , отсчитываемые от дискретно шероховатой стенки канала и вертикальной кромки выступа с наветренной стороны относительно высоты выступа h . Частота наложенных пульсаций скорости f описывается числом Струхала $St = fh/U_b$, их амплитуда A_u – относительной амплитудой $\beta = A_u/U_b$. Изолинии Q -критерия использованы для локализации ядер вихрей. Диапазоны варьирования числа Струхала и относительной амплитуды наложенных пульсаций скорости составляли $St = 0,016 \div 0,617$; $\beta = 0,11 \div 0,8$.

Результаты измерений для низкочастотного режима представлены на рис. 2. Здесь и далее векторами показано поле скорости. Для иллюстрации динамики течения линиями со стрелками показаны характерные крупномасштабные движения, а вертикальными стрелками на оси x/h – положение точек при-соединения потока.

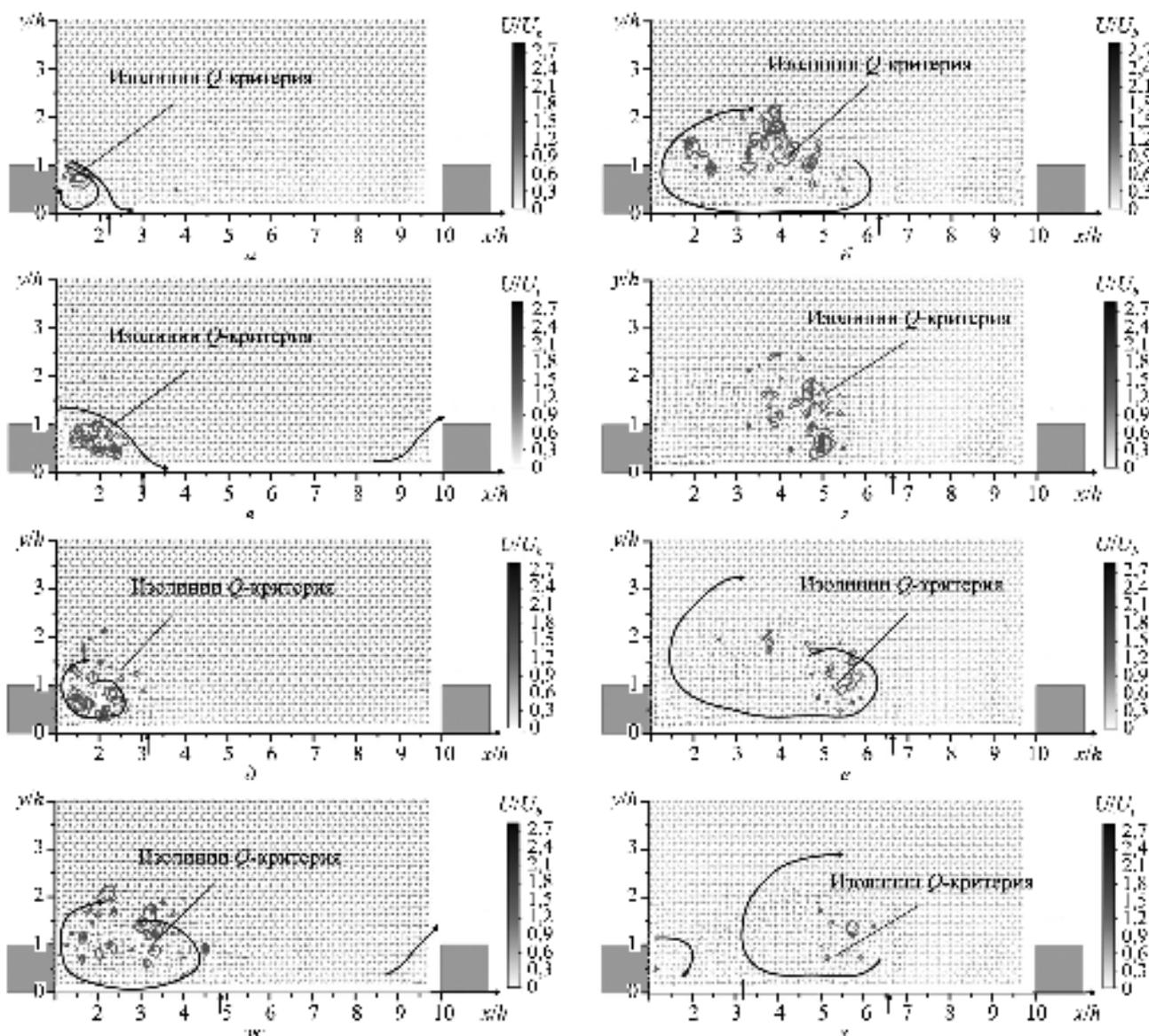


Рис. 2. Низкочастотный режим течения ($\beta = 0,48$; $St = 0,039$): а – $\varphi = 0$; б – $\varphi = \pi$; в – $\varphi = 0,25\pi$; г – $\varphi = 1,25\pi$; д – $\varphi = 0,5\pi$; е – $\varphi = 1,5\pi$; ж – $\varphi = 0,75\pi$; з – $\varphi = 1,75\pi$

Как видим (см. рис. 2), низкочастотный режим характеризуется формированием крупномасштабной вихревой структуры, которая зарождается непосредственно за выступом в фазе ускорения потока ($\varphi=1,75\pi \div 0$). В этот момент времени фиксируются две точки, сформированные зарождающейся вихревой структурой и структурой, предшествующей ей (обозначены вертикальной линией и стрелкой на оси x/h в фазе $\varphi=1,75\pi$ (см. рис. 2, 3)). Эти точки смыкаются в фазе $\varphi=0$ с образованием точки присоединения течения на расстоянии $1,2h$ от выступа. В начальный период времени масштаб зарождающейся структуры соизмерим с высотой выступа. По мере ускорения внешнего течения ($0 < \varphi < 0,5\pi$) масштаб вихревой структуры быстро увеличивается, достигая $2h$. Это, в свою очередь, приводит к поджатию потока с образованием высокомоментной области над вихревой структурой, которая далее перемещается вниз по течению на протяжении всей фазы торможения ($0,5 < \varphi < 1,5\pi$).

В фазе максимального расхода ($\varphi=0,5\pi$) наблюдается выраженная разность между скоростью над выступами и в промежутке между выступами. По всей видимости, это связано с периодически изменяющейся площадью поперечного сечения канала и существенным влиянием масштаба вихря на изменение этой площади. В начале фазы торможения инерция ядра потока вытягивает вихрь в продольном направлении ($\varphi=0,75\pi$). Далее в фазе торможения можно видеть, что между выступами вниз по течению движется область повышенной скорости, сформированная над выступом в фазе $\varphi=0,5\pi$. При ее движении происходит дальнейшее продольное растяжение вихря со смещением точки присоединения потока до дистанции $5,5h$ и подсос вихря в следующую за областью повышенной скорости низкоскоростную область ($\pi < \varphi < 1,75\pi$). Подсос вихря во внешнее течение увеличивает его масштаб до $3h-4h$.

Расстояние между препятствием и точкой присоединения существенно увеличивается только в фазах, когда абсолютное значение скорости потока превышает среднее значение ($0 < \varphi < \pi$), и максимальное значение сохраняется в фазе уменьшенной скорости ($\pi < \varphi < 2\pi$). Разрушение вихревой структуры, как и зарождение новой, происходит в фазе разгона потока ($1,75\pi < \varphi < 2\pi$).

На высокочастотном режиме течения вихрь за выступом имеет большую интенсивность вращения, чем на низкочастотном режиме, и меньший масштаб. Соответственно, при числах Струхала, близких к низкочастотному режиму, вихри за выступами имеют наибольший диаметр (до $1,5h$). При увеличении числа Струхала диаметр вихрей постепенно уменьшается до $0,3h$.

Увеличение частоты наложенных пульсаций скорости сопровождается уменьшением расстояния, на которое перемещается поток в течение периода. На высокочастотном режиме течения высота области пониженной скорости в промежутке между выступами в фазе $\varphi=0,5\pi$ имеет порядок $2h$ (рис. 3). На низкочастотном режиме высота такой области достигала $3,5h$. Также видно, что период наибольших скоростей в ядре потока сдвинут по фазе в область $0,5\pi < \varphi < \pi$.

Принципиальное отличие высокочастотного режима течения от низкочастотного заключается в том, что в фазах повышенной скорости ядра потока (относительно среднерасходного значения) длина отрывной области не увеличивается, а наоборот, уменьшается. Процесс формирования вихря на высокочастотном режиме (см. рис. 3) начинается в фазе $\varphi \approx 0$. Ускорение ядра потока в этой фазе отклоняет нулевую линию тока (рис. 3, пунктирная линия) в сторону стенки, соответственно, поток из центральной области канала начинает обтекать нижний по потоку выступ, за которым формируется небольшой вихрь. Аналогичная картина наблюдается и за выступом, находящимся выше по потоку, но с разницей по времени, соответствующей прохождению фронтом волны от наложенных пульсаций скорости расстояния между выступами.

Первоначально зарождающийся вихрь находится в зазоре между подветренной кромкой выступа и следом от вихря, вращавшегося над выступом в предыдущий период наложенных пульсаций скорости. Длина области обратного течения в фазе $\varphi=0$ достигает $7,7h$. В промежуток времени между фазами $\varphi=0$ и $\varphi=0,25\pi$ ускоряющийся поток, натекающий на выступ, сносит зародившийся вихрь за выступ и

прижимает его по направлению к стенке и выступу. Одновременно с этим увеличивается масштаб вихря и резко сокращается длина области пристеночных обратных токов (до $2h$). Интенсивное вращение вихря за выступом сохраняется практически до момента снижения скорости течения до среднего значения в фазе $\varphi = \pi$. Соответственно, течение за выступом в этот период времени присоединяется к стенке на дистанции $1h - 1,5h$, и застойных или низкоскоростных областей на поверхности дискретно шероховатой стенки практически нет.

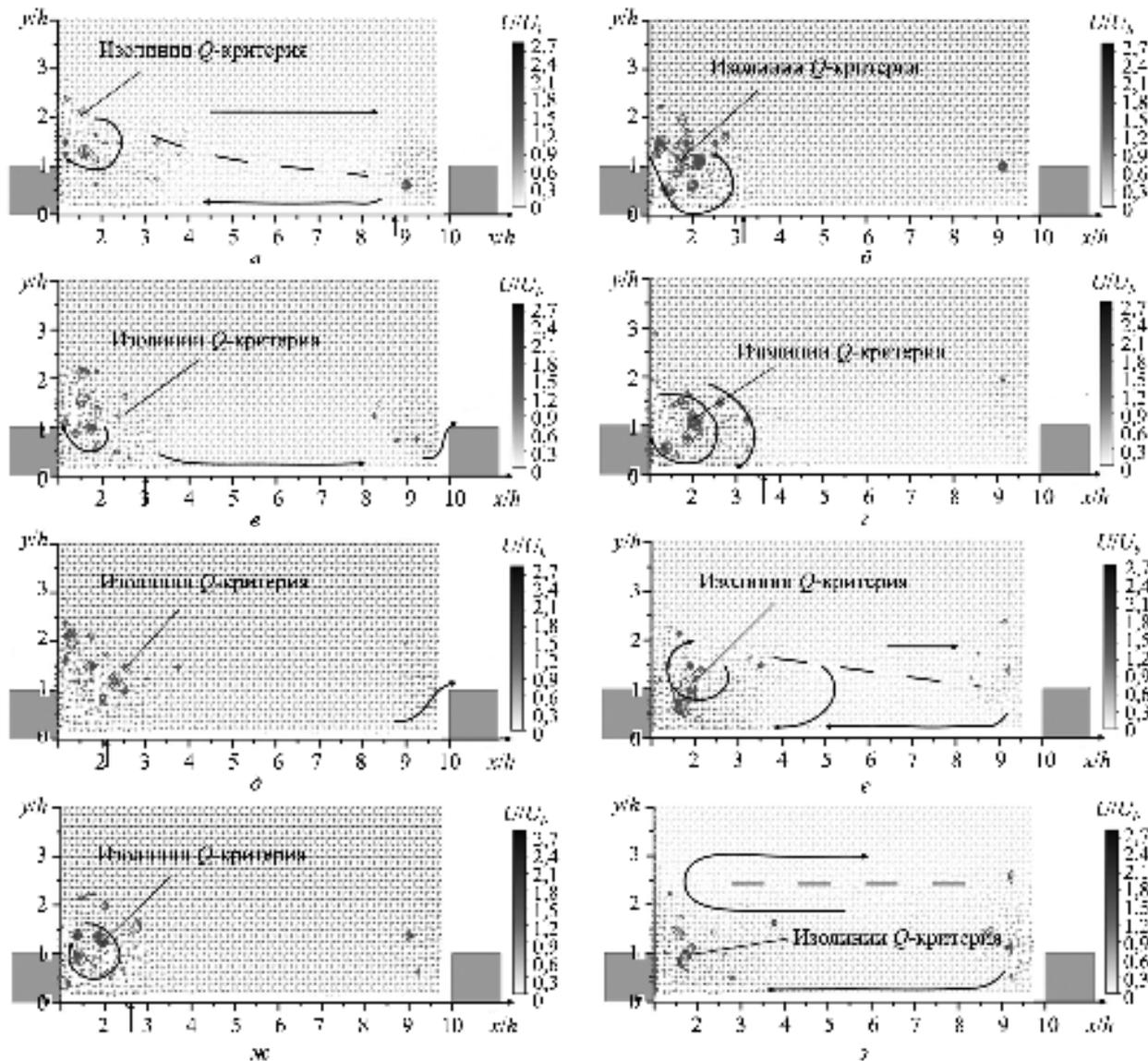


Рис. 3. Высоочастотный режим течения $\beta = 0,64$; $St = 0,24$:

$a - \varphi = 0$; $b - \varphi = \pi$; $в - \varphi = 0,25\pi$; $г - \varphi = 1,25\pi$; $д - \varphi = 0,5\pi$; $е - \varphi = 1,5\pi$; $ж - \varphi = 0,75\pi$; $з - \varphi = 1,75\pi$

Фаза торможения потока на высоочастотном режиме течения характеризуется смещением вихря вверх по высоте канала, что приводит к увеличению «эффективной высоты» выступа. При приближении фазы наложенных пульсаций скорости к точке минимума уменьшается скорость внешнего течения и появляется слой смешения, начинающийся от верхней границы вихря. Форма отрывной области в фазе $\varphi = 1,5\pi$ близка к классическому отрыву, а ее продольный размер занимает весь промежуток между выступами.

Так как скорость в канале изменяется по закону, близкому к гармоническому, то при переходе от фазы торможения к фазе ускорения скорость ядра потока изменяется медленно. Это способствует выравниванию поперечного градиента скорости в промежутке между выступами и изменению угла наклона нулевой линии тока до положения, параллельного стенке канала ($\varphi = 1,75\pi$). Таким образом, наблюдается

необычный эффект, когда промежуток между выступами заполнен возвратным течением вплоть до высоты $2,5h$.

Возвратное течение переносит вихрь над выступом вверх по течению, создавая характерную для высокочастотного режима течения траекторию движения вихря. Расстояние, на которое вихрь смещается вверх по течению, в основном зависит от амплитуды наложенных пульсаций скорости. При $\beta > 0,45$ вихрь перемещается вдоль всей верхней части выступа. Если же $\beta > 0,6$, то вихрь может полностью огибать поверхность выступа, включая его наветренную сторону. Однако эти значения могут быть снижены за счет смещения частоты внешнего воздействия в окрестность $St = 0,32$.

Разрушение вихревой структуры происходит аналогично низкочастотному режиму в фазе ускорения потока. Вихрь разрушается достаточно быстро, и на представленных полях можно идентифицировать только его след, проявляющийся в неоднородности векторного поля за выступом в фазе $\varphi = 0$.

На быстроосциллирующем режиме течения (рис. 4) с выступа периодически срываются мелкомасштабные вихри, не разрушающиеся в течение нескольких периодов пульсаций расхода. Эти вихри образуют цепочку, движущуюся параллельно продольной оси канала, что приводит к образованию в ближнем следе за выступом застойной зоны.

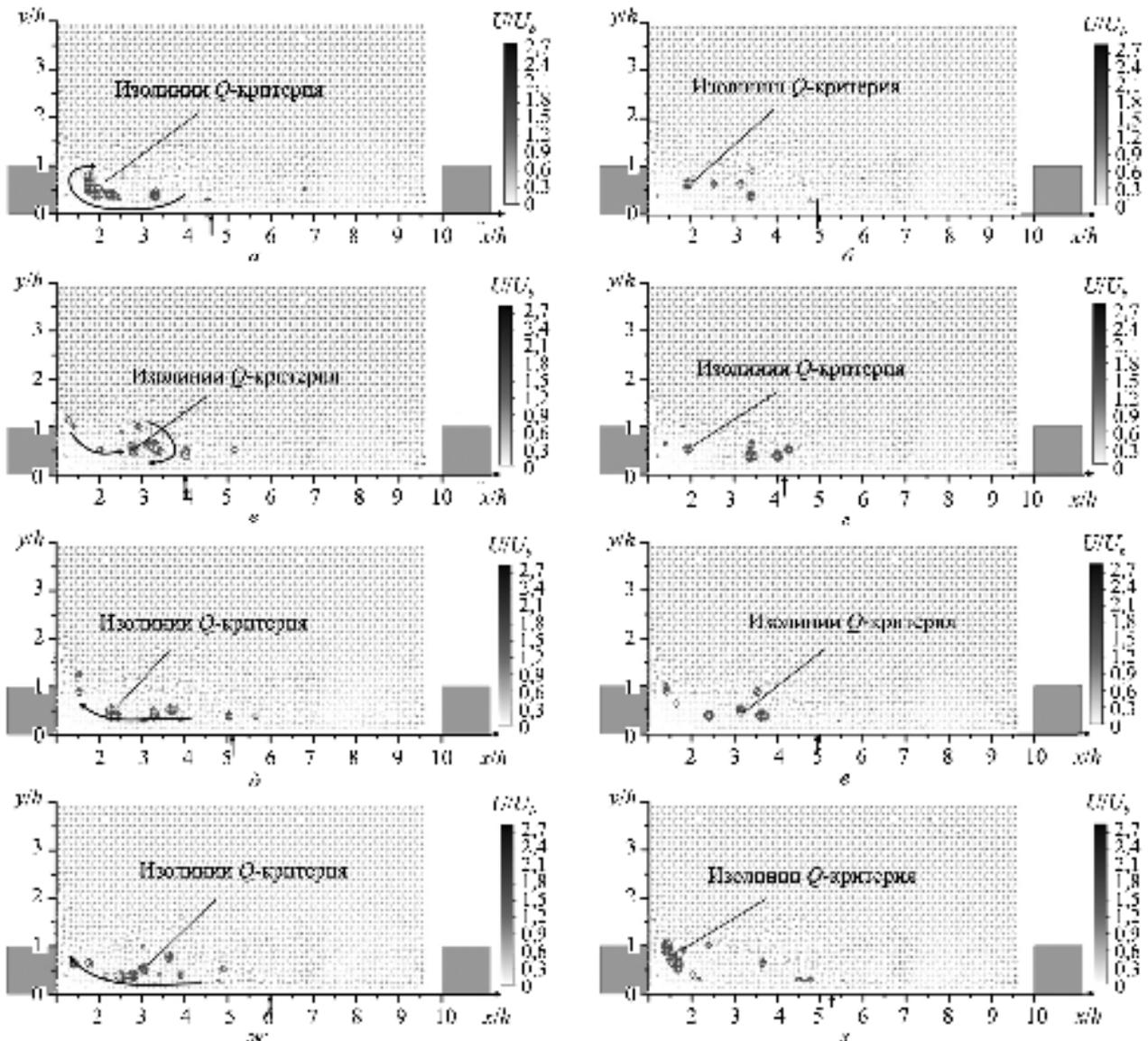


Рис. 4. Быстро осциллирующий режим течения ($\beta = 0,51$; $St = 0,615$): а – $\varphi = 0$; б – $\varphi = \pi$; в – $\varphi = 0,25\pi$; г – $\varphi = 1,25\pi$; д – $\varphi = 0,5\pi$; е – $\varphi = 1,5\pi$; ж – $\varphi = 0,75\pi$; з – $\varphi = 1,75\pi$

Расстояние от подветренной кромки выступа до точки присоединения потока, в отличие от рассмотренных режимов, изменяется слабо (от $3h$ до $5h$). В среднем это расстояние равно $4h$, что сопоставимо с обтеканием массива выступов стационарным потоком [3, 4].

Процесс изменения длины отрывной области связан с периодическим изменением направления движения потока в ближнем следе за выступом. В свою очередь, изменение направления движения точки присоединения потока обусловлено периодическим движением вихревой структуры в направлении, перпендикулярном стенке. Механизм вертикального движения вихревой структуры аналогичен механизму на высокочастотном режиме течения, но дистанция, на которую вихрь смещается по направлению к стенке, не превышает $0,15h$.

На основании данных рис. 4, демонстрирующих изменение поля скоростей и положения точки присоединения потока, можно заключить, что частота срыва вихрей подстраивается не только под частоту наложенных пульсаций скорости, но и под ее гармонику. Для проверки этой гипотезы был построен спектр продольных пульсаций скорости (рис. 5) в окрестности кромки выступа.

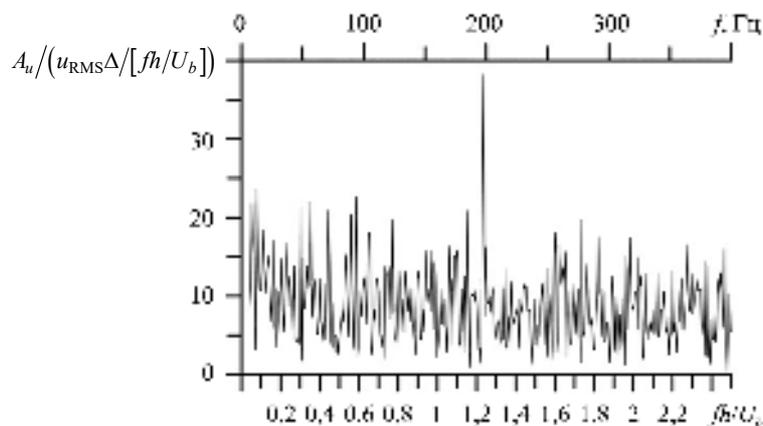


Рис. 5. Амплитудно-частотная характеристика пульсаций продольной компоненты скорости в точке $x/h = 1,3$; $y/h = 1,1$; $\beta = 0,51$; $St = 0,615$

Установлено, что частота срыва вихрей действительно в два раза выше частоты наложенных пульсаций скорости и гипотеза верна. Полученный результат объясняется возбуждением старших гармоник возмущений, наложенных на поток, кратных собственной частоте рабочего участка. Поскольку на выходной границе рабочего участка установлен пульсатор с небольшой площадью проходного сечения, а входное сечение сообщается с окружающей средой, то в первом приближении рабочий участок можно считать четвертьволновым резонатором. Для такого резонатора собственные частоты канала определяются из соотношения $(2n-1)c/(4L^*)$, где c – скорость звука; L^* – эффективная длина канала, которая превышает L на поправку Рэлея; $n = 1, 2, \dots$ – номер гармоники. Наблюдаемая частота в 192 Гц соответствует второй гармонике, $n = 2$. При отличии частоты пульсаций расхода от частот, кратных собственной частоте канала, подстройка не наблюдается, и срыв вихрей происходит на заданной частоте.

В целом периодическое изменение скорости в ядре потока оказывает значительное влияние на развитие и перенос вихревых структур в отрывной области. Возникают эффекты, которые не появляются при других методах управления течением, – формирование за препятствием круглого в поперечном сечении вихря с масштабом до $4h$; возникновение возвратного течения между выступами вплоть до высоты $2,5h$; осцилляции течения в пристеночной области; резкое пятикратное изменение расстояния до точки присоединения потока; обтекание выступа вихрем в направлении вверх по потоку; сокращение расстояния от выступа до точки присоединения потока до $1,1h$ (на высокочастотном режиме при $\varphi = 0,5\pi$).

Наименьшее осредненное за период наложенных пульсаций скорости расстояние от наветренной кромки выступа до точки присоединения наблюдается на высокочастотном режиме ($3,4h$). Аналогичная

длина отрывной области была получена в работе [5] при управлении течением за счет импульсного вдува газа. Однако применение исследованного в настоящей работе высокочастотного режима течения может быть более перспективно при решении задач интенсификации теплообмена, в том числе в ракетной технике [6], так как в течение периода наложенных пульсаций происходит интенсивный массообмен между пристеночной областью и внешним течением практически по всей поверхности дискретно шероховатой стенки.

Работа выполнена за счет гранта Академии наук Республики Татарстан, предоставленного молодым кандидатам наук (постдокторантам) с целью защиты докторской диссертации, выполнения научно-исследовательских работ, а также выполнения трудовых функций в научных и образовательных организациях Республики Татарстан в рамках государственной программы Республики Татарстан «Научно-технологическое развитие Республики Татарстан» (соглашение № 62/2024-ПД).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Душин Н.С. и др. Прогнозирование режимов вихреобразования за препятствием в канале при гармоническом изменении расхода газа // Изв. вузов. Авиационная техника. 2025. № 1. С. 52–59.
2. Goltsman A. et al. Generation of Sinusoidal Pulsating Flows in the Channels of Experimental Setups // Flow Measurement and Instrumentation. 2019. Vol. 66. P. 60–66.
3. Cardwell N.D., Vlachos P.P., Thole K.A. Developing and Fully Developed Turbulent Flow in Ribbed Channels // Experiments in Fluids. 2011. Vol. 50. Iss. 5. P. 1357–1371.
4. Moon M.A., Park M.J., Kim K.Y. Evaluation of Heat Transfer Performances of Various Rib Shapes // International Journal of Heat and Mass Transfer. 2014. Vol. 71. P. 275–284.
5. Kapiris P.G., Mathioulakis D.S. Experimental Study of Vortical Structures in a Periodically Perturbed Flow over a Backward-Facing Step // International Journal of Heat and Fluid Flow. 2014. Vol. 47. P. 101–112.
6. Чорный А.Д., Жукова Ю.В., Попов И.А. Газодинамика и теплообмен в системе подогрева гелия жидкостного ракетного двигателя // Изв. вузов. Авиационная техника. 2025. № 1. С. 79–88.

Поступила в редакцию 20.08.25

После доработки 3.09.25

Принята к публикации 5.09.25

Evolution of the Vortical Structure of Flow in Ribbed Channels with Sinusoidal Flow Rate Variation

N.S. DUSHIN

IME – Subdivision of FRC KazSC RAS, Kazan

The study focused on the effect of three principal unsteady flow regimes on the processes of vortex inception and evolution in the near-wall layer of a channel with an array of ribs. A two-dimensional optical method was employed for measurements. The Strouhal number range considered in the study was 0.016 to 0.617. The normalized amplitude of forced pulsation of velocity ranged between 0.11 and 0.8. The data are given for the phases of forced pulsation of velocity with an increment of 0.25π . New hydrodynamic effects critical for heat and mass transfer enhancement were discovered, including a vortex circumnavigating the rib in upstream direction, reduction of the reattachment length to $1.1h$ in a phase of 0.5π and to average $3.4h$ over the period of forced pulsation, enhancement of mass transfer between the near-wall region and main flow over almost the entire surface of roughened wall.

Separated flow, forced unsteadiness, rib array, vortex, phase

А.В. ИЛЬИНКОВ,

канд. техн. наук,

А.В. ЩУКИН,

д-р техн. наук,

В.В. ТАКМОВЦЕВ,

канд. техн. наук,

В.Б. ЯВКИН,

канд. техн. наук

(КНИТУ-КАИ, Казань),

А.В. СТАРОДУМОВ

(ОКБ им. А.Люльки – филиал

ПАО «ОДК-УМПО», Москва)

a.v.shchukin@rambler.ru

Особенности организации тепловой завесы на участке входной кромки турбинной лопатки с пульсирующим вдувом

Рассматриваются вопросы повышения эффективности пленочного охлаждения участка входной кромки сопловой лопатки с пульсирующим вдувом через цилиндрические отверстия. Проанализированы различные комбинации параметра вдува и угла атаки в характерных точках обвода входной кромки. Экспериментальные исследования подтверждают рациональность применения пульсирующего режима вдува исключительно при конкретных значениях угла атаки.

Физический эксперимент, эффективность тепловой завесы, пояска отверстий вдува, входная кромка лопатки, пульсирующий вдув, угол атаки

Входная кромка турбинной лопатки является наиболее теплонапряженным участком профиля [1–5], поскольку в области передней критической точки входной кромки происходит практически лобовое натекание потока горячего газа на ее поверхность. Кроме этого, толщина пограничного слоя на поверхности входной кромки очень мала, что увеличивает теплоотдачу от основного потока к стенке лопатки. Негативно влияющим на организацию системы охлаждения участка входной кромки фактором является также небольшой перепад значений полных давлений охлаждающего воздуха и горячего потока газа $P_{вт}^*/P_{осн}^*$. По этой причине используемые эффективные интенсификаторы охлаждения на участке входной кромки лопатки часто не могут обеспечить необходимый уровень интенсификации охлаждения.

При конструировании системы пленочного охлаждения участка входной кромки возникают дополнительные сложности из-за больших углов вдува α через цилиндрические отверстия в области передней критической точки, где значения α находятся в области 90° [4, 5].

Указанные неблагоприятные условия, способствующие усилению теплового воздействия горячего газа на область входной кромки турбинной лопатки, в сочетании с ограниченными возможностями проектирования эффективных систем охлаждения из-за стесненности внутренней полости обуславливают необходимость дальнейшего поиска и разработки более совершенных систем пленочного охлаждения участка входной кромки турбинных лопаток для высокотемпературных газотурбинных двигателей и газотурбинных установок.

В то же время отмечается положительный фактор, повышающий эффективность тепловой завесы на участке входной кромки, – консервативное воздействие центробежных массовых сил при обтекании выпуклой поверхности участка входной кромки непосредственно за передней критической точкой. В результате пристенное течение стабилизируется, снижая интенсивность отрывных течений, возникающих при вдуве охлаждающего воздуха под большими углами α , как это происходит на поверхности участка входной кромки.

Наряду с этим положительное воздействие на эффективность пленочного охлаждения на этом участке профиля происходит по причине ускорения основного потока, обтекающего профиль турбинной лопатки. Действительно, в области передней критической точки скорость основного потока, натекающего на входную кромку лопатки, низка, однако до перехода на участки спинки и корытца она многократно возрастает.

Как показали многочисленные эксперименты, процесс ускорения потока способствует в пристенном течении подавлению различных возмущений, возникающих при вдуве вторичного потока в основной поток горячего газа.

Таким образом, анализируя комплекс факторов, определяющих формирование тепловой завесы на участке входной кромки лопаточного профиля, можно сделать вывод как об отрицательном, так и положительном их влиянии.

В настоящей статье рассмотрено влияние пульсаций вторичного потока воздуха на эффективность пленочного охлаждения модели участка входной кромки турбинной лопатки. Результаты выполненных исследований влияния пульсирующего потока на тепловую завесу опубликованы в работах [6–12].

Параметр пульсаций в безразмерном виде представляется числом Струхала

$$Sh = fl/w,$$

где f – частота пульсаций, c^{-1} ; l – характерный линейный размер, м; w – осредненная по времени скорость потока, м/с.

Параметр вдува

$$m = (\rho W)_{вт} / (\rho W)_{осн},$$

где $(\rho W)_{вт}$ – массовая скорость вторичного (вдуваемого) потока; $(\rho W)_{осн}$ – массовая скорость основного потока.

При анализе работ [5, 10–12] установлено, что, несмотря на имеющиеся публикации по исследуемому вопросу, проблемы повышения эффективности охлаждения наиболее теплонапряженного участка профиля сопловой лопатки – участка входной кромки – не решены.

В настоящей статье выполнены опытные исследования и проанализированы полученные результаты.

Схема экспериментальной установки для сравнительного исследования эффективности тепловой завесы на участке входной кромки при стационарном и пульсирующем вдуве воздуха через цилиндрические отверстия представлена на рис. 1.

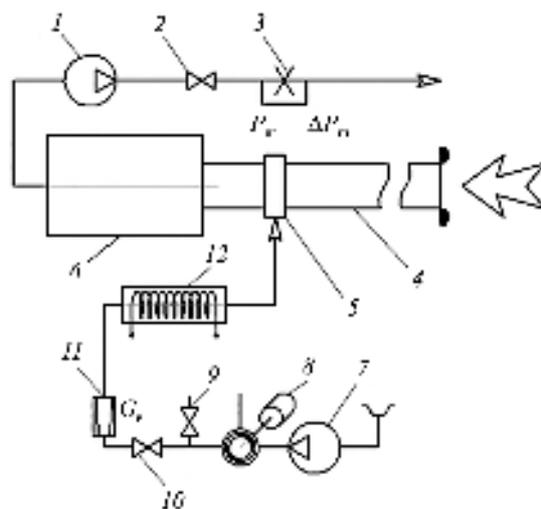


Рис. 1

Экспериментальная установка включает рабочий участок, систему подачи основного и вторичного потоков воздуха и систему измерений. На созданном стенде реализовано обратное (по сравнению с натурными условиями) направление теплового потока.

Основной поток воздуха поступает от центробежного компрессора 1, а его вторичный поток – от поршневого компрессора 7, что обеспечивает возможность независимой регулировки расхода основного и вторичного потоков воздуха.

Основной поток воздуха проходит через ресивер 6 и попадает в рабочий участок 4 с плавным входом, где расположен объект исследования 5. Задвижка 2 и диафрагменный расходомер 3 позволяют регулировать и определять расход основного потока воздуха.

Вторичный воздух, нагнетаемый поршневым компрессором 7, проходит через пульсатор 8 и систему перепускного 9 и магистрального 10 кранов. Далее он проходит через ротаметр 11, электрический

нагреватель 12 и вдувается через отверстия в рабочий участок 5. Расход вторичного воздуха регулируется с помощью перепускного и магистрального кранов. Длина рабочего участка – 1250 мм, размеры его поперечного сечения – 300×70 мм.

Объект исследования (рис. 2) представляет собой модель участка входной кромки профиля сопловой турбинной лопатки.

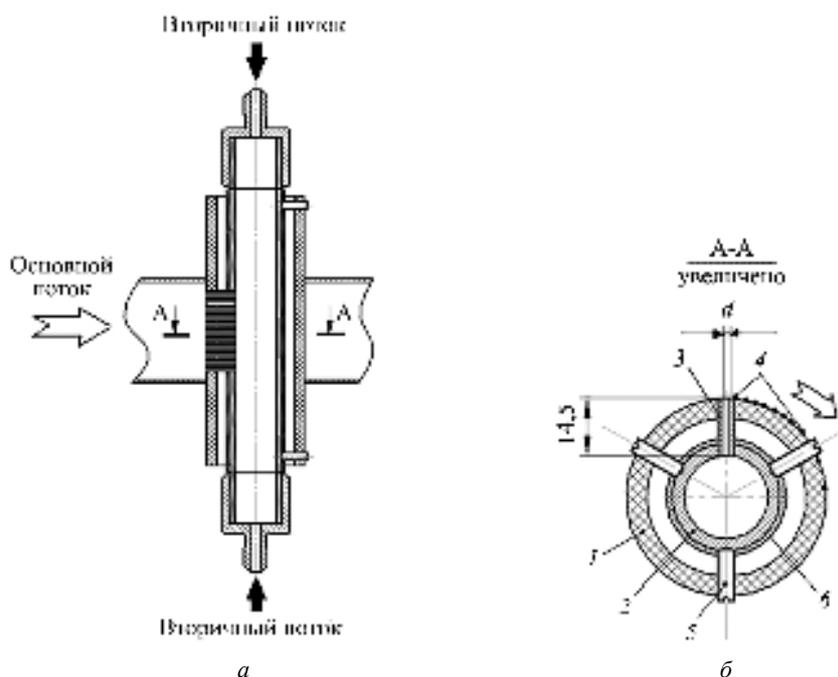


Рис. 2

На рис. 2, *a* показаны продольное сечение модели и схема подачи в нее основного и вторичного потоков воздуха, на рис. 2, *б* – среднее поперечное сечение А-А однорядного пояса цилиндрических отверстий вдува.

Модель участка входной кромки профиля сопловой турбинной лопатки представляет собой цилиндрическую адиабатную оболочку 1 (см. рис. 2, *б*), выполненную из теплоизолятора (текстолита) с наружным ее диаметром 50 мм и длиной 140 мм. На поверхности адиабатной оболочки через двадцать расположенных в одном ряду трубок 3 с внутренним диаметром $d = 2$ мм подавался вторичный воздух, образующий защитную пленку. Длина трубок составляла 14,5 мм. Подача вторичного воздуха в трубки обеспечивалась через центральный ресивер 2 модели, который позиционировался относительно адиабатной оболочки с помощью опорных винтов 5. Адиабатность оболочки обеспечивалась посредством теплоизоляции б центрального ресивера, а также наличием воздушного промежутка с возможностью свободной вентиляции между адиабатной оболочкой и ресивером. Температура адиабатной поверхности T_i оболочки измерялась десятью поверхностными хромель-копелевыми термопарами 4. Препарировка термопарами выполнялась в плоскости среднего поперечного сечения объекта исследования. Спаи термопар были расположены с шагом 5° в направлении обтекания модели основным потоком, что соответствовало значениям относительного расстояния от сечения вдува $x/d = 1,1; 2,2; 3,3; 4,4; 5,5; 6,5; 7,6; 9,8; 13,1; 17,4$, где x – расстояние от сечения вдува, мм; d – диаметр отверстия вдува, мм.

Отметим, что теплоизолированный центральный ресивер и воздушная полость над ним обеспечивали адиабатные условия для внешней поверхности модели входной кромки турбинной лопатки.

Опыты проводились на объекте исследования с однорядным пояском из двадцати цилиндрических отверстий при различных углах атаки основного потока воздуха $i = 0, 15, 30, 45^\circ$.

Изменение угла атаки обеспечивалось поворотом объекта исследования на требуемый угол i в рабочем участке по градуированной шкале.

Эффективность тепловой завесы модели участка входной кромки сопловой лопатки рассчитывалась по формуле

$$\eta = (T_{\text{осн}}^* - T_{\text{пл}}^*) / (T_{\text{осн}}^* - T_{\text{вт}}^*),$$

где $T_{\text{осн}}^*$, $T_{\text{вт}}^*$ – температуры основного и вторичного потоков в сечении вдува; $T_{\text{пл}}^*$ – температура пленки.

Все полученные в экспериментах значения η осреднялись по шагу отверстий вдува, расположенных в однорядном пояске. При этом число Рейнольдса для вторичного вдуваемого потока изменялось в диапазоне $Re_{\text{вт}} = (6 \div 20) \cdot 10^3$, а для основного потока имело значение $Re_{\text{осн}} = 10^5$. Частота наложенных на вторичный поток пульсаций составляла 14 Гц, а число Струхалия изменялось в диапазоне $Sh = 0,1 \div 1,0$.

Прежде чем анализировать результаты сравнительного экспериментального исследования эффективности тепловой завесы участка входной кромки профиля турбинной лопатки при стационарном и пульсирующем вдуве через цилиндрические отверстия, отметим следующее. В процессе исследования варьировались различные факторы – параметр вдува m , угол атаки i , а также режимы стационарного и пульсирующего вдува.

При проектировании системы охлаждения входной кромки турбинной лопатки необходимо иметь в виду, что несколько поясков соседних отверстий могут характеризоваться близкими значениями давления торможения вторичного потока воздуха в общей полости входной кромки $p_{\text{вх}}^*$. В этом случае во всех отверстиях обеспечивается не только практически одинаковый параметр вдува, но и будут реализованы пульсации с одинаковыми характеристиками. Таким образом, для подбора практически обоснованных параметров целесообразно варьировать только расположение поясков отверстий вдува (каждый с соответствующим углом атаки).

Для проведения сравнительного анализа эффективности тепловой завесы η на поверхности входной кромки выберем несколько контрольных точек, расположенных под углом φ к продольной плоскости таким образом, чтобы каждая точка гарантированно содержала термопару для всех исследуемых значений угла атаки i . На рис. 3 позиции 1–10 указывают местоположение термопар, установленных на наружной поверхности цилиндрической адиабатной оболочки модели участка входной кромки профиля сопловой турбинной лопатки.

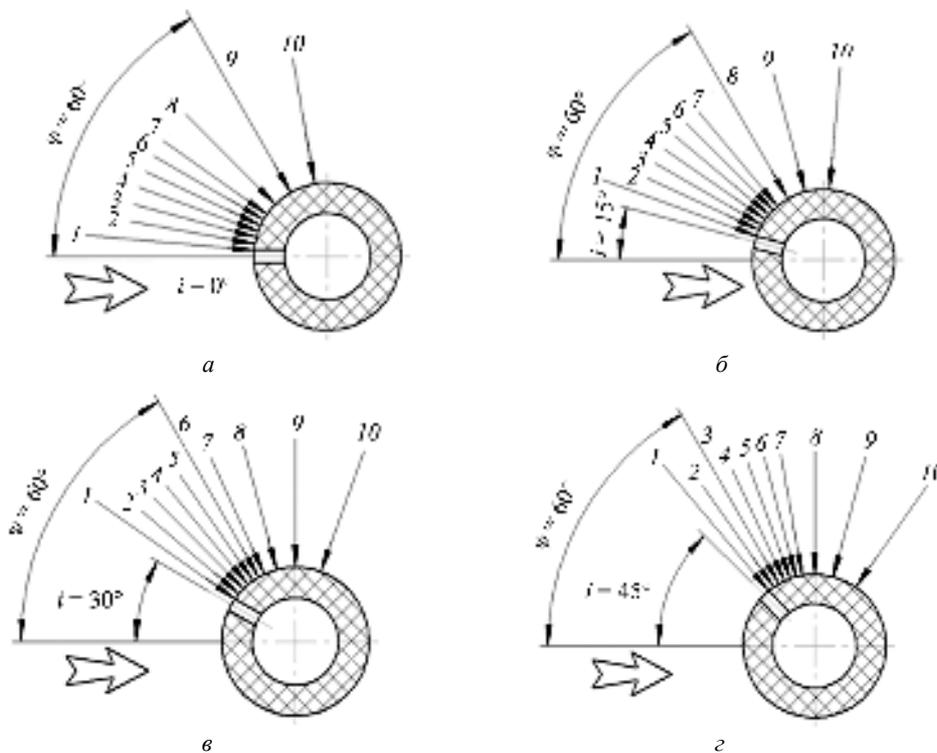


Рис. 3

Например, возьмем точку, расположенную под углом $\varphi = 60^\circ$ к линии натекания. В экспериментах с углом атаки $i = 0^\circ$ (рис. 3, а) в ней располагается термопара № 9, при угле атаки $i = 15^\circ$ (рис. 3, б) – термопара № 8, при угле атаки $i = 30^\circ$ (рис. 3, в) – термопара № 6, при угле атаки $i = 45^\circ$ (рис. 3, г) – термопара № 3. Следовательно, для этой точки в каждом варианте эксперимента получены значения эффективности защитной пленки. Исходя из этого, выберем в качестве контрольных точки A, B, C, D , расположенные под углами $\varphi = 20, 35, 45, 60^\circ$, отсчитываемые от передней критической точки с координатой 0° (рис. 4).

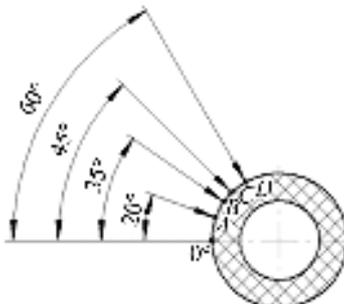
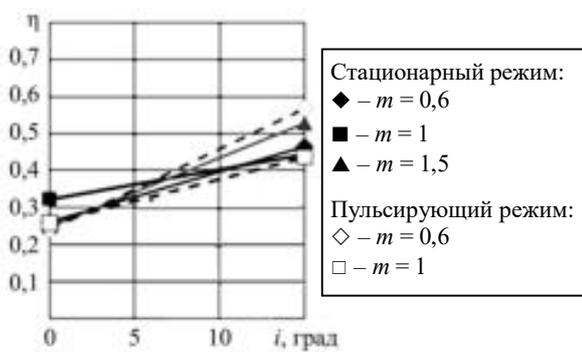


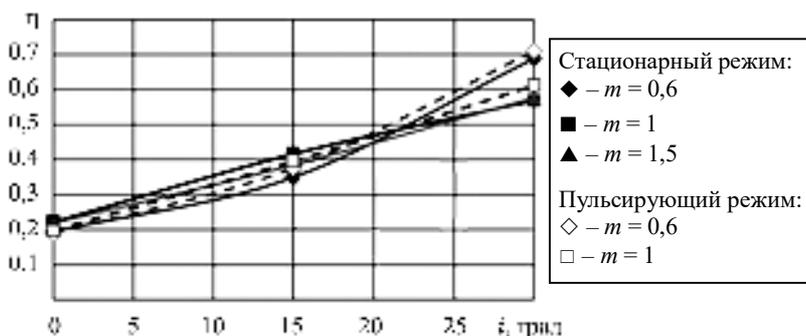
Рис. 4

Результаты экспериментального исследования эффективности пленочного охлаждения в этих точках представлены в виде зависимости $\eta = f(i)$ на рис. 5 при различных значениях параметра вдува m .

Согласно полученным опытным данным при изменении угла атаки натекающего на профиль лопатки основного потока зависимости $\eta = f(i)$ неодинаковы. Так, получено, что с увеличением угла атаки от 0 до 15° в точке A (рис. 5, а) значение η плавно возрастает от 0,25 до 0,32 при $i = 0^\circ$, а при $i = 15^\circ$ – от 0,43 до 0,58. В контрольной точке B (рис. 5, б) значение эффективности тепловой завесы также возрастает, при этом незначительно увеличивается интенсивность роста численных значений $\eta = f(i)$. Если при $i = 0^\circ$ величина $\eta = 0,19 \div 0,24$, то при $i = 30^\circ$ значение $\eta = 0,58 \div 0,71$.



а



б

Рис. 5 (Начало)

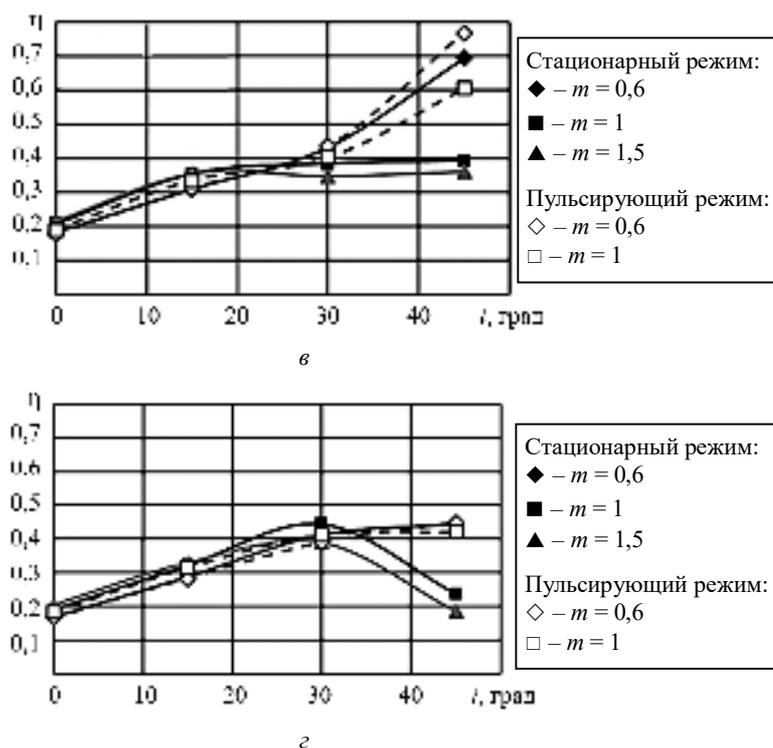


Рис. 5 (Окончание)

Далее в контрольных точках C и D расположение линий $\eta = f(i)$ изменяется. Так, в контрольной точке C (рис. 5, в) при $i = 0$ эффективность тепловой завесы $\eta = 0,18 \div 0,21$. Далее при $i > 25^\circ$ происходит расхождение линий: при стационарном вдуве с параметром вдува $m = 1,0 \div 1,5$ значение η при увеличении угла атаки неизменно. В то же время на режиме пульсирующего вдува при $i > 45^\circ$ значение эффективности пленочного охлаждения возрастает до $0,6 \dots 0,78$. Наконец, в контрольной точке D (рис. 5, з) при $i = 0^\circ$ значение $\eta = 0,17 \div 0,21$. При $i = 30^\circ$ значение η достигает значений $0,39 \dots 0,46$, после чего так же, как и в контрольной точке C , происходит расхождение значений η , однако наблюдается тенденция снижения эффективности пленочного охлаждения. Так, при $i > 30^\circ$ в условиях стационарного вдува при $m = 1,0 \div 1,5$ величина η снижается до значения $\eta = 0,18 \div 0,22$, а при наличии пульсаций вдуваемого воздуха возрастает до значения $\eta = 0,40 \div 0,45$.

Проведенный сравнительный анализ полученных результатов в контрольных точках A , B , C , D свидетельствует о том, что при небольших углах атаки ($i < 30^\circ$) воздействие пульсирующего режима вдува на эффективность пленочного охлаждения участка входной кромки не отличается от влияния стационарного. Однако при $i > 30^\circ$ в контрольных точках C , D наблюдается расхождение по значению η в зависимости от стационарного или пульсирующего режимов вдува, причем в контрольной точке C пульсирующий вдув при $m = 1,0 \div 1,5$ увеличивает эффективность пленочного охлаждения.

Аналогичная тенденция прослеживается и в точке D , однако здесь в случае применения пульсирующего вдува при $m = 1,0 \div 1,5$ коэффициент η сохраняется на исходном уровне (как и при $i = 30^\circ$), тогда как при стационарном вдуве значение η снижается до $0,18 \dots 0,22$.

Отметим, что при низких параметрах вдува ($m = 0,6$) кинетическая энергия вдуваемого потока воздуха невелика, поэтому в этом случае крупномасштабные вихревые структуры не генерируются вдуваемым потоком. Более того, в связи с ускорением основного потока на рассматриваемом участке профильной поверхности и с консервативным воздействием центробежных массовых сил значение η при $m = 0,6$ увеличивается. В свою очередь, при высоком значении параметра вдува, когда во вторичном потоке самоорганизуются крупномасштабные вихревые структуры, наложенные на вторичный поток пульсации снижают их интенсивность, увеличивая эффективность тепловой завесы на участке $i = 30 \div 45^\circ$.

В контрольной точке D (см. рис. 5, z) при низком значении параметра вдува ($m = 0,6$) достигается относительно высокий уровень эффективности тепловой завесы, сопоставимый с показателями, обеспечиваемыми пульсирующим вдувом в диапазоне $m = 0,6 \div 1,0$. Указанный эффект обусловлен теми же факторами, что и в контрольной точке C , – консервативным влиянием ускоряющегося пристеночного течения, а также консервативным воздействием центробежных массовых сил при обтекании выпуклой поверхности участка входной кромки.

С помощью представленных графиков (см. рис. 5) можно в первом приближении разработать схему и конструкцию системы конвективно-плёночного охлаждения участка входной кромки турбинной лопатки. В частности, учитывая, что передняя критическая точка является наиболее теплонапряженной частью входной кромки, в данной области необходимо размещение ряда отверстий вдува.

Таким образом, в результате проведенных экспериментальных исследований эффективности тепловой завесы на участке входной кромки сопловой турбинной лопатки можно сделать следующие выводы.

Влияние пульсаций вторичного потока на эффективность плёночного охлаждения участка входной кромки при вдуве через поясok цилиндрических отверстий наблюдается при углах атаки $i > 30^\circ$. В этой области значений угла атаки наложенные на вторичный поток пульсации повышают эффективность плёночного охлаждения по сравнению со стационарным режимом вдува.

В контрольной точке C преимущество пульсирующего режима по сравнению со стационарным проявляется в изменении траектории зависимости $\eta_n = f(i)$ в сторону увеличения значений численных значений η_n при стабильных значениях η_c . В контрольной точке D преимущество пульсирующего вдува заключается в изменении траектории зависимости $\eta_c = f(i)$ в сторону снижения значений η_c в исследованном диапазоне изменения угла атаки i при стабильных значениях η_n .

Также сделан вывод о правомерности использования наложенных на вторичный поток пульсаций при углах атаки $i > 30^\circ$.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Иноземцев А.А., Нихамкин М.А., Сандрацкий В.Л.* Газотурбинные двигатели. Основы конструирования авиационных двигателей и энергетических установок. М.: Машиностроение, 2008. Т. 1. Общие сведения. Основные параметры и требования. Конструктивные и силовые схемы. 208 с.
2. *Белоусов А.Н., Мусаткин Н.Ф., Радько В.М.* Теория и расчет авиационных лопаточных машин. Самара: Самар. Дом печати, 2003. 344 с.
3. *Высокотемпературные газовые турбины / Под ред. М.Я. Иванова.* М.: Торус Пресс, 2010. 304 с.
4. *Мамаев Б.И., Ермолаев Г.В.* Влияние угла атаки на обтекание и потери решеток турбинных профилей // Изв. вузов. Авиационная техника. 2023. № 2. С. 125–132.
5. *Вятков В.В. и др.* Особенности плёночного охлаждения окрестности входных кромок соплового аппарата первой ступени в условиях входной неравномерности потока // Изв. вузов. Авиационная техника. 2023. № 2. С. 104–110.
6. *Григорьев М.М., Кузьмин В.В., Фафурин А.В.* Классификация пульсирующих турбулентных течений // Инженерно-физический журнал. 1990. № 5. С. 725–734.
7. *Михеев Н.И. и др.* Гидродинамические и тепловые процессы в пульсирующем течении // Тепло-массообмен и гидродинамика в энергомашиностроении: Материалы 6-й школы-семинара молодых ученых и специалистов акад. РАН В.Е. Алемасова, 16–18 сент. 2008. Казань: Изд-во Казан. гос. ун-та, 2008. С. 48–76.
8. *Башмаков И.В.* Экспериментальное исследование турбулентной теплоотдачи в пульсирующих потоках // Тр. Университета дружбы народов им. Патриса Лумумбы. 1972. Т. 61. № 2. С. 124–131.
9. *Костерин С.И., Кожин И.А., Леонтьев А.И.* Влияние пульсаций давления в потоке газа на конвективный теплообмен // Теплоэнергетика. 1959. № 3. С. 66–72.
10. *Rutledge J.L. King P.I., Rivir R.* CFD Predictions of Pulsed Film Cooling Heat Flux on a Turbine Blade Leading Edge // Proc. of the ASME International Mechanical Engineering Congress and Exposition, Oct. 31 – Nov. 6, 2008, Boston, USA. P. 1139–1149.
11. *Ke Z., Wang J.* Numerical Investigations of Pulsed Film Cooling on an Entire Turbine Vane // Applied Thermal Engineering. 2015. Vol. 87. P. 117–126.

On Organization of Thermal Shield in a Section of a Turbine Guide Vane Leading Edge with Pulsed Blowing

A.V. IL'INKOV¹, A.V. SHCHUKIN¹, V.V. TAKMOVTSSEV¹, V.B. YAVKIN¹, AND A.V. STARODUMOV²

¹ Tupolev Kazan National Research Technical University, Kazan

² A. Lyul'ka Design Bureau, Moscow

The study focuses on augmentation of film cooling effectiveness in a section of a guide vane leading edge in the case of pulsed blowing through cylindrical holes. Various combinations of the blowing ratio and angle of attack at characteristic points of the leading edge contour were analyzed. Experimental research confirmed feasibility of pulsed blowing only for certain angles of attack.

Physical experiment, thermal shield effectiveness, band of holes for blowing, vane leading edge, pulsed blowing, angle of attack

Термонапряженное состояние элементов конструкции теплообменника системы подогрева гелия жидкостного ракетного двигателя

А.Д. ЧОРНЫЙ,
канд. физ.-мат. наук,
Ю.В. ЖУКОВА,
канд. физ.-мат. наук
(Институт тепло-
и массообмена
им. А.В. Лыкова
НАН Беларуси,
Беларусь, Минск),
И.А. ПОПОВ,
д-р техн. наук
(КНИТУ-КАИ, Казань)
popov-igor-alex@yandex.ru

Представлены результаты проведенного термомеханического анализа теплообменника системы подготовки гелия для наддува баков окислителя и горючего жидкостного ракетного двигателя. На основе результатов численного моделирования термонапряженного состояния в теплообменнике, которое основано на результатах моделирования течения и теплообмена, показаны критические зоны потенциального разрушения конструкции теплообменника.

Двигатель, теплообменник, численное моделирование, прочность, термомеханическое состояние

В настоящей работе рассматривается прочность подогревателя гелия для наддува баков горючего и окислителя жидкостного ракетного двигателя тягой порядка 700–800 кН первой атмосферной ступени трехступенчатого ракетносителя [1, 2]. Принципиальная схема топливной системы жидкостного ракетного двигателя с наддувом баков гелием приведена в работах [3, 4].

Работа продолжает исследования [4], где рассматривались результаты численного моделирования сопряженной задачи тепломассопереноса в цилиндрическом теплообменнике с каналами для подогрева гелия за счет теплоты уходящего отработавшего в турбине газа с использованием общих подходов к данным задачам [5, 6]. Гелий используется как теплоноситель в рубашке охлаждения [7, 8] цилиндрического теплообменника сопла сброса отработавшего в турбине газа [9–12].

Отличительной особенностью данной работы является переход от решения сопряженной задачи теплообмена к рассмотрению связанной задачи аэрогидродинамики, теплообмена и термомеханики для оценки прочности в теплообменнике. Основная цель работы – расчет и анализ термонапряженного состояния корпуса теплообменника и определение пределов прочности элементов сопла с теплообменником.

Цифровая модель теплообменника (рис. 1), используемая для термомеханического анализа, идентична модели, примененной в рамках теплогидравлического анализа [4]. Материал теплообменника – хромистая бронза. В теплообменнике реализуется противоточная схема движения горячего отработавшего в турбине газа, проходящего по центральному цилиндрическому каналу, и потока нагреваемого гелия, проходящего через систему каналов внутри стенки цилиндра. Внутренний диаметр теплообменника – 184 мм, диаметр сопла – 200,1 мм. Длина теплообменника – 396,4 мм. Нагрев гелия для наддува бака с жидким кислородом обеспечивался 314 каналами теплообменника, в то время как с целью подогрева гелия для наддува бака с керосином использовалось 90 каналов того же теплообменника. Каждый канал шириной 1 мм, высотой 1,6 мм [4, 10, 12]. Для максимального контакта отработавшего в турбине газа с оребренной стенкой в теплообменник введено полое центральное тело внешним диаметром 171 мм, со сквозным отверстием для протекания газа и снижения таким образом гидравлических потерь в конструкции.



Рис. 1

Расчет выполнен в статическом приближении с учетом данных, полученных в результате теплогидравлического анализа. Кроме того, учитывался собственный вес модели. Задача рассматривалась в симметричной постановке с целью снижения времени расчета.

Численное исследование выполнено с применением метода конечных элементов в программном комплексе ANSYS Mechanical 19.2. Данный метод является одним из наиболее распространенных численных подходов для решения задач подобного класса. В рамках проведенного анализа учтены исключительно линейные (упругие) свойства, что обеспечивает достаточную точность для корректного решения поставленной задачи.

Распределения температуры T (рис. 2) поверхности теплообменника, давления P газа внутри корпуса теплообменника (рис. 3) и гелия в стальных (рис. 4) и оребренных (рис. 5) каналах теплообменника взяты из результатов теплогидравлического анализа [4].

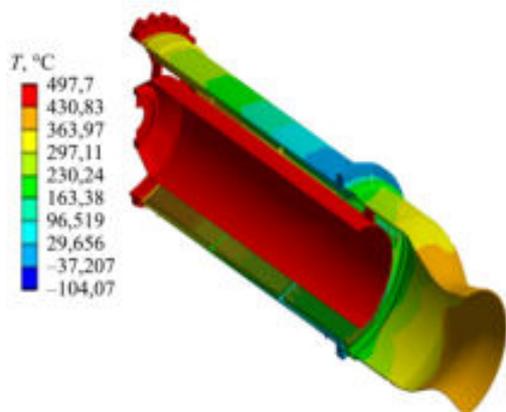


Рис. 2

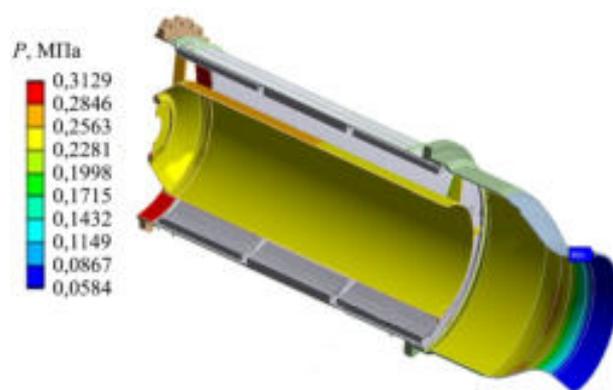


Рис. 3

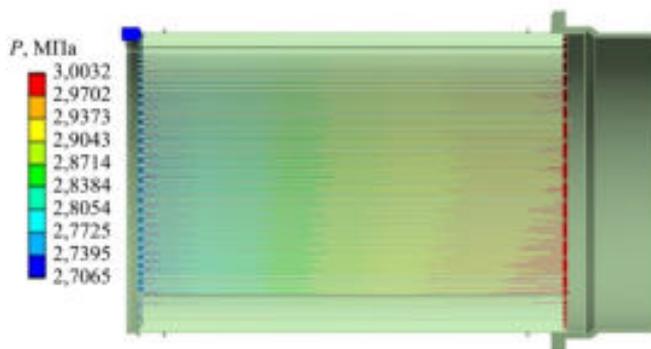


Рис. 4



Рис. 5

Численная модель базируется на уравнениях механики сплошных сред – уравнениях равновесия в напряжениях, кинематических уравнениях связи деформаций и перемещений, уравнениях связи дефор-

мации и напряжения в твердых телах в виде обобщенного закона Гука и термоупругости (с учетом температурных деформаций), уравнении теплопроводности в твердых телах. Для уравнений использованы следующие граничные условия: упругая подвеска и стандартная сила тяжести, элементы изготовлены из стали UNS 31603, заданы зависимости от температуры для коэффициента термического расширения, плотности, модуля Юнга, коэффициента Пуассона материалов теплообменника и сопла. Предполагается, что теплообменник закреплен на основной конструкции посредством болтового соединения, смоделированного как эластичное соединение с коэффициентом жесткости 5 Н/мм³. Ускорение свободного падения действует вдоль оси теплообменного устройства. Для стенок, расположенных до выхода гелия и над трактами гелия, приняты условия тепловой изоляции.

Для расчетов в ANSYS Mechanical суммарная мощность конечно-элементной сетки составляет 7947123 узлов и 34331836 элементов. Для создания расчетной сетки, показанной в поперечном (рис. 6, а) и продольном (рис. 6, б) сечениях сопла с теплообменником, используются тетрагексагональные и гибридные элементы. Средний размер элемента по всей конструкции составляет 1 мм. Поверхности ребер и другие части цифровой модели покрыты сеткой меньшего размера с размером элемента, равным 0,5 мм.



Рис. 6

Прочность структурных элементов оценивается по критерию максимального эквивалентного напряжения σ_{eqv} , поскольку данный критерий наиболее адекватно описывает поведение пластичных материалов, таких, как сталь. Согласно теории разрушение возникает, если величина максимального эквивалентного напряжения в структуре достигает или превышает значение предела удельного напряжения S_{limit} :

$$\sigma_{\text{eqv}} = \left(\frac{(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + (\sigma_2 - \sigma_3)^2 + (\sigma_3 - \sigma_1)^2}{2} \right)^{1/2} \geq S_{\text{limit}},$$

где $\sigma_1, \sigma_2, \sigma_3$ – главные напряжения.

Таким образом, во избежание разрушения компонентов модели под действием температуры и давления должно быть удовлетворено следующее неравенство (коэффициент прочности ϕ_s должен быть больше единицы):

$$\phi_s = \frac{\sigma_{\text{eqv}}}{S_{\text{limit}}} \geq 1.$$

Коэффициенты прочности ϕ_s внутреннего тела под влиянием заданных давлений показаны на рис. 7, стальной трубы внешнего корпуса теплообменника – на рис. 8, сопла – на рис. 9, внутренней оребренной трубы теплообменника – на рис. 10. Эквивалентные напряжения σ_{eqv} внутреннего тела под влиянием заданных давлений показаны на рис. 11, стальной трубы внешнего корпуса теплообменника – на рис. 12, сопла – на рис. 13, внутренней оребренной трубы теплообменника – на рис. 14. Масштабы рисунков по-

казывают пределы прочности соответствующих компонентов модели. Если коэффициент прочности равен или меньше единицы, тогда материал в этой зоне считается разрушенным.

Согласно результатам, кроме зон разрушения материала, существуют зоны, в которых может происходить пластическая деформация.

Светлые области на рис. 11–14 соответствуют зонам, в которых возможно возникновение пластической деформации. Следует отметить, что для расчета пластической деформации необходимо выполнить расчет, учитывающий нелинейные свойства материалов.

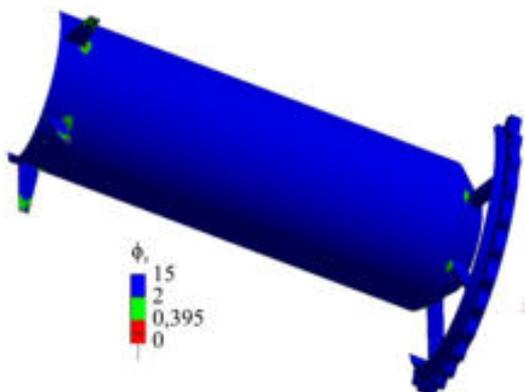


Рис. 7

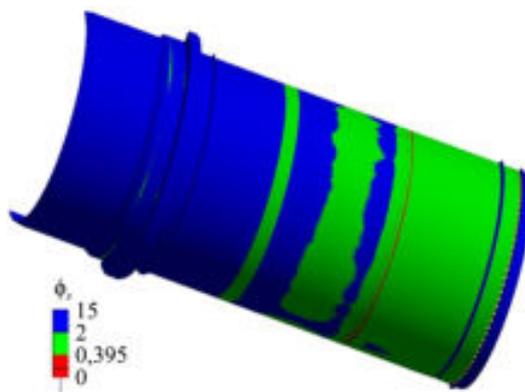


Рис. 8

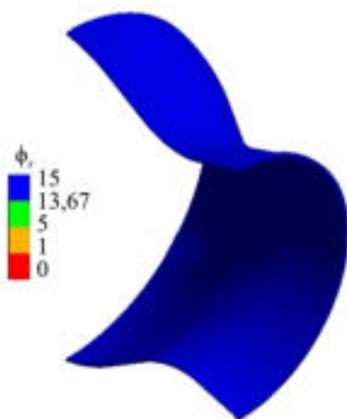


Рис. 9

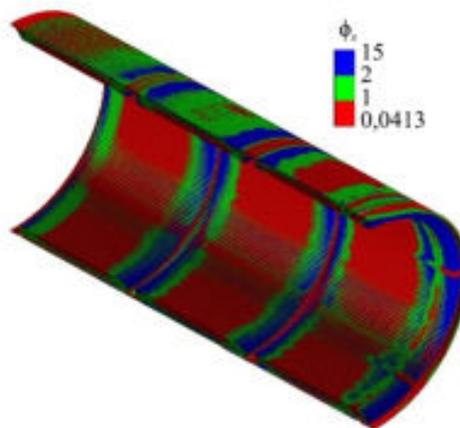


Рис. 10

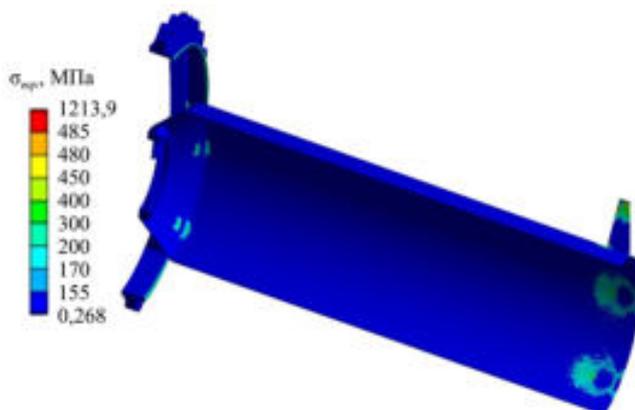


Рис. 11

Анализ полученных результатов указывает на необходимость акцентировать внимание на зоне крепления внутреннего тела к оребренной трубе (рис. 15), ребрах в точках присоединения (рис. 16), а также областях подвода и отвода гелия (рис. 17).

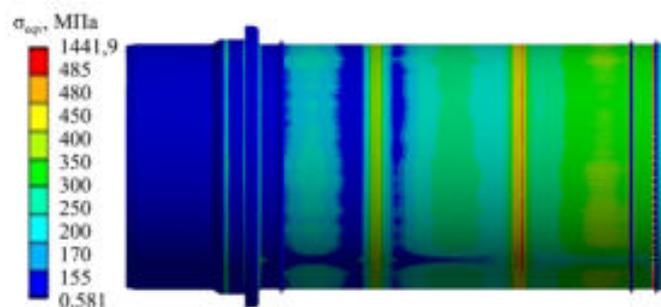


Рис. 12

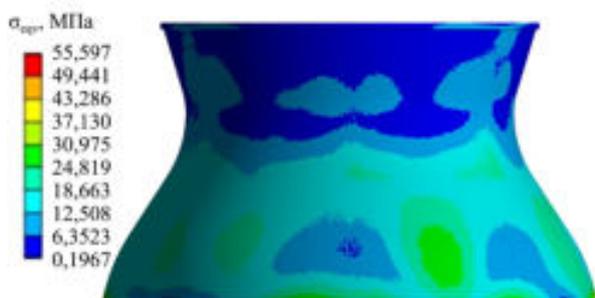


Рис. 13

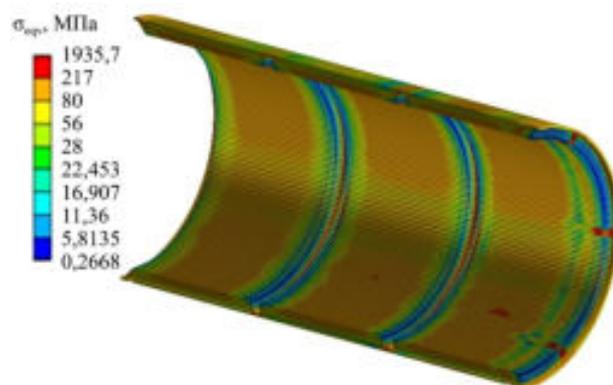


Рис. 14

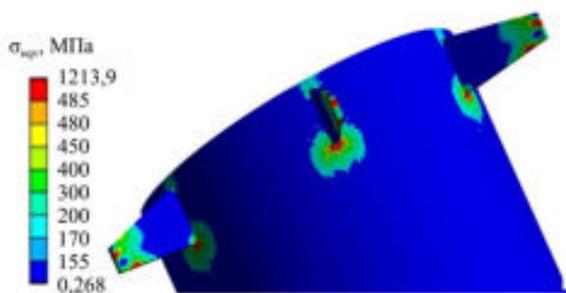


Рис. 15

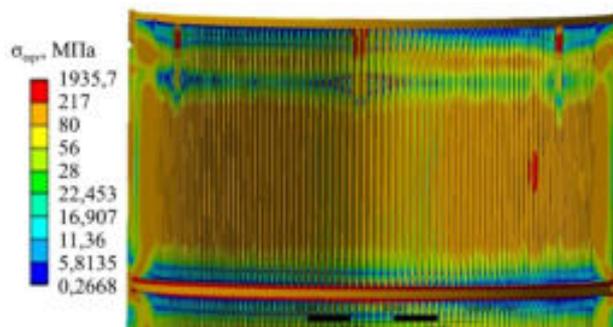


Рис. 16

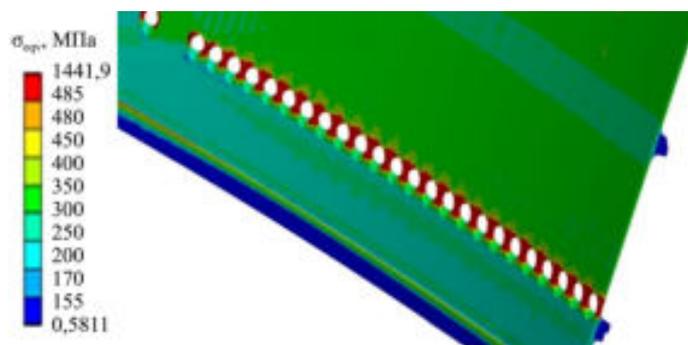


Рис. 17

Таким образом, в результате анализа теплонапряженного состояния было установлено, что при рассчитанных температурных и гидравлических нагрузках может возникнуть ситуация, приводящая к разрушению всей конструкции рассмотренной модели. Показана возможность численного решения связанной задачи (аэрогидродинамики, теплообмена и прочности).

Работа выполнена при финансовой поддержке в рамках соглашения о предоставлении субсидии из федерального бюджета на финансовое обеспечение выполнения государственного задания на оказание государственных услуг № 075-03-2024-067 от 17.01.2024 (шифр FZSU-2023-0004) и в рамках соглашения о консорциуме между КНИТУ-КАИ и Институтом тепло- и массообмена имени А.В. Лыкова НАН Беларуси.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Choi H. et al.* Development of 30-Tonf LO_x/Kerosene Rocket Engine Combustion Devices (II) – Gas Generator // Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences. 2009. Vol. 37. № 10. P. 1038–1047.
2. *Lim B. et al.* Development of a Reliable Performance Gas Generator of 75 Tonf-Class Liquid Rocket Engine for the Korea Space Launch Vehicle II // Proc. of the 8th European Conference for Aeronautics and Space Sciences, July 1–4, 2019, Madrid, Spain. 2019. 15 p.
3. *Lim B. et al.* Development and Acceptance Test Results of 75-Tonf Class Liquid Rocket Engine Gas Generator // Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers. 2020. Vol. 24. № 4. P. 55–65.
4. *Чорный А.Д., Жукова Ю.В., Попов И.А.* Газодинамика и теплообмен в системе подогрева гелия жидкостного ракетного двигателя // Изв. вузов. Авиационная техника. 2025. № 1. С. 79–88.
5. *Попов И.А. и др.* Численное моделирование системы смазки авиационных поршневых двигателей // Изв. вузов. Авиационная техника. 2024. № 1. С. 94–100.
6. *Попов И.А. и др.* Численное моделирование системы впуска авиационных поршневых двигателей // Изв. вузов. Авиационная техника. 2024. № 3. С. 141–148.
7. *Сабирзянов А.Н., Лукьянов П.В.* Влияние на параметры потока конструктивных особенностей газораспределительной решетки в ЖРД с дожиганием генераторного газа // Изв. вузов. Авиационная техника. 2011. № 3. С. 31–37.
8. *Кретинин А.В. и др.* Стохастический расчет распределения расхода по каналам тракта охлаждения жидкостного ракетного двигателя // Изв. вузов. Авиационная техника. 2009. № 4. С. 42–44.
9. *Орлин С.А.* Использование гелия в жидкостных ракетных двигателях // Инженерный журнал: наука и инновации [Электронный журнал]. 2017. № 1. URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/ispolzovanie-geliya-v-zhidkostnyh-raketnyh-dvigatelyah/viewer> (дата обращения: 23.05.2025).
10. *Jeong W., Jang S., Kim H.-J.* Characteristics of a Heat Exchanger in a Liquid Rocket Engine Using Conjugate Heat Transfer Coupling with Open-Source Tools // Aerospace. 2023. Vol. 10. № 12. Article № 983.
11. *Wadel M.F.* Comparison of High Aspect Ratio Cooling Channel Designs for a Rocket Combustion Chamber with Development of an Optimized Design: Technical Report № TM-1998- 206313 / NASA. Washington, 1998. 78 p.
12. *Baek S. et al.* Thermal Performance Evaluation and Analysis of Helium Heat Exchanger for Cryogenic Propellant Launch Vehicle // Cryogenics. 2022. Vol. 124. Article № 103492.

Поступила в редакцию 23.06.25
После доработки 30.06.25
Принята к публикации 30.06.25

Thermal Stress State of the Heat Exchanger Structural Elements for Helium Heating of a Liquid Rocket Engine

A.D. CHORNYI¹, YU.V. ZHUKOVA¹, AND I.A. POPOV²

¹ Lykov Institute of Heat and Mass Transfer of the National Academy of Sciences of Belarus, Belarus, Minsk

² Tupolev Kazan National Research Technical University, Kazan

The paper presents the results of the thermomechanical analysis of the heat exchanger of the helium preparation system for supercharging the oxidizer and fuel tanks of a liquid rocket engine. Based on the results of numerical simulation of the thermally stressed state in the heat exchanger, which is based on the results of modeling the flow and heat transfer, critical locations of potential structural failure of the heat exchanger are shown.

Engine, heat exchanger, numerical simulation, strength, thermal deformation state

Анализ особенностей процесса гибки с прижимом при изготовлении детали, состоящей из сложных криволинейных поверхностей, с применением программного продукта LS-DYNA

К.А. НИКОЛЕНКО,
канд. техн. наук,
Е.Г. ДЕМЬЯНЕНКО,
д-р техн. наук,
И.П. ПОПОВ,
д-р техн. наук,
Д.С. ФОМИЧЕВ,
студент
(Самарский университет,
Самара)
demyanenko.eg@ssau.ru

Проводится оценка возможности получения деталей со сложными криволинейными поверхностями. Анализируются особенности формообразования процессом гибки подобных деталей на примере детали «створка» с использованием CAE-системы LS-DYNA. С помощью моделирования установлено, что при сжимающих напряжениях на боковой поверхности детали происходит образование гофр, обусловленное перемещением металла в зазор между пуансоном и матрицей. Определены параметры зазора, исключающие недопустимый производственный брак. На разработанной штамповой оснастке проведены эксперименты.

Гибка, криволинейная поверхность, толщина, тонкостенная деталь, LS-DYNA

Проанализированы особенности формообразования деталей, состоящих из сложных криволинейных поверхностей. Типовым представителем таких деталей является створка – конструктивный элемент, устанавливаемый под фюзеляжем или на крыле летательного аппарата и являющийся частью узла подвески воздушного судна. Деталь изготовлена из листа конструкционной стали 12Х18Н10Т толщиной 0,8 мм с применением операции гибка с прижимом [1]. В используемых технологиях [2–6] из-за сложности конструкции детали «створка» возникает брак в виде гофр на боковой поверхности.

Особенностью детали «створка» является ее сложная конструкция [7–9] (рис. 1). Деталь состоит из трех геометрических участков – цилиндрического участка 1, участка перехода от цилиндрической к прямоугольной форме 2, прямоугольного участка 3. Форма второго участка, состоящего из бокового участка 2', криволинейного участка перехода 2'' и верхней наклонной конической площадки 2''', представляет собой наиболее сложную область при изготовлении. Геометрически сложный переход от цилиндрического участка к прямоугольному, характеризующийся смещением центров симметрии, усложняет процесс изготовления деталей данного типа, а в отдельных ситуациях делает его технически невыполнимым.

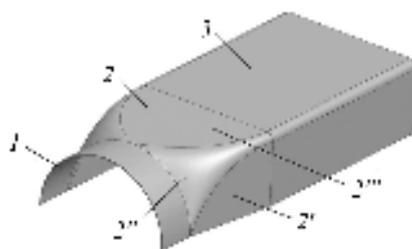


Рис. 1

Для исследования процесса гибки с прижимом выполнено моделирование задачи в три этапа с применением CAE-системы LS-DYNA [10].

На первом этапе была построена трехмерная модель формирующих элементов штамповой оснастки в программном продукте Unigraphics NX [11]. Геометрия пуансона определялась внутренней поверхностью детали, геометрия матрицы – наружной поверхностью детали с учетом величины гарантированного зазора z . Его величина, выставленная с учетом толщины исходной заготовки s и коэффициента поправки на позиционирование оснастки k , может определяться по формуле $z = sk$.

На втором этапе по построенной геометрии создавалась конечно-элементная сетка в программном продукте LS-DYNA [12].

На рис. 2 представлена конечно-элементная модель оснастки для гибки с прижимом и фигурной заготовкой: *а* – вид оснастки по ходу перемещения; *б* – вид оснастки в развернутом положении (против хода перемещения). Оснастка состоит из трех элементов – гибочного пуансона 1, по форме соответствующего внутренней поверхности детали «створка», гибочной матрицы 2 с отверстием для перемещения прижима, прижима 3 прямоугольного участка заготовки 4.

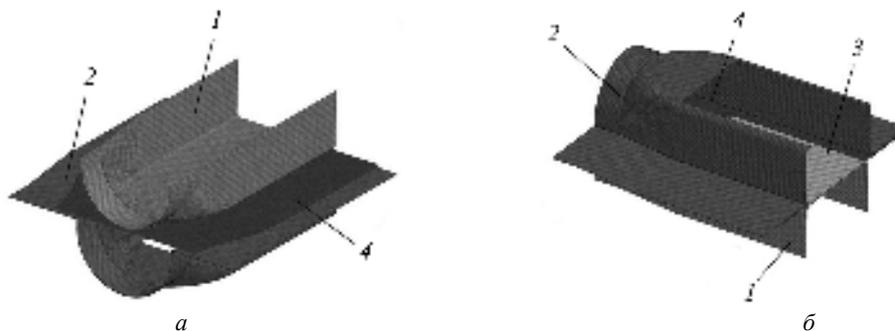


Рис. 2

На третьем этапе задавали технологические параметры процесса и управляющих карт LS-DYNA. К технологическим параметрам относятся кинематика движения инструмента, свойства материала заготовки и оснастки, установления контактного взаимодействия. Пуансон перемещался на величину 65 мм, что соответствует высоте цилиндрического участка детали с учетом величины гарантированного зазора z . При этом прямоугольный участок детали прижимался к пуансону прижимом с усилием 10 т. Для оснастки использовалась модель материала RIGID, для заготовки – Transversely Anisotropic Elastic Plastic. Свойства материала оснастки соответствуют свойствам стали X12 [1], материал заготовки – конструкционная сталь 12X18Н10Т. Контактное взаимодействие Automatic Surface to Surface применялось для контактных пар (заготовка – пуансон, заготовка – матрица, заготовка – прижим) с коэффициентом трения на всех контактных парах 0,1.

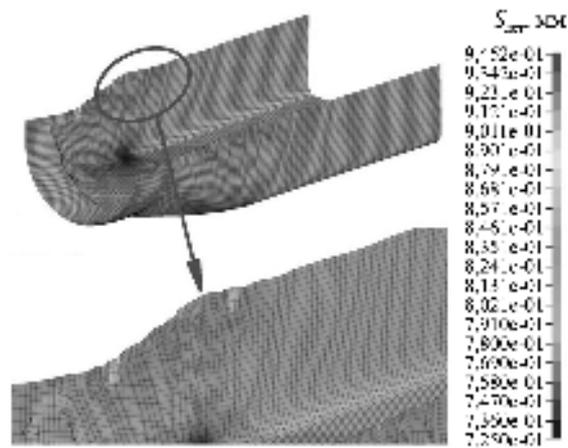
Благодаря технологии с подобранным гарантированным зазором между пуансоном и матрицей, определяемым коэффициентом поправки k , можно провести формообразование детали без дефекта в виде гофр. В зависимости от свойств материала, толщины исходной заготовки и сложности геометрических элементов формуемой детали коэффициент поправки может варьироваться в диапазоне 1,1...2,3. Его значение, близкое к 2,3, позволит уменьшить трудоемкость изготовления деталей штампа, а также упростит сборку, наладку и работу оснастки. При этом возрастает вероятность возникновения неустраняемого дефекта в виде гофр на боковых поверхностях детали. При значении коэффициента, близком к 1,1, появляется возможность существенно снизить вероятность возникновения дефектов в готовом изделии. Однако реализация и сохранение заданного гарантированного зазора при сборке и эксплуатации штампа сопряжены с значительными трудностями производства, что негативно влияет на трудоемкость изготовления.

Были смоделированы два варианта штамповки с разной величиной гарантированного зазора: $z_1 = 1,4$ мм (поправочный коэффициент $k_1 = 1,75$ мм) и $z_2 = 1$ мм (поправочный коэффициент $k_2 = 1,25$ мм).

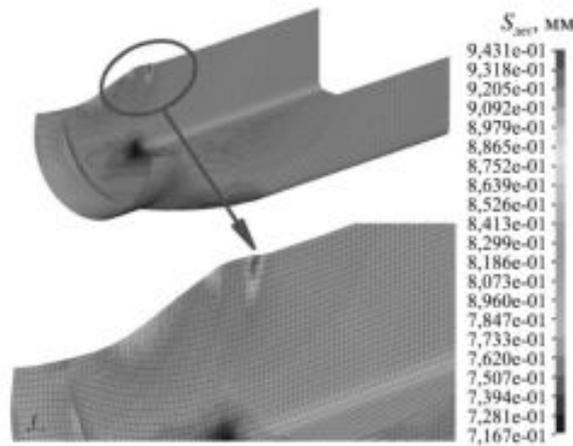
Приведем результаты моделирования и апробации на опытно-промышленной штамповой оснастке.

Результаты моделирования процесса гибки фигурной заготовки [13–15] с прижимом на заключительной стадии процесса представлены на рис. 3: *а* – зазор между матрицей и пуансоном – 2 мм; *б* – зазор между матрицей и пуансоном – 1 мм.

При анализе полученных эпюр распределения толщины выявлено наличие гофр на боковой поверхности детали (см. рис. 3, *а*). Гофры появляются при возникновении сжимающих напряжений на боковой поверхности. Начало их возникновения определено величиной перемещения пуансона на 32 мм, что соответствует половине его хода. Величина сжимающих напряжений увеличивается с -362 МПа до -677 МПа. Значение напряжений не зависит от выбранной величины гарантированного зазора.



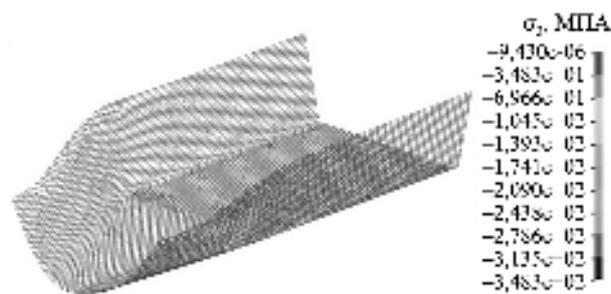
a



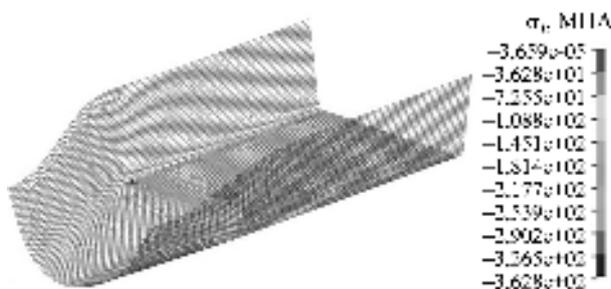
б

Рис. 3

Эпюры главных напряжений на различных стадиях процесса формообразования, МПа, приведены на рис. 4: *a* – перемещения пуансона – 16 мм; *б* – перемещения пуансона – 32 мм; *в* – перемещения пуансона – 65 мм.

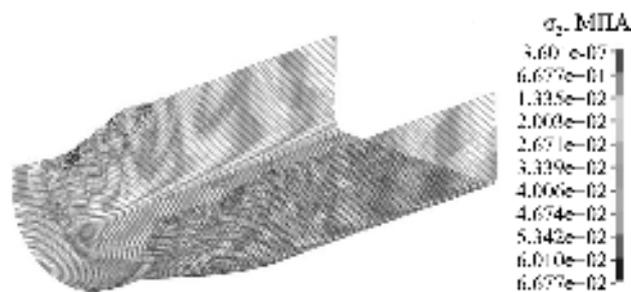


a



б

Рис. 4 (Начало)



6

Рис. 4 (Окончание)

Из-за наличия сжимающих напряжений в процессе деформирования на боковой поверхности детали металл начинает перемещаться в гарантированный зазор между пуансоном и матрицей. Величина зазора ограничивает высоту гофр и препятствует их возникновению. Установлено, что при увеличении зазора свыше 75 % от толщины исходной заготовки (с 0,8 мм до 1,4 мм) высота образующихся гофр становится недопустимой для изделия. В то же время при увеличении гарантированного зазора в пределах 25 % (до 1 мм) от толщины заготовки гофрообразование не наблюдается.

Для проверки результатов моделирования была разработана и изготовлена опытно-штамповая оснастка.

Трехмерная модель штампа представлена на рис. 5.

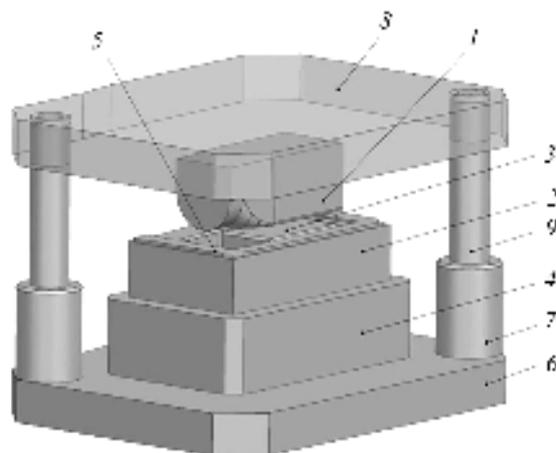


Рис. 5

Штамп состоит из двух частей. Точное позиционирование верхней части относительно нижней осуществляется с помощью направляющей втулки 7 и колонки 9. Верхняя часть штампа состоит из гибочного пуансона сложной формы 1, соответствующего форме детали, верхней плиты 8 и направляющей колонки. Нижняя часть штампа состоит из гибочной матрицы 2, в которой перемещается прижим 3 прямоугольной части детали. Для увеличения хода прижима гибочная матрица расположена на подкладной плите 4. Матрица, прижим и подкладная плита установлены на нижней плите штампа 6.

Заготовка укладывается на поверхность матрицы и позиционируется с помощью фиксатора 5. При перемещении верхней части штампа относительно нижней пуансон прижимает прямоугольный участок будущей детали к прижиму. При дальнейшем перемещении осуществляется гибка, при которой боковая поверхность заготовки деформируется в гарантированном зазоре между пуансоном и матрицей. После гибки штамп размыкался. Изделие выталкивается на поверхность матрицы прижимом и извлекается из штампа.

Эксперименты проводились также для двух вариантов гарантированного зазора между гибочной матрицей и гибочным пуансоном, значение которого в первом варианте составило 1,4 мм, во втором – 1 мм. Для реализации технологии важно обеспечить точность гарантированного зазора на различных участках геометрии оснастки.

В процессе эксперимента были изготовлены детали сложной криволинейной формы. В случае гарантированного зазора, не превышающего 1 мм, получено изделие без брака, с отсутствием гофр на боковой поверхности. При штамповке с гарантированным зазором более 1,4 мм наблюдаются гофры на боковых поверхностях детали.

Таким образом, при соблюдении гарантированного зазора, не превышающего 25 % от толщины заготовки, возможно получить изделия требуемого качества, без дефектов.

Обеспечение требуемого зазора между пуансоном и матрицей на криволинейных поверхностях при изготовлении и сборке штамповой оснастки – сложная производственная задача, требующая высокой квалификации специалистов.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Атрошенко А.П. и др.* Ковка и штамповка: справочник: в 4 т. М.: Машиностроение, 1986. Т. 2. Горячая штамповка. 592 с.
2. *Ранжус Х.* Анализ напряженно-деформированного состояния заготовки при многоходовой ротационной вытяжке цилиндрической детали // Изв. вузов. Авиационная техника. 2011. № 2. С. 56–59.
3. *Демьяненко Е.Г., Попов И.П., Никонов Д.А.* Определение области разрушения заготовки при глубокой вытяжке в коническую матрицу // Изв. вузов. Авиационная техника. 2024. № 1. С. 146–153.
4. *Бодунов Н.М.* Расчет настроечных параметров процесса гибки-прокатки тонкостенных деталей авиационной техники с помощью конечно-разностного метода // Изв. вузов. Авиационная техника. 2011. № 1. С. 64–67.
5. *Марковцев В.А. и др.* Совершенствование технологий продольной гибки и правки профильных авиационных деталей // Изв. вузов. Авиационная техника. 2020. № 4. С. 201–203.
6. *Катаев Ю.П. и др.* Овальность и пружинение при формообразовании трубопроводных систем // Изв. вузов. Авиационная техника. 2024. № 2. С. 215–220.
7. Способ штамповки полых деталей из плоских листовых заготовок и устройство для его осуществления: пат. 2242320 Рос. Федерация, № 2002104040/02; заявл. 19. 02.2002; опубл. 20.12.2004.
8. *Михеев В.А. и др.* Статистический анализ процессов формообразования деталей оболочек сложной двояковыпуклой формы // Изв. вузов. Авиационная техника. 2016. № 1. С. 132–136.
9. Способ изготовления тонкостенных сферических оболочек: пат. 2791478 Рос. Федерация, № 2022105798; заявл. 24. 06.2022; опубл. 9.03.2023.
10. *Каплун А.Б., Морозов Е.М., Олферьева М.А.* ANSYS в руках инженера: Практическое руководство. М.: Едиториал УРСС, 2003. 272 с.
11. *Краснов М., Чигишев Ю.* UNIGRAPHICS для профессионалов. М.: ЛОРИ, 2004. 320 с.
12. *Маслов В.Д., Николенко К.А.* Моделирование процессов листовой штамповки в программном комплексе ANSYS/LS-DYNA. Самара: СГАУ, 2007. 80 с.
13. *Звонов С.Ю., Попов И.П., Шляпугин А.Г.* Особенности процесса формообразования полых конических деталей из кольцевой заготовки // Изв. вузов. Авиационная техника. 2010. № 3. С. 75–76.
14. *Лавриненко В.Ю., Серезжин М.А.* Исследование процесса гибки листовых заготовок с использованием FDM-штампов // Черная металлургия. Бюллетень научно-технической и экономической информации. 2024. № 2 (80). С. 31–36.
15. *Демьяненко Е.Г., Левагина А.А.* Совершенствование процесса формовки для получения тонкостенных осесимметричных деталей усеченной сужающейся формы // Изв. вузов. Авиационная техника. 2023. № 3. С. 139–145.

Поступила в редакцию 25.06.25

После доработки 26.06.25

Принята к публикации 30.06.25

Analysis of the Features of the Clamping Bending Process in the Manufacture of Parts Consisting of Complex Curved Surfaces Using the LS-DYNA Software

K.A. NIKOLENKO, E.G. DEM'YANENKO, I.P. POPOV, AND D.S. FOMICHEV

Samara University, Samara

The possibility of obtaining parts with complex curved surfaces is estimated. The features of shaping of such parts by the bending process are analyzed using the example of the "flap" part using the LS-DYNA CAE system. Using modeling, it was found that under compressive stresses on the side surface of the part, corrugations occur due to the movement of metal into the gap between the punch and the die. The gap parameters have been determined, which exclude an unacceptable manufacturing defect. Experiments have been carried out on the developed die tooling.

Bending, curved surface, thickness, thin-walled part, LS-DYNA

Разработка методики получения твердотельных 3D-моделей деталей газотурбинных двигателей с применением 3D-сканирования

Разработана методика получения твердотельных 3D-моделей для различных узлов газотурбинных двигателей габаритами от 40×40×40 мм до 500×500×500 мм. Проведены исследования корпуса камеры сгорания микрогазотурбинной установки Capstone C65, геометрические характеристики и принцип действия которого близки к соответствующим параметрам корпусов камер сгорания вспомогательных силовых установок и турбореактивных двигателей беспилотных летательных аппаратов. По результатам исследования разработана методика, включающая определение оптимальных параметров 3D-сканирования для сокращения времени сканирования и детализации полигональной стеки. Даны рекомендации для определения геометрических параметров и построения твердотельных 3D-моделей в процессе обратного проектирования для деталей узлов газотурбинных двигателей с точностью ±1 мм.

С.К. ОСИПОВ,
канд. техн. наук,
Г.А. ГЕРЦОВСКИЙ,
А.Н. РОГАЛЕВ,
д-р техн. наук,
И.А. МИЛЮКОВ,
канд. техн. наук,
А.Н. ВЕГЕРА,
канд. техн. наук
(НИУ «МЭИ», Москва)
gertsovskyga@mpei.ru

Реверс-инжиниринг, газотурбинные двигатели, камера сгорания, 3D-сканирование, облако точек, полигональное моделирование, 3D-моделирование

В Российской Федерации в соответствии со стратегией развития авиационной промышленности на период до 2030 г. [1] планируется увеличить долю воздушных судов российского производства в парке гражданской авиации до 81,8 %. Также по данным Федерального агентства воздушного транспорта (Росавиация) [2], воздушные суда иностранного производства (например, Boeing 737, Airbus A320 и др.), составляющие примерно 67 % эксплуатируемого авиапарка, нуждаются в поставке запасных частей, сертифицированных по стандартам FFA/EASA, а также удовлетворяющих нормам авиационных правил АП-25 Российской Федерации [3].

В настоящее время в связи с геополитическими изменениями и отсутствием официальных представительства зарубежных производителей поставки ремонтных комплектов и запасных частей оборудования требуют больших материальных и временных затрат.

Проблему замены комплектующих составных частей оборудования при сокращенном сроке поставок и частичной локализации производства ремонтных комплектов возможно решить, используя методы обратного проектирования. При обратном проектировании на первом этапе получают геометрические параметры изделия прототипа, которые в дальнейшем используются для разработки твердотельной 3D-модели и конструкторской документации изделия.

Получение геометрических параметров возможно с использованием бесконтактных и контактных методов взаимодействия с прототипом изделия. Контактные методы применяются при помощи контактного взаимодействия с деталями с использованием измерительных инструментов – штангенциркулей, микрометров, нутрометров. Для получения параметров деталей сложного профиля и многокомпонентных узлов используются бесконтактные методы, включая метод 3D-сканирования.

При 3D-сканировании в промышленности широко распространены структурно-световые и лазерные сканеры, использующие установленные датчики и камеры, за счет которых получают изображение сканированного объекта. Далее полученные изображения анализируются с помощью встроенного программного обеспечения сканера, вычисляются координаты точек на поверхности изделия, и на основе полученной информации с датчиков создается облако точек в виде полигональной 3D-модели [4, 5].

После получения полигональной 3D-модели используется специальное программное обеспечение для создания твердотельной 3D-модели на основе сетки поверхностей полигонов (Geomagic Design X, Polyworks).

Целью данной работы является разработка методики обратного проектирования для получения твердотельных 3D-моделей узлов деталей газотурбинных двигателей с габаритными размерами от 40×40×40 мм до 500×500×500.

Одной из наиболее технологичных и сложных частей летательных аппаратов являются двигатели [6, 7]. В рамках данного исследования при разработке методики обратного проектирования деталей узлов газотурбинных двигателей с габаритами от 40×40×40 до 500×500×500 мм были рассмотрены мало-мощные турбореактивные двигатели беспилотных летательных аппаратов и вспомогательных силовых установок, которые могут соответствовать заявленным параметрам. Проведен анализ нескольких турбореактивных двигателей для беспилотных летательных аппаратов, включая ТД-30, R500, ТД-60 российского производства.

Технические характеристики представленных двигателей приведены в табл. 1 [8–13].

Таблица 1

Модель двигателя	Изготовитель	Диаметр и длина, мм	Максимальная тяга, Н	Масса, кг
ТД-30	СКБ «Турбина», Россия	367×485	361	17
R500	КБ «Reynolds», Россия	195×495	500	7,5
ТД-60	ФГУП «ЦИАМ», Россия	243×470	650	18
PBS TJ40-G2	PBS Aero, Чехия	147×373	396	3,8
JetCat P120	JetCat, Германия	112×280	120	1,39
Wren 44 Gold	Wren Turbines, Великобритания	75×215	45	0,6
XH-1000N	Feihang Power, Китай	203×501	981	9,25

Также рассмотрены наиболее распространенные вспомогательные силовые установки, используемые в настоящее время (табл. 2) [14–17]).

Таблица 2

Модель двигателя	Изготовитель	Габариты, мм	Мощность, кВт	Масса, кг
TA14	«Аэросила», Россия	868×502×452	100–108	83,2
Jakadofsky APU	Jakadofsky GmbH, Германия	113×260	7,2–8,4	10
Safir 5K/G MI	PBS VELA BITES, Чехия	491×520×788	20	64
FusionFlight ARC	FusionFlight ARC, США	520×270×170	8	10
PBS TS100 (ZA/DA)	PBS TS100, Чехия	829×398×330	180	56,7–61,3

По результатам проведенного обзора было определено, что в большинстве случаев габаритные размеры комплектующих деталей узлов турбореактивных двигателей и вспомогательных силовых установок не превышают 500×500×500 мм в трех измерениях. Таким образом, необходимо разработать рекомендации для получения геометрических характеристик с высокой точностью для возможного ремонта или замены узлов комплектующих газотурбинных двигателей зарубежного и российского производства при обратном проектировании.

Исследовался узел камеры сгорания микрогазотурбинной установки Capstone C65.

Корпус камеры сгорания представляет собой конструктивно и функционально сопоставимый узел с камерами сгорания, применяемыми в турбореактивных двигателях и вспомогательных силовых установках малой мощности. Представленные типы установок работают с использованием цикла Брайтона при использовании процессов сжатия воздуха, изобарного сгорания топлива и расширения продуктов сгорания в турбине. Таким образом, основные элементы конструкции (компрессор, камера сгорания и турбина) выполняют схожие функции, несмотря на различие в назначении.

Приведем технические характеристики микрогазотурбинной установки Capstone C65 [18]: номинальная электрическая мощность – 65 кВт; электрический КПД установки – 28 %; общий КПД электростанции (с утилизацией тепла) – до 90 %; габаритные размеры – 1516×763×1943; топливо – газ, керосин, дизель.

Корпус камеры сгорания микрогазотурбинной установки Capstone C65 состоит из нескольких деталей. Комплектующие детали показаны на 3D-модели, приведен вид сбоку (рис. 1, *a*) и снизу (рис. 1, *б*).

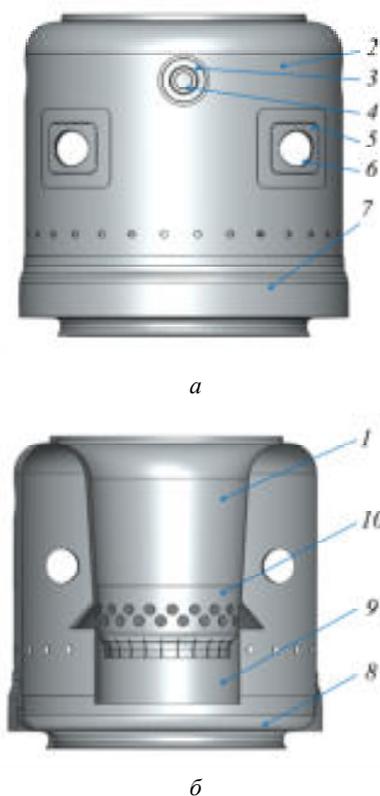


Рис. 1

На обечайке (корпусе) 2 камеры сгорания расположены шесть отверстий для подачи топлива в зону смешения, при этом для четырех отверстий сделаны специальные переходные пластины 6 внутри фиксирующего внешнего фланца 5. Их функция заключается в обеспечении тепловых расширений камеры сгорания, которые возникают из-за перепада температур. Два отверстия для инжекторов без переходных пластин расположены симметрично, благодаря чему корпус камеры сгорания фиксируется внутри микрогазотурбинной установки.

На нижней части камеры сгорания находится деталь нижней обечайки 7. На уровне отверстий для инжектора без внешних фланцев расположено отверстие для свечи зажигания. Для установки свечи зажигания в конструкции предусмотрены детали переходной пластины 4 и фиксирующего внешнего фланца 3.

На детали корпуса камеры сгорания находится ряд отверстий, через которые подается воздушная смесь. На нижней стороне корпуса расположены детали днища 8, воронки нижней 10 с двумя рядами отверстий смешения и нижнего патрубка 9. Внутри корпуса установлена деталь воронки 1.

При разработке использовалась методика создания твердотельной 3D-модели и эскизной конструкторской документации. Представленная методика включает несколько основных этапов взаимодействия с прототипом изделия. Важным этапом при получении геометрических характеристик в процессе 3D-сканирования является этап определения меток позиционирования на объекте. Кроме определения меток, был добавлен блок настройки параметров 3D-сканирования для получения более детализированной полигональной 3D-модели за меньшее время.

Схема реализации методики была разделена на два основных этапа: 1) получение полигональной 3D-модели с помощью 3D-сканирования (рис. 2); 2) обработка полигональных и твердотельных моделей, полученных в процессе обратного проектирования (рис. 3).

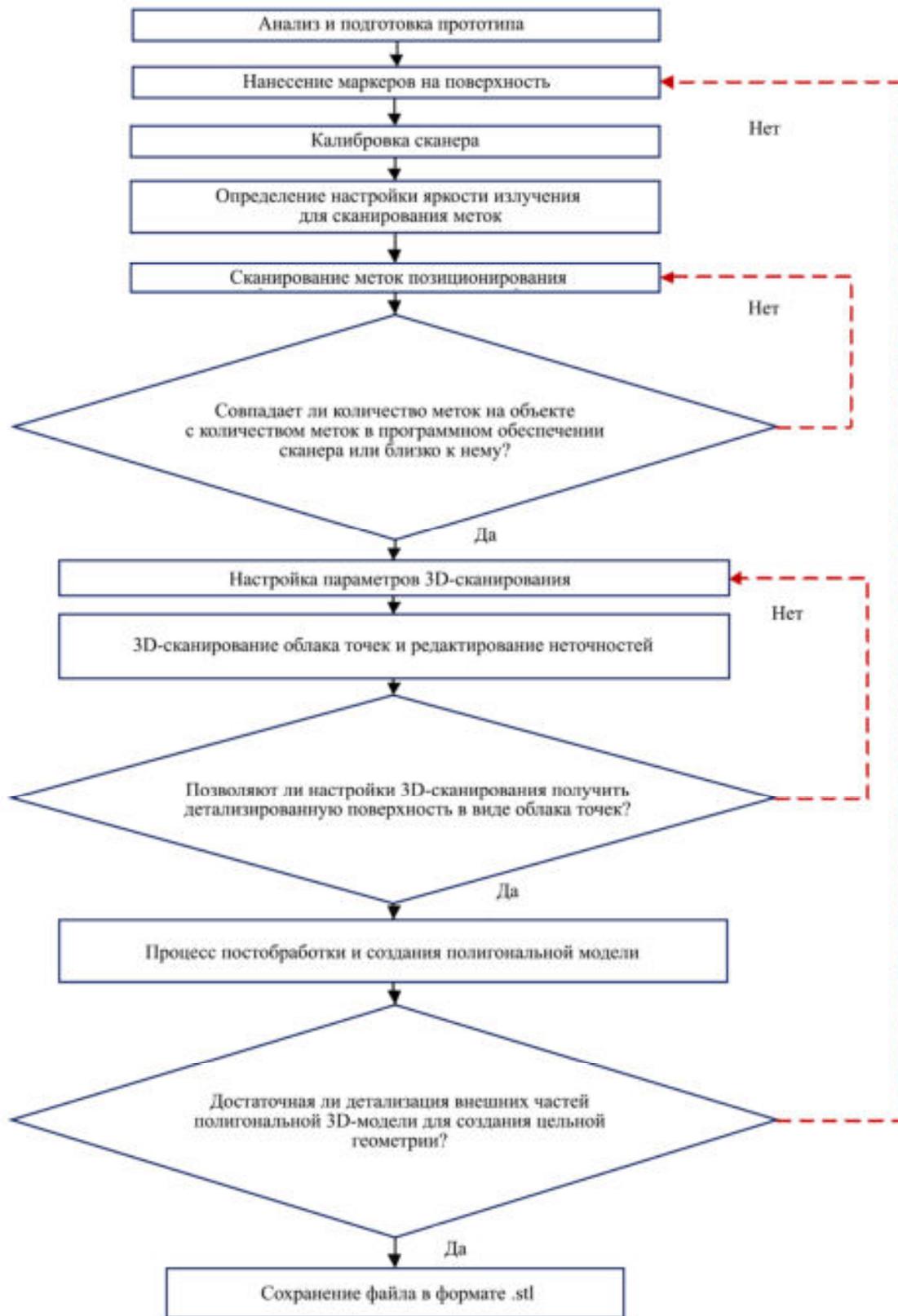


Рис. 2

В ходе анализа и подготовки корпуса камеры были выявлены составные части корпуса, дефекты поверхности и потенциально труднодоступные для сканирования участки. На этом этапе образец корпуса камеры сгорания был очищен от абразива и пыли для нанесения точек позиционирования.

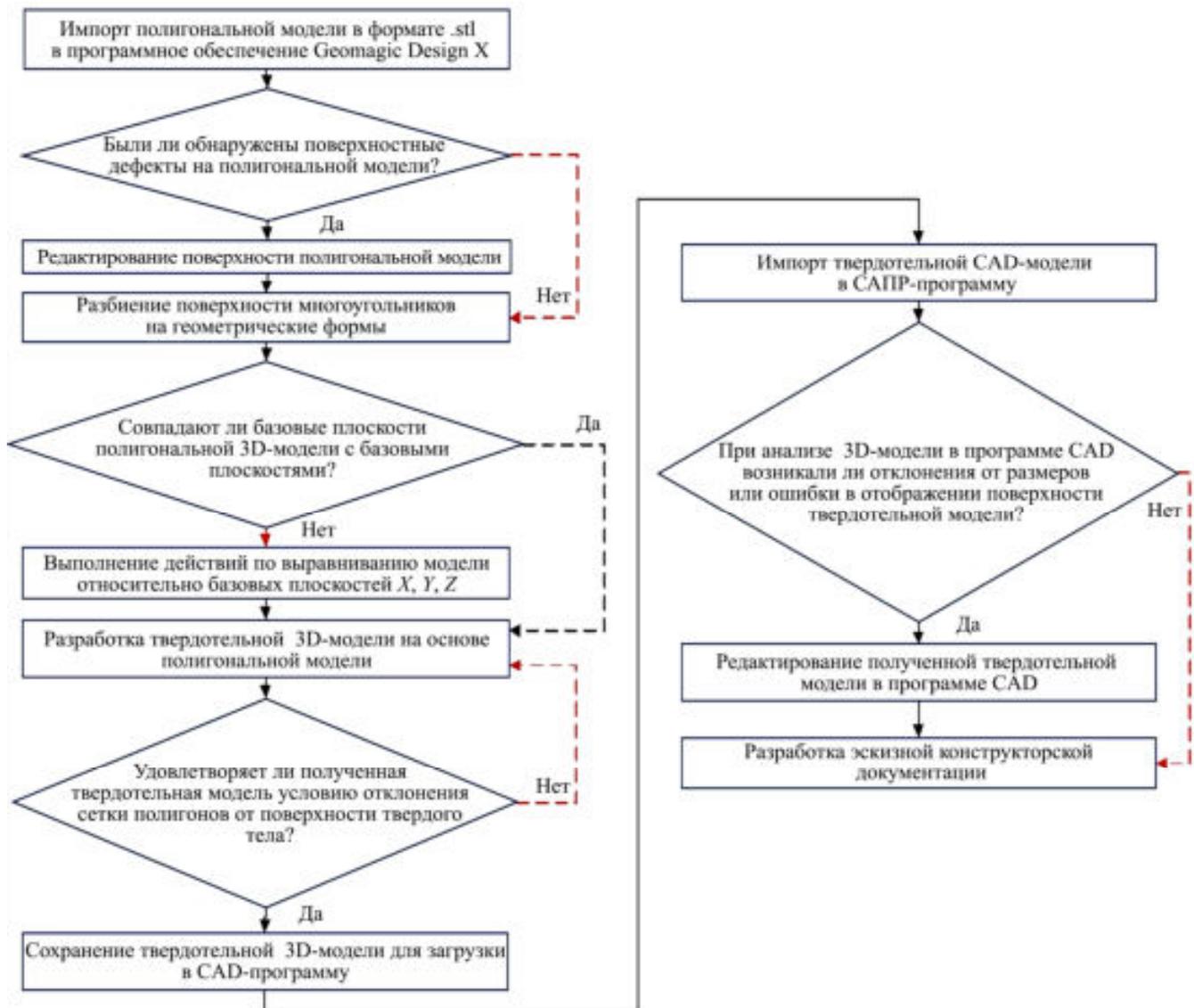


Рис. 3

Для 3D-сканирования использовался сканер Shining 3D FreeScan UE Pro (табл. 3).

Таблица 3

Параметр	Значение (режим)	
Режим сканирования	Несколько линий, одна линия	Семь параллельных линий
Точность сканирования, мм	Больше 0,02	
Скорость сканирования, точек/с	1850000	
Максимальный диапазон сканирования, мм	600×550	
Оптимальное расстояние сканирования, мм	300	200

Для обработки полученных данных, полученных при 3D-сканировании, использовался персональный компьютер Graviton D50A со следующими характеристиками: процессор AMD Ryzen 7 5700X, 8 Core; видеокарта NVIDIA GeForce RTX 3060, 8 GB; оперативная память (RAM) 32 GB; операционная система Windows 10 (64-разрядная).

В процессе сканирования 3D-сканер отображает рисунок в виде сетки или линий на поверхности изделия. С помощью встроенных камер расстояние и положение каждой точки на сканируемой поверхности определяются изменением сетки при перемещении сканера. Это взаимодействие происходит с помощью процесса триангуляции, при котором лазерный источник, камеры сканера и изделие образуют треугольник для определения расстояния до объекта (рис. 4).

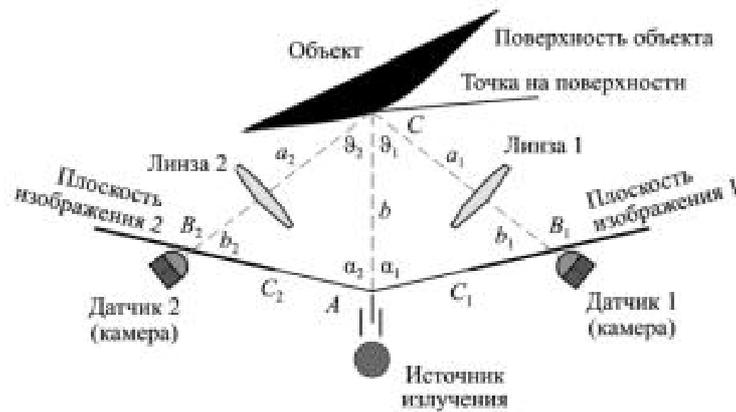


Рис. 4

В результате сканирования внешней и внутренней геометрии изделия создается трехмерное цифровое изображение объекта в виде облака точек.

Преимуществом использования лазерного сканера является его высокая точность (до 20 мкм) и скорость сканирования. Кроме того, в большинстве случаев при сканировании металлических поверхностей лазерное сканирование, в отличие от светового сканирования, не требует матирования внешних бликующих поверхностей.

В качестве настроек для лазерного 3D-сканирования использовались различные режимы отображения лазерного излучения на поверхности объекта, было задано расстояние между точками полигональной сетки – 0,2 мм. Тип сканируемой поверхности матовый, настройка экспозиции подбиралась с помощью программы автоматически (70 %). Настройки параметров сканирования осуществлялись посредством программного обеспечения FreeScan.

После лазерного 3D-сканирования на основе полученного облака точек и его пост-обработки был получен финальный вид полигональной 3D-модели корпуса камеры сгорания микрогазотурбинной установки Capstone C65. Полученная полигональная модель корпуса камеры сгорания микрогазотурбинной установки Capstone C65 в дальнейшем была использована для создания твердотельных 3D-моделей в программе Geomagic Desing X.

По результатам исследования были разработаны твердотельные 3D-модели деталей узла корпуса камеры сгорания микрогазотурбинной установки Capstone C65, построенные с использованием полигональной 3D-модели, полученной на этапе сканирования. Все основные операции выполнялись в программе Geomagic Design X.

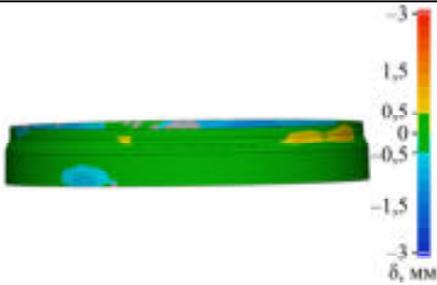
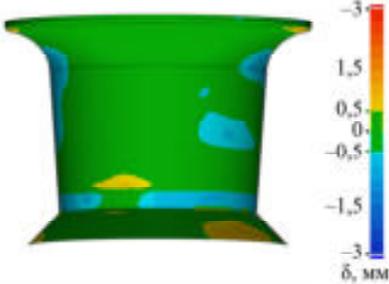
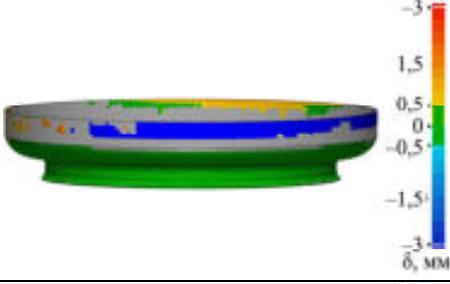
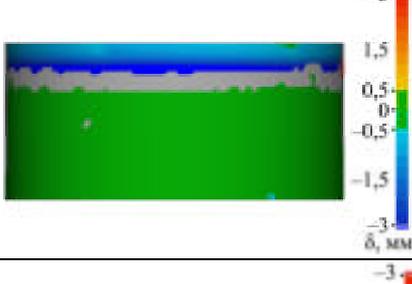
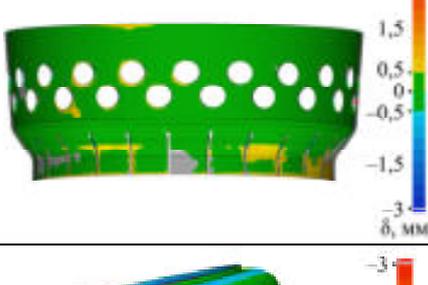
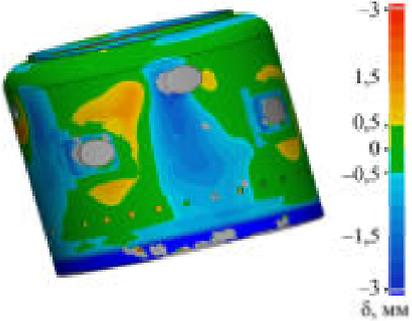
Первоначально при создании твердотельной геометрии была определена базовая деталь (нижняя обечайка), поскольку она имела наименьшие деформации и отклонения поверхности, вызванные тепловыми деформациями. Определение базовой геометрии связано с неточностью при выравнивании полигональной 3D-модели относительно базовых координат программы Geomagic Design X по (X, Y, Z).

После нанесения основных размеров на эскиз с использованием функции «Эскиз по сетке» была создана твердотельная геометрия нижней обечайки. При переходе к следующей операции была использована функция «Отклонение для тела» для определения отклонения построенного твердого тела от сетки полигонов. При превышении порога отклонения детали в $\pm 0,5$ мм размеры эскиза корректировали до достижения наименьшего отклонения.

Далее были получены все составляющие детали корпуса камеры сгорания микрогазотурбинной установки Capstone C65 в виде твердотельных 3D-моделей. Для разработанных деталей были проанализированы отклонения размеров от поверхности полигональной сетки по аналогии с деталью нижней обечайки.

Размерные отклонения твердотельных 3D-моделей деталей от поверхности полигональной сетки отображены в табл. 4.

Таблица 4

Наименование детали	Эпора отклонений	Отклонения от поверхности полигональной сетки, мм
Обечайка нижняя		-0,688...0,62
Воронка		-0,88...0,84
Днище		-0,32...0,28
Патрубок нижний		-0,58...0,557
Воронка нижняя		0,034...0,724
Обечайка (корпус)		-2,23...1,31

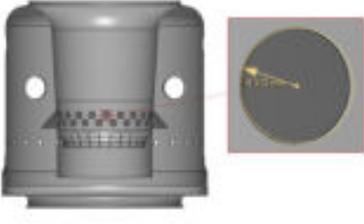
Построение твердотельных 3D-моделей обечайки, воронки, днища, нижнего патрубка, воронки нижней позволило обеспечить отклонения от поверхности сетки в пределах ± 1 мм. Данные отклонения связаны с наличием различных деформаций, возникших в процессе эксплуатации камеры сгорания, в том числе тепловых. Наибольшие отклонения ($-2,23...1,31$ мм) наблюдаются на твердотельной модели внешней обечайки. Нижняя часть корпуса (обечайки) не была полностью отображена на скане из-за детали днища, которая частично ее перекрывает.

Таким образом, при выводе эпюры отклонений для детали обечайки части корпуса нижняя его часть отображается синим цветом, что свидетельствует об отклонении от полигональной сетки модели (менее 3 мм). По аналогии также частично не были отсканированы детали патрубка нижнего и днища, закрытые с внешней стороны. Части нижнего патрубка и днища также частично не отображены на скане, поскольку были закрыты снаружи другими деталями.

Для подтверждения полученных результатов сравнивались геометрические характеристики разработанной твердотельной модели камеры сгорания микрогазотурбинной установки Capstone C65 с размерами прототипа. Для этого были использованы измерительные инструменты штангенрейсмас и штангенциркуль с погрешностью 0,05 мм. Изначально были определены габаритные размеры и их отклонения с помощью штангенрейсмаса (с пределом измерения до 310 мм) и поверочной плиты.

Для определения точности построения деталей различных габаритов были оценены высота, внешний диаметр нижней обечайки, диаметр нижнего патрубка и диаметр отверстий охлаждения корпуса камеры сгорания микрогазотурбинной установки Capstone C65 (табл. 5).

Таблица 5

Наименование измерения	Оценка отклонений при контактном измерении M_C , мм	Геометрические параметры в программном обеспечении Geomagic Design X	Оценка отклонений твердотельных 3D-моделей M_{GD} , мм	Разница размеров $ M_{GD} - M_C $, мм
Высота корпуса	$241,3 \pm 0,05$		241,4014	0,1014
Диаметр обечайки нижней	$245,1 \pm 0,05$		$122,751 \cdot 2 = 245,502$	0,402
Диаметр нижнего патрубка	$113,45 \pm 0,05$		$56,896 \cdot 2 = 113,795$	0,345
Диаметр отверстия охлаждения	$8,4 \pm 0,05$		$4,318 \cdot 2 = 8,636$	0,236

На основании сопоставления полученных размеров были определены отклонения, величина которых не превышала значения в 0,5 мм, что соответствует допустимым пределам точности при обратном проектировании деталей корпуса камеры сгорания микрогазотурбинной установки Capstone C65.

Для применения описанной методики при разработке трехмерных твердотельных 3D-моделей объектов, требующих большей размерной точности, следует использовать меньшее заданное расстояние между точками и более мощное компьютерное оборудование для обработки данных.

При сравнительном анализе способов бесконтактного 3D-сканирования деталей было выявлено, что наиболее подходящим методом для получения полигональной 3D-модели корпуса камеры сгорания микрогазотурбинной установки Capstone C65 является метод 3D-лазерного сканирования вследствие его скорости сканирования и обработки, менее жестких требований к габаритам сканируемого изделия (от 20×20×20 мм до 2×2×2 м).

В результате исследования была разработана методика получения твердотельных 3D-моделей узлов деталей газотурбинных двигателей размерами от 40×40×40 мм до 500×500×500 мм с использованием узлов деталей корпуса камеры сгорания микрогазотурбинной установки Capstone C65.

При использовании методики для получения твердотельных 3D-моделей узлов деталей газотурбинных двигателей возможно добиться точности размеров деталей узлов в пределах ±1 мм. Для большей точности необходимо использовать более производительное оборудование или другие более точные методы 3D-сканирования.

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации в рамках государственного задания № FSWF-2023-0014 (соглашение № 075-03-2023-383 от 18 янв. 2023 г.) в сфере научной деятельности на 2023–2025 гг.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Правительство Российской Федерации. Распоряжение от 25 июня 2022 г. № 1693-р [Электронный ресурс]. URL: <http://government.ru/docs/all/141773/> (дата обращения: 16.06.2025).
2. *Капогузов Е.А.* Импортозависимость российской гражданской авиационной промышленности // Вестник Томского государственного университета. Экономика. 2022. № 58. С. 58–76.
3. Нормы летной годности [Электронный ресурс]. URL: <https://favt.gov.ru/sertifikaciya-avia-tehniki-sertifikaciya-tipa-avia-tehnika-zakony-pravila-dokumenty/?id=5498> (дата обращения: 16.06.2025).
4. *Haleem A., Javaid M.* Additive Manufacturing Applications in Industry 4.0: A Review // Journal of Industrial Integration and Management. 2019. Vol. 4. Iss. 4. Article № 1930001.
5. *Ali A. et al.* Comparative Analysis of Different Rapid Prototyping Techniques for Making Intricately Shaped Structure // Journal of Industrial Integration and Management. 2020. Vol. 5. Iss. 3. P. 393–407.
6. *Булат П.В., Вокин Л.О., Чернышов П.С.* Исследование применимости моделей турбулентности для расчетов центробежного компрессора микротурбинного двигателя в условиях ламинарно-турбулентного перехода // Изв. вузов. Авиационная техника. 2023. № 3. С. 57–63.
7. *Вятков В.В. и др.* К вопросу выбора методики моделирования рабочего процесса малоразмерного газотурбинного двигателя // Изв. вузов. Авиационная техника. 2023. № 4. С. 112–118.
8. Турбореактивный двигатель ТД30 (СКБ «Турбина») [Электронный ресурс]. URL: <https://missiles.ru/2017/09/27/turboreaktivnyi-dvigatel-td30/> (дата обращения: 16.06.2025).
9. *Ступеньков М.И.* Предложения ФГУП «ЦИАМ им. П. И. Баранова» по типоразмерному ряду авиационных двигателей [Электронный ресурс]. URL: <https://aviatp.ru/files/aviaevents-2020/Army2020/Stupenkov.pdf> (дата обращения: 16.06.2025).
10. PBS TJ40-G2 [Electronical Resource]. URL: <https://www.pbsaerospace.com/aerospace-products/engines/turbojet-engines/tj-40-turbojet-engine-1> (дата обращения: 16.06.2025).
11. JetCat P120 User Manual [Electronical Resource]. URL: <https://www.easymanua.ls/jetcat/p120/manual> (дата обращения: 16.06.2025).
12. Wren Turbines 44 Gold Kerosene Starting Turbine Engine Operator's Manual [Electronical Resource]. URL: <https://manualzz.com/doc/23171806/wren-44-gold> (дата обращения: 16.06.2025).
13. Турбореактивный двигатель ХН-1000N с тягой 100 кг [Электронный ресурс]. URL: <https://ru.militarydrones.org.cn/turbojet-engine-for-target-drone-p00299p1.html> (дата обращения: 16.06.2025).
14. TA14 [Электронный ресурс] URL: <https://aerosila.ru/products/vspomogatelnye-gazoturbinnye-dvigateli/ta14-ta14-130> (дата обращения: 16.06.2025).
15. Aircraft APU [Electronical Resource]. URL: <https://www.aeroexpo.online/prod/jakadofsky-gmbh/product-181337-72831.html> (дата обращения: 16.06.2025).

16. SAFIR 5K/G MI APU [Electronical Resource]. URL: <https://pbs.cz/en/Aerospace/Auxiliary-Power-Units/SAFIR-5K-G-MI> (дата обращения: 16.06.2025).
17. ARC: Micro Turbine Generator [Electronical Resource]. URL: <https://fusionflight.com/arc/> (дата обращения: 16.06.2025).
18. C65 [Electronical Resource]. URL: <https://www.capstonegreenenergy.com/products/capstone-microturbines/c65> (дата обращения: 16.06.2025).

Поступила в редакцию 16.07.25

После доработки 27.07.25

Принята к публикации 30.07.25

Development of a Methodology for Generating Solid 3D Models of Gas Turbine Engine Components Using the 3D Scanning

S.K. OSIPOV, G.A. GERTSOVSKII, A.N. ROGALEV,
I.A. MILYUKOV, AND A.N. VEGERA

NRU "MPEI", Moscow

A methodology was developed for generating solid 3D models of various gas turbine engine components with dimensions ranging from 40×40×40 mm to 500×500×500 mm. The combustion chamber casing of the Capstone C65 micro gas turbine unit was investigated whose geometric characteristics and operating principle are close to those of the combustion chamber casings of auxiliary power units and turbojet engines of unmanned aerial vehicles. Based on the results of the study, a methodology was developed that includes the determination of optimal 3D scanning parameters in order to reduce the scanning time and improve polygonal mesh detailing. Recommendations are provided for determining geometric parameters and constructing solid 3D models in the process of reverse engineering for gas turbine engine components with an accuracy of ±1 mm.

Reverse engineering, gas turbine engines, combustion chamber, 3D scanning, point cloud, polygonal modeling, 3D modeling

Оптимизация вакуумирования сухого пакета семипрегов при формовании изделий из композитов

В.Л. ФЕДЯЕВ,
д-р техн. наук
(ИММ ФИЦ КазНЦ РАН,
Казань;
КНИТУ-КАИ, Казань),
В.И. ХАЛИУЛИН,
д-р техн. наук
(КНИТУ-КАИ, Казань),
Р.Ш. ГИМАДИЕВ,
д-р техн. наук
(КГЭУ, Казань),
Н.В. ЛЕВШОНКОВ,
канд. техн. наук
(КНИТУ-КАИ, Казань)
vlfed2020@gmail.com

Рассматривается стадия вакуумирования сухого пакета семипрегов при формовании изделий из композитов. Предполагается, что вязкость паровоздушной смеси, находящейся в поровом пространстве пакета, его пористость, проницаемость и толщина зависят от плотности этой смеси. Приведены соответствующие соотношения, сформулирована задача оптимизации, где в качестве критерия оптимальности выступает время фильтрационного вакуумирования пакета семипрегов. В результате ее решения найдено значение параметра, характеризующего интенсивность отбора паровоздушной смеси, при котором время вакуумирования будет оптимальным.

Полимерные композиционные материалы, технология вакуумного формования, оптимизация вакуумирования сухого пакета семипрегов

Удельные прочностные показатели изделий из композитов зависят не только от характеристик используемой арматуры и связующего, но и в значительной степени от выбранного метода их изготовления [1–8]. Этим можно объяснить множество способов переработки композитных материалов, существенно отличающихся стоимостью и достижимым качеством.

В авиа- и ракетостроении, а также других отраслях машиностроения ключевым требованием к изделию является высокая удельная прочность и жесткость, поэтому продолжается поиск новых и совершенствование существующих технологических схем. Перспективным методом формования изделий является способ переработки композитов с использованием семипрегов [9–11]. Семипреги представляют собой слой армирующего наполнителя, частично совмещенные по толщине со связующим материалом.

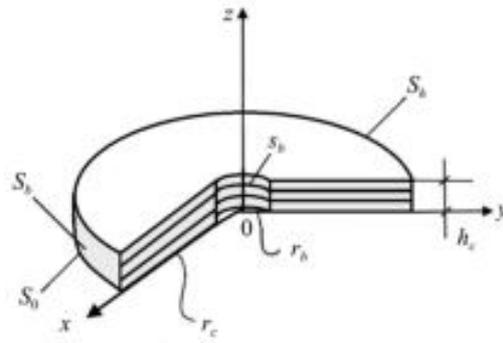
В силу своей структуры и состава сухие зоны семипрегов имеют определенную пористость слоев наполнителя, областей контакта этих слоев и связующего полимерного материала. Предполагается, что в исходном состоянии поры заполнены паровоздушной смесью, формируемой за счет двух компонентов: во-первых, воздуха (или иной газовой среды) производственных помещений; во-вторых, паров связующего материала, выделяющихся, например, вследствие уменьшения давления в порах при вакуумировании.

Возможна ситуация, когда концентрация этих паров мала либо они вообще отсутствуют. При этом следует иметь в виду, что в воздухе производственных помещений, кроме смеси газов, вполне могут находиться пары воды и других веществ. В таком случае воздух – парогазовая смесь. Теплофизические и другие характеристики рассматриваемых сред при известных концентрациях компонентов, их свойств оцениваются, в частности, с использованием положений теории смесей.

В процессе формирования изделий с помощью данного метода выделяются следующие основные стадии: выполнение подготовительных операций, вакуумирование сухого технологического пакета семипрегов, нагрев и расплавление связующего, пропитка наполнителя, отверждение полимерного материала.

Рассмотрим далее только стадию вакуумирования сухого пакета семипрегов, удаления из него паровоздушной смеси. Математические модели соответствующих процессов приводятся в работах [12, 13]. В качестве основных принимаются следующие допущения. Технологический пакет состоит из N горизонтально расположенных на твердой основе круглых в плане слоев семипрегов, плотно закрытых сверху пленкой. Отбор паровоздушной смеси из герметичного вакуумного мешка осуществляется через дренажную скважину, находящуюся в центре пакета.

Расчетная схема круглого в плане пакета семипрегов с отбором паровоздушной смеси из центра с использованием «дренажной скважины» приведена на рисунке. Здесь: (x, y, z) – декартова прямоугольная система координат; h_c, r_c – толщина и радиус пакета; r_b, S_b – радиус дренажной скважины и ее боковая поверхность; S_0, S_h – нижняя и верхняя поверхности; S_b – боковая поверхность пакета.



Предполагается, что слои наполнителя семипрегов тканые, изготовлены из некрученных нитей с достаточно большим количеством непрерывных углеродных микроволокон. Первоначальная пористость данных слоев обусловлена, во-первых, микропорами каналов между прижатыми друг к другу микроволоконками диаметром 5...10 мкм; во-вторых, более крупными макропорами, находящимися между нитями ткани, нитями и поверхностями слоев полимерного связующего.

При условии что движение паровоздушной смеси осуществляется как в макро-, так и микропорах (капиллярах), различается фильтрация в макропорах под действием перепада давления [12] и капиллярный перенос паровоздушной смеси в микропорах вследствие диффузии [13]. Модели движения паровоздушной смеси, результаты решения соответствующих задач представлены в работах [14, 15] в предположении, что вязкость паровоздушной смеси, толщина сухого пакета семипрегов, пористость, проницаемость материала наполнителя в процессе вакуумирования принимают некоторые средние значения. Однако в действительности при уменьшении плотности паровоздушной смеси, давления в ней указанные параметры изменяются из-за разрежения паровоздушной среды, сжатия слоев тканого наполнителя. В настоящем исследовании, в отличие от ранее опубликованных результатов [12, 13], учтены изменения указанных параметров. Это позволяет предположить наличие режима вакуумирования, обеспечивающего оптимальное время удаления паровоздушной смеси из сухого пакета семипрегов.

Таким образом, целью настоящей работы является математическое описание изменения вязкости паровоздушной смеси, пористости, проницаемости материала тканого наполнителя, толщины сухого пакета семипрегов в зависимости от плотности паровоздушной смеси, уменьшающейся во времени вследствие отбора ее из пакета; формулировка и решение оптимизационных задач, определение технологических режимов, параметров семипрегов, обеспечивающих оптимальное время фильтрационного вакуумирования.

Принимая во внимание то обстоятельство, что процесс фильтрации паровоздушной смеси при вакуумировании наиболее значимый, для оценки изменения вязкости паровоздушной смеси в поровом пространстве слоя сухого наполнителя, его пористости, проницаемости и толщины выделим в материале пакета плоский контрольный объем (сравнительно небольшую часть объема тела достаточно простой формы, располагающуюся на удалении от его границ) с толщиной h и макропористостью m . Так как по мере удаления из порового пространства паровоздушной смеси в силу действия на рассматриваемый объем поперечных сжимающих нагрузок, обусловленных перепадом давления $\Delta p = p_a - p$ (p_a – давление воздуха, других газов вне вакуумного мешка), вязкость μ , толщина h , макропористость m будут функциями плотности ρ : $\mu = \mu(\rho)$, $h = h(\rho)$, $m = m(\rho)$. Определим последовательно каждую из этих зависимостей.

В соответствии с кинетической теорией газов [14] вязкость i -го газа смеси μ_i описывается соотношением

$$\mu_i = \rho_i (v_{ci} l_i / 3),$$

где ρ_i – плотность i -го газа; $v_{ci} = 2\sqrt{2R_\mu T / (\pi m_{\mu i})}$ – средняя скорость движения молекул газа, $R_\mu = R / N_A$ – постоянная Больцмана, N_A – число Авогадро, T – температура по шкале Кельвина, $m_{\mu i}$ – масса одной

молекулы; $l_i = R_{\mu} T / (\pi \sqrt{2} p_i d_{\mu i}^2)$ – длина свободного пробега (средняя длина пути, проходимого молекулой газа между двумя ближайшими соударениями); p_i – парциальное давление; $d_{\mu i}$ – диаметр молекулы газа. После ряда преобразований получим:

$$\mu_i = \zeta_{\mu i}(T, p_i) \rho_i,$$

где $\zeta_{\mu i} = \zeta_{\mu i}(T, p_i) = \xi_{\mu i}(T^{3/2}/p_i)$, $\xi_{\mu i}$ – коэффициент, характеризующий в среднем массу молекул и их диаметр.

Далее, учитывая, что рассматриваемая паровоздушная смесь n газообразных компонентов является однородной, предложим два подхода к оценке зависимости вязкости паровоздушной смеси от плотности. Первый состоит в том, что соотношение для определения $\mu = \mu(\rho)$ имеет вид

$$\mu = \xi_{\mu}(T^{3/2}/p) \rho.$$

Здесь давление смеси $p = \sum_{i=1}^n p_i$; плотность $\rho = \sum_{i=1}^n (x_i \rho_i)$, $x_i = (M_i/m_i) / \sum_{i=1}^n (M_i/m_i)$ – молярная концентрация, M_i – масса, m_i – молекулярный вес i -го газа; ξ_{μ} – коэффициент, зависящий от средних молекулярного веса и диаметра молекул смеси. При этом смесь считается газовой средой с так называемыми эффективными параметрами, характеризующими ее свойства.

Согласно второму подходу вязкость смеси определяется по формуле [15]

$$\mu = \sum_{i=1}^n \left(x_i \mu_i / \sum_{j=1}^n (x_j \Phi_{ij}) \right),$$

где Φ_{ij} – функции, зависящие от молекулярной концентрации (мольной доли i -го компонента) x_i , молекулярной массы m_i , вязкости μ_i компонентов смеси, которая, в свою очередь, определяется плотностью ρ_i этих компонентов. Следовательно, принимая дополнительные допущения (например, множители $\mu_i = \mu_i(p_i) = \xi_{\mu i}(T^{3/2}/p_i)$ приблизительно равны среднему значению $\mu_0 = \mu_0(p) = \sum_{i=1}^n \mu_i/n$), найдем:

$$\mu = \mu_0(p) \rho.$$

Отсюда зависимость $\mu = \mu(\rho)$ имеет вид

$$\mu = \mu(\rho) = \mu_0(p(\rho)) \rho.$$

Полагая, что процесс вакуумирования изотермический ($T \approx T_0 = \text{const}$), уравнение состояния среды [16]:

$$p = p_0 (\rho/\rho_1)^{\kappa^*},$$

где $\kappa^* = c_p/c_v$, c_p , c_v – удельная теплоемкость газа при постоянном давлении и объеме; ρ_1 – множитель, определяемый экспериментально; p_0 – характерное давление.

В соответствии с оценкой, полученной с помощью первого подхода, соотношение для безразмерной вязкости газа $\mu^* = \mu/(\tau_0 p_0)$ (τ_0 – характерное время) представим следующим образом:

$$\mu^* = \zeta_{\mu}^* (\rho^*)^{(1-\kappa^*)}, \quad (1)$$

где $\rho^* = \rho/\rho_0$ – безразмерная плотность газа (ρ_0 – характерная плотность); $\zeta_\mu^* = \xi_\mu T_0^{3/2} (\rho_1/\rho_0)^{\kappa^*} (\rho_0/(\tau_0 \rho_0^2))$.

При условии что безразмерная плотность $\rho^* < 1$, из формулы (1) найдем приближенное соотношение для оценки вязкости газовой среды:

$$\mu^* \approx \beta_0 - \beta_1 \rho^*, \quad (2)$$

где коэффициенты $\beta_0 = \kappa^* \zeta_\mu^*$; $\beta_1 = (\kappa^* - 1) \zeta_\mu^*$.

Согласно соотношению (2) при малых значениях плотности паровоздушной смеси вязкость $\mu^* \approx \kappa^* \zeta_\mu^*$, а при $\rho^* \approx 1$ порядка ζ_μ^* , т. е. уменьшается ($\kappa^* > 1$).

Известно [17], что при достаточно больших внешних сжимающих нагрузках p_a , действующих на слой пористого материала, осадка слоя s , равная разнице между первоначальной толщиной h_s и толщиной h после сжатия, определяется соотношением

$$s = h_s - h = a_k h_s \ln(p_a/p)/(1 + m_a),$$

где a_k – экспериментальный коэффициент компрессии; m_a – пористость материала контрольного объема до его вакуумирования, когда давление паровоздушной смеси в порах порядка p_a ; p – текущее давление в порах. Отсюда следует, что безразмерная толщина $h^* = h/r_b$ (r_b – радиус «дренажной скважины») равна

$$h^* = h_s^* \left(1 + \tilde{a}_k \ln(p^*/p_a^*)\right),$$

где $h_s^* = h_s/r_b$; $\tilde{a}_k = a_k/(1 + m_a)$; $p^* = p/p_0$ – безразмерное давление в порах; $p_a^* = p_a/p_0$ – давление, действующее извне на поверхность контрольного объема.

Поскольку заведомо давление $p^* < p_a^*$, приближенно

$$h^* \approx h_s^* \left(1 - \tilde{a}_k (1 - p^*/p_a^*)\right).$$

Полагая, кроме того, что безразмерная плотность газовой среды ρ^* меньше единицы, найдем:

$$h^* \approx \gamma_0 + \gamma_1 \rho^*, \quad (3)$$

где $\gamma_0 = h_s^* \left(1 - \tilde{a}_k \left(1 + (\kappa^* - 1) \sigma_k\right)\right)$; $\gamma_1 = h_s^* \tilde{a}_k \kappa^* \sigma_k$, $\sigma_k = (\rho_0/\rho_1)^{\kappa^*} / p_a$. Видно, что при малой плотности паровоздушной смеси толщина слоя наполнителя будет минимальной. Если плотность газовой среды возрастает, то толщина увеличивается и при $\rho^* \approx 1$ достигает максимального значения $h_s^* (1 - \tilde{a}_k (1 - \sigma_k))$. Объясняется это тем, что в соответствии с уравнением состояния при малой плотности паровоздушной смеси давление в порах мало, как следствие, пористый материал под действием сжимающей нагрузки сжимается сильнее, толщина слоя уменьшается. Наоборот, при возрастании плотности паровоздушной смеси увеличивается давление в порах, возникает эффект расширения материала, толщина слоя увеличивается.

Согласно имеющимся в литературе экспериментальным данным макропористость сжимаемых слоев оценивается следующим образом:

$$m = m_a - (1 + m_a) \left(1 - h^*/h_s^*\right). \quad (4)$$

Подставив в формулу (4) соотношение (3), получим приближенно

$$m = \delta_0 + \delta_1 \rho^*, \quad (5)$$

где $\delta_0 = m_a - a_k \left(1 + (\kappa^* - 1) \sigma_k\right)$; $\delta_1 = \kappa^* a_k \sigma_k$.

Согласно формулам (3), (5) поведение функций $h = h(\rho)$, $m = m(\rho)$ в зависимости от плотности является синхронным. Отметим также, что соотношения (2), (3), (5) являются приближенными и характеризуют, в первую очередь, закономерности изменения параметров μ , h , m в зависимости от степени вакуумирования контрольного объема.

Обратимся далее к результатам, представленным в работах [12, 13]. Показано [13], что безразмерное время вакуумирования сухого пакета семипрегов τ_k^* , при котором первоначальная масса паровоздушной смеси M_n в макропорах пакета уменьшится до минимума, определяется соотношением

$$\tau_k^* = 0,72 \bar{M}_n^2 / (\bar{\lambda} \bar{b} \bar{h}_c \bar{\chi}), \quad (6)$$

где $\tau_k^* = \tau_k / \tau_0$; $\bar{M}_n = M_n / (\rho_0 r_b^3)$; $\bar{\lambda}$ – безразмерный коэффициент, характеризующий темп отбора паровоздушной смеси из порового пространства пакета; $\bar{b} = (1 - 0,25 \bar{r}_e^2 + 2 \bar{r}_e^2 \ln(\bar{r}_e)) (1 - \bar{r}_e^2)^2$, $\bar{r}_e = r_e / r_b$; $\bar{h}_c = h_c / r_b$ – безразмерная средняя толщина пакета семипрегов за время фильтрационного вакуумирования, $h_c = N(h_a + h_f)$ (h_a , h_f – толщина слоев наполнителя, несжимаемого полимерного связующего); $\bar{\chi} = r_b^2 \chi / (\tau_0 \rho_0^{\kappa^*})$, $\chi = (1 + \kappa) \bar{\mu} \bar{m} \rho_1^{\kappa^*} / \bar{k}_0$, $\kappa = 1 / \kappa^*$; $\bar{\mu}$, \bar{m} , \bar{k}_0 – средние значения вязкости паровоздушной смеси, пористости, проницаемости материала наполнителя в пакете.

Для упрощения последующего анализа в соотношении (6) для оценки влияния на время вакуумирования τ_k^* темпа отбора паровоздушной смеси из порового пространства, сжатия слоев наполнителя пакета необходимо заменить средние значения $\bar{\mu}$, \bar{h}_c , \bar{m} на показатели, определяемые с помощью формул (2), (3), (5). При этом предварительно входящую в $\bar{\chi}$ среднюю проницаемость пористой среды \bar{k}_0 следует выразить через пористость \bar{m} . Воспользовавшись формулой Козени [9], найдем:

$$\bar{k}_0 = k_c d_c^2 \bar{m}^3 / ((1 - \bar{m}^2) g \bar{\rho}), \quad (7)$$

где k_c – определяемый экспериментально размерный поправочный множитель ($k_c = k_c(\bar{\mu}, \bar{m})$); d_c – характерный размер твердых фракций материала наполнителя (диаметр его нитей); $\bar{\rho}$ – средняя плотность паровоздушной смеси; g – ускорение свободного падения. Учитывая зависимость (7), представим переменную $\bar{\chi}$ в виде

$$\bar{\chi} = \chi_k (1 - \bar{m}^2) \bar{\mu}^* / \bar{m}^2,$$

где $\chi_k = (1 + \kappa) g \rho_0 (r_b / d_c)^2 (\rho_1 / \rho_0)^{\kappa^*} \bar{\rho}^* / k_c$. Как и ранее, $\bar{\mu}^* = \bar{\mu} / (\tau_0 \rho_0)$, $\bar{\rho}^* = \bar{\rho} / \rho_0$ – безразмерные средние значения вязкости, плотности паровоздушной смеси.

Полагая, что \bar{m} – малая величина и заменяя среднюю толщину пакета \bar{h}_c на безразмерную толщину одного слоя наполнителя в пакете \bar{h}^* , из формулы (6) найдем оптимизируемое безразмерное время вакуумирования сухого пакета семипрегов:

$$\tau_k^* = \Theta_k F(\bar{\mu}^*, \bar{h}^*, \bar{m}), \quad (8)$$

где $\Theta_k = 0,72 \bar{M}_n^2 / (\bar{\lambda} \bar{b} \chi_k)$; $F = \bar{m}^2 / (\bar{\mu}^* \bar{h}^*)$.

Из соотношения (8) видно, что безразмерная величина τ_k^* (при условии, что с течением времени вакуумирования изменение вязкости паровоздушной смеси, толщины пакета семипрегов, пористости не учитывается) прямо пропорциональна квадрату первоначальной массы паровоздушной смеси, квадрату макропористости, обратно пропорциональна темпу отбора паровоздушной смеси из порового пространства пакета семипрегов, его толщине.

Далее целесообразно ввести малый параметр $\xi = \lambda p_b / p_a = \lambda p_b^* / p_a^*$, характеризующий давление вакуумирования (уменьшения) p_b , нагрузку p_a , действующую на вакуумный мешок извне, а также величину, обратную интенсивности отбора паровоздушной смеси из пор наполнителя (множитель $\lambda = 1/\bar{\lambda}$). Принимая во внимание уравнение состояния паровоздушной смеси, учитывая, что безразмерная плотность ее $\rho^* < 1$, запишем:

$$\rho^* = \omega \xi \left(\omega = \rho_1 (p_a^*)^\kappa / \rho_0 = 1/\sigma_k^\kappa \right).$$

Следовательно, приближенно согласно формулам (2), (3), (5) безразмерная вязкость μ^* , толщина слоя наполнителя h^* , пористость m будут:

$$\begin{aligned} \mu^* &\approx \mu_0^* + k_\mu (1 - \xi); \\ h^* &\approx h_0^* + k_h (1 - \xi); \\ m &\approx m_0 + k_m (1 - \xi), \end{aligned}$$

где $\mu_0^* = \beta_0 - \omega\beta_1$; $k_\mu = \omega\beta_1$; $h_0^* = \gamma_0 + \omega\gamma_1$; $k_h = \omega\gamma_1$; $m_0 = \delta_0 + \omega\delta_1$, $k_m = \omega\delta_1$.

Предполагая, что в соотношении (8) для времени τ_k^* входящий в формулу для χ_k поправочный множитель k_c по-прежнему зависит от средних значений вязкости $\bar{\mu}$ и пористости \bar{m} , а в функции F заменив $\bar{\mu}^*$, \bar{h}^* , \bar{m} на переменные μ^* , h^* , m , найдем:

$$F = F(\xi) \approx (\tilde{m}_0 + \tilde{m}_1 \xi) / (\tilde{\mu}_0 + \tilde{\mu}_1 \xi), \quad (9)$$

где $\tilde{m}_0 = (m_0 - k_m)^2$; $\tilde{m}_1 = 2k_m(m_0 - k_m)$; $\tilde{\mu}_0 = \mu_0^* h_0^* - \mu_0^* k_h + k_\mu (h_0^* - k_h)$; $\tilde{\mu}_1 = k_h (\mu_0^* + k_\mu) - k_\mu (h_0^* - k_h)$. Приближенно $\tilde{m}_0 \approx m_0^2 - 2m_0 k_m$; $\tilde{m}_1 \approx 2m_0 k_m$; $\tilde{\mu}_0 \approx \mu_0^* h_0^* + h_0^* k_\mu - \mu_0^* k_h$; $\tilde{\mu}_1 \approx \mu_0^* k_h - h_0^* k_\mu$.

С точностью до второго порядка малости функция

$$F = F(\xi) \approx \left(\tilde{m}_0 + (\tilde{m}_1 - \tilde{m}_0 \tilde{\mu}_1 / \tilde{\mu}_0) \xi - (\tilde{m}_1 \tilde{\mu}_1 / \tilde{\mu}_0) \xi^2 \right) / \tilde{\mu}_0.$$

Отсюда время вакуумирования τ_k^* при фильтрации паровоздушной смеси в поровом пространстве наполнителя будет оптимальным, если $F'(\xi) = 0$. Варьируемый параметр ξ принимает значение

$$\xi_m \approx 0,5 (\tilde{\mu}_0 \tilde{m}_1 - \tilde{m}_0 \tilde{\mu}_1) / (\tilde{m}_1 \tilde{\mu}_1).$$

После ряда преобразований этого соотношения получим ($k_\mu \approx 0$):

$$\xi_m \approx 0,25 (2h_0^* k_m - m_0 k_h) / (k_m k_h). \quad (10)$$

Так как в формуле (10) параметр $\xi_m = \lambda p_{bm} / p_a$, p_{bm} – оптимальное давление вакуумирования в дренажной скважине, p_a – давление воздуха вне вакуумного мешка, λ – величина, обратная интенсивности удаления паровоздушной смеси из пор наполнителя; $h_0^* = \gamma_0 + \omega\gamma_1$, $\gamma_0 = h_s^* \left(1 - \tilde{a}_k \left(1 + (\kappa^* - 1) \sigma_k \right) \right)$,

$\gamma_1 = h_s^* \kappa^* \tilde{a}_k \sigma_k$, $h_s^* = h_s / r_b$, h_s – первоначальная (до вакуумирования) толщина слоя контрольного объема, r_b – радиус «дренажной скважины», $\kappa^* = c_p / c_v$, $\tilde{a}_k = a_k / (1 + m_a)$, a_k – экспериментальный коэффициент компрессии, m_a – пористость материала контрольного объема до вакуумирования, $\sigma_k = (\rho_0 / \rho_1)^{\kappa^*} / p_a^*$, ρ_1 – экспериментальный множитель в уравнении состояния паровоздушной смеси, ρ_0 – характерная плотность паровоздушной смеси, $\omega = \rho_1 (p_a^*)^{\kappa} / \rho_0$, $p_a^* = p_a / p_0$ – внешнее давление, $\kappa = 1 / \kappa^*$; $m_0 = \delta_0 + \omega \delta_1$, $\delta_0 = m_a - a_k (1 + (\kappa^* - 1)) \sigma_k$, $\delta_1 = \kappa^* a_k \sigma_k$, коэффициенты $k_m = \omega \delta_1$, $k_h = \omega \gamma_1$ характеризуют величину внешних нагрузок и деформируемость пористого материала.

Видно, что при принятых допущениях величина ξ_m , характеризующая оптимальные режимы фильтрационного вакуумирования порового пространства сухого пакета семипрегов, зависит, во-первых, от конструкторских параметров семипрегов (начальные значения толщины слоя наполнителя h_0 , пористости m_a), во-вторых, от деформируемости паровоздушной среды, материала тканого наполнителя при сжатии, соответственно, значений коэффициентов k_m, k_h .

Подчеркнем, что решение (10) позволяет определить оптимальные режимные параметры p_b либо λ при условии, что все остальные, в первую очередь конструкторские, параметры заданы.

Поиск конкретных оптимальных конструкторских, технологических параметров (внешнего давления p_a) с помощью полученных соотношений (8) – (10) можно осуществить следующим образом. Задается необходимое минимальное время фильтрационного вакуумирования τ_k^* , оцениваются (см. соотношения (8), (9)) величины множителя Θ_k , функции $F = F(\xi_m) = \varphi_m$, после чего устанавливается зависимость

$$\zeta_m = (\varphi_m \tilde{\mu}_0 - \tilde{m}_0) / (\tilde{m}_1 - \varphi_m \tilde{\mu}_1), \quad (11)$$

где $\tilde{m}_0 = \tilde{m}_0(m_0, k_m)$; $\tilde{m}_1 = \tilde{m}_1(m_0, k_m, k_h, k_\mu)$; $\tilde{\mu}_0 = \tilde{\mu}_0(h_0^*, \mu_0^*, k_h, k_\mu)$, $k_\mu = \omega \beta_1 \approx 0$; $\tilde{\mu}_1 = \tilde{\mu}_1(h_0^*, \mu_0^*)$; $\mu_0^* = \beta_0 - \omega \beta_1$. Коэффициенты β_0, β_1 зависят от κ^* , температуры смеси T_0 (см. формулу (2)).

Затем после определенных преобразований приравниваются правые части соотношений (10), (11):

$$f = f(h_0^*, m_0, k_m, k_h); \quad g = g(h_0^*, m_0, k_m, k_h).$$

В результате получается уравнение вида

$$G(h_0^*, m_0, k_m, k_h) = 0. \quad (12)$$

Следует иметь в виду, что аргументы функции G зависят от первоначальных значений толщины h_s (значит, и от толщины сухого пакета семипрегов h_0), пористости m_a , внешней нагрузки p_a . Выделяя из этих параметров один (оптимизируемый), задавая остальные, из уравнения (12) определим его величину. Рассчитаем с помощью формулы (10) оптимальные значения параметров ξ_m , режимов вакуумирования p_b либо λ .

При необходимости уточнения полученных решений можно организовать своего рода итерационный процесс, скорректировав оценки множителя Θ_k и функции F с использованием найденных оптимальных параметров.

Таким образом, в результате решения оптимизационной задачи определен в зависимости от устройства пакета, деформационных показателей паровоздушной смеси и материала наполнителя режимный параметр – давление вакуумирования, при котором время фильтрационного вакуумирования оптимально. Кроме того, предложена методика оценки ряда конструкторских параметров сухого пакета семипрегов, величины давления, действующего извне на вакуумный мешок, обеспечивающих заданное время вакуумирования.

Статья подготовлена в рамках реализации Программы создания и развития научного центра мирового уровня «Сверхзвук» на 2020–2025 гг. при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации (соглашение от 17.05.2022 № 075-15-2022-1023).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Тарнопольский Ю.М., Жигун И.Г., Поляков В.А.* Пространственно-армированные композиционные материалы: Справочник. М.: Машиностроение, 1987. 224 с.
2. *Каблов Е.Н.* Композиты: сегодня и завтра // *Металлы Евразии*. 2015. № 1. С. 36–39.
3. *Каблов Е.Н.* Стратегические направления развития материалов и технологий переработки на период до 2030 года // *Авиационные материалы и технологии*. 2012. № 5. С. 7–17.
4. *Константинов Д.Ю. и др.* Влияние способа изготовления преформ на механические характеристики углепластика // *Изв. вузов. Авиационная техника*. 2021. № 1. С. 104–108.
5. *Салина М.С., Захаров О.Г., Катаев Ю.П.* Нанесение полимерной смолы на поверхность тканей при изготовлении деталей летательных аппаратов // *Изв. вузов. Авиационная техника*. 2022. № 1. С. 189–192.
6. *Людоговский П.Л., Наумов А.В., Лунев И.В.* Разработка, изготовление и испытания высокотемпературного радиопрозрачного композиционного материала // *Изв. вузов. Авиационная техника*. 2023. № 4. С. 167–177.
7. *Коваль А.П., Бобарика И.О.* Элементы алгоритма оптимизации технологического процесса вакуумной инфузии при изготовлении крупногабаритных изделий из полимерных композиционных материалов // *Изв. вузов. Авиационная техника*. 2024. № 1. С. 192–196.
8. *Коваль А.П., Бобарика И.О.* Моделирование системы подачи связующего вещества в процессе вакуумной инфузии композитной панели // *Изв. вузов. Авиационная техника*. 2024. № 3. С. 197–202.
9. *Душин М.И. и др.* Исследование процесса безавтоклавного формования семипрегов на основе углеродных наполнителей (обзор) // *Тр. ВИАМ*. 2018. № 9 (69). С. 21–31.
10. *Донецкий К.И. и др.* Некоторые особенности применения семипрегов для вакуумного формования ПКМ (обзор) // *Тр. ВИАМ*. 2017. № 12 (60). С. 81–93.
11. *Хамидуллин О.Л. и др.* Токопроводящие порошковые связующие для получения углекомполитов // *Изв. вузов. Авиационная техника*. 2024. № 3. С. 217–224.
12. *Федяев В.Л. и др.* Математическое моделирование вакуумирования сухого технологического пакета семипрегов. I // *Изв. вузов. Авиационная техника*. 2023. № 3. С. 150–158.
13. *Федяев В.Л. и др.* Математическое моделирование вакуумирования сухого пакета семипрегов. II // *Изв. вузов. Авиационная техника*. 2023. № 4. С. 178–183.
14. *Кошкин Н.И., Ширкевич М.Г.* Справочник по элементарной физике. М.: Наука, 1974. 256 с.
15. *Рид Р., Праусниц Дж., Шервуд Т.* Свойства газов и жидкостей: Справочное пособие. Л.: Химия, 1982. 592 с.
16. *Маскет М.* Течение однородных жидкостей в пористой среде. М.–Л.: Гостоптехиздат, 1949. 628 с.
17. *Галимов Э.Р. и др.* Синтактические углеродные пены: получение, структура, свойства, применение. Казань: Изд-во АН РТ, 2022. 324 с.

Поступила в редакцию 29.04.25

После доработки 5.05.25

Принята к публикации 5.05.25

Optimization of Vacuumization of a Dry Semipreg Package during Molding the Composite Products

V.L. FEDYAEV^{1,2}, V.I. KHALIULIN², R.SH. GIMADIEV³, AND N.V. LEVSHONKOV²

¹ IME – Subdivision of FRC KazSC RAS, Kazan

² Tupolev Kazan National Research Technical University, Kazan

³ Kazan State Power Engineering University, Kazan

The stage of vacuumization of a dry semipreg package during the formation of composite products is considered. It is assumed that the viscosity of the air-vapor mixture in the pore space of the package, its porosity, permeability, and thickness depend on the density of this mixture. The corresponding relationships are given, the optimization problem is formulated, where the time of filtration vacuumization of a semipreg package acts as an optimality criterion. As a result of its solution, the value of the parameter characterizing the intensity of bleeding the air-vapor mixture, at which the vacuumization time would be minimal, is found.

Polymer composite materials, vacuum molding technology, optimization of vacuumization of the dry semipreg package

Алгоритм диагностики электромеханического привода летательного аппарата с использованием полносвязной нейронной сети типа «автокодировщик»

Г.С. ВЕРЕСНИКОВ,
д-р техн. наук,
Г.М. АВХИМЕНКО,
А.В. СКРЯБИН,
канд. техн. наук
(ИПУ РАН, Москва),
В.И. ГОНЧАРЕНКО,
д-р техн. наук
(МАИ, Москва),
Ю.Г. МИХАЙЛОВ,
канд. техн. наук
(НИУ МИЭТ, Москва),
Д.Н. СОБОЛЕВ
(ИПУ РАН, Москва)
vladimirgonch@mail.ru

Предлагается алгоритм, позволяющий анализировать техническое состояние электромеханического привода рулевой поверхности беспилотного летательного аппарата с использованием моделей машинного обучения, предназначенных для обнаружения аномалий и решающих известную задачу обнаружения новизны в наблюдаемых данных, которая интерпретируется как неисправность контролируемого объекта. Вычислительные эксперименты проведены на данных, полученных в результате моделирования работы электромеханического привода. Рассмотрены неисправности, описан способ разделения данных на обучающую и тестовые выборки. Выбрана архитектура полносвязной нейронной сети типа «автокодировщик» для решения задачи обнаружения аномалий. Рассмотрены вопросы выделения диагностических признаков и описана методология их извлечения из временных рядов. Приведены оценки эффективности разработанного алгоритма диагностики на разных видах тестовых выборок и выполнен анализ полученных результатов.

Обнаружение аномалий, автокодировщик, электромеханический привод, диагностика технического состояния, нейронная сеть

Современные беспилотные летательные аппараты (БЛА) широко применяются во многих сферах – сельском хозяйстве, природоохранной деятельности, строительстве, здравоохранении, при добыче полезных ископаемых. Ключевыми типовыми элементами системы управления БЛА самолетного типа являются электромеханические приводы, безотказное функционирование которых критически важно для безопасного полета [1, 2]. В связи с этим диагностика технического состояния электромеханического привода имеет важное практическое значение при эксплуатации беспилотных авиационных систем.

Увеличение сложности, многофункциональности и стоимости БЛА обуславливает потребность в разработке методов раннего обнаружения развивающихся неисправностей их электромеханического привода. В качестве решения предлагается применение методов машинного обучения, которые наряду с базами знаний [3] демонстрируют потенциал для интеграции в системы диагностики для повышения точности и оперативности оценки технического состояния электромеханического привода БЛА. Методы машинного обучения позволяют обрабатывать большие объемы информации, выявляя скрытые закономерности и аномалии, что можно эффективно применять для прогнозирования и предотвращения потенциальных отказов в работе электромеханического привода [4].

Методы для разработки алгоритмов технической диагностики можно условно подразделить на три базовые группы [5]: основанные на моделях [6]; основанные на данных [7]; гибридные, являющиеся комбинацией первых двух [8].

Применение методов, основанных на моделях, предполагает воспроизведение типовых процессов, которые наблюдаются при эксплуатации контролируемого объекта. Результаты сравнения модельных и фактических данных являются основой принятия решений в алгоритмах диагностики. При этом требует решения сложная проблема создания корректных математических моделей, адекватно учитывающих особенности и внешние условия функционирования контролируемого объекта. К часто применяемым методам, основанным на моделях, относятся фильтр Калмана и фильтр частиц с разнообразными модификациями и расширениями [9, 10].

Методы, основанные на данных, используют принципы обучения с учителем и без учителя [11]. При диагностике технических объектов обучение с учителем предполагает решение задачи классифика-

ции, а обучение без учителя – задачи обнаружения аномалий. При решении задачи классификации требуется обучающая выборка по всем классам технического состояния контролируемого объекта. Вместе с тем накопление репрезентативных данных по рассматриваемым неисправностям требует значительных финансовых и временных затрат. В задаче обнаружения аномалий модели, входящие в алгоритмы диагностики, строятся на основе обучающей выборки, соответствующей нормальному техническому состоянию контролируемого объекта. Построенные модели могут указать на аномальность анализируемого вектора. Аномальные векторы отражают закономерности функционирования контролируемого объекта, которые отличаются от наблюдаемых в обучающей выборке. В результате обеспечивается формирование информации о наличии неисправностей.

Для построения алгоритма диагностики электромеханического привода БЛА на основе моделей обнаружения аномалий используется полносвязанная нейронная сеть типа «автокодировщик». Применение автокодировщиков для обнаружения аномалий особенно актуально при необходимости анализа сложных и динамически изменяющихся данных, когда нецелесообразно рассматривать все возможные сценарии развития неисправностей контролируемого объекта. Алгоритмы на основе автокодировщиков способны адаптироваться и находить новые закономерности, что можно использовать для создания интеллектуальных обучающихся систем. Благодаря данным преимуществам автокодировщики широко применяются в задачах диагностики технических объектов [12–15].

В рамках проведенных исследований разработан алгоритм диагностики, который обнаруживает аномалии в данных, отражающих работу электромеханического привода при управлении рулевыми поверхностями БЛА. Алгоритм принимает на вход множество временных рядов, образованных значениями контролируемых параметров, а на выходе формирует заключение о техническом состоянии электромеханического привода. Далее рассматриваются вопросы подготовки выборок данных, формирования признакового пространства и построения моделей обнаружения аномалий с использованием методов машинного обучения, анализируется эффективность разработанного алгоритма диагностики электромеханического привода БЛА.

Для формирования исходных данных, которые являются основой создания модели обнаружения аномалий, входящей в алгоритм диагностики, применяется математическая модель, позволяющая воспроизвести рабочие процессы в электромеханическом приводе БЛА самолетного типа с учетом нагрузки и трех возможных неисправностей, задаваемых следующими параметрами (далее – параметры деградации): люфт, Н·м, – совокупный зазор в контактирующих парах редуктора; сухое трение, град, – момент силы постоянной величины, который оказывает сопротивление вращению вала; вязкое трение, Н·м/град/с, – момент силы, прямо пропорциональный скорости вращения вала (демпфирование), отражает степень смазки деталей.

Модель электромеханического привода БЛА верифицирована по статическим и динамическим характеристикам, полученным при экспериментальных исследованиях натурального привода, что делает возможным адаптацию разработанных моделей поиска аномалий в бортовых диагностических системах. С использованием результатов анализа механических и логарифмических амплитудно-фазовых частотных характеристик определена значимость и установлены границы параметров деградации и внешних факторов, определяющих агрегированные состояния электромеханического привода. Структура модели позволяет применять ее для получения данных электромеханического привода БЛА различных типов посредством настройки параметров контроллера, электродвигателя и редуктора. При этом алгоритмы диагностики, основанные на машинном обучении, требуется адаптировать под конкретный тип электромеханического привода. Проблемы удаления одного или нескольких ключевых признаков из входного пространства и искажения данных с датчиков являются предметом дальнейших исследований, направленных на построение ансамблевых моделей выявления аномалий.

Рассматривается циклограмма работы электромеханического привода хвостового оперения при выполнении режима полета, соответствующего маневру «вираж». Выполнение множества сеансов моделирования при варьировании параметров деградации позволяет сформировать выборки, которые содержат информацию о работе электромеханического привода БЛА в различных технических состояниях.

В рамках одного сеанса моделирования генерируется множество временных рядов, которые имитируют результат динамики изменения контролируемых параметров, соответствующих измеренным сигналам датчиков в электромеханическом приводе БЛА.

Схема расположения датчиков для мониторинга работы электромеханического привода представлена на рис. 1. Здесь: 1–12 – порядковые номера контролируемых параметров.

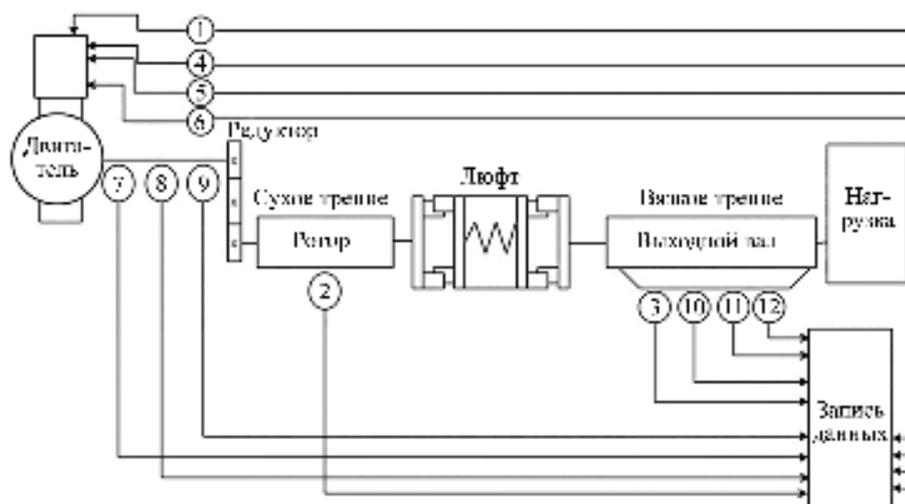


Рис. 1

Частота дискретизации при регистрации значений контролируемых параметров с использованием математической модели составляет 100 Гц. Один сеанс моделирования отражает работу электромеханического привода в течение 7 с. Контролируемые параметры электромеханического привода БЛА, значения которых образуют временные ряды, – управляющий сигнал (угол поворота), град; угол поворота ротора, град; угол поворота вала, град; напряжение тока, В; сила тока, А; мощность тока, Вт; скорость вращения ротора, об/мин; крутящий момент ротора, Н·м; мощность ротора, Вт; скорость вращения выходного вала, об/мин; крутящий момент выходного вала, Н·м; мощность выходного вала, Вт.

Для управления сеансами моделирования по параметрам деградации применяется полный факторный эксперимент, в результате которого формируется расчетная сетка, включающая всевозможные комбинации выделенных равномерным разбиением значений люфта, сухого трения и вязкого трения. Каждая точка расчетной сетки соответствует одному сеансу моделирования и одновременно элементу общей выборки, характеризующей работу электромеханического привода БЛА во всех рассматриваемых технических состояниях.

Для синтеза и оценки эффективности алгоритма диагностики электромеханического привода БЛА на основе модели обнаружения аномалий формируются обучающая, валидационная (контроль обучения нейронной сети) и несколько видов тестовых выборок. Тестовая выборка содержит нормальный и аномальные наборы данных, соответствующие исправному и неисправному техническому состоянию электромеханического привода. Поскольку рассматривается три параметра деградации, каждый из которых качественно может характеризовать два вида технического состояния электромеханического привода БЛА, формируется семь аномальных наборов данных. Эти наборы данных отражают неисправности по одному параметру деградации, одновременно двум из трех или по всем трем. Такая структура тестовой выборки позволяет оценить качество распознавания отдельных неисправностей и их комбинаций.

Количественное описание перечисленных выборок с указанием технического состояния по каждому параметру деградации приводится в табл. 1. Исправное состояние электромеханического привода БЛА обозначается нулем, неисправное – единицей.

Процесс построения моделей обнаружения аномалий на основе обучающей выборки включает этапы извлечения диагностических признаков и обучения полносвязной нейронной сети типа «автокодировщик».

При выполнении приведенных этапов диагностические признаки, которые извлекаются из временных рядов, образуют входной вектор нейронной сети и одновременно определяют алгоритмы преобразования данных перед ее обучением и использованием.

Таблица 1

Выборка	Вязкое трение	Сухое трение	Люфт	Количество наборов
Обучающая	0	0	0	5040
Валидационная	0	0	0	515
Тестовая:				
- нормальный набор	0	0	0	517
- аномальный набор 1	0	0	1	1536
- аномальный набор 2	0	1	0	2992
- аномальный набор 3	0	1	1	2176
- аномальный набор 4	1	0	0	1452
- аномальный набор 5	1	0	1	1056
- аномальный набор 6	1	1	0	2057
- аномальный набор 7	1	1	1	1496

Рационально сформированное множество диагностических признаков обеспечивает эффективность применения методов машинного обучения за счет упрощения задачи поиска и формализации закономерностей, позволяющих обнаруживать аномалии в работе электромеханического привода БЛА. В работе исследовался следующий набор признаков:

- разность между углом поворота ротора и выходного вала при установившемся значении после завершения маневра;
- затраченная электрическая энергия;
- положение выходного вала при достижении минимума траектории;
- время выполнения маневра до достижения минимума траектории;
- среднее значение пика электрической мощности после достижения минимума траектории;
- максимальное значение пика мгновенной электрической мощности после достижения минимума траектории;
- медианное значение пика мгновенной электрической мощности после достижения минимума траектории;
- средняя разность между углом поворота ротора и выходного вала;
- максимальная разность между углом поворота ротора и управляющим сигналом;
- угловой путь вала до достижения минимума траектории;
- количество пиков мощности тока после достижения минимума траектории.

В качестве одного из основных диагностических признаков был выбран модуль разности угла поворота ротора и выходного вала при достижении установившегося значения после завершения маневра. Вычислительные эксперименты показали, что указанный признак позволяет повысить точность определения технического состояния электромеханического привода, связанного с изменением люфта. Для обеспечения диагностики электромеханического привода по сухому трению в признаковое пространство добавлена работа электрического тока, при расчете которой используется интеграл мощности тока по времени [16]. Исследование сформированных выборок показало, что чем выше момент сухого трения, тем больше работы совершает электрический ток при воспроизведении электромеханическим приводом маневра типа «вираж». Для обнаружения аномалий в работе электромеханического привода БЛА по вязкому трению в признаковое пространство вводится совокупность статистических признаков.

Алгоритм диагностики электромеханического привода БЛА создается на основе полносвязной нейронной сети типа «автокодировщик», принимающей на вход рассмотренные признаки. Базовая архитектура автокодировщика состоит двух частей – энкодера и декодера (кодировщика и декодировщика). Входной вектор признаков подается в энкодер, который сжимает данные в латентное пространство, сохраняя только наиболее значимую информацию. Этот процесс позволяет выделить ключевые характеристики штатного функционирования электромеханического привода БЛА. После сжатия данные передаются в декодер, который восстанавливает исходные признаки. Восстановленный таким образом вектор признаков называется реконструированным, а процесс восстановления – реконструкцией.

Нейронная сеть типа «автокодировщик» обучается на данных, соответствующих штатной работе электромеханического привода БЛА. При возникновении аномалий (неисправностей) реконструированный вектор признаков \tilde{X}_k будет значительно отличаться от исходного X_k . Ошибка реконструкции вектора признаков при работе электромеханического привода БЛА в неисправном техническом состоянии будет больше, чем в исправном. Эта ошибка служит индикатором наличия аномалии при использовании стандартного порогового решающего правила. Если ошибка $L(X, \tilde{X})$ реконструкции превышает заданное пороговое значение ε , то предполагается неисправность электромеханического привода:

$$L(X, \tilde{X}) \geq \varepsilon. \quad (1)$$

Таким образом, формируется модель обнаружения аномалий, которая составляет основу алгоритма диагностики электромеханического привода БЛА.

Архитектура полносвязной нейронной сети типа «автокодировщик», которая была выбрана для сформированного признакового пространства в результате расчетных исследований, представлена на рис. 2.

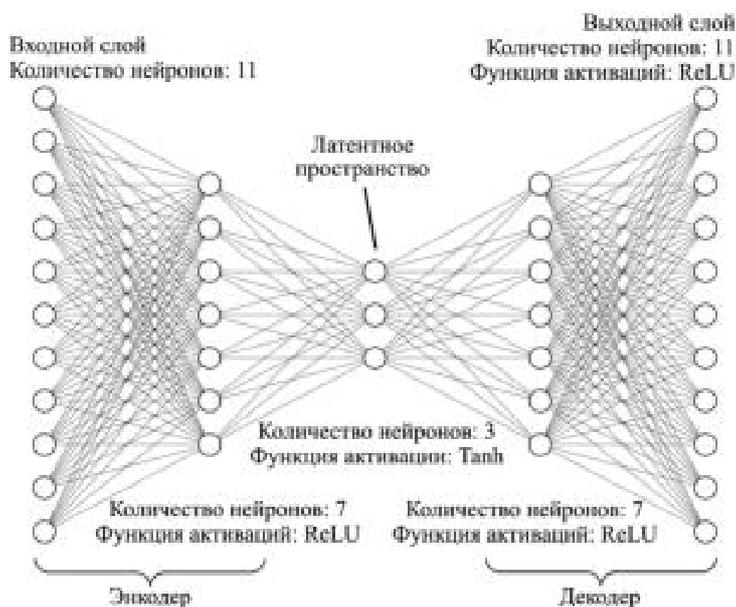


Рис. 2

Для настройки весовых коэффициентов нейронной сети применяется алгоритм Адам, эффективный в случае задач стохастической оптимизации [17]. Обучение нейронной сети на исследуемых данных занимает 750 эпох при 550 обучающих примерах в одной итерации. Предварительно все признаки нормируются на единичный интервал, что обеспечивает повышение сходимости процесса обучения нейронной сети и качества распознавания аномалий в работе электромеханического привода БЛА.

Ошибка реконструкции рассчитывается по формуле

$$L(X, \tilde{X}) = \sum_{k=1}^N |X_k - \tilde{X}_k|, \quad (2)$$

где X_k – признак с номером k ; N – количество признаков.

В качестве порогового значения ε , которое применяется для принятия решений о наличии аномалии с использованием формулы (1), был выбран максимум ошибки реконструкции на обучающей выборке, что обеспечивает высокую точность определения технического состояния электромеханического привода БЛА. Для рассматриваемой обучающей выборки $\varepsilon = 0,2117059$. В случае высокого уровня ложных тревог, генерируемых алгоритмом диагностики, ε может быть увеличено без переобучения нейронной сети.

Алгоритм диагностики электромеханического привода БЛА, созданный на основе модели обнаружения аномалий, был проверен на восьми тестовых (см. табл. 1). Для оценки качества разработанного алгоритма использовалась метрика Ассигасу – отношение количества правильно распознанных техниче-

ских состояний электромеханического привода БЛА к количеству применений модели обнаружения аномалий. Результаты расчетных исследований представлены в табл. 2.

Таблица 2

Выборка	Вязкое трение	Сухое трение	Люфт	Точность, %
Нормальный набор	0	0	0	100
Аномальный набор 1	0	0	1	100
Аномальный набор 2	0	1	0	94
Аномальный набор 3	0	1	1	100
Аномальный набор 4	1	0	0	74
Аномальный набор 5	1	0	1	100
Аномальный набор 6	1	1	0	92
Аномальный набор 7	1	1	1	100

Наблюдается закономерность: если неисправность распознается с высокой точностью хотя бы по одному параметру деградации, то наличие соответствующей ему неисправности одновременно с другими значительно снижает вероятность ошибки алгоритма диагностики. Модель обнаружения аномалий без ошибок определяет неисправность электромеханического привода БЛА по люфту на всех выборках. Когда наблюдается неисправность только по моменту сухого трения, неверно распознаются максимум 8 % выборки. Самое значительное количество ошибок алгоритмом диагностики допускается при распознавании неисправностей по вязкому трению (аномальный набор 4) – 26 % от выборки. Вместе с тем на нормальном наборе данных ошибок нет, т. е. случаи ложной тревоги отсутствуют. В целом точность работы алгоритма диагностики на тестовой выборке является высокой. Сформированное признаковое пространство и построенная модель обнаружения аномалий позволяет определить техническое состояние электромеханического привода БЛА с низким количеством ошибок.

Внедрение инновационных подходов к диагностике электромеханических агрегатов, применяемых в управлении полетом, является необходимым условием обеспечения конкурентоспособности и безопасности современных беспилотных авиационных систем. Результаты проведенных исследований показали, что полносвязная нейронная сеть типа «автокодировщик» может использоваться для создания алгоритмов диагностики электромеханического привода БЛА. Выбранная архитектура автокодировщика обеспечивает возможность автоматизированного оперативного обнаружения аномалий в работе электромеханического привода на основе нестационарных временных рядов, образованных значениями контролируемых параметров при выполнении маневра БЛА. По различным видам неисправностей и их сочетаниям в результате расчетных исследований показана высокая точность разработанного алгоритма диагностики. Подтверждена необходимость формирования признакового пространства, обеспечивающего повышение эффективности моделей обнаружения аномалий для широкого набора неисправностей электромеханического привода.

Полученные результаты предлагается использовать при создании перспективных обучающихся систем диагностики и в дальнейших исследованиях, направленных на повышение точности оценки технического состояния электромеханического привода БЛА.

Исследование частично выполнено за счет гранта Российского научного фонда (проект № 23-19-00464).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Киселев М.А., Исмагилов Ф.Р., Саяхов И.Ф. Электроприводы управления аэродинамическими поверхностями летательных аппаратов // Вестник МАИ. 2017. № 2. С. 141–148.
2. Ismail M.A.A. et al. Design and Evaluation of Fault-Tolerant Electro-Mechanical Actuators for Flight Controls of Unmanned Aerial Vehicles // Actuators. 2021. Vol. 10. № 8. Article № 175.
3. Дородных Н.О. и др. О подходе к построению баз знаний для задач авиационной диагностики // Изв. вузов. Авиационная техника. 2025. № 1. С. 131–139.
4. Бельский А.Б., Есипович О.А., Сафоклов Б.Б. Экспериментальное апробирование применения искусственных нейронных сетей в системах диагностики для оценки и прогнозирования технического состояния агрегатов винтокрылых летательных аппаратов // Изв. вузов. Авиационная техника. 2024. № 1. С. 109–115.

5. Puchalski R., Giernacki W. UAV Fault Detection Methods, State-of-the-Art // Drones. 2022. Vol. 6. № 11. Article № 133.
6. Ekanayake T. et al. Model-Based Fault Diagnosis and Prognosis of Dynamic Systems: A Review // Procedia Manufacturing. 2019. Vol. 30. P. 435–442.
7. Neupane D. et al. Data-Driven Machinery Fault Diagnosis: A Comprehensive Review // Neurocomputing. 2025. Vol. 627. Article № 129588.
8. Narasimhan S. et al. Combining Model-Based and Feature-Driven Diagnosis Approaches – A Case Study on Electromechanical Actuators [Electronical Resource]. URL: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20110008515/downloads/20110008515.pdf>. (дата обращения: 3.05.2025).
9. Benkuan Wang et al. Multivariate Regression Based Fault Detection and Recovery of UAV Flight Data // IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement. 2019. Vol. 69. Iss. 6. P. 3527–3537.
10. D'Amato E. et al. A Particle Filtering Approach for Fault Detection and Isolation of UAV IMU Sensors: Design, Implementation and Sensitivity Analysis // Sensors. 2021. Vol. 21. № 9. Article № 3066.
11. Furlas G.K., Karras G.C. A Survey on Fault Diagnosis and Fault-Tolerant Control Methods for Unmanned Aerial Vehicles // Machines. 2021. Vol. 9. № 9. Article № 197.
12. Ahmed Shoyeb Raihan, Imtiaz Ahmed. A Bi-LSTM Autoencoder Framework for Anomaly Detection – A Case Study of a Wind Power Dataset [Electronical Resource]. URL: <https://arxiv.org/pdf/2303.09703> (дата обращения: 3.05.2025).
13. Матренин П.В., Хальясмаа А.И., Потачиц Я.В. Автокодирующая рекуррентная нейронная сеть для задач автоматизации анализа временных рядов на объектах энергетики // Проблемы региональной энергетики. 2023. № 2. С. 61–71.
14. Jakovlev S., Voznak M. Auto-Encoder-Enabled Anomaly Detection in Acceleration Data: Use Case Study in Container Handling Operations // Machines. 2022. Vol. 10. № 9. Article № 734.
15. Румянцев Н.В., Соловьев С.В., Павлов Д.В. Интеллектуализированная система контроля, диагностики и прогнозирования состояния бортовых систем космических аппаратов // Тр. МАИ [Электронный журнал]. 2024. № 136. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=180688&ysclid=mfmt0yx5e571233184> (дата обращения: 3.05.2025).
16. Агафонов М.В. Применение интегрального исчисления в электротехнике [Электронный ресурс]. URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/primenenie-integralnogo-ischisleniya-v-elektrotehnike> (дата обращения: 3.05.2025).
17. Kingma D.P., Ba J.L. Adam: A Method for Stochastic Optimization [Electronical Resource]. URL: <https://arxiv.org/pdf/1412.6980> (дата обращения: 3.05.2025).

Поступила в редакцию 3.06.25

После доработки 1.09.25

Принята к публикации 1.09.25

Algorithm for Diagnostics of an Aircraft Electromechanical Drive Using a Fully Connected Neural Network of the Autoencoder Type

G.S. VERESNIKOV¹, G.M. AVKHIMENKO¹, A.V. SKRYABIN¹, V.I. GONCHARENKO², YU.G. MIKHAILOV³, AND D.N. SOBOLEV¹

¹ ICS RAS, Moscow

² Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow

³ NRU MIET, Moscow

This paper proposes an algorithm for analyzing the technical condition of an electromechanical actuator deflecting the control surface of an unmanned aerial vehicle using machine learning models designed for anomaly detection. These models address the well-known novelty detection problem in observed data, which is interpreted as a fault in the monitored system. Computational experiments were conducted using data generated by simulating the actuator operation. Faults were considered. The procedure for splitting data into training and test sets is described. A fully connected neural network with an autoencoder architecture was selected to solve the anomaly detection problem. The paper discusses the extraction of diagnostic features and presents a methodology for deriving them from time series. The efficiency of the proposed diagnostic algorithm is estimated on various test sets, and the results are analyzed.

Anomaly detection, autoencoder, electromechanical actuator, technical condition diagnostics, neural network

Оценка технического состояния элементов радиолокационной станции на основе оптимизации частоты опроса встроенных средств диагностического контроля

А.Ю. ПЕРЛОВ,
канд. техн. наук
(НИУ МИЭТ, Москва),

В.А. ПАНКРАТОВ,
канд. техн. наук
(АО НПОДАР, Москва),

С.В. МАЦЕЕВИЧ
(Финансовый университет,
Москва),

К.В. ЛЬВОВ,
канд. физ.-мат. наук
(МГУ, Москва)
laperlov@yandex.ru

Разработана методика оценки технического состояния элементов радиолокационной станции оптимизацией частоты опроса встроенных средств диагностического контроля. Разработанная методика позволяет за счет непрерывной оценки в реальном времени технического состояния элементов и прогноза их технического состояния уменьшить время принятия решения оператором радиолокационной станции по поддержанию значений функциональных характеристик станции на заданном уровне.

Радиолокационная станция, контрольно-диагностическая система, частота опроса датчиков, прогнозирование технического состояния

Быстро растущая численность объектов в околоземном космическом пространстве [1, 2] обуславливает ужесточение требований к эффективности функционирования наземных радиолокационных станций (РЛС), осуществляющих мониторинг космического пространства [3, 4]. Выполнение РЛС функциональных задач определяется непрерывным поддержанием их технического состояния на требуемом уровне. Достигнутый уровень цифровизации в РЛС нового поколения [5] определяет необходимость перехода к автоматизации информационного обеспечения эксплуатации РЛС с использованием функции прогноза технического состояния, в том числе поддержки эксплуатирующего персонала при принятии решений по реализации мероприятий технической эксплуатации для поддержания параметров технического состояния на заданном уровне.

Анализ эксплуатационного оборудования существующих РЛС [6–8] свидетельствует о возможности диагностики и оценки технического состояния РЛС благодаря наличию контрольно-диагностической системы, включающей множество (несколько десятков тысяч) встроенных цифровых датчиков параметров технического состояния структурных элементов РЛС с выходными данными вещественного и бинарного типа [9]. Однако указанный массив данных в настоящее время используется в основном для отображения информации на мнемосхемах РЛС о работоспособности элементов станции без привязки к функциональным характеристикам. Вместе с тем необходимость проведения ремонтных и восстановительных работ не всегда продиктована физической работоспособностью элементов станции.

Значения функциональных характеристик, определяющих успешное выполнение станцией ее целевых задач, могут существенно уменьшаться при совокупном ухудшении технического состояния нескольких элементов, даже если отдельные компоненты не вышли из строя [10, 11]. В связи с этим визуализация на мнемосхемах исключительно информации о работоспособности элементов станции, без привязки к ее функциональным характеристикам, снижает оперативность принятия решения и эффективность решения о проведении восстановительных или ремонтных работ. Кроме этого, одной из ключевых составляющих эффективного функционирования станции является своевременное выявление снижения ее функциональных характеристик и ухудшения технического состояния отдельных элементов. Для этого могут использоваться различные алгоритмы прогнозирования на основе поступающих данных с контрольно-диагностической системы.

При использовании современных методов анализа данных [12–14] для обработки данных технического контроля РЛС возникают сложности из-за неравномерности временных интервалов их поступления. По этой причине требуется проведение предварительной обработки данных, что существенно затрудняет их анализ в реальном времени без потери информации или значимых событий. Кроме того, особенностью рассматриваемой задачи оценки технического состояния РЛС является большое число (несколько десятков тысяч) контролируемых структурных элементов станции. В связи с этим возникает необходимость разработки новой методики оценки технического состояния элементов РЛС и по-

следующего прогнозирования функциональных характеристик станции. Существующая в контрольно-диагностической системе возможность адаптации частоты опроса параметров технического состояния позволяет не только повысить полноту контроля, но и адаптивно к частоте поступления диагностических данных формировать выборки исходных данных для прогнозирования технического состояния станции и ее функциональных характеристик. Такая методика, основанная на оптимизации частоты опроса встроенных средств диагностического контроля, повысит оперативность прогнозирования технического состояния элементов станции и ее функциональных характеристик при ограничениях на горизонт прогнозирования и выделенные вычислительные ресурсы [15].

Формализация разработки методики может быть представлена следующим образом: требуется сократить время оценки технического состояния РЛС за счет повышения точности его прогнозирования определением оптимальной частоты опроса встроенных средств контроля элементов РЛС:

$$M \downarrow t_0 \left(F_N^{\text{np}} \left[X_n \left(f_N^{\text{opt}} \right), N_i \right] \right);$$

$$f_N^{\text{opt}} = \arg \min \varepsilon_{\text{np}} \left(f_N \right), f_N \in \omega,$$
(1)

где M – методика оценки технического состояния элементов РЛС; t_0 – время оценки технического состояния РЛС; ε_{np} – ошибка прогноза технического состояния элемента РЛС; F_N^{np} – прогнозное техническое состояние N -го элемента РЛС; X_n – обучающая выборка значений оценки технического состояния; N_i – элементы РЛС; f_N – частота опроса встроенных средств контроля; f_N^{opt} – оптимальная частота опроса встроенных средств контроля; ω – множество возможных частот опроса.

Основой предлагаемой методики является оптимизация частоты опроса встроенных средств диагностического контроля элементов РЛС для оценки в реальном времени и прогнозирования их технического состояния, а также для точного прогнозирования функциональных характеристик станции.

Предлагаемая методика базируется на оптимизации частоты опроса встроенных средств диагностического контроля элементов РЛС, что позволяет оценивать и прогнозировать техническое состояние элементов в реальном времени, а также достоверно прогнозировать функциональные характеристики станции.

Схема методики оценки и прогнозирования технического состояния элементов РЛС изображена на рис. 1.

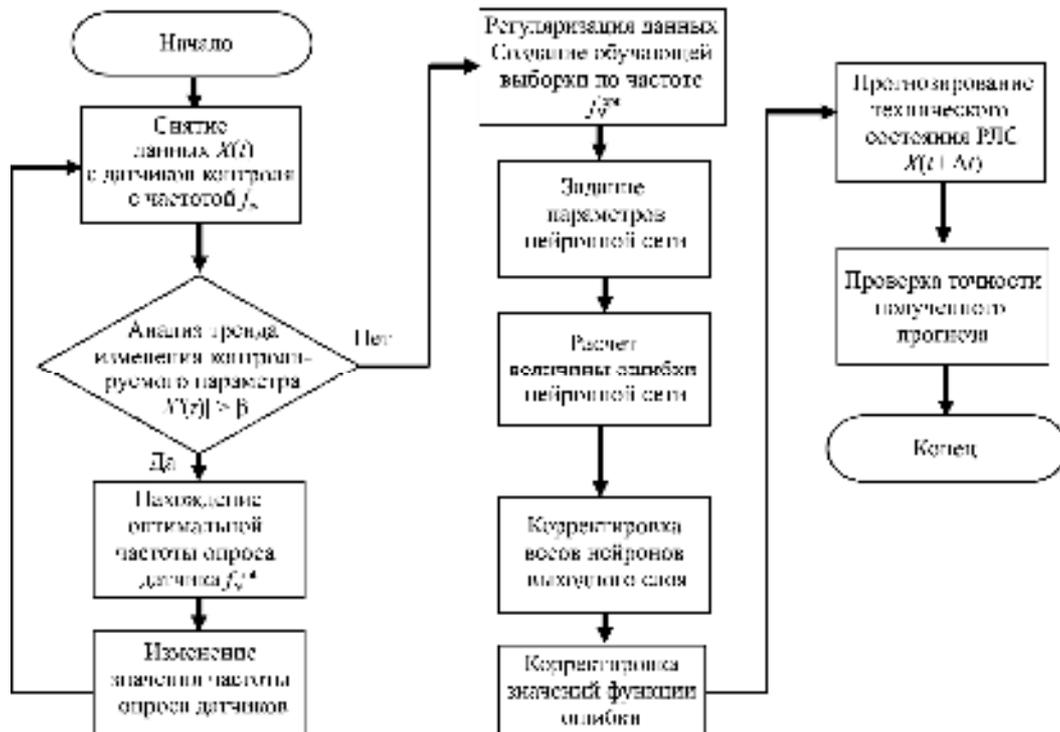


Рис. 1

Основные операции методики – анализ трендов данных, поступающих с контрольно-диагностической системы, определение оптимальной частоты опроса датчиков контроля, формирование обучающей выборки модели прогнозирования, обучение модели прогнозирования и прогнозирование технического состояния элементов РЛС.

В контрольно-диагностических системах, которые используются в РЛС в настоящее время, опрос встроенных средств контроля выполняется с фиксированной частотой f_N , что с точки зрения модели прогноза создает избыточную однотипную обучающую выборку [16].

Управление частотой получения диагностических данных с элементов РЛС осуществляется по результатам проверки прогнозного значения величины контролируемого параметра на вхождение в пределы допуска с верхней и нижней границ X : если $X > X_{дв}$ либо $X < X_{дн}$, то исследуемый элемент находится за пределами области штатного функционирования ($X_{дв}, X_{дн}$ – эмпирические величины, определяемые для всех элементов РЛС и всех типов контролируемых параметров на основании технической документации). Если величина контролируемого параметра находится за пределами допустимой области, то осуществляется анализ тренда ее временного ряда.

Изменение тренда (скорость изменения контролируемого параметра) определяется производной

$$y'(t) = \lim_{\Delta t \rightarrow 0} \frac{y(t + \Delta t) - y(t)}{\Delta t}. \quad (2)$$

Численное значение производной оценивается с помощью выражения

$$y'(t) = \frac{y(t + \Delta t) - y(t)}{\Delta t}, \quad (3)$$

где Δt – малый промежуток времени; y – контролируемый параметр; t – время.

В случае быстрого изменения параметра значение производной увеличивается. В связи с этим критерием увеличения частоты опроса датчиков является превышение скорости роста контролируемых параметров [17]. Если производная от контролируемого параметра превышает некоторое значение $|y'(t)| > \beta$ (где β – настраиваемый параметр), то частота опроса должна быть увеличена. Если производная от контролируемого параметра ниже некоторого значения $|y'(t)| < \beta$, то опрос датчиков переводится на стандартную частоту.

Для определения оптимальной частоты опроса датчиков будем использовать следующий алгоритм. Пусть f – частота опроса датчиков; t_0 – начальный момент времени; t_{max} – конечный момент времени (определяется требуемым временем прогноза); $[f_{min}, f_{max}]$ – сегмент, в котором лежат допустимые значения частоты; f_{min}, f_{max} – минимально и максимально возможная частота опроса датчиков. Введем дискретизацию сегмента $[f_{min}, f_{max}]$ на N значений с заданным шагом h . Тогда получим массив частот (f_1, f_2, \dots, f_N) , где $f_1 = f_{min}$; $f_i = f_1 + (i-1)h$; $i = 2, \dots, N-1$; $f_N = f_{max}$.

Проведем предварительное обучение нейронной сети. Будем использовать данные с различными допустимыми трендами (различная скорость роста контролируемых параметров).

Проводить обучение нейронной сети будем с различной частотой опроса, начиная со значения f_1 (серия обучений с использованием разных частот).

После обучения нейронной сети оценивается погрешность прогноза на том массиве данных, который не входил в обучающую выборку. Точечная погрешность (погрешность прогноза для каждого конкретного момента времени) вычисляется по формуле

$$\varepsilon(t_i) = |y_{real}(t_i) - y_{predict}(t_i)|, \quad (4)$$

где $y_{real}(t_i)$, $y_{predict}(t_i)$ – реальное и прогнозное значения параметра y .

Интегрально погрешность (по всему прогнозу) оценивается выражением

$$\varepsilon = \max_{i=1,\dots,N} \varepsilon(t_i). \quad (5)$$

Погрешность ε зависит от выбранной частоты f . Определение оптимальной частоты опроса необходимо реализовать по критерию минимизации ошибки ε , т. е. оптимальную частоту f_{opt} необходимо выбрать из условия

$$\begin{aligned} f_{\text{opt}} &= \arg \min (\varepsilon(f)); \\ f &\in [f_{\text{min}}, f_{\text{max}}]. \end{aligned} \quad (6)$$

Однако в связи с невозможностью получить аналитическое выражение для ε [18] предлагается реализовать следующий подход. По результатам получения прогноза с помощью обучения на разных частотах необходимо построить график зависимости погрешности ε от частоты (рис. 2).

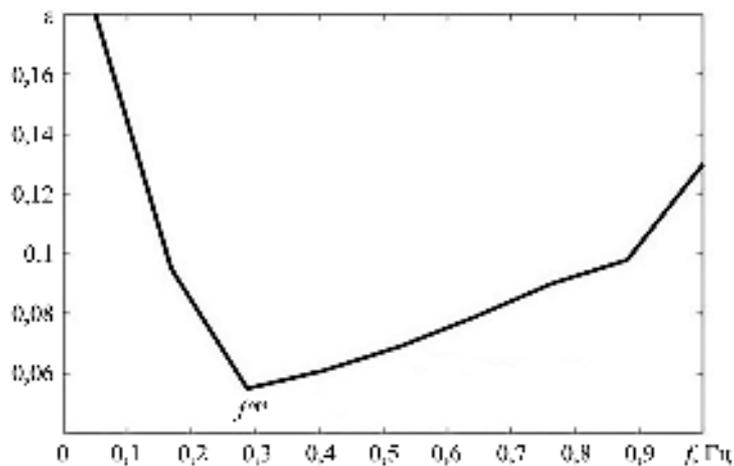


Рис. 2

Сначала при увеличении частоты опроса датчиков погрешность ε снижается за счет увеличения частоты. После достижения экстремума частоты погрешность начинает снова возрастать.

Формирование обучающей выборки происходит итеративным образом: на каждой итерации увеличивается объем выборки, после чего происходит обучение модели оценки технического состояния и расчет точности (достоверности) оценки. Формирование выборки заканчивается в тот момент, когда точность оценки перестает изменяться в пределах требуемого значения.

Обозначим через $\Theta^{(n)}$ обучающую выборку, которая состоит из последовательностей длины n значений N некоторых характеристик $x_i^{(n)}$, $i = 1, \dots, N$:

$$\Theta^{(n)} = \left\{ \begin{matrix} x_1^{(n)}, x_2^{(n)}, \dots, x_N^{(n)} \\ \left\{ \begin{matrix} x_1(t_1), x_1(t_2), \dots, x_1(t_n) \\ \dots \\ x_N(t_1), x_N(t_2), \dots, x_N(t_n) \end{matrix} \right\} \end{matrix} \right\}. \quad (7)$$

На каждой итерации на основе этой выборки выделяются определенные количественные признаки:

$$P^{(n)} = \left\{ \left\{ p_1^1, p_1^2, \dots, p_1^M \right\}, \dots, \left\{ p_N^1, p_N^2, \dots, p_N^M \right\} \right\}, \quad (8)$$

которые и используются для осуществления оценки значений технического состояния в текущий момент времени:

$$\hat{X}_n = \{\hat{x}_1(t_n), \hat{x}_2(t_n), \dots, \hat{x}_N(t_n)\} = A(P^{(n)}), \quad (9)$$

где A – выбранная модель оценки значений технического состояния с помощью анализа кластеров диагностической информации.

После формирования оценки технического состояния определяется ее точность ε_n с помощью выбранной метрики B (выбор метрики зависит от типа данных диагностического контроля):

$$\varepsilon_n = B(\hat{X}_n, X_n). \quad (10)$$

Если полученная точность ниже заданного значения $\varepsilon_n < \varepsilon$, то обучающая выборка увеличивается до $\Theta^{(n+1)}$, и итеративный процесс повторяется. Формирование выборки заканчивается, когда очередная точность оценки превысит требуемое значение: начиная с номера итерации n выполняется неравенство $\varepsilon_n > \varepsilon$.

Полученная обучающая выборка, сформированная из реальных данных о техническом состоянии, была использована для обучения многослойного персептрона. Выборка была преобразована для реализации ее репрезентативности и корректности обучения нейросети. В качестве выходных данных были выбраны классы, каждый из которых отражал определенное фиксированное техническое состояние элементов РЛС: элемент работоспособен, элемент находится в предотказном состоянии, элемент отказал.

В рамках решения задачи обучения нейронной сети необходимо минимизировать функцию ошибки, а именно [19]:

$$\sigma = \sum_{k=1}^L \sigma(k) = \frac{1}{2 \sum_{k=1}^L (y_k - t_k)^2}, \quad (11)$$

где $\sigma(k)$ – среднеквадратическая ошибка нейронной сети; y_k , t_k – выходное значение сети и соответствующее эталонное значение для k -го примера вектора входных параметров.

Функция ошибки нейронной сети была минимизирована с помощью метода градиентного спуска.

Обычно выход нейросети может быть описан следующим выражением [20]:

$$\Omega_k = \frac{1}{1 + e^{-w^T \Omega_k}}, \quad (12)$$

где w – вектор весов выходного слоя; Ω_k – вектор выходов нейронов скрытого слоя с элементами, для определения которого используется выражение

$$\Omega_k = \frac{1}{1 + e^{-w_i^T x_k}}, \quad (13)$$

где w_i – вектор весов, связанных с i -м скрытым нейроном, $i = 1, \dots, n$.

Для оценки эффективности методики был проведен вычислительный эксперимент. В качестве источника данных о техническом состоянии РЛС в эксперименте использовались датчики температуры, установленные в блоках усиления мощности. Была проанализирована динамика изменения температуры блоков в каждом из режимов. На графиках показано изменение температуры блоков усиления мощности РЛС (рис. 3, а) и изменение температурных трендов во времени (рис. 3, б).

Прогноз, основанный на изменяемой частоте опроса данных с датчиков температуры, обеспечивает снижение количества некорректных оценок технического состояния блоков на 10–15 % при горизонте прогнозирования до 20 мин.

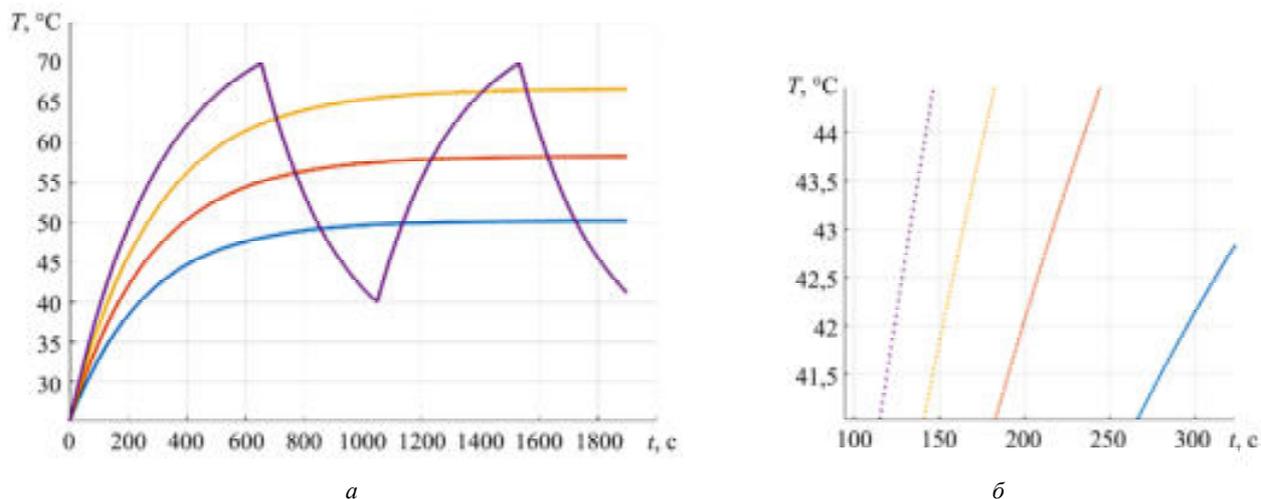


Рис. 3

Приведем графики прогноза температурных значений датчиков с фиксированной (рис. 4, а) и изменяемой (рис. 4, б) частотой снятия данных.

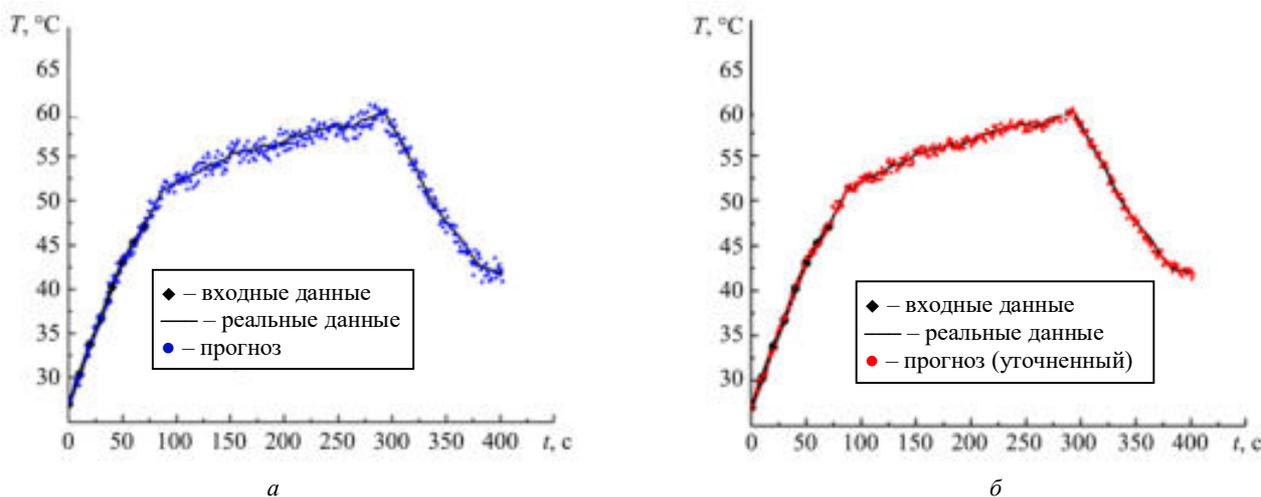


Рис. 4

Показано, что при реализации предложенной методики на 15–20 % увеличивается точность прогноза технического состояния. Экспериментально установлено, что применение разработанной методики позволяет существенно снизить время оценки технического состояния функциональных систем РЛС (до 20 %).

Разработанная методика оценки технического состояния элементов РЛС на основе оптимизации частоты опроса встроенных средств диагностического контроля, в отличие от известных подходов, учитывает возможность адаптации частоты опроса их параметров технического состояния в существующей контрольно-диагностической системе.

Применение разработанной методики позволяет значительно повысить (до 20 %) оперативность оценки уровня технического состояния функциональных систем за счет повышения точности прогнозирования, что способствует своевременному и обоснованному принятию решений по проведению мероприятий технического обслуживания, направленных на поддержание функциональных характеристик РЛС на заданном уровне.

Благодаря непрерывной оценке в реальном времени технического состояния элементов и прогноза их технического состояния уменьшается время принятия решения по поддержанию значений функциональных характеристик РЛС на заданном уровне.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Вениаминов С.С., Червонов А.М. Космический мусор – угроза человечеству. М.: ИКИ РАН, 2012. 192 с.
2. There Is Too Much Trash in Space: Debris from Spacecraft Threatens the Burgeoning Space Economy. We Need a Global Agreement to Keep Space Clean // *Scientific American*. 2024. Vol. 331. Iss. 1. P. 82–83.
3. Боев С.Ф. и др. Создание и эксплуатация радиолокационных станций дальнего обнаружения // *Вопросы радиоэлектроники*. 2020. № 5. С. 35–48.
4. Пафилов Е.А. и др. Пространственно-временные характеристики сигналов радиолокационных станций с синтезированной апертурой с учетом отражения от целей и местных предметов // *Изв. вузов. Авиационная техника*. 2025. № 1. С. 175–184.
5. Кочкаров Р.А. и др. Модель пространственно-распределенной информационной системы непрерывного мониторинга с предфрактальной динамической структурой в условиях воздействия дестабилизирующих факторов // *T-Comm: Телекоммуникации и транспорт*. 2025. № 1. С. 4–12.
6. Мощные надгоризонтные РЛС дальнего обнаружения: разработка, испытания, функционирование / Под ред. С.Ф. Боева. М.: Радиотехника, 2013. 168 с.
7. Тимошенко А.В. и др. Моделирование тепловых процессов в передающих комплексах радиолокационных станций мониторинга // *Изв. вузов. Авиационная техника*. 2021. № 4. С. 180–187.
8. Ступин Д.Д., Перлов А.Ю., Маврин А.В. Исследование и испытание передающих комплексов АФАР для обеспечения тактико-технических характеристик РЛС // *Изв. ЮФУ. Технические науки*. 2018. № 3. С. 143–155.
9. Лоскутов А.И. и др. Модель контроля технического состояния бортовой аппаратуры космических аппаратов на основе значений телеметрируемых параметров переходных процессов // *Измерительная техника*. 2023. № 6. С. 13–20.
10. Дембицкий Н.Л. и др. Контроль функциональных характеристик РЛС ДО с использованием континуальных распределенных вычислителей // *Журнал радиоэлектроники [Электронный журнал]*. 2020. № 1. URL: https://elibrary.ru/download/elibrary_42502359_73090035.pdf (дата обращения: 27.04.2025).
11. Захаров А.С. и др. Оценка искажений диаграммы направленности радиолокационной станции при нестационарном воздействии тепловых процессов на малошумящий усилитель приемного тракта // *Цифровая обработка сигналов*. 2025. № 1. С. 23–27.
12. Осипов А.В. и др. Интеллектуальная система поддержки функциональных характеристик РЛК мониторинга на основе прогнозирования отказов // *Вычислительные технологии*. 2020. № 25. С. 95–103.
13. Борисов В.В. и др. Многомерное прогнозирование состояния неоднородных электромеханических систем для управления рисками нарушения их работоспособности на основе нечетких темпоральных онтологических и когнитивных моделей // *Системы управления, связи и безопасности*. 2022. № 4. С. 83–102.
14. Тимошенко А.В. и др. Оценка показателей надежности радиоэлектронной системы при неопределенных данных об интенсивности отказов ее компонент в результате деструктивного влияния температуры // *Изв. вузов. Авиационная техника*. 2024. № 3. С. 225–232.
15. Перлов А.Ю. и др. Повышение точности прогноза технического состояния РЛС за счет изменения частоты контроля // *Изв. ТулГУ. Технические науки*. 2021. № 10. С. 336–341.
16. Мацеевич С.В. и др. Алгоритм повышения точности прогнозирования отказов аппаратуры РЭК на основе управления частотой опроса датчиков контроля технического состояния // *Системы управления, связи и безопасности*. 2024. № 1. С. 26–42.
17. Faridah et al. Optimal Thermal Sensors Placement Based on Indoor Thermal Environment Characterization by Using CFD Model // *Journal of Applied Engineering Science*. 2021. Vol. 19. P. 628–641.
18. Штерн Ю.И. и др. Математические модели и аппаратно-программные средства для высокоточных электронных измерителей температуры // *Изв. вузов. Электроника*. 2013. № 1. С. 10–17.
19. Бельский А.Б., Есипович О.А., Сафоклов Б.Б. Прогнозирование технического состояния агрегатов винтокрылых летательных аппаратов на основе нейросетевого моделирования // *Изв. вузов. Авиационная техника*. 2023. № 4. С. 4–14.
20. Бельский А.Б., Есипович О.А., Сафоклов Б.Б. Экспериментальное апробирование применения искусственных нейронных сетей в системах диагностики для оценки и прогнозирования технического состояния агрегатов винтокрылых летательных аппаратов // *Изв. вузов. Авиационная техника*. 2024. № 1. С. 109–115.

Поступила в редакцию 27.05.25

После доработки 7.08.25

Принята к публикации 11.08.25

Assessment of Technical Condition of Radar Station Elements Based on Optimization of Built-in Diagnostic Monitoring Tools Polling Frequency

A.YU. PERLOV¹, V.A. PANKRATOV², S.V. MATSEEVICH³, AND K.V. L'VOV⁴

¹ NRU MIET, Moscow

² JSC NPODAR, Moscow

³ Financial University under the Government of the Russian Federation, Moscow

⁴ Lomonosov Moscow State University, Moscow

A methodology for assessing the technical condition of radar station elements was developed through optimization of the polling frequency for built-in diagnostic monitoring tools. The proposed methodology reduces the decision-making time for radar station operators in maintaining functional characteristics at specified levels by enabling a real-time continuous assessment and prediction of technical condition of elements.

Radar station, diagnostic and monitoring system, sensor polling frequency, technical condition forecasting

Экспериментальное исследование импульсных струй авиационного керосина, формируемых системой пневматического впрыска двигателя внутреннего сгорания

М.Д. ГАРИПОВ,
д-р техн. наук,
Р.Ф. ЗИННАТУЛЛИН,
А.А. МЕЛКОВ,
аспирант,
Э.М. ХАЛИЛОВ,
аспирант,
В.А. ШАЯХМЕТОВ
(УУНУТ, Уфа)
emil.halilov.93@mail.ru

Исследуются характеристики распыливания импульсных струй авиационного керосина, формируемых системой пневматического впрыска высокого давления. Рассматривается конфигурация с удлиненным до 500 мм каналом высокого давления, что обусловлено требованиями компоновки. Проанализировано влияние удлиненно-го канала на дисперсный состав и межцикловую воспроизводимость характеристик импульсных струй. Показано, что данная система пневматического впрыска обеспечивает высокое качество распыливания с приемлемой межцикловой воспроизводимостью.

Воспламенение, детонация, керосин, распыливание, струя, искра

Перевод авиационных поршневых двигателей на использование тяжелых видов топлива (авиационный керосин, дизельное топливо) представляет собой актуальную, но до настоящего времени не полностью решенную задачу [1–7]. Хотя использование дизелей в этих целях считается одним из наиболее простых подходов, оно сопряжено с существенным недостатком, обусловленным высоким соотношением массы двигателя к его мощности [7–9]. С учетом данного соотношения более предпочтительное решение – перевод на тяжелые топлива двигателей с искровым зажиганием. Однако решить данный вопрос с помощью традиционных для бензиновых двигателей процессов смесеобразования и сгорания не удалось. Это объясняется, во-первых, худшей испаряемостью тяжелых топлив, что затрудняет образование воспламеняемой смеси в районе искрового промежутка; во-вторых, меньшим октановым числом тяжелых топлив, что приводит к возникновению детонации [7].

Одним из способов предотвращения детонации является организация сгорания предварительно не перемешанных или частично перемешанных топливовоздушных смесей, для чего организуется впрыск топлива в камеру сгорания на такте сжатия. Чем ниже октановое число применяемого топлива, тем позже осуществляется впрыск. При использовании тяжелых топлив углы опережения впрыска приближаются к значениям, характерным для дизелей, что обуславливает необходимость размещения форсунки и свечи зажигания на минимально возможном расстоянии друг от друга [7]. При этом в районе искрового разряда топливо должно быть в газовой фазе, а смесь должна находиться в концентрационных пределах воспламенения. Одним из ключевых факторов, обеспечивающих данные условия, является высокое качество распыливания [7, 10]. Высокое качество достигается, например, использованием форсунок с пневматическим распыливанием [11, 12]. Согласно результатам работ [13–15] именно использование пневмораспыливания является эффективным решением для обеспечения формирования воспламеняемой смеси в районе искрового промежутка при минимальном расстоянии между форсункой и свечой зажигания [13–15]. Значения среднего заутеровского диаметра (D_{32}) у описываемых систем составили 17–20 мкм [14, 15].

Основным недостатком этих подходов является низкое давление впрыска (примерно 0,6 МПа), для чего приходится выбирать ранние углы опережения впрыска. В свою очередь, это требует снижения степени сжатия (приблизительно до семи) во избежание детонации.

В работе [7] проведены исследования и подтверждена возможность искрового воспламенения и бездетонационного сгорания авиационного керосина в двигателе с экспериментальными рабочими процессами и степенью сжатия 13,5. Экспериментальные рабочие процессы включают впрыск топлива под

высоким давлением (11,4 МПа) экспериментальной топливоподающей аппаратурой с пневматическим распыливанием и воспламенение искровым разрядом периферийной части одной из струй. В описываемой топливной аппаратуре смесь воздуха и топлива сжимается в поршневом компрессоре, после чего подается через короткий канал (диаметром 2 мм, длиной около 10 мм) и распылитель непосредственно в камеру сгорания двигателя. Характеристики распыливания данной системы впрыска исследованы в работе [10]. Значения среднего заутеровского диаметра составили 13–18 мкм. Несмотря на то что характеристики распыливания удовлетворяют требованию формирования воспламеняемой смеси в районе искрового разряда при поздних углах опережения впрыска, компоновка такой системы в головке цилиндра затруднена. Перспективным решением указанной проблемы может стать конструкция, предусматривающая размещение в головке цилиндра исключительно форсунки. Однако в этом случае возникает необходимость соединения компрессора и форсунки более длинным каналом высокого давления (в настоящей работе длиной около 500 мм).

Использование длинного канала обуславливает возрастание влияния на структуру течения процессов, протекающих непосредственно в канале, в частности, взаимодействия пленки с газокапельным потоком и коагуляции капель. Эти процессы могут повлиять как на качество распыливания, так и на межцикловую воспроизводимость характеристик струй, что может негативно влиять на формирование воспламеняемой смеси в районе искрового разряда. В связи с этим целью настоящей работы является определение возможности формирования воспламеняемой смеси в районе искрового разряда при поздних углах опережения впрыска исследованием дисперсного состава и межцикловой воспроизводимости характеристик импульсных струй авиационного керосина, формируемых системой пневматического впрыска с длинным каналом высокого давления.

На рис. 1 представлена принципиальная схема системы впрыска с пневматическим распыливанием, которая в основном совпадает со схемой, описанной в работе [10]. Отличительной чертой представленной конструкции является наличие между нагнетательным клапаном и форсункой канала высокого давления длиной 500 мм.



Рис. 1

В качестве топлива использовался авиационный керосин марки ТС-1. Эксперименты проводились без регулирования расхода воздуха. Массовый расход топлива подбирался в соответствии с режимами работы экспериментального двигателя [7]: для холостого хода – 0,17 кг/ч, для полной нагрузки – 1,0 кг/ч. Этим значениям соответствовали массовые расходные соотношения воздуха к топливу (Air to Liquid Ratio (ALR)), равные 1 и 0,16. Давление впрыска менялось самопроизвольно в зависимости от расхода топлива, составляя в среднем 8 МПа при ALR = 1 и 20 МПа при ALR = 0,16.

Измерение массового расхода топлива, а также давления в системе впрыска проводили с помощью оборудования фирмы AVL List GmbH (Австрия). Описание оборудования представлено в работе [7]. Датчики давления были установлены в канале высокого давления и рабочей полости компрессора (см. рис. 1). Межцикловую воспроизводимость оценивали по таким характеристикам струй, как глубина проникновения и ширина, а также по кривым давления в системе впрыска.

В работе использовались две оптические методики исследования струи, предполагающие проведение экспериментов в условиях окружающей среды [10]. В первом случае для определения межцикловой воспроизводимости проводилась высокоскоростная визуализация распространения струи методом Shadow Photography. Регистрация ее изображений (теней) осуществлялась на ярком фоне с использованием высокоскоростной видеокамеры. Для фоновой подсветки струи применялся импульсный диодный осветитель. В процессе обработки изображений измерялись глубина проникновения и ширина струи.

Вторая методика предназначалась для определения дисперсного состава струи методом Shadow Photography. В качестве источника света применялся люминесцентный фоновый экран, освещаемый расфокусированным лучом импульсного лазера. Возможности определения дисперсного состава оптическими методами вблизи сопла ограничены высокой концентрацией жидкой фазы и незавершенностью процесса диспергирования. По предварительным результатам анализа было выявлено, что на расстоянии приблизительно 23 мм от сопла при $ALR = 1$ удастся «просветить» струю по всей ширине на всем протяжении процесса впрыска. При $ALR = 0,16$ на этом расстоянии не удастся «просветить» струю в начальных стадиях впрыска, так как из-за высокой концентрации капель происходит рассеивание лазерного пучка и изображения становятся затемненными [10]. В связи с этим в экспериментах с $ALR = 0,16$ для включения в анализ начальных стадий впрыска была добавлена еще одна область измерения на оси струи, находящаяся на расстоянии 100 мм от сопла. На таком расстоянии струя становится менее оптически плотной.

Расположение областей измерения для определения дисперсного состава, а также геометрические характеристики струи (S – глубина проникновения струи; w – ширина струи) представлены на рис. 2. Оценку межцикловой воспроизводимости осуществляли для кривых давления в системе впрыска, для ширины и глубины проникновения струй.



Рис. 2

Динамику развития струи с течением времени при различных ALR иллюстрирует рис. 3: a – $ALR = 1$, $t = 500$ мкс; b – $ALR = 0,16$, $t = 500$ мкс; c – $ALR = 1$, $t = 1060$ мкс; d – $ALR = 0,16$, $t = 1060$ мкс; e – $ALR = 0,16$, $t = 2190$ мкс. Как видим (см. рис. 3), при $ALR = 0,16$ в конечной фазе впрыска наблюдается формирование относительно крупных капель, что практически незаметно при $ALR = 1$.

На рис. 4 приведены экспериментальные данные изменения глубины проникновения струй (точки), среднеквадратического отклонения (СКО) (кривая 3) и коэффициента вариации CV (кривая 2) по пяти циклам впрыска на каждом временном интервале при $ALR = 1$ (рис. 4, a) и $ALR = 0,16$ (рис. 4, b). Кривая глубины проникновения l построена по среднеарифметическим значениям, вычисленным по экспериментальным данным на каждом временном интервале. Время t отчитывалось от момента подачи сигнала на электромагнит форсунки.

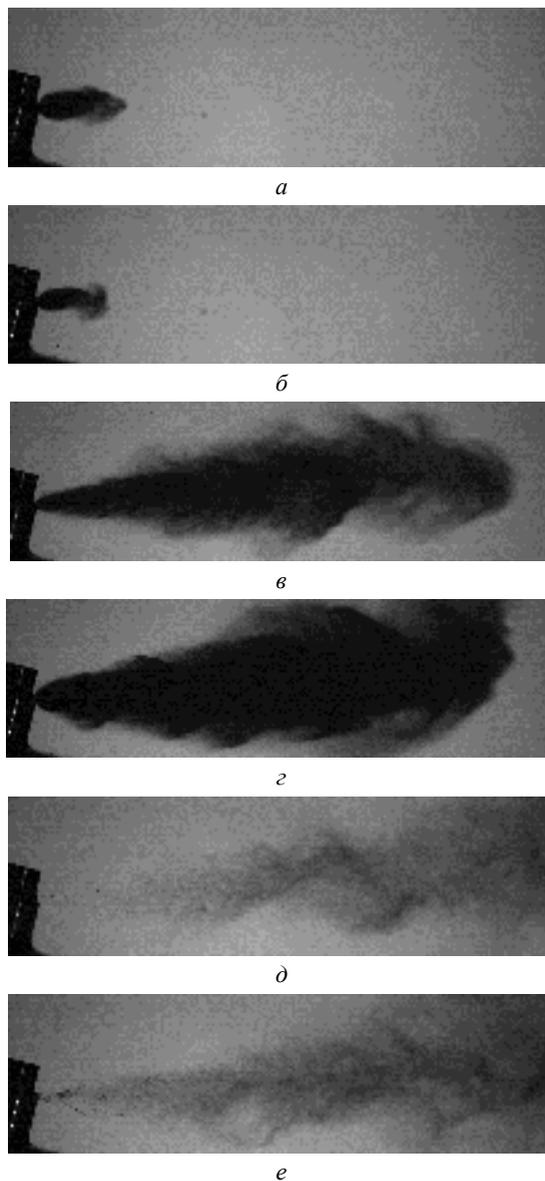


Рис. 3

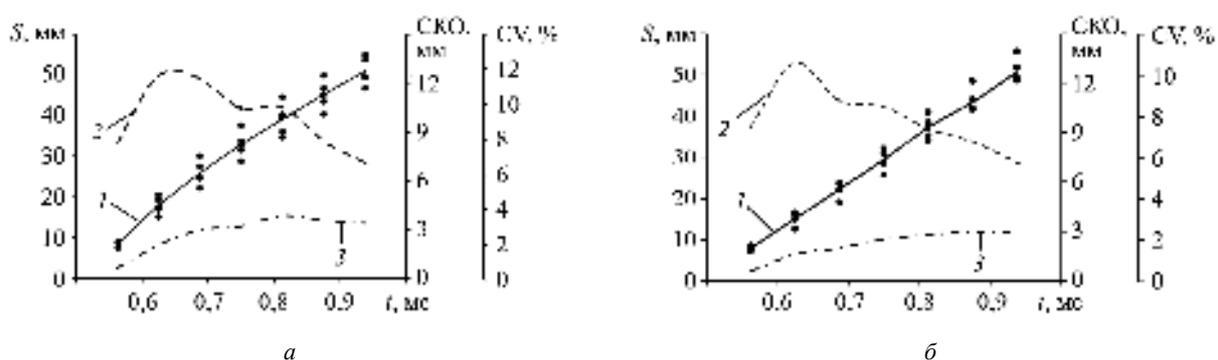
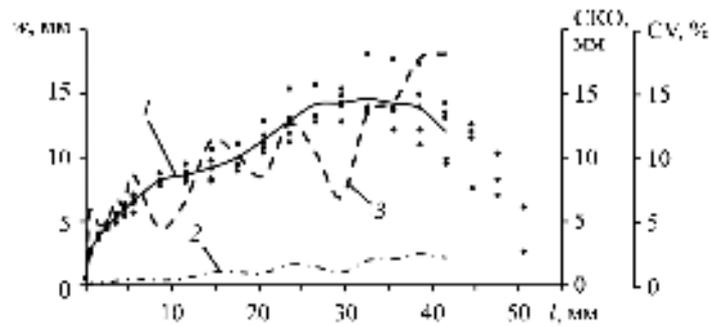
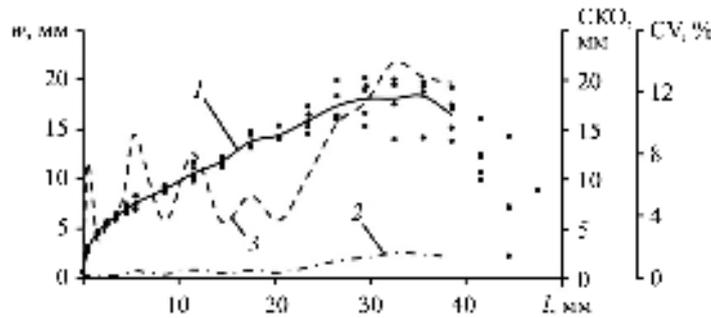


Рис. 4

Продemonстрируем ширину струй w при $ALR = 1$ (рис. 5, *a*) и $ALR = 0,16$ (рис. 5, *б*) в момент приближения переднего фронта к концу области измерения, где точками обозначены экспериментальные данные, полученные в результате пяти циклов впрыска. Кривая 1 построена по среднеарифметическим значениям, вычисленным по экспериментальным данным. На рис. 5 также приведены SKO (кривая 3) и коэффициент вариации CV (кривая 2).



а



б

Рис. 5

В табл. 1 представлено сопоставление максимальных значений среднеквадратического отклонения и коэффициента вариации, рассчитанных для глубины проникновения и ширины струй, с аналогичными значениями, полученными в работе [10] (с системой впрыска с коротким каналом высокого давления). Заметим, что если максимальные значения отклонений глубины проникновения струи больше в конструкции с длинным каналом высокого давления, то максимальные значения отклонений ширины струи больше в конструкции с коротким каналом высокого давления.

Таблица 1

Максимальные значения	ALR = 1		ALR = 0,16	
	Канал высокого давления			
	10 мм	500 мм	10 мм	500 мм
Среднеквадратическое отклонение глубины проникновения струй, мм	3,3	3,8	3,5	3
Среднеквадратическое отклонение ширины струй, мм	2,3	2,5	4,6	2,5
Коэффициент вариации глубины проникновения струй, %	4,8	11,6	5,7	10,6
Коэффициент вариации ширины струй, %	21,8	18	21	13,9

Приведем зависимости давления в рабочей полости компрессора и канале высокого давления от угла поворота коленчатого вала (φ), полученные на основе анализа 130 последовательных циклов при ALR = 1 (рис. 6, а) и ALR = 0,16 (рис. 6, б). С использованием этих экспериментальных данных построены соответствующие среднеарифметические кривые давления. Так, кривая 1 соответствует усредненному значению в канале высокого давления, кривая 2 – усредненному значению в рабочей полости. На рис. 6 также представлена кривая 3 коэффициента вариации, построенная для давления в канале высокого давления. Его максимальное значение для ALR = 1 составляет 2,5 %, для ALR = 0,16 – 3,2 %.

Степень влияния межциклового воспроизводимости геометрии струи и давления в топливной аппаратуре на межцикловую стабильность показателей двигателя может быть установлена на основании данных моторных экспериментов.

На рис. 7 приведены фрагменты теневой съемки струи: а – ALR = 1, $t = 700$ мкс, $D_{32} = 7$ мкм; б – ALR = 0,16, $t = 700$ мкс, $D_{32} = 9$ мкм; в – ALR = 1, $t = 1700$ мкс, $D_{32} = 9$ мкм; г – ALR = 0,16, $t = 1700$ мкс, $D_{32} = 12$ мкм.

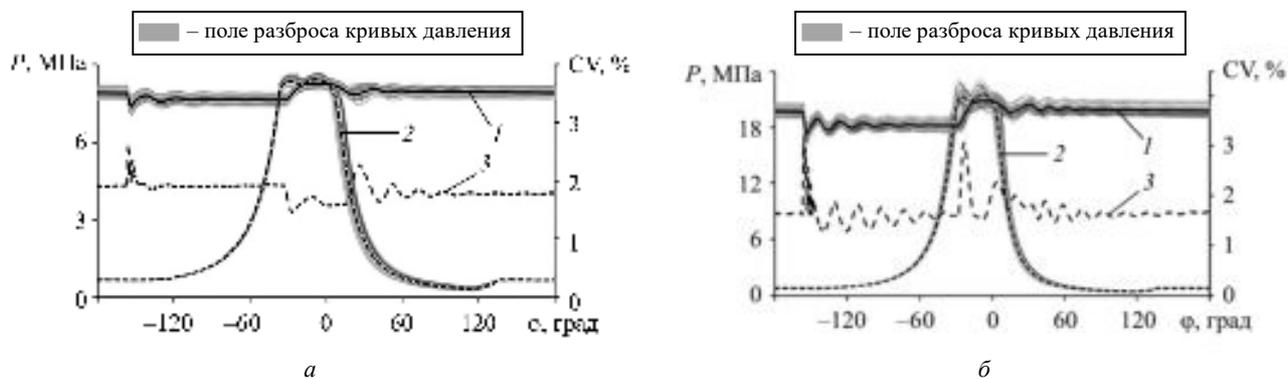


Рис. 6

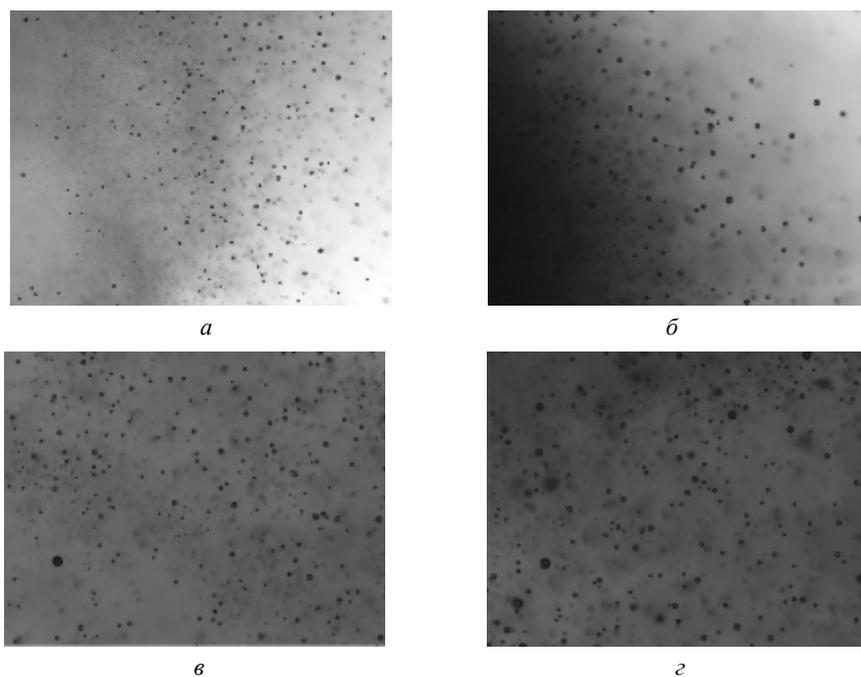


Рис. 7

Вне зависимости от величины ALR съемка на расстоянии 23 мм от сопла начиналась через 700 мкс после начала подачи сигнала на электромагнит форсунки и совпадала с появлением струи с $ALR = 0,16$ в данной области измерений. При этом в случае с $ALR = 0,16$ был возможен анализ только передней границы струи, остальную часть струи «просветить» не удалось, так как из-за высокой концентрации капель происходит рассеивание лазерного пучка и изображения становятся затемненными, что иллюстрирует рис. 7, б, где левая нижняя часть кадра при $t = 700$ мкс – сплошная темная область. Затемненность изображений струи при $ALR = 0,16$ наблюдалось вплоть до отсечки времени 1300 мкс. Таким образом, при $ALR = 0,16$ и расположении области измерения на расстоянии 23 мм от сопла не подвергнутой анализу оказалась приблизительно первая четверть впрыска. В то же время такое расположение области измерения позволило гарантировать включение в анализ наиболее крупных капель, формируемых на последних стадиях впрыска. При $ALR = 1$ удалось «просветить» струю по всей ширине на всем протяжении процесса впрыска. На расстоянии 100 мм от сопла при $ALR = 0,16$ также удалось «просветить» струю на всем протяжении процесса впрыска.

Приведем зависимость среднего заутеровского диаметра от времени, зарегистрированную на расстоянии 23 мм (рис. 8, а) и 100 мм (рис. 8, б) от сопла. Как видим (см. рис. 8), при $ALR = 1$ величина D_{32} в процессе впрыска меняется относительно слабо, в начальной фазе впрыска принимает значение 7 мкм, в конечной фазе – 11 мкм. При $ALR = 0,16$ значение D_{32} изменяется в процессе впрыска более значительно:

от 9 мкм в начальной фазе до 21 мкм в конечной фазе. При этом указанный диапазон наблюдается как при измерениях на расстоянии 23 мм, так и на расстоянии 100 мм от сопла.

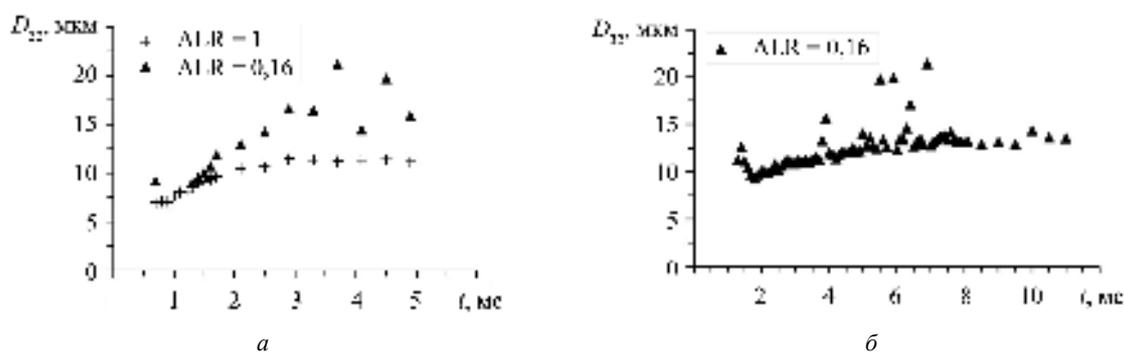


Рис. 8

Приведем дифференциальное (Q) и интегральное (V) объемное распределение капель по размеру при измерении на расстоянии 23 мм (рис. 9, а) и 100 мм (рис. 9, б) от сопла за период всего впрыска.

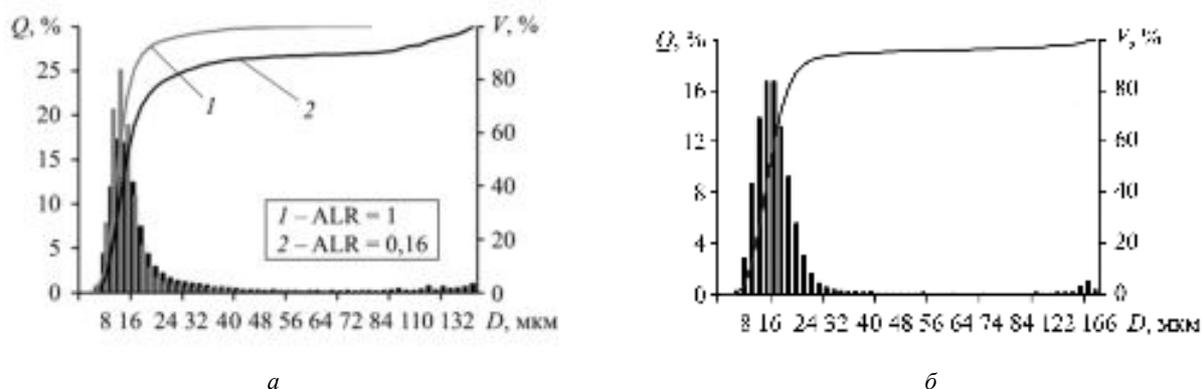


Рис. 9

В табл. 2 представлены значения характерных диаметров капель, соответствующих 10, 50 и 90-му процентилем их объемного распределения.

Таблица 2

Расстояние области измерения от сопла, мм	ALR	D_{32}	D_{v10}	D_{v50}	D_{v90}
23	1	9,5	6	10	17
23	0,16	12,8	7	12	80
100	0,16	12,5	8	13	21

Средний заутеровский диаметр за период всего впрыска при $ALR = 1$ составил $D_{32} = 9,5$ мкм. Средний заутеровский диаметр за период всего впрыска при $ALR = 0,16$ составил $D_{32} = 12,8$ мкм на расстоянии 23 мм и $D_{32} = 12,5$ мкм на расстоянии 100 мм от сопла. Большие значения D_{v90} , полученные на расстоянии 23 мм при $ALR = 0,16$, объясняются тем, что, как уже упоминалось, не анализировались кадры первой четверти впрыска, характеризующиеся наибольшей концентрацией капель. Полученные значения D_{32} ниже значений, полученных на той же системе впрыска, но с коротким каналом высокого давления (13–18 мкм), и ниже значений, формируемых системами впрыска существующих двигателей с искровым зажиганием, работающих на тяжелых топливах (17–20 мкм) [14, 15].

Таким образом, в работе представлены результаты экспериментального исследования дисперсного состава и межциклового воспроизводимости характеристик импульсных струй авиационного керосина, формируемых разработанной системой пневматического впрыска с удлиненным с 10 до 500 мм каналом высокого давления.

Результаты исследований при различных массовых расходных соотношениях воздуха к топливу показали следующее.

Значения среднего заутеровского диаметра составили $D_{32} = 9,5$ мкм при $ALR = 1$ и $D_{32} = 12,8$ мкм при $ALR = 0,16$. Полученные значения диаметров ниже, чем значения, формируемые той же системой впрыска, но с коротким каналом высокого давления ($D_{32} = 13$ мкм при $ALR = 1$, $D_{32} = 18$ мкм при $ALR = 0,16$), и ниже, чем значения, формируемые системами впрыска существующих двигателей с искровым зажиганием, работающих на тяжелых топливах ($D_{32} = 17 \div 20$ мкм).

При применении удлиненного канала (500 мм) высокого давления не произошло однозначного роста значений межциклового воспроизводимости геометрии импульсной струи: значения коэффициентов вариации глубины проникновения увеличились (с 4,8 до 11,6 % при $ALR = 1$, с 5,7 до 10,6 % при $ALR = 0,16$), значения коэффициентов вариации ширины струй снизились (с 21,8 до 18 % при $ALR = 1$, с 21 до 13,9 % при $ALR = 0,16$). Влияние межциклового воспроизводимости на межцикловую стабильность показателей двигателя является предметом экспериментальной проверки.

С учетом того что качество распыливания стало выше, а значения межциклового воспроизводимости геометрических характеристик струй не возрастают, можно предположить, что условия для формирования воспламеняемой смеси в районе искрового промежутка при поздних углах опережения не уступают условиям, формируемым той же системой, но с коротким каналом высокого давления. Таким образом, полученные результаты, а также результаты работ [7, 10] позволяют сделать вывод о том, что предложенная система впрыска способна создавать условия, обеспечивающие искровое воспламенение и бездетонационное сгорание авиационного керосина в двигателе внутреннего сгорания с повышенной степенью сжатия (13,5 по сравнению 7), превышающей степень сжатия существующих двигателей с искровым зажиганием, работающих на тяжелых топливах. Следующим этапом исследований является проведение экспериментов на двигателе.

Исследование выполнено при поддержке Министерства науки и высшего образования РФ в рамках государственного задания № FEUE-2023-0007 (УУНиТ).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Ward M.A.V.* Spark-Ignited Diesel Engine. Warren, 1990. 108 p. (Tech. Rep. 13502).
2. *Ning L. et al.* Experimental Investigation on Combustion and Emissions of a Two-Stroke DISI Engine Fueled with Aviation Kerosene at Various Compression Ratios // *Fuel*. 2020. Vol. 259. Article № 116224.
3. *Ning L. et al.* Effects of Injection Timing and Compression Ratio on the Combustion Performance and Emissions of a Two-Stroke DISI Engine Fuelled with Aviation Kerosene // *Applied Thermal Engineering*. 2019. Vol. 161. Article № 114124.
4. *Hu J. et al.* Experimental Study on the Spray Characteristics of an Air-Assisted Fuel Injection System Using Kerosene and Gasoline // *Fuel*. 2019. Vol. 235. P. 782–794.
5. *Du B., Zhao Z.* Numerical Prediction of the Spray from an Air-Assisted Fuel Injection System via Eulerian–Lagrangian Approach // *Energy Reports*. 2021. Vol. 7. P. 6718–6732.
6. *Liu R., Wei M., Yang H.* Cold Start Control Strategy for a Two-Stroke Spark Ignition Diesel-Fuelled Engine with Air-assisted Direct Injection // *Applied Thermal Engineering*. 2016. Vol. 108. P. 414–426.
7. *Гарипов М.Д. и др.* Экспериментальное исследование возможности бездетонационного сгорания авиационного керосина в четырехтактном двигателе с искровым воспламенением // *Двигателестроение*. 2024. № 1 (295). С. 81–91.
8. *Heywood J.B.* Internal Combustion Engine Fundamentals. N.Y: McGraw-Hill Education, 2018. 1056 p.
9. *Handbook of Diesel Engines* / Eds. K. Mollenhauer, H. Tschöke. Springer, 2010. 636 p.
10. *Гарипов М.Д. и др.* Экспериментальное исследование характеристик распыливания авиационного керосина системой пневматического впрыска высокого давления // *Теплофизика и аэромеханика*. 2024. № 5. С. 885–902.
11. *Сунатов А.М. и др.* Моделирование распада пленки жидкости с использованием адаптивных сеточных моделей // *Изв. вузов. Авиационная техника*. 2016. № 3. С. 80–86.
12. *Сунатов А.М. и др.* Оптимизация конструкции пневматического распыляющего устройства на основе методов трехмерного моделирования // *Изв. вузов. Авиационная техника*. 2014. № 1. С. 57–62.
13. *Cathcart G., Dickson G., Ahern S.* The Application of Air-Assist Direct Injection for Spark-Ignited Heavy Fuel 2-Stroke and 4-Stroke Engines // *SAE Technical Paper* № 2005-32-0065. 8 p.

14. Du B. *et al.* Experimental Investigation on the Effects of Fuel–Air Mixture Temperature on the Air-Assisted Kerosene Spray Characteristics // Fuel. 2022. Vol. 324. Pt. A. Article № 124487.
15. Wu H., Zhang F., Zhang Z. Fundamental Spray Characteristics of Air-Assisted Injection System Using Aviation Kerosene // Fuel. 2021. Vol. 286. Pt. 2. Article № 119420.

Поступила в редакцию 16.05.25

После доработки 18.06.25

Принята к публикации 17.08.25

Experimental Study of Pulsed Jets of Aviation Kerosene Formed by the Air-Assisted Injection System of an Internal Combustion Engine

M.D. GARIPOV, R.F. ZINNATULLIN, A.A. MELKOV,
E.M. KHALILOV, AND V.A. SHAYAKHMETOV

UUST, Ufa

The characteristics of aviation kerosene pulsed jets atomization formed by a high-pressure air-assisted injection system are investigated. A configuration with a high-pressure channel elongated to 500 mm is being considered, which is determined by the design requirements. The influence of the elongated channel on the dispersed composition and the cycle-to-cycle variability of the characteristics of pulsed jets is analyzed. It is shown that the air-assisted injection system provides the high-quality spraying with acceptable cycle-to-cycle variability.

Ignition, detonation, kerosene, atomizing, jet, spark.

Экспериментальное исследование акустической эффективности звукопоглощающих конструкций на основе конического заполнителя

Проведены экспериментальные исследования акустической эффективности звукопоглощающих конструкций с конусообразным заполнителем в установке «канал с потоком» при уровне звукового давления 130 дБ. С этой целью были разработаны геометрические модели и изготовлены образцы звукопоглощающих конструкций с помощью аддитивных технологий. По результатам экспериментов получены зависимости коэффициента потери акустического давления от частоты при наличии потока. Выявлено влияние потока на акустические характеристики рассматриваемых звукопоглощающих конструкций. Установлены закономерности снижения интенсивности акустической волны за счет взаимодействия взаимно перевернутых конусообразных ячеек и межконического пространства.

П.В. ПИСАРЕВ,

канд. техн. наук,

К.А. АХУНЗЯНОВА

(ПНИПУ, Пермь)

karina-maksimova0402@yandex.ru

Звукопоглощающие конструкции, акустическая эффективность, резонансная частота, канал с потоком, конусообразные ячейки

Ужесточение нормативных требований по акустическому воздействию, установленных Международной организацией гражданской авиации [1], вынуждает разработчиков авиационных двигателей внедрять новые технологические решения, направленные на снижение уровня шума, создаваемого самолетами. Данные меры приобретают особую значимость в приаэродромных зонах, где акустическое воздействие от полетов может существенно влиять на качество жизни населения [2].

Для современных двигателей характерна высокая степень двухконтурности, что позволяет значительно повысить энергоэффективность и снизить эксплуатационные расходы в отличие от двигателей, применявшихся в середине XX века, где основным источником шума была реактивная струя [3]. Основные источники шума современного газотурбинного двигателя – вентилятор, компрессор, камера сгорания, турбина и реактивная струя [4, 5]. Каждый источник шума имеет уникальный спектр звукового давления и направленность излучения, что значительно усложняет задачу по контролю и снижению шума [6–8]. В связи с этим актуальна проблема снижения уровня шума от работы двигательной установки современных самолетов.

Традиционный способ – повышение коэффициента шумоглушения за счет использования многослойных звукопоглощающих конструкций – приводит к увеличению массы и себестоимости, снижению жесткости конструкций. В связи с этим требуется разработка звукопоглощающей конструкции с более высокими значениями акустических характеристик и при этом достаточно легким весом по сравнению с классическими звукопоглощающими конструкциями.

Для проведения экспериментов были разработаны геометрические модели ячеек звукопоглощающей конструкции, содержащие конусообразные и перевернутые конусообразные ячейки [9]. Ранее было установлено, что сочетание конусообразного и перевернутого конусообразного резонаторов приводит к значительному увеличению широкополосности на нелинейных режимах работы звукопоглощающей конструкции [9, 10].

Для проведения исследований акустической эффективности однослойных широкополосных звукопоглощающих конструкций на установке «канал с потоком» был изготовлен эталонный образец звукопоглощающей конструкции, состоящий из заполнителя, содержащего комбинацию конусообразных, перевернутых конусообразных ячеек и межконического пространства, размещенного между перфорированной и неперфорированной панелями.

Изготовление эталонных образцов для проведения натурных испытаний осуществлялось по технологии FDM-прототипирования, заключающейся в послойном наращивании эталонного образца методом экструдирования нити из ABS-пластика [11].

Для апробации полученных результатов в рамках настоящей работы проведены экспериментальные исследования акустической эффективности ячеек конической формы при наличии потока.

На начальном этапе проведено численное исследование акустической эффективности ячеек звукопоглощающих конструкций конической формы в модельном канале прямоугольного сечения при наличии потока. Выявлено, что звукопоглощающие конструкции на основе взаимно перевернутых конусов акустически эффективнее по сравнению с звукопоглощающими конструкциями с сотовым наполнителем. Подробные результаты исследований представлены в работе [10].

На втором этапе в рамках настоящей работы проведены экспериментальные исследования звукопоглощающей конструкции с конусообразным наполнителем на интерферометре с касательным падением звуковой волны (установка «канал с потоком»).

Установка «канал с потоком» предназначена для измерения импеданса образцов локально реагирующего типа при наличии скользящего вдоль лицевой поверхности образцов потока с учетом высоких уровней звукового давления источника звука.

Схема установки представлена на рис. 1. Здесь: 1 – входная заглушенная камера; 2 – выходная заглушенная камера с пластинчатыми звукопоглощающими конструкциями; 3 – камера с силовой установкой; 4 – правая секция с динамиками; 5 – левая секция с динамиками; 6, 7 – входная и выходная секция с жесткими стенками; 8 – рабочая секция с тестовым образцом; 9 – микрофоны.

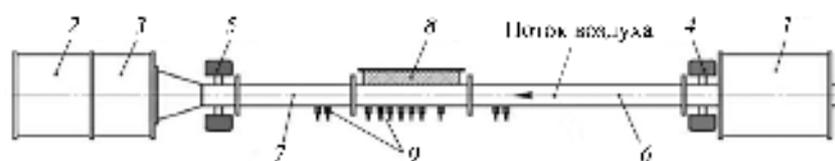


Рис. 1

Рабочая часть установки представляет собой длинную трубу с внутренними поперечными размерами 100×150 мм. На нижней стенке рабочей секции устанавливается образец звукопоглощающей конструкции, размеры ее лицевой перфорированной панели – 40×400 мм. Максимальная толщина образца может достигать 100 мм.

В рамках проведенных экспериментов в качестве входного сигнала использовался белый шум с суммарным уровнем звукового давления 130 дБ. Проведено два лабораторных эксперимента для образцов звукопоглощающей конструкции с коническим наполнителем при разной скорости потока.

График зависимости коэффициента потери акустического давления от частоты при уровне звукового давления 130 дБ приведен на рис. 2: а – $M = 0$; б – $M = 0,1$.

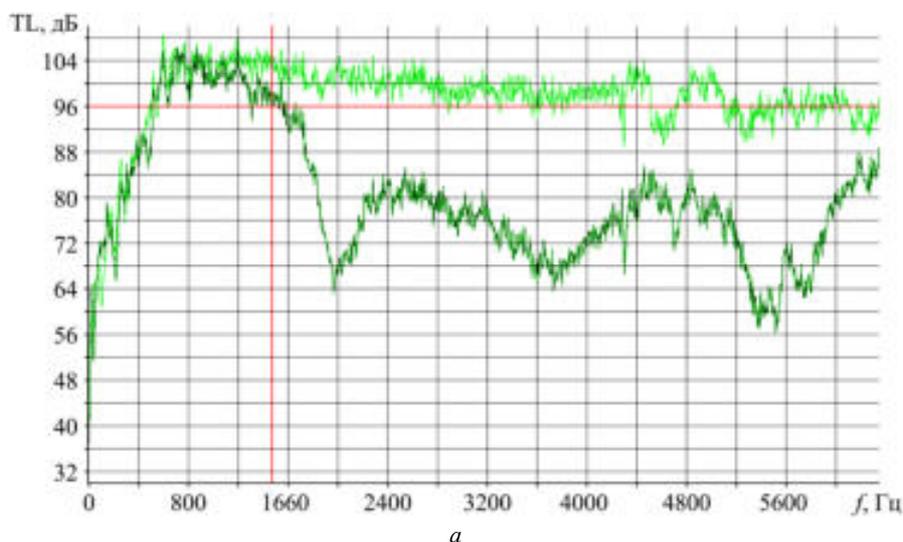


Рис. 2 (Начало)

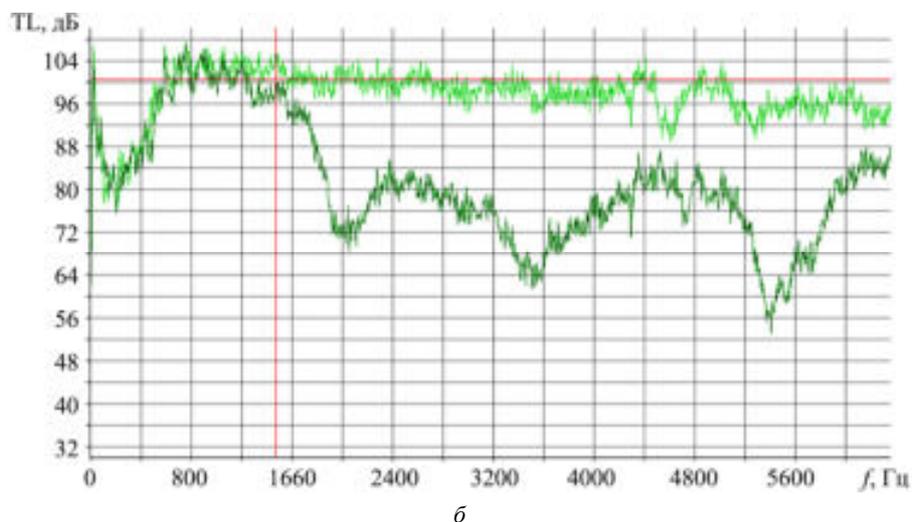


Рис. 2 (Окончание)

При анализе полученных зависимостей установлено, что акустическая эффективность звукопоглощающей конструкции с конусообразными ячейками практически нечувствительна к параметрам потока. Наблюдается несколько пиков, что указывает на работу как конусообразных, перевернутых конусообразных ячеек, так и межконического пространства.

Для сопоставительного анализа полученных результатов были проведены исследования на установке «канал с потоком» равномерной сотовой звукопоглощающей конструкции.

График зависимости коэффициента потери акустического давления равномерной сотовой звукопоглощающей конструкции от частоты при уровне звукового давления 130 дБ приведен на рис. 3: $a - M = 0$; $b - M = 0,1$.

Значения коэффициентов потери акустического давления TL представлены в таблице.

Проведенный анализ выявил, что разработанная конусообразная звукопоглощающая конструкция характеризуется более высокой акустической эффективностью и широкополосностью в сравнении с равномерной сотовой конструкцией.

По результатам выполненных работ экспериментально подтверждено, что при наличии потока коэффициент потери акустического давления звукопоглощающей конструкции с конусообразным наполнителем остается практически неизменным. Полученные данные свидетельствуют о существенно более низкой чувствительности комбинированной звукопоглощающей конструкции на основе конусообразного и перевернутого конусообразного резонаторов к параметрам потока по сравнению с равномерной сотовой звукопоглощающей конструкцией.

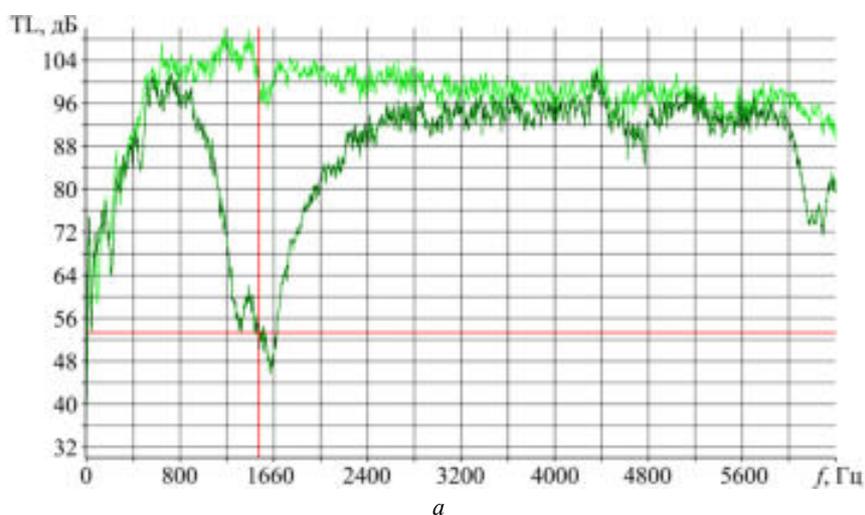
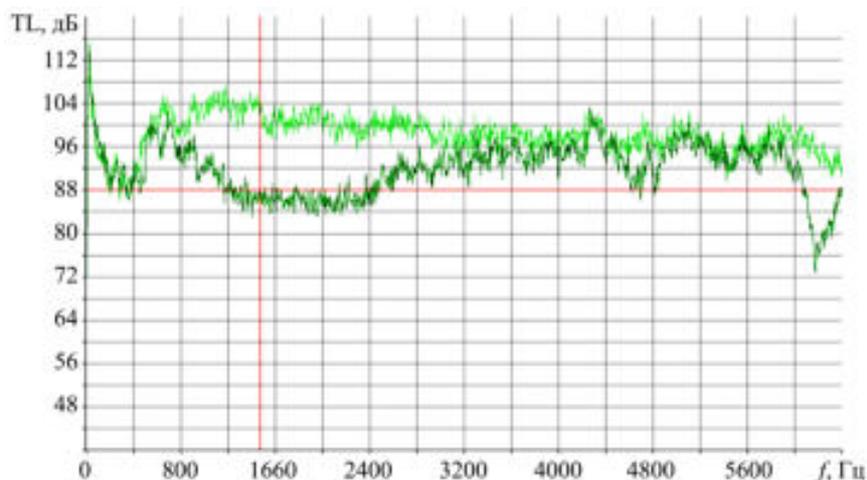
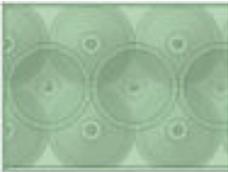
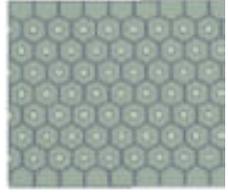


Рис. 3 (Начало)



б
Рис. 3 (Окончание)

Резонансные ячейки	Форма резонансных ячеек	Число Маха	TL _{max} , дБ	Резонансная частота при TL _{max} , Гц
Конусообразные		0	40	2000
			38	3700
		0,1	40	5300
			32	2050
Сотовые		0	34	3550
			44	5400
			51	1300
		0,1	54	1400
			14	4800
			22	6300
			14	1800
			13	4750
			23	6200

Значение коэффициента потери акустического давления звукопоглощающей конструкции с конусообразным наполнителем составляет 40, 38, 40 при резонансной частоте 2000, 3700, 5300 Гц без потока и 32, 34, 44 при резонансной частоте 2050, 3550, 5400 Гц при $M = 0,1$.

Экспериментально подтверждено, что рациональный подбор конфигураций звукопоглощающей конструкции ослабляет взаимовлияние резонаторов и повышает акустическую эффективность конструкции в целом.

Таким образом, разработана новая звукопоглощающая конструкция, содержащая конусообразные резонаторы и межкониическое пространство, работающая в широком диапазоне частот. Звукопоглощающая конструкция может применяться в различных отраслях промышленности, в частности для снижения звука в авиационных двигателях.

Исследование выполнено в Пермском национальном исследовательском политехническом университете при поддержке государственного задания (проект № FSNM-2023-0006).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Халецкий Ю.Д. ИКАО: Новый стандарт на шум самолетов гражданской авиации // Двигатель. 2014. № 2 (92). С. 8–11.
2. Желтова Д.В. Воздействие авиационного шума на населенный пункт // Вестник науки. 2023. № 2 (59). С. 246–248.
3. Храпцов И.В. и др. Снижение шума струи при наличии близкорасположенной пластины // Изв. вузов. Авиационная техника. 2024. № 2. С. 96–103.
4. Синер А.А. Методика выбора звукопоглощающих конструкций для турбомашин на основе математического моделирования: Автореф. ... дис. канд. техн. наук. Пермь, 2010. 16 с.

5. Griffin S., Lane S.A., Huybrechts S. Coupled Helmholtz Resonators for Acoustic Attenuation // Journal of Vibration and Acoustics, Transactions of the ASME. 2001. Vol. 123. № 1. P. 11–17.
6. Norris A.N., Sheng I.C. Acoustic Radiation from a Circular Pipe with an Infinite Flange // Journal of Sound and Vibration. 1989. Vol. 135. № 1. P. 85–93.
7. Солдатов С.К., Скуратовский Н.И. Инженерно-технические аспекты эволюции средств защиты от авиационного шума // Технологии техносферной безопасности [Электронный журнал]. 2013. № 6 (52). URL: https://elibrary.ru/download/elibrary_21487196_40864388.pdf (дата обращения: 10.05.2025).
8. Писарев П.В., Паньков А.А., Аношкин А.Н. Акустическое взаимодействие пьезоадаптивных резонансных ячеек звукопоглощающей сотовой панели // Изв. вузов. Авиационная техника. 2022. № 1. С. 175–179.
9. Писарев П.В., Аношкин А.Н., Ахунзянова К.А. Исследование взаимовлияния ячеек разных форм на нелинейных режимах работы // Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника. 2020. № 60. С. 72–79.
10. Писарев П.В., Ахунзянова К.А. Численное исследование акустических процессов в модельных каналах для разработки широкополосных авиационных звукопоглощающих конструкций на основе конического заполнителя // Noise Theory and Practice. 2023. Vol. 9. № 4. С. 67–78.
11. Pisarev P.V., Anoshkin A.N., Merzliakova N.A. Manufacturing Sound-Absorbing Structures by 3D-Printing // MATEC Web of Conferences. 2018. Vol. 243. Article № 00026.

Поступила в редакцию 10.06.25

После доработки 16.06.25

Принята к публикации 20.06.25

Experimental Study of Acoustic Efficiency of Sound-Absorbing Structures Based on Conical Fillers

P.V. PISAREV AND K.A. AKHUNZYANOVA

PNRPU, Perm

Within the framework of the present work, experimental studies of acoustic efficiency of sound-absorbing structures with conical filler in a “channel with flow” installation at a sound pressure level of 130 dB were carried out. For this purpose, geometric models were developed and samples of sound-absorbing structures were fabricated using additive technologies. According to the results of experiments, the dependences of the acoustic pressure loss coefficient on frequency in the presence of flow were obtained. The influence of flow on the acoustic characteristics of the sound-absorbing structures under consideration was established. It was found that the sound-absorbing structure with a conical filler is practically insensitive to flow parameters compared to a conventional sound-absorbing structure with a honeycomb filler. Regularities of acoustic wave intensity reduction due to interaction of mutually inverted conical cells and interconical space are revealed.

Sound absorbing structures, acoustic efficiency, resonant frequency, channel with flow, conical cells