

Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва



# ВЕСТНИК самарского университета

## АЭРОКОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА, ТЕХНОЛОГИИ И МАШИНОСТРОЕНИЕ

ТОМ 22 • № 3 • 2023 ГОД

#### СОДЕРЖАНИЕ

#### АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

ИССЛЕДОВАНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ ГАЗОДИНАМИЧЕСКОЙ СТАБИЛИЗАЦИИ ПЛАМЕНИ В СЕРИЙНОМ ДВИГАТЕЛЕ	
В. В. Белоножкин, Д. Н. Тесля	7
ЦИФРОВАЯ МОДЕЛЬ СИЛЫ СОПРОТИВЛЕНИЯ ВЕРХНЕЙ АТМОСФЕРЫ ЗЕМЛИ ДЛЯ ПРОЕКТИРОВАНИЯ НИЗКООРБИТАЛЬНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ В. В. Волоцуев	13
КЛАССИФИКАЦИЯ И СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ МЕТОДОВ ОГРАНИЧЕНИЯ ТЕХНОГЕННОГО ЗАГРЯЗНЕНИЯ ОКОЛОЗЕМНОГО КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА В. Ю. Клюшников, А. П. Захарова, И. В. Усовик	25
МОДАЛЬНЫЙ АНАЛИЗ СОЛНЕЧНОЙ ПАНЕЛИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА	
А. Н. Крючков, А. И. Сафин, М. А. Ермилов, А. Н. Виояскина А. А. Иголкин, Е. В. Шахматов	36
МОДЕЛИ ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОРИЕНТАЦИИ СОЛНЕЧНОЙ БАТАРЕИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НАБЛЮДЕНИЯ ОТНОСИТЕЛЬНО СОЛНЦА ПРИ ОБЪЕКТОВОЙ СЪЁМКЕ И ПЕРЕНАПЕ ЛИВАНИИ	
В. И. Куренков, Е. А. Пупков	47
ОПРЕДЕЛЕНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК МАЛОРАЗМЕРНЫХ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ В ЛЁТНОМ ЭКСПЕРИМЕНТЕ О. Е. Лукьянов. Л. В. Золотов	
О. У. Эспиноса Барсенас, В. А. Комаров	59
ОСОБЕННОСТИ ПРОЕКТНОГО РАСЧЁТА ПАРАМЕТРОВ ПРОТОЧНОЙ ЧАСТИ КАСКАДОВ КОМПРЕССОРА ДВУХВАЛЬНОГО ГАЗОГЕНЕРАТОРА ГТД НА БАЗЕ ОДНОМЕРНЫХ И ДВУХМЕРНЫХ МОДЕЛЕЙ ИХ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА	
В. Н. Матвеев, Е. С. Горячкин, Г. М. Попов, О. В. Батурин, И. А. Кудряшов	75
ОЦЕНКА ВОЗМОЖНОСТИ СОКРАЩЕНИЯ ПОСАДОЧНОЙ ЛИСТАНЦИИ МАНЁВРЕННОГО САМОЛЁТА	
М. Ю. Стрелец, А. З. Тарасов, И. А. Гришин	89

СТЕНДОВЫЕ ИСПЫТАНИЯ ЭЛЕКТРИЧЕСКОЙ ВИНТОМОТОРНОЙ	
ГРУППЫ КАК ПЕРВЫЙ ЭТАП В СОЗДАНИИ ГИБРИДНОЙ СИЛОВОЙ	
УСТАНОВКИ	
А. В. Сычёв, Ю. А. Равикович, Д. А. Борисов	99
МАШИНОСТРОЕНИЕ И МАШИНОВЕДЕНИЕ	
АППРОКСИМАНИЯ РЕАКНИЙ СМАЗОЧНОГО СЛОЯ	
ПОДШИПНИКОВ СКОЛЬЖЕНИЯ МЕТОДАМИ	
МАШИННОГО ОБУЧЕНИЯ	
Ю. Н. Казаков, И. Н. Стебаков, Д. В. Шутин, Л. А. Савин	108
ОБРАБОТКА АБРАЗИВНЫМ ПОТОКОМ ВЫСОКОВЯЗКОЙ	
РАБОЧЕЙ СРЕДЫ ОБРАЗЦОВ ЛИТЫХ ЗАГОТОВОК	
ИЗ АУСТЕНИТНО-МАРТЕНСИТНОЙ СТАЛИ	
В. А. Левко, Н. С. Теряев, О. В. Литовка, П. А. Иванов	122
ЭКСПЕРИМЕНТА III III IЙ МЕТОЛ ОПЕНИ/И	
ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЙ МЕТОД ОЦЕНКИ Урариорешениости риссокоогоротистиу	
ΥΓΑΒΗΟΒΕШΕΗΗΟΟΙ Η ΒΟΙΟΟΚΟΟΟΟΙ ΗΟΙ ΟΙΑ ΜΑ ΠΩΡΑΡΜΕΡΙΗ ΙΝ ΠΡΗΓΑΤΕ ΠΕЙ ΡΗΝΤΡΕΙΗΙΕΓΩ ΟΓΩΡΑΙΙΗΟ	
$\prod_{i=1}^{n} \prod_{j=1}^{n} \prod_{i=1}^{n} \prod_{j=1}^{n} \prod_{i$	122
П. Д. Рекиозе, С. Ю. Сычугов, Б. С. Мелентьев, Л. Б. Робионов	155
СРАВНЕНИЕ КВАЗИТРЁХМЕРНОЙ И ПОЛНОЙ ТРЁХМЕРНОЙ	
ПОСТАНОВОК РАБОТЫ УПОРНОГО ПОЛШИПНИКА СКОЛЬЖЕНИЯ	
Н В Соколов М Б Хадиев П Е Федотов Е М Федотов	143
	170
ПОИСКОВЫЙ АНАЛИЗ СТРУКТУР ГИБРИДНОГО	
ПОЛИМЕРНОГО МЕТАЛЛОКОМПОЗИТА	
В. И. Халиулин, П. А. Петров, В. А. Костин, Н. В. Левшонков	160
· •	

#### CONTENTS

#### AVIATION AND ROCKET-SPACE ENGINEERING

STUDY OF THE EFFICIENCY OF THE APPLICATION OF GAS DYNAMIC STABILIZATION OF THE FLAME IN A CURPENT ENCINE	
V. V. Belonozhkin, D. N. Teslya	7
DIGITAL MODEL OF THE DRAG FORCE OF THE EARTH'S UPPER ATMOSPHERE FOR THE DESIGN OF LOW-ORBIT SPACECRAFT	12
v.v.voloisuev	15
CLASSIFICATION AND COMPARATIVE ANALYSIS OF METHODS FOR LIMITING TECHNOGENIC POLLUTION IN THE NEAR-EARTH SPACE	
V. Yu. Klyushnikov, A. P. Zakharova, I. V. Usovik	25
MODAL ANALYSIS OF A SPACECRAFT SOLAR PANEL A. N. Kryuchkov, A. I. Safin, M. A. Ermilov, A. N. Vidyaskina, A. A. Igolkin, Ye. V. Shakhmatov	36
MODELS FOR DETERMINING THE ORIENTATION OF THE SOLAR BATTERY OF AN OBSERVATION SPACECRAFT RELATIVE TO THE SUN DURING OBJECT SURVEY AND RETARGETING	47
V. I. Кигепкоv, Е. А. Риркоv	4/
DETERMINING AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF SMALL UNMANNED AERIAL VEHICLES INVOLVING FLIGHT EXPERIMENT	
O. E. Lukyanov, D. V. Zolotov, O. U. Espinosa Barsenas, V. A. Komarov	59
FEATURES OF DESIGN CALCULATION OF COMPRESSOR SPOOL FLOW PATH OF A TWIN-SHAFT GAS TURBINE ENGINE CORE ON THE BASIS OF 1D AND 2D MODELS OF THEIR WORKING PROCESS	
V. N. Matveev, E. S. Goriachkin, G. M. Popov, O. V. Baturin, I. A. Kudryashov	75
ASSESSMENT OF THE POSSIBILITY OF SHORTENING THE LANDING DISTANCE OF MANEUVERABLE AIRCRAFT	
M. Yu. Strelets, A. Z. Tarasov, I. A. Grishin	89

A. V. Sychev, Yu. A. Ravikovich, D. A. Borisov

99

#### **MECHANICAL ENGINEERING**

APPROXIMATION OF FORCES OF FLUID FILM BEARING	
LUBRICATING LAYER USING MACHINE LEARNING METHODS	
Yu. N. Kazakov, I. N. Stebakov, D. V. Shutin, L. A. Savin	108
ABRASIVE FLOW MACHINING OF SPECIMENS OF CAST	
BILLETS FROM AUSTENOMARTENSITIC STEEL WITH	
HIGH-VISCOSITY MEDIA	
V. A. Levko, N. S. Teryaev, O. V. Litovka, P. A. Ivanov	122
EXPERIMENTAL METHOD FOR EVALUATING	
THE BALANCE OF HIGH-SPEED SMALL-SIZED INTERNAL	
COMBUSTION ENGINES	
P. D. Rekadze, S. Yu. Sychugov, V. S. Melentiev, L. V. Rodionov	133
COMPARISON OF QUASI-THREE-DIMENSIONAL AND FULL	
THREE-DIMENSIONAL FORMULATIONS OF THRUST	
BEARING OPERATION	
N. V. Sokolov, M. B. Khadiev, P. E. Fedotov, E. M. Fedotov	143
EXPLORATORY ANALYSIS OF HYBRID	
POLYMER METAL-COMPOSITE STRUCTURES	
V. I. Khaliulin, P. A. Petrov, V. A. Kostin, N. V. Levshonkov	160

УДК 621.438

DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-3-7-12

#### ИССЛЕДОВАНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ ГАЗОДИНАМИЧЕСКОЙ СТАБИЛИЗАЦИИ ПЛАМЕНИ В СЕРИЙНОМ ДВИГАТЕЛЕ

© 2023

В. В. Белоножкин	доцент; Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина, г. Воронеж; <u>belonozhkinvv@mail.ru</u>
Д. Н. Тесля	старший преподаватель; Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина, г. Воронеж; patmi@rambler.ru

Представлен анализ проблем, возникающих при решении вопросов повышения эффективности применения форсажной камеры сгорания в составе двигателя серийного самолёта, где решается комплексная задача по снижению её влияния на нефорсированных режимах работы и улучшению рабочего процесса при её использовании. В ряде случаев решение задачи сводится к компромиссу, который не позволяет в полной мере реализовать все преимущества данного элемента конструкции. Представлены результаты исследования влияния способа газодинамической стабилизации пламени на основной целевой показатель – удельный расход топлива в реальном двигателе, что позволяет обосновать проведение подобного рода исследований на реальном объекте. Представлены графики изменения удельного расхода топлива и тяги газотурбинного двигателя при изменении частоты вращений ротора двигателя для нефорсированных режимов работы, а также графики изменения удельного расхода топлива и тяги газотурбинного двигателя при изменении скорости летательного аппарата для форсированных режимов работы. Сделан вывод о целесообразности применения газодинамической стабилизации пламени в форсажной камере сгорания с точки зрения влияния на удельный расход топлива.

Форсажная камера сгорания; газотурбинный двигатель; удельный расход топлива

<u>Шитирование:</u> Белоножкин В.В., Тесля Д.Н. Исследование эффективности применения газодинамической стабилизации пламени в серийном двигателе // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2023. Т. 22, № 3. С. 7-12. DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-3-7-12

Неутихающие споры о внедрении газодинамической стабилизации пламени в форсажной камере сгорания (ФКС), несмотря на многолетнюю историю этого вопроса все ещё продолжаются. Однозначно доказана эффективность такого способа организации рабочего процесса, но негативное влияние на газогенератор все ещё не позволяет его использовать. Снижение потерь давления заторможенного потока на нефорсированных режимах очевидно, но снижение КПД компрессора при внедрении такого способа все ещё остаётся недопустимым.

Для проведения исследований, направленных на обоснование технически реализуемых способов внедрения газодинамической стабилизации пламени в ФКС, использовался программный продукт «Самолёт – двигатель», применяемый специалистами Государственного научного центра «Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова» при решении задач предварительного анализа характеристик системы самолёт – двигатель, а также собственный программный продукт «Расчёт параметров рабочего процесса форсажной камеры сгорания с учётом возможности корректировки места подачи топлива перед стабилизатором пламени», разработанный для более детального анализа изменения характеристик рабочего процесса в самой форсажной камере сгорания и уточнения основных параметров, потребных для работы в программе «Самолёт – двигатель». При решении поставленной задачи аналитическим путём получены технически достижимые значения:

 коэффициент полноты сгорания топлива увеличивается с 0,94 (серийный двигатель) до 0,96;

– температура газа за форсажной камерой сгорания увеличивается с 2100 К (серийный двигатель) до 2200 К;

 отбор воздуха на газодинамическую стабилизацию отбирался из магистрали охлаждения турбины, что увеличивало суммарный отбор воздуха из-за компрессора до 5 %;

 коэффициент восстановления давления заторможенного потока на нефорсированных режимах увеличен с 0,93 до 0,98;

– коэффициент восстановления давления заторможенного потока на форсированных режимах увеличен с 0,9 до 0,95.

На рис. 1, 2 представлены графические зависимости изменения параметров рабочего процесса двигателя на высоте 8 км при изменении скорости полёта.



Рис. 1. Дроссельная характеристика газотурбинного двигателя: а — изменение удельного расхода топлива при изменении приведённой частоты вращения ротора низкого давления;





на нефорсированном режиме работы:

a – изменение удельного расхода топлива при изменении скорости полёта летательного annapama; б – изменение тяги газотурбинного двигателя при изменении скорости полёта летательного annapama Представленные зависимости показывают, что параметры двигателя на всех режимах работы улучшаются. Это является одним из основных требований к модернизации. Введение новых элементов в систему управления и доработка двигателя с точки зрения улучшения форсированных режимов работы не должны приводить к значительному ухудшению параметров двигателя на нефорсированных режимах.

На рис. 1, *а* и 2, *а* представлено изменение удельного расхода топлива при изменении приведённой частоты вращения ротора низкого давления и скорости полёта летательного аппарата соответственно. На рис. 1, *б* и 2, *б* представлено изменение тяги газотурбинного двигателя при изменении приведённой частоты вращения ротора низкого давления и скорости полёта летательного аппарата соответственно.

На рис. 1 – 3 представлены графики изменения параметров серийного двигателя (линия *1*, сплошная) и двигателя, в составе которого применяется газодинамическая стабилизация пламени (линия *2*, штриховая).

Расчёт высотно-скоростных характеристик (рис. 2, 3) проводился при параметрах атмосферы, соответствующих высоте 8 километров над уровнем моря, что соответствует типичному профилю полёта такого типа летательных аппаратов, при этом скорость полёта указывается как число Маха для данной высоты *H* и обозначается М<sub>*H*</sub>.

Результаты математического моделирования, представленные на рис. 1, 2, показывают, что модернизация, обеспечивающая снижение потерь давления заторможенного потока на 5%, практически не оказывает влияния на параметры газотурбинного двигателя, а их изменение лежит в диапазоне погрешности измерения и составляет менее 1,5%.

На рис. 3, *а* представлена зависимость изменения тяги двигателя  $P_{\Phi}$  при соответствующей скорости летательного аппарата. Так, для скорости полёта  $M_H = 1,066$  максимальная тяга серийного двигателя равна 99,3 кH, а для модифицированного 104,5 кH, что на 5,2% больше. Для скорости полёта  $M_H = 2,049$  максимальная тяга серийного двигателя равна 170,0 кH, а для модифицированного 180,5 кH, что на 6,2% больше. Полученные значения говорят о том, что с увеличением скорости полёта эффективность мероприятий по повышению полноты сгорания топлива в форсажной камере сгорания возрастает.



*Рис. 3. Высотно-скоростная характеристика газотурбинного двигателя* на форсированном режиме работы:

 а – зависимость изменения тяги двигателя при соответствующей скорости летательного аппарата;
 б – зависимость изменения удельного расхода топлива при соответствующей скорости летательного аппарата Такое увеличение тяги двигателя позволяет увеличить манёвренность летательного аппарата. При увеличении тяги существует возможность уменьшить углы атаки летательного аппарата, что приводит к уменьшению лобового сопротивления и потребная скорость полёта достигается быстрее и с меньшими затратами топлива, а именно, увеличивается тяговооружённость двигателя (сверхманёвренность).

На рис. 3, б представлена зависимость изменения удельного расхода топлива  $C_{\rm уд \, \phi}$  при соответствующей скорости летательного аппарата. Так, для скорости полёта  $M_H = 1,066$  удельный расход топлива равен 0,1949 кг/(Нч), а для модифицированного 0,1930 кг/(Нч), что на 0,9% меньше. Для скорости полёта  $M_H = 2,049$  удельный расход топлива равен 0,2162 кг/(Нч), а для модифицированного 0,2140 кг/(Нч), что на 1% меньше. Снижение удельного расхода топлива связано с повышением эффективности рабочего процесса в форсажной камере сгорания и снижением потерь давления заторможенного потока, так как при газодинамической стабилизации пламени улучшается образование топливовоздушной смеси в циркуляционной зоне горения, что приводит к увеличению тяги. В свою очередь система управления стремится поддержать заданное давление за турбиной снижением удельного расхода топлива. Таким образом, эти процессы связаны и в сумме дают значительный прирост энергетики потока.

Новизна проведённого исследования заключается в том, что оно основано на методе одномерного математического моделирования, широко применяемого в подготовке специалистов в области авиационного двигателестроения, отличается от известных исследований анализом эффективности газодинамической стабилизации пламени в форсажной камере сгорания при выполнении истребителем задач на высоте полёта 8 км и позволяет получить значения изменения тяги и удельного расхода топлива газотурбинного двигателя, проанализировать расход топлива и его остаток на борту самолёта.

В работах [1 – 5] представлены технические решения по обеспечению газодинамической стабилизации пламени, однако большинство из этих способов значительно снижают параметры двигателя, что определяет их малую эффективность в широком диапазоне высот и скоростей полёта, однако расчёт параметров реального двигателя определяет необходимость проведения исследований в этой области.

#### Заключение

В результате проведённого исследования по повышению эффективности рабочего процесса в форсажной камере сгорания за счёт применения газодинамической стабилизации пламени выявлено, что устройство, которое позволит обеспечить заданное значение полноты сгорания топлива во всем эксплуатационном диапазоне работы двигателя, действительно целесообразно. Управление рабочим процессом в форсажной камере сгорания за счёт газодинамической стабилизации пламени является одним из перспективных направлений при создании адаптивных камер сгорания с широким диапазоном управляющих факторов.

#### Библиографический список

1. Кудрявцев А.В., Медведев В.В. Форсажные камеры и камеры сгорания ПВРД. Инженерные методики расчёта характеристик. М.: Центральный институт авиационного моторостроения, 2013. 113 с.

2. Пахольченко А.А., Черкасов А.Н., Алексеев А.А., Корень Г.П., Москаев В.А. Теория авиационных двигателей: функциональные элементы серийных силовых установок: учебное пособие. Воронеж: ВУНЦ ВВС «ВВА», 2015. 231 с.

3. Нечаев Ю.Н., Фёдоров Р.М., Котовский В.Н., Полев А.С. Теория авиационных двигателей. Ч. 1. М.: Военно-воздушная инженерная академия имени Н.Е. Жуковского, 2006. 365 с.

4. Евдокимов А.И., Коцюбинский С.В., Фролов В.Б., Горский А.Н., Титов Д.В. Конструкция и прочность авиадвигателей. М.: Военно-воздушная инженерная академия имени Н.Е. Жуковского, 2007. 339 с.

5. Мингазов Б.Г. Камеры сгорания газотурбинных двигателей: конструкция, моделирование процессов и расчёт: учебное пособие. Казань: Казанский государственный технический университет, 2004. 219 с.

#### STUDY OF THE EFFICIENCY OF THE APPLICATION OF GAS DYNAMIC STABILIZATION OF THE FLAME IN A CURRENT ENGINE

© 2023

V. V. Belonozhkin	Associate Professor; Military Educational and Scientific Center of the Air Force Academy named after Professor N.E. Zhukovsky and Yu.A. Gagarin, Voronezh, Russian Federation; <u>belonozhkinw@mail.ru</u>
D. N. Teslya	Senior Lecturer; Military Educational and Scientific Center of the Air Force Academy named after Professor N.E. Zhukovsky and Yu.A. Gagarin, Voronezh, Russian Federation; <u>patmi@rambler.ru</u>

An analysis of the problems that arise when dealing with issues of increasing the efficiency of using an afterburner as part of a current aircraft engine is presented, where the complex problem of reducing its influence in non-afterburning operation and improving the work process when using it is solved. In a number of cases, solving the problem comes down to a compromise which does not allow full realization of all the advantages of the design element in question. The results of a study of the influence of the method of gas-dynamic flame stabilization on the main target indicator – specific fuel consumption in a real engine are presented, which makes it possible to justify conducting this kind of research on a real object. Graphs of changes in specific fuel consumption and thrust of a gas turbine engine when changing the engine rotor speed for non-afterburning operating modes are presented, as well as graphs of changes in specific fuel consumption and thrust of a gas turbine engine the speed of the aircraft for afterburning operating modes. A conclusion is drawn about the expedience of using gas-dynamic flame stabilization in the afterburner from the point of view of its effect on specific fuel consumption.

Afterburner; gas turbine engine; specific fuel consumption

<u>Citation:</u> Belonozhkin V.V., Teslya D.N. Study of the efficiency of the application of gas dynamic stabilization of the flame in a current engine. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2023. V. 22, no. 3. P. 7-12. DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-3-7-12

#### References

1. Kudryavtsev A.V., Medvedev V.V. *Forsazhnye kamery i kamery sgoraniya PVRD. Inzhenernye metodiki rascheta kharakteristik* [Ramjet engine afterburners and combustion chambers. Engineering practices of performance calculation]. Moscow: Central Institute of Aviation Motors Publ., 2013. 113 p.

2. Pakhol'chenko A.A., Cherkasov A.N., Alekseev A.A., Koren' G.P., Moskaev V.A. *Teoriya aviatsionnykh dvigateley: funktsional'nye elementy seriynykh silovykh ustanovok: uchebnoe posobie* [Theory of aircraft engines: functional units of production power plants: Tutorial]. Voronezh: Voenno-vozdushnaya Akademiya Publ., 2015. 231 p.

3. Nechaev Yu.N., Fedorov R.M., Kotovskiy V.N., Polev A.S. *Teoriya aviatsionnykh dvigateley. Ch. 1* [Theory of aircraft engines. Part 1]. Moscow: Voenno-vozdushnaya Inzhenernaya Akademiya imeni N.E. Zhu-kovskogo Publ., 2006. 365 p.

4. Evdokimov A.I., Kotsyubinskiy S.V., Frolov V.B., Gorskiy A.N., Titov D.V. *Konstruktsiya i prochnost' aviadvigateley* [Aircraft engine design and strength]. Moscow: Voenno-vozdushnaya Inzhenernaya Akademiya imeni N.E. Zhukovskogo Publ., 2007. 339 p.

5. Mingazov B.G. *Kamery sgoraniya gazoturbinnykh dvigateley: konstruktsiya, modelirovanie protsessov i raschet: uchebnoe posobie* [Combustion chambers of gas turbine engines. Design, simulation and calculation: Tutorial]. Kazan: Kazan National Research Technical University Publ., 2006. 219 p.

УДК 629.78

DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-3-13-24

#### ЦИФРОВАЯ МОДЕЛЬ СИЛЫ СОПРОТИВЛЕНИЯ ВЕРХНЕЙ АТМОСФЕРЫ ЗЕМЛИ ДЛЯ ПРОЕКТИРОВАНИЯ НИЗКООРБИТАЛЬНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

© 2023

#### **В. В. Волоцуев** кандидат технических наук, доцент кафедры космического машиностроения имени генерального конструктора Д.И. Козлова; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; volotsuev@mail.ru

Описывается цифровая модель для оценки силы сопротивления верхней атмосферы Земли, действующей на низкоорбитальный космический аппарат. В отличие от классической модели вычисления аэродинамической силы, цифровая модель является результатом работы компьютерного алгоритма, который выдаёт поле значений аэродинамической силы с учётом изменения высоты полёта, аэродинамического коэффициента и площади миделя космического аппарата во времени. В вычислениях также используется цифровая модель динамической плотности верхней атмосферы Земли. Цифровая модель силы сопротивления верхней атмосферы Земли является полезной в проектировании низкоорбитальных космических аппаратов с двигательной установкой малой тяги (порядок тяги – миллиньютоны). На основе полученного поля значений аэродинамической силы можно сформировать требования к геометрии космического аппарата, режимам ориентации и размещению двигателей малой тяги (к примеру, электрореактивных двигателей). При накоплении большого объёма данных в форме табличных функций аэродинамической силы от пространства различных проектнобаллистических параметров низкоорбитальных космических аппаратов, возможно создание машинной модели (ML-модели), которая по ограниченному набору исходных требований будет выдавать прогнозы величин проектных характеристик для разрабатываемого низкоорбитального космического аппарата.

Космический аппарат; низкая орбита; малая тяга; сила аэродинамического сопротивления; проектирование; верхняя атмосфера Земли; цифровая модель; большие данные

<u>Шитирование</u>: Волоцуев В.В. Цифровая модель силы сопротивления верхней атмосферы Земли для проектирования низкоорбитальных космических аппаратов // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2023. Т. 22, № 3. С. 13-24. DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-3-13-24

#### Введение

В настоящее время наблюдается тенденция возращения некоторых классов космических аппаратов (КА) на низкие околоземные орбиты с высотами ниже 500 км (вплоть до 250 км). На указанных высотах ранее (в период с 1960-х до начала 2000-х годов) размещались КА дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ). Срок существования таких КА составлял несколько недель или месяцев, а масса КА составляла несколько тонн (к примеру, масса КА ДЗЗ класса «Кобальт» была порядка 6 тонн, масса американского спутника-разведчика «КН-9» – около 10 тонн) [1].

К современным низкоорбитальным автоматическим КА могут предъявляться требования по уменьшению массогабаритных характеристик. Перспективными считаются космические системы, включающие в свой состав «рой» малых (от 100 до 1000 кг), микро (от 10 до 100 кг) и нано (от 1 до 10 кг) спутников с длительным сроком существования (от 3 до 5 лет). Примерами являются: низкоорбитальная группировка наноспутников ДЗЗ класса «Flock (Dove)» (Planet Labs Inc, США) [2]; низкоорбитальная группировка коммуникационных КА «Starlink» (Space-X, США).

На околоземных орбитах с высотами ниже 500 км ощутимо воздействие верхней атмосферы Земли. Под действием силы сопротивления верхней атмосферы происходит

торможение КА и уменьшение радиуса орбиты – чем меньше высота орбиты, тем интенсивнее её снижение. Если при разработке низкоорбитальных КА есть требования к сохранению первоначальной орбиты на длительном временном интервале (к примеру, от 3 до 5 лет), то следует учитывать эту силу при формировании проектного облика спутника и выборе параметров корректирующей реактивной двигательной установки. Малые, микро- и наноспутники ограничены по объёму и массе для размещения бортового оборудования, поэтому при разработке рассматриваются варианты малогабаритных реактивных двигательных установок малой мощности и тяги. Чаще используются электрореактивные двигательные установки (ЭРДУ) малой тяги для поддержания орбиты. ЭРДУ имеют относительно малые массогабаритные характеристики и создают силу тяги порядка нескольких миллиньютонов (мН).

Сила сопротивления верхней атмосферы Земли на низких орбитах также имеет порядок в несколько миллиньютонов. Необходимое условие поддержания низкой рабочей орбиты можно записать в виде выражения:

$$\alpha F_{\mathcal{P}\mathcal{I}\mathcal{V}} \ge k F_{ATM}, \tag{1}$$

где  $F_{\Im P A Y}$  – суммарная сила тяги ЭРДУ при включении;  $\alpha$  – относительное время работы ЭРДУ в период коррекции (виток, сутки);  $F_{ATM}$  – сила сопротивления верхней атмосферы Земли; k – кратность превышения корректирующей силы над силой сопротивления верхней атмосферы (чем больше k, тем быстрее коррекция).

Из выражения (1) видно, что для определения параметров корректирующей двигательной установки (силы тяги, относительного времени работы) требуется знать уровень силы сопротивления верхней атмосферы Земли. Только после определения потребной силы тяги можно выбрать параметры самой двигательной установки и оценить расход топлива на коррекцию в течение заданного периода времени.

Сила сопротивления верхней атмосферы Земли может изменяться в зависимости от параметров орбиты, параметров массы и геометрии КА и их изменения во времени. Для поиска проектных характеристик ЭРДУ проводится анализ пространства возможных величин силы сопротивления верхней атмосферы Земли. Вычисления исследуемого пространства величин проектных параметров «вручную» занимают много времени. При расчётах по осреднённым величинам проектных параметров могут быть не учтены локальные экстремумы. Значительно ускорить процесс расчёта пространства величин силы сопротивления верхней атмосферы Земли позволяет использование цифровой модели.

## Преобразование модели силы аэродинамического сопротивления верхней атмосферы Земли в динамическую многопараметрическую модель

В литературе в области баллистики и динамики космического полёта встречается следующая модель оценки силы сопротивления верхней атмосферы Земли [3]:

$$F_{ATM} = -\frac{1}{2}c_X S_M \rho(h) V^2, \qquad (2)$$

где  $c_x$  – аэродинамический коэффициент сопротивления верхней атмосферы;  $S_M$  – площадь поперечного миделева сечения КА;  $\rho(h)$  – плотность атмосферы Земли на высоте h над поверхностью Земли; V – скорость спутника относительно атмосферы. В описанной модели аэродинамический коэффициент  $c_x$  рассматривался как средняя эмпирическая безразмерная величина в диапазоне от 2,1 до 2,2. В [4] описываются модели, в которых аэродинамический коэффициент  $c_x$  зависит от геометрии КА и ориентации относительно набегающего потока сильноразреженного газа (теоретически может изменяться от 0 до 2,5).

Площадь поперечного сечения миделя КА  $S_M$  принимается равной 25% площади поверхности спутника. Такая модель достаточна для оценки площади миделя при неориентированном полёте или для космических тел шарообразной формы. Для спутников, совершающих ориентированный орбитальный полёт, площадь поперечного сечения миделя зависит от текущей ориентации. При изменении этой площади изменяется сила сопротивления верхней атмосферы Земли. Желательно знать такие изменения площади миделя на низких орбитах с высотами ниже 400 км, так как уровень аэродинамической силы при смене ориентации КА может увеличиться в несколько раз. Это важно, к примеру, при выборе места для установки электрореактивного двигателя (ЭРД) малой тяги и направления вектора тяги относительно геометрии КА.

Модельная плотность верхней атмосферы Земли  $\rho$ , кроме экспоненциального изменения в зависимости от высоты h, также зависит от текущей солнечной активности. При максимальной и минимальной солнечной активности плотность на одинаковой высоте может различаться более чем в 10 раз.

За основу для разработки цифровой модели силы аэродинамического сопротивления взята модель (2), но все параметры преобразованы в функции от времени и от параметров орбитального движения КА (изменяющихся во времени):

$$F_{ATM} = -\frac{1}{2}c_{X}\left(\vartheta(t)\right)S_{M}\left(\vartheta(t)\right)\rho(t,h)V^{2}\left(\rho(t),e(t)\right),$$
(3)

где  $c_x(\vartheta(t))$  – функция изменения аэродинамического коэффициента от угла истинной аномалии (моделируется изменение  $c_x$  при изменении ориентации КА на витке);  $S_M(\vartheta(t))$  – функция изменения площади поперечного сечения миделя КА (моделируется изменение  $S_M$  при изменении ориентации КА на витке);  $\rho(t,h)$  – функция изменения модельной плотности верхней атмосферы в заданных диапазонах времени и высоты; V(p(t), e(t)) – скорость относительно атмосферы, определяется орбитальной скоростью движения КА, которая является функцией от орбитальных параметров.

В модели (3) используется подход, который предусматривает создание массива величин силы аэродинамического сопротивления  $F_{ATM}$  при различных параметрах t,  $h(t), c_x(t), S_M(t)$  и орбитальных параметрах. На рис. 1 показана схема формирования многомерного массива величин аэродинамической силы. Показано, что по одному срезу многомерной матрицы строятся зависимости аэродинамической силы от высоты, по другому срезу можно увидеть зависимости аэродинамической силы по исследуемому временному интервалу. Также можно извлекать из многомерного массива информацию об изменении величины аэродинамической силы в зависимости от изменения аэродинамического коэффициента и площади сечения миделя КА.



Рис. 1. Формирование многомерного массива величин силы сопротивления верхней атмосферы Земли

При анализе многомерного массива величин силы сопротивления верхней атмосферы Земли становится возможным использование методов статистического анализа, позволяющих также делать вероятностные прогнозы по аэродинамическому сопротивлению для определённых классов КА. При работе с такими многомерными массивами данных для сокращения времени анализа удобнее использовать современные цифровые компьютерные технологии.

#### Цифровая модель плотности верхней атмосферы Земли

Модельную плотность верхней атмосферы Земли, используемую при вычислении аэродинамических возмущающих ускорений, влияющих на параметры движения низкоорбитального КА, можно определить (оценить уровень) из стандартизированных моделей. В СССР был разработан ГОСТ Р25645.115-84 «Атмосфера Земли верхняя. Модель плотности для баллистического обеспечения полётов искусственных спутников Земли» [5]. В указанном ГОСТ модельная плотность вычисляется по интерполяционным полиномам, составленным на основе обработки измерений параметров движения иизкоорбитальных КА. Позднее появилась уточнённая модель, которая описана в ГОСТ Р25645.166-2004 «Атмосфера земли верхняя. Модель плотности для баллистического обеспечения полётов искусственных спутников Земли» [6]. В табл. 1 приведены основные описания моделей из ГОСТ 1984 и 2004 гг.

В описанных моделях верхней атмосферы Земли учитывается изменчивость солнечной активности и вводится множество фиксированных уровней солнечной активности  $F_0 = \{75, 100, 125, 150, 175, 200, 250\}10^{-22} \text{ Вт/м}^2 \Gamma ц$ . Чем больше величина уровня солнечной активности, тем больше модельная плотность верхней атмосферы Земли. В описанных моделях из ГОСТ солнечная активность не привязана к времени орбитального полёта КА: можно оценить модельную плотность при фиксированных уровнях солнечной активности  $F_0$ . Коэффициенты  $K_i$  в моделях плотности позволяют оценить поправки по величине в зависимости от стохастических, полугодовых и геомагнитных факторов в привязке к выбранному уровню солнечной активности.

T . C	<b>C</b>				1	<b>n</b> .
гаолина г	Сравнение	молепеи пл	отности ве	рхнеи атм	лостеры :	земпи
1.0000000000000000000000000000000000000	Cpublic			p	no equeppin (	

Модель плотности верхней атмосферы Земли ГОСТ Р 25645.115-84	Модель плотности верхней атмосферы Земли ГОСТ Р 25645.166-2004
$\rho = \rho_h K_0 K_1 K_2 K_3 K_4$	$\rho = \rho_h K_0 \left( 1 + K_1 + K_2 + K_3 + K_4 \right)$
$ \rho_h = \rho_0 \exp\left(a_1 - a_2 \left[h - a_3\right]^{\frac{1}{2}}\right) $	$ \rho_h = \rho_0 \exp\left(\sum_{i=0}^6 \left(a_i \ h^i\right)\right) $
$K_{0} = 1 + \sum_{i=0}^{2} (l_{i} h^{i}) \frac{F_{81} - F_{0}}{F_{0}} k_{f}$	$K_0 = 1 + \sum_{i=0}^{6} (l_i h^i) \frac{F_{81} - F_0}{F_0}$
$K_{1} = \sum_{i=0}^{3} (c_{i} h^{i}) \cos^{n_{0} + n_{i} h} \left(\frac{\varphi}{2}\right)$	$K_{1} = \sum_{i=0}^{4} \left( c_{i} h^{i} \right) \cos^{n_{0} + n_{1}h + n_{2}h^{2}} \left( \frac{\varphi}{2} \right)$
$K_2 = \sum_{i=0}^2 \left( d_i  h^i \right) A(D)$	$K_2 = \sum_{i=0}^4 \left( d_i \ h^i \right) A(D)$
$K_{3} = 1 + \sum_{i=0}^{2} (b_{i} h^{i}) \frac{F_{10.7} - F_{81}}{ F_{10.7} }$	$K_{3} = \sum_{i=0}^{4} (b_{i} h^{i}) \frac{F_{10.7} - F_{81}}{F_{81} +  F_{10.7} - F_{81} }$
$K_{4} = \sum_{i=0}^{5} \left( e_{i} h^{i} \right) \sum_{i=4}^{6} \left( e_{i} K_{p}^{i} \right)$	$K_{4} = \sum_{i=0}^{4} \left( e_{i} h^{i} \right) \sum_{i=5}^{8} \left( e_{i} K_{p}^{i} \right)$

Обозначения:  $\rho_0$  – плотность ночной атмосферы на высоте 120 км;  $a_i$  – коэффициенты полинома для вычисления  $\rho_h$ ;  $l_i$  – коэффициенты полинома для вычисления  $K_0$ ;  $F_{10.7}$  – индекс солнечной активности для плотности потока радиоизлучения Солнца на длине волны 10,7 см;  $F_{81}$  – среднее взвешенное значение индекса  $F_{10.7}$ ;  $F_0$  – фиксированный уровень солнечной активности;  $c_i$  – коэффициенты полинома для вычисления  $K_1$ ;  $n_i$  – коэффициенты для вычисления степени косинуса (зависят от  $F_0$ );  $\varphi$  – центральный угол между точкой пространства, для которой рассчитывается плотность, и точкой пространства с максимальным значением плотности в её суточном распределении;  $d_i$  – коэффициенты полинома для вычисления  $K_2$ ; A(D) – множитель, характеризующий влияние полугодового эффекта на плотность атмосферы;  $b_i$  – коэффициенты полинома для вычисления  $K_3$ ;  $e_1$  – коэффициенты полинома для вычисления  $K_4$ ;  $K_p$  – индекс геомагнитной возмущённости Земли; h – высота над поверхностью Земли

Солнечная активность, в свою очередь, имеет временную цикличность: различают 11-летние и 22-летние циклы, цикл Гляйсберга (от 70 до 100 лет) и более многолетние циклы. От того, когда КА будет запущен на низкую орбиту, будет зависеть уровень воздействия верхней атмосферы Земли и срок существования КА. К примеру, КА «Goce» (ЕКА) запустили на низкую орбиту в диапазоне высот от 260 до 280 км в 2009 году, когда 23-й одиннадцатилетний цикл. Солнечной активности заканчивался и начинался 24-й одиннадцатилетний цикл. Солнечная активность была на минимуме ( $F_0 < 75 \cdot 10^{-22}$  Вт/м<sup>2</sup>Гц). В этом случае запасов рабочего тела ЭРДУ для поддержания орбиты КА хватило на 3,5 года вместо запланированных 12 месяцев. Для американской космической станции «SkyLab», размещённой на орбите высотой около 400 км, получилось наоборот: станция досрочно завершила свою миссию из-за критического снижения орбиты [7], вызванного увеличением солнечной активности (1979 год, максимум 21-го солнечного цикла,  $F_0 > 175 \cdot 10^{-22}$  Вт/м<sup>2</sup>Гц).

В настоящей статье описывается модель плотности верхней атмосферы Земли, в которой уровни солнечной активности привязываются к параметру времени *t*, которое изменяется в заданных пределах. Используя модели из ГОСТ Р25645.166-2004 (табл. 1), для любого параметра времени *t* можно вычислить величину плотности атмосферы. В итоге модель позволяет рассчитать плотность по двум параметрам: текущему времени орбитального полёта и высоте над поверхностью Земли. На рис. 2 показана схема цифровой модели для вычисления плотности верхней атмосферы Земли.



Рис. 2. Схема цифровой модели плотности верхней атмосферы Земли



Рис. 3. Прогнозные модели изменения плотности верхней атмосферы Земли в 25-м солнечном цикле (2019 – 2030 гг.) для высот от 300 до 400 км: а – с учётом полугодового эффекта, без учёта стохастических факторов; б – с учётом полугодового эффекта и стохастических факторов

Автором было разработано специальное программное обеспечение, которое позволяет настроить циклограмму изменения уровня солнечной активности  $F_0$  и модели изменения коэффициентов  $K_i$  из ГОСТ Р25645.166-2004 (смоделировать цикл солнечной активности). В результате моделирования формируется файл «*Atm.dat*» (для настройки параметров плотности), который использует функция программного обеспечения «*function*  $\rho(t,h,Atm.dat)$ » для вычисления модельной плотности в заданном пространстве времени и высоты орбитального полёта. Указанную функцию можно подключать к другим программным пакетам.

Цифровую модель можно использовать как для оценки величины самой плотности верхней атмосферы Земли в разные периоды времени, в разных диапазонах высот, так и при моделировании возмущённого движения низкоорбитального КА. При моделировании величины плотности создаются табличные функции, представляющие собой двухмерные массивы при различных настройках параметров модельной атмосферы. На рис. 3 показаны примеры построения цифровых моделей плотности (в графическом виде) для текущего цикла солнечной активности.

#### Формирование пространства величин силы сопротивления верхней атмосферы Земли на длительном периоде

Множество современных КА имеют срок существования, который измеряется годами (для некоторых КА – десятилетиями). За несколько лет вместе с изменением солнечной активности изменяется и уровень силы сопротивления верхней атмосферы Земли. К примеру, в период с 1973 года по 1979 год (21-й одиннадцатилетний солнечный цикл) уровень солнечной активности увеличился от минимальных значений ( $F_0 < 75 \cdot 10^{-22}$  Вт/м<sup>2</sup>Гц) до высокого уровня ( $F_0 > 175 \cdot 10^{-22}$  Вт/м<sup>2</sup>Гц), при этом сила аэродинамического сопротивления возросла в несколько раз.

При наличии ЭРДУ малой тяги КА может совершать орбитальные манёвры во время своего активного существования. К примеру, КА мониторинга земной поверхности в период низкой солнечной активности может снизить высоту своей орбиты для получения снимков с лучшей детальностью, а при увеличении солнечной активности перейти на более высокую рабочую орбиту. В таких случаях, при выборе параметров силы тяги ЭРДУ, полезно иметь информацию об уровнях силы сопротивления верхней атмосферы в пространстве высот орбитального полёта и времени на продолжительном периоде (месяцы, годы). Для построения указанного пространства величин аэродинамической силы разработана цифровая модель, схема которой показана на рис. 4.



Рис. 4. Схема реализации цифровой модели силы сопротивления верхней атмосферы Земли

Из рис. 4 видно, что цифровая модель силы сопротивления верхней атмосферы Земли включает в себя: многопараметрическую модель вычисления аэродинамической силы по выражению (2); массив исходных проектно-баллистических параметров КА; цифровую модель плотности атмосферы (описана в предыдущем разделе настоящей статьи). Для управления настройками вычислений используется разработанное автором специальное программное обеспечение. В результате вычислений формируются многомерные матрицы изменения величины аэродинамической силы сопротивления в зависимости от текущего времени и высоты орбитального полёта, изменения во времени аэродинамического коэффициента и площади миделя КА. Результаты расчётов сохраняются в универсальные файлы данных (\*.*xlsx* или \*.*csv*).

При формировании матриц изменения величины силы сопротивления верхней атмосферы Земли на длительном периоде времени (несколько лет) можно использовать как средние за период значения аэродинамического коэффициента  $c_x$  и площади миделя спутника  $S_M$ , так и изменяющиеся по времени. Все полученные матрицы величин аэродинамической силы сопротивления в пространстве высот и времени орбитального полёта объединяются в каталоги (библиотеки результатов вычислений). Также можно генерировать матрицы величин аэродинамической силы сопротивления для разных вариантов цифровых моделей плотности: с учётом стохастических факторов (настраиваемые геомагнитные и факторы отклонения уровней солнечной активности) или без их учёта. С накопленным объёмом данных в дальнейшем можно работать с использованием математических статистических методов и машинных моделей (ML-моделей), формирующих прогноз по характеристикам ЭРДУ для проектируемого КА.

На рис. 5 показан пример построения пространства величин силы сопротивления верхней атмосферы Земли, действующей на КА с разной площадью миделя в разные годы солнечного цикла, в диапазоне высот от 350 до 400 км.



Рис. 5. Пространство величин аэродинамической силы в 25-м солнечном цикле для КА с площадью миделя 1 м<sup>2</sup> – 3 м<sup>2</sup>, в диапазоне высот от 350 до 400 км

## Формирование пространства величин силы сопротивления верхней атмосферы Земли на краткосрочном периоде

Кроме анализа изменения величины среднесуточной силы сопротивления верхней атмосферы Земли на длительном периоде времени (несколько лет), с помощью цифровой модели можно проводить анализ флуктуаций этой силы на непродолжительном периоде времени (несколько суток). Флуктуации величин аэродинамической силы могут возникать из-за изменения аэродинамического коэффициента  $c_X$  и площади миделя  $S_M$  при смене ориентации КА в процессе орбитального полёта.

Рассмотрим модель КА с постоянной массой 1000 кг, который в процессе орбитального полёта изменяет свою ориентацию таким образом, что среднесуточный баллистический коэффициент дискретно изменяется, как представлено на рис. 6. Аэродинамическую силу сопротивления запишем в виде:

$$F_{ATM} = -\frac{1}{2} (c_X S_M)_{cp.cym.} \rho(t,h) V^2 (\rho(t), e(t)) = \sigma_{KA}(t) M_{KA} \rho(t,h) V^2 (\rho(t), e(t)), \quad (4)$$

где  $\sigma_{KA}$  – баллистический коэффициент КА;  $M_{KA}$  – масса КА;  $(c_x S_M)_{cp.cym.}$  – среднесуточное произведение коэффициента сопротивления верхней атмосферы и площади миделя КА.



Рис. 6. Изменение баллистического коэффициента КА на локальном интервале времени

Исходные данные для математической модели (4) были введены в специальное программное обеспечение. Для локального временного диапазона изменения баллистического коэффициента КА (рис. 6) были рассчитаны матрицы изменения силы сопротивления верхней атмосферы Земли в диапазоне высот околокруговых рабочих орбит от 300 до 350 км. Далее все полученные матрицы величин силы аэродинамического сопротивления были объединены в единое множество. На рис. 7 показаны граничные множества величин силы сопротивления верхней атмосферы Земли в диапезоне высот околокруговых рабочих орбит от зобъединены в единое множество. На рис. 7 показаны граничные множества величин силы сопротивления верхней атмосферы Земли в пространстве высот и времени орбитального полёта в солнечном цикле.

На рис. 7 представленные в виде поверхностей множества величин силы сопротивления верхней атмосферы Земли являются границами всего пространства рассматриваемых величин. То есть пространство между двумя поверхностями также заполнено величинами аэродинамической силы. Для рассмотренного примера можно сделать вывод, что ЭРДУ с силой тяги 20 мН будет достаточно для поддержания орбиты в диапазоне высот от 300 до 350 км, если баллистический коэффициент КА не превысит максимального значения, представленного на диаграмме рис. 6. Если КА будет функционировать на указанных высотах в период с 2026 года по 2030 год, то тяги величиной 10 мН будет достаточно для поддержания рабочих орбит спутника.



Рис. 7. Пример формирования множества величин силы сопротивления верхней атмосферы в диапазоне околокруговых орбит высотой 300...350 км с учётом изменения баллистического коэффициента

При исследованиях величин силы сопротивления верхней атмосферы Земли с помощью описанной цифровой модели на краткосрочном периоде накопленные данные также можно размещать в каталогах (библиотеках). В дальнейшем рекомендации по характеристикам ЭДРУ в проектируемом низкоорбитальном КА можно получать уже с помощью машинной модели (ML-модели) для обработки каталога «больших данных» (Big Data), без проведения серии численных расчётов для пространства величин аэродинамической силы.

#### Заключение

В настоящей статье описана цифровая модель силы сопротивления верхней атмосферы Земли, которую можно использовать при проектировании низкоорбитальных КА. В отличие от классической модели оценки аэродинамической силы, действующей на низкоорбитальный КА, предложенная цифровая модель позволяет получить многомерное множество величин силы сопротивления верхней атмосферы. Полученное многомерное множество наделяет проектанта низкоорбитального КА более широким диапазоном выбора проектных решений. Описанная цифровая модель обеспечивает информацией по величине аэродинамической силы при всех возможных ориентациях КА, для высот в окрестности рабочей орбиты, в планируемый период существования спутника относительно протекающих солнечных циклов. Это позволяет выбрать подходящий ЭРД, найти оптимальное место размещения и направление вектора силы тяги, сформировать программу коррекции рабочей орбиты в соответствии с изменяющейся солнечной активностью.

Описанные в настоящей статье научно-исследовательские результаты получены в рамках выполнения госзадания FSSS-2023-007 и гранта РНФ 23-19-20025.

#### Библиографический список

1. Кирилин А.Н., Аншаков Г.П., Ахметов Р.Н., Сторож Д.А. Космическое аппаратостроение: Научно-технические исследования и практические разработки ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс». Самара: Издательский дом «АГНИ», 2011. 280 с.

2. PlanetScope. https://innoter.com/sputniki/planetscope

3. Абалакин В.К., Аксенов Е.П., Гребеников Е.А., Демин В.Г., Рябов Ю.А. Справочное руководство по небесной механике и астродинамике. М.: Наука, 1976. 864 с.

4. Ковтуненко В.М., Камеко В.Ф., Яскевич Э.П. Аэродинамика орбитальных космических аппаратов. Киев: Наукова думка, 1977. 156 с.

5. ГОСТ Р25645.115-84. Атмосфера Земли верхняя. Модель плотности для баллистического обеспечения полётов искусственных спутников Земли. М.: Издательство стандартов, 1991. 31 с.

6. ГОСТ Р25645.166-2004. Атмосфера Земли верхняя. Модель плотности для баллистического обеспечения полётов искусственных спутников Земли. М.: Издательство стандартов, 2004. 24 с.

7. Первушин А. Кошмар «Скайлэба». https://warspot.ru/19561-koshmar-skayleba?ysclid=ldx0hsmmc4525526033

#### DIGITAL MODEL OF THE DRAG FORCE OF THE EARTH'S UPPER ATMOSPHERE FOR THE DESIGN OF LOW-ORBIT SPACECRAFT

© 2023

V. V. Volotsuev Candidate of Science (Engineering), Associate Professor, Department of Space Mechanical Engineering named after General Designer D.I. Kozlov; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; volotsuev@mail.ru

A digital model is described for estimating the drag force of the Earth's upper atmosphere acting on a low-orbit spacecraft. Unlike the classical model of aerodynamic force, the digital model is the result of a computer algorithm. This algorithm calculates the field of aerodynamic force values, taking into account changes in the flight altitude, aerodynamic coefficient and the area of the spacecraft midsection over time. The calculations also use a digital model of the dynamic density of the Earth's upper atmosphere. The digital model of the drag force of the Earth's upper atmosphere is useful in the design of low-orbit spacecraft with a low-thrust jet propulsion system (thrust order – millinewtons). On the basis of the calculated values of the aerodynamic force, it is possible to form requirements for the geometry of the spacecraft, attitude modes and arrangement of low-thrust jet engines (for example, electric jet engines). With the accumulation of big data in the form of tabular functions of aerodynamic force from the space of various design and ballistic parameters of low-orbit spacecraft, it is possible to create a machine model (ML-model). It will make forecasts of the values of the design characteristics for the low-orbit spacecraft being developed according to a limited set of initial requirements.

Spacecraft; low orbit; low thrust; aerodynamic drag force; design; Earth's upper atmosphere; digital model; big data

<u>Citation:</u> Volotsuev V.V. Digital model of the drag force of the Earth's upper atmosphere for the design of low-orbit spacecraft. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2023. V. 22, no. 3. P. 13-24. DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-3-13-24

#### References

1. Kirilin A.N., Anshakov G.P., Akhmetov R.N., Storozh D.A. Kosmicheskoe apparatostroenie: Nauchno-tekhnicheskie issledovaniya i prakticheskie razrabotki GNPRKTs «TsSKB-Progress» [Space hardware engineering: Scientific and technical research and

practical studies of GNPRCC TSSKB-Progress]. Samara: Izdatel'skiy Dom «AGNI», 2011. 280 p.

2. PlanetScope. Available at: https://innoter.com/sputniki/planetscope

3. Abalakin V.K., Aksenov E.P., Grebenikov E.A., Demin V.G., Ryabov Yu.A. *Spravochnoe rukovodstvo po nebesnoy mekhanike i astrodinamike* [Reference guide to celestial mechanics and astrodynamics]. Moscow: Nauka Publ., 1976. 864 p.

4. Kovtunenko V.M., Kameko V.F., Yaskevich E.P. *Aerodinamika orbital'nykh kosmicheskikh apparatov* [Aerodynamics of orbital spacecraft]. Kiev: Naukova Dumka Publ., 1977. 156 p.

5. GOST R25645.115-84. Earth upper atmosphere. Density model for ballistics support of flights of artificial Earth satellites. Moscow: Izdatel'stvo Standartov Publ., 1991. 31 p.

6. GOST R25645.166-2004. Earth upper atmosphere. Density model for ballistic support of flights of artificial Earth satellites. Moscow: Izdatel'stvo Standartov Publ., 2004. 24 p.

7. Pervushin A. *Koshmar «Skayleba»* [Skylab's Nightmare]. Available at: https://warspot.ru/19561-koshmar-skayleba?ysclid=ldx0hsmmc4525526033

УДК 629.78

DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-3-25-35

#### КЛАССИФИКАЦИЯ И СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ МЕТОДОВ ОГРАНИЧЕНИЯ ТЕХНОГЕННОГО ЗАГРЯЗНЕНИЯ ОКОЛОЗЕМНОГО КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА

© 2023

В. Ю. Клюшников	доктор технических наук, старший научный сотрудник, главный учёный секретарь; АО «Центральный научно-исследовательский институт машиностроения», г. Королев; <u>KlyushnikovVY@tsniimash.ru</u>
А. П. Захарова	аспирант, научный сотрудник; AO «Центральный научно-исследовательский институт машиностроения», г. Королев; ZakharovaAP@tsniimash.ru
И. В. Усовик	кандидат технических наук, доцент, ведущий научный сотрудник; AO «Центральный научно-исследовательский институт машиностроения», г. Королев; UsovikIV@tsniimash.ru

Представлены анализ и классификация методов ограничения техногенного загрязнения околоземного космического пространства по выбранным критериям. Дана краткая характеристика существующих и перспективных методов ограничения техногенного загрязнения околоземного космического пространства с указанием уровня технологической готовности и области применения того или иного метода.

*Ограничение техногенного засорения; техногенное загрязнение; космический мусор; околоземное космическое пространство; космический аппарат; классификация* 

<u>Цитирование</u>: Клюшников В.Ю., Захарова А.П., Усовик И.В. Классификация и сравнительный анализ методов ограничения техногенного загрязнения околоземного космического пространства // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2023. Т. 22, № 3. С. 25-35. DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-3-25-35

#### Введение

Проблема загрязнения околоземного космического пространства (ОКП) «космическим мусором» (КМ), как чисто теоретическая, возникла в конце 1950-х гг., сразу после начала запусков первых искусственных спутников Земли. Официальный статус на международном уровне она получила в начале 80-х годов прошлого столетия. Тогда по поручению Научно-технического подкомитета Комитета ООН по использованию космического пространства в мирных целях впервые были проведены исследования проблемы воздействия космических запусков на окружающую среду, включая ОКП. В работах активное участие принимали Комитет по космическим исследованиям, Международный совет научных союзов и Международная астронавтическая федерация. Результаты исследований были отражены в ряде итоговых документов [1; 2], в которых увеличение количества КМ, образующегося в ходе повседневной космической деятельности, а также в результате преднамеренных и непреднамеренных взрывов и разрушений космических объектов, признано наиболее опасным видом воздействия ракетно-космической техники (РКТ) на окружающую среду.

Образование КМ, во-первых, экстерриториально, а во-вторых – обладает свойством кумулятивности, т.е. способностью накапливаться. Если экстерриториальность (глобальность) загрязнения ОКП КМ очевидна, то кумулятивность загрязнения КМ научное сообщество осознало спустя 20 - 30 лет после начала космической эры. Моделирование эволюции загрязнения ОКП, к примеру на основе отечественной модели SDPA (рис. 1), показывает, что даже после полного прекращения космических запусков частота взаимных столкновений, а значит и численность орбитальной группировки КМ все равно будет возрастать [3]. Аналогичные результаты получены и при использовании других моделей.

Таким образом, задача очистки ОКП от КМ (или хотя бы уменьшение орбитальной группировки КМ), конечно, стоит, но в ближайшие годы не может быть в полной мере решена именно вследствие кумулятивности загрязнения ОКП и слишком большого количества КМ различного размера на околоземных орбитах. Популяция КМ определённой размерности (например, более 10 см) может быть снижена только лишь в локальной операционной области ОКП (например, в области низких околоземных орбит (HOO) высотой до 2000 км или на геостационарной орбите (ГСО)). По этой причине корректно ставить и радикально решать можно только лишь задачу ограничения техногенного загрязнения ОКП, под которым понимают предотвращение образования новых объектов и фрагментов КМ в ОКП [4].



Рис. 1. Прогноз нормированного числа космических объектов и частоты столкновений на основе модели SDPA с учётом полного прекращения космической деятельности [3]

Поскольку образование КМ представляет собой глобальную проблему, то и предотвращение образования новых фрагментов КМ должно регулироваться на международном уровне путём разработки и внедрения международно признанных организационных и технических мероприятий.

Важным шагом в этом направлении было опубликование «Руководящих принципов по предупреждению образования космического мусора» Комитетом по использованию космического пространства в мирных целях [5] и Межагентским координационным комитетом по космическому мусору [6], а также разработка и внедрение международного стандарта ИСО 24113 [7]. Эти документы являются базовыми для рекомендательных нормативных документов национального законодательства, включая разработку технических стандартов. Так, на основе упомянутых документов, был разработан отечественный национальный стандарт ГОСТ Р 52925-2018 [8].

#### Классификация методов ограничения техногенного загрязнения околоземного космического пространства

В основу классификации методов ограничения техногенного загрязнения ОКП (рис. 2) могут быть положены четыре основных критерия:

1) время реализации принятого метода относительно момента наступления возможной угрозы (например, столкновения или взрыва с активным космическим аппаратом (KA) или фрагментом KM): до или после;

2) степень конкретизации угрозы (конкретный фрагмент КМ определённой массы, космический объект или орбитальная группировка КМ в целом);

3) область ОКП, где может применяться тот или иной метод (НОО, ГСО, высокоэллиптические орбиты (ВЭО) либо тип орбиты не принципиален);

4) тип космического объекта, для которого применим метод (область применения метода).



Рис. 2. Классификация методов ограничения техногенного загрязнения околоземного космического пространства

Анализ перечисленных выше нормативных документов, а также проектноконструкторских решений, содержащихся в научной периодике, монографиях и технической документации, позволяет выделить следующие направления ограничения техногенного загрязнения ОКП (табл. 1):

1. Предотвращение (снижение вероятности) разрушения КА, достигаемое превентивно, до наступления любой возможной угрозы (например, столкновения или взрыва с активным КА или фрагментом КМ) за счёт:

 выбора рабочих орбит КА (наименее загрязнённой фрагментами КМ и функционирующими КА или с минимально возможным сроком баллистического существования);

- увода КА с рабочей орбиты по истечении срока активного функционирования;

– реализации проектно-конструкторских решений, исключающих образование КМ (использование пиротехнических средств, не реагирующих на столкновения с КМ, или пассивация).

2. Защита от непосредственного столкновения активного КА с другим КА или с фрагментом КМ, реализуемая в момент конкретной угрозы за счёт:

 устойчивости КА к разрушению в результате столкновения с КМ (например, путём установки защитных экранов, предохраняющих КА от механических повреждений при столкновениях с КМ, защиты корпуса от пробития частицей КМ или использования пиротехнических средств, не реагирующих на ударные воздействия, вызванные столкновением);

– манёвров уклонения активно функционирующих КА от столкновений с фрагментами КМ или с другими космическими объектами.

Направление / метод		Рекомендуемая об- лаеть ОКП для ис- пользования метода	Тип КО, для которого применим метод	Характер возмож- ной угрозы	Достигнутый уровень технологи- ческой го- товности метода
	Предотвращен	ие (снижение вероятнос	ти) разрушения КА		
Выбор рабочих орбит запускаемого КА	Орбиты с минимально возможными сроками баллистического суще- ствования	НОО (высотой 500±100 км) или сверхнизкая орбита (высотой менее 200 км)	КА любой размерно- сти Средства выведения	Общая угроза столкновения или взрыва	9
	Орбиты, наименее загряз- нённые фрагментами КМ и функционирующими КА	Любые орбиты	КА любой размерно- сти	Общая угроза столкновения или взрыва	9
	Активные способы	НОО (высотой до 2000 км) или ГСО	КА любой размерно-	Общая угроза	7
Увод КА с рабочей ор- биты по истечении срока активного функциони- рования	Пассивные способы	НОО (высотой до 2000 км)	Преимущественно малые КА	Преимущественно угроза столкнове- ния с ненаблюдае- мыми фрагментами КМ	7 – 9
Реализация проектно- конструкторских реше- ний, исключающих об- разование КМ	Использование пиротех- нических средств, не реа- гирующих на столкнове- ния с КМ	Любые орбиты	Средства выведения	Общая угроза столкновения и взрыва	2
	Пассивация	Любые орбиты	Средства выведения КА любой размерно- сти	Общая угроза взрыва	9
Защи	та от непосредственного сто	олкновения активного К	А с другим КО или с ф	рагментом КМ	
	Установка защитных экранов	Любые орбиты	Тяжёлые КА	Угроза столкнове- ния	4
Повышение устойчиво- сти КА к разрушению в результате столкнове-	Защита корпуса от проби- тия частицей КМ	Любые орбиты	Тяжёлые КА Средства выведения	Угроза столкнове- ния с ненаблюдае- мыми фрагментами КМ	9
ния с КМ	Использование пиротех- нических средств, не реагирующих на столкно- вения с КМ	Любые орбиты	Средства выведения	Угроза столкнове- ния	2
Проведение активно функционирующими КА манёвров уклонения от столкновений	-	Любые орбиты	Тяжёлые и средние КА	Угроза столкнове- ния	9

Таблица 1. Направления / методы ограничения техногенного загрязнения околоземного космического пространства

Примечание: Уровни технологической готовности оценивались в соответствии с ГОСТ Р 56861-2016 «Система управления жизненным циклом. Разработка концепции изделия и технологий. Общие положения».

## Сравнительный анализ методов ограничения техногенного загрязнения околоземного космического пространства

#### 1. Выбор рабочих орбит запускаемого КА

С точки зрения максимального ограничения загрязнения ОКП космическим мусором целесообразно, во-первых, выводить КА на орбиты с минимальной пространственной плотностью КМ (для снижения вероятности столкновений с фрагментами КМ), а во-вторых – на орбиты с минимальным временем баллистического существования (в соответствии с действующими нормативными документами – не более 25 лет), обладающие большим потенциалом самоочищения.

В настоящее время максимумы концентрации КМ приходятся на НОО высотой до 2000 км и на ГСО. Количество точек стояния на ГСО ограничено 425 точками [9], и на данный момент там находится более 550 активных КА. Гораздо в большей степени загрязнены НОО. Особенно высока плотность КМ в диапазонах высот орбит 400...900 км и 1400...1600 км [10] (рис. 3). Таким образом, требованиям выбора рабочих орбит запускаемого КА по критериям минимальной пространственной плотности и минимальному времени баллистического существования удовлетворяют НОО в диапазонах < 300 км, 900...1400 км, а также > 2000 км.



Рис. 3. Распределение космического мусора на высотах от 100 до 2000 км по годам

## 2. Увод КА с рабочей орбиты по истечении срока активного функционирования

Результаты расчётов, представленные в [11], показывают существенное влияние увода КА с рабочей орбиты в конце срока функционирования на эволюцию популяции объектов КМ в ОКП. Из рис. 4 следует, что при 90%-м соблюдении рекомендаций по уводу космических объектов (КО) с НОО после окончания активного функционирования, по сравнению с 30%-м соблюдением, загрязнение области НОО объектами размером более 10 см снизится на ~15% за 100 лет, а за 200 лет – на ~44% (при сохранении текущей интенсивности запусков).



Рис. 4. Результаты прогноза эволюции техногенного засорения низких околоземных орбит при соблюдении рекомендаций по уводу космических объектов с рабочей орбиты после окончания активного функционирования [11]

Увод КА с рабочей орбиты может быть осуществлён при помощи собственной двигательной установки (активный увод), а также за счёт использования аэродинамических или солнечных тормозных устройств (пассивный увод).

Полученные в [12] результаты расчётов характеристической скорости показали, что максимум необходимого запаса характеристической скорости для увода КА на орбиту захоронения (или в плотные слои атмосферы) с НОО составляет 337 м/с (затраты зависят от высоты рабочей орбиты КА), а с ГСО – 23 м/с.

Для пассивного увода отработавших КО используется атмосферное сопротивление или давление солнечного света. Устройства типа «солнечный парус» (приводящие в движение КА с помощью давления солнечного света) могут быть использованы для увода КА, прекративших активное существование на орбитах высотой более 700 км, а аэродинамические тормозные устройства – на высотах h < 500 км.

#### 3. Реализации проектно-конструкторских решений, исключающих образование КМ

Функционирование на орбите изделий РКТ (последних ступеней ракет-носителей, разгонных блоков, космических аппаратов) сопровождается отделением операционных элементов: пружин, толкателей, фрагментов пироболтов, пиромембран и т.п. Так, по результатам анализа данных каталогизированных объектов КМ с сайта www.space-track.org, образовавшихся в результате пусков в 2021 году, в 41 пуске было обнаружено 102 объекта, которые классифицированы как элементы запущенных ракет-носителей РН. Большинство образовавшихся фрагментов будут находиться на орбите менее 25 лет, остальные 8 объектов (7,8%) имеют срок баллистического существования от 80 лет и более, включая 1 объект в области ГСО.

На рис. 5 обобщены основные причины образования фрагментов КМ (по данным до 2020 года) [10]. Следует заметить, что причиной 34,3% от всех рассмотренных событий являются взрывы.



Рис. 5. Основные причины возникновения фрагментов космического мусора

В целях исключения причин взрывов на орбите перед завершением активного функционирования КО проводится пассивация, предусматривающая удаление (дожигание или дренаж) остатков топлива и газов наддува из баков и магистралей двигательной установки (ДУ), разрядку бортовых батарей и размыкание зарядных линий; стравливание газов из баллонов высокого давления, разгрузку (прекращение вращения) маховиков, гироскопов и других механических устройств.

Таким образом, проектно-конструкторские решения, исключающие (или, по крайней мере, ограничивающие) образование КМ, сводятся к исключению отделения операционных элементов изделий РКТ и пассивации космического средства после окончания его активного функционирования.

#### 4. Повышение устойчивости космических аппаратов к разрушению в результате столкновений с космическим мусором

Повышение устойчивости тяжёлых КА и орбитальных станций (ОС) к разрушению в результате столкновений с КМ может быть достигнуто путём упрочнения корпуса КА (OC), использования прочных конструкционных материалов и специальных покрытий, установкой на КА (OC) защитных экранов, а также за счёт использования пиротехнических средств, не реагирующих на столкновения с КМ. Полная защита, обеспечивающая устойчивость КО к разрушению в результате столкновений с малоразмерным КМ, приводит к существенному увеличению массы КО и удорожанию конструкции. Экраны же относительно компактны и устанавливаются с учётом углов подлёта фрагментов КМ. Помимо экранной защиты критичных зон ОС, устойчивость тяжёлых КА к разрушению в результате столкновений с КМ может быть повышена также за счёт использования пиротехнических элементов, не чувствительных к удар-HOMV воздействию. Подобный подход соответствует требованиям П. 6.2.3 ГОСТ Р 52925-2018 и может быть реализован с учётом потребных ресурсных затрат.

#### 5. Проведение активно функционирующими космическими аппаратами манёвров уклонения от столкновений с фрагментами космического мусора или с другими космическими объектами

Для предотвращения столкновения активно функционирующего КА с фрагментом КМ может проводиться коррекция орбиты (манёвр уклонения). Так, периодически проводятся манёвры уклонения Международной космической станции от столкновения с крупными фрагментами КМ (в зависимости от рассчитанной вероятности столкновения и прогнозируемой дальности сближения). Для избегания столкновения с фрагментом КМ 28 февраля 2020 г. была проведена коррекция орбиты европейского спутника Sentinel-1В [13]. Регулярно, в целях обеспечения защиты от столкновений, корректируют свои орбиты КА многоспутниковой группировки Starlink [14]. Из-за увеличения загрязнённости ОКП манёвры уклонения от столкновения будут принимать все более массовый характер.

Манёвры во избежание столкновений могут осуществлять, как правило, тяжёлые и средние КА. Орбитальное маневрирование малых КА ограничено незначительными запасами топлива.

Заключение

Вследствие кумулятивности загрязнения ОКП и большого количества фрагментов КМ различного размера на околоземных орбитах задача уменьшения загрязнения околоземного космоса в ближайшем будущем не может быть решена. Корректно ставить и в полном объёме решить можно только лишь задачу ограничения техногенного загрязнения ОКП в смысле предотвращения образования новых объектов и фрагментов КМ в ОКП.

Проведённый сравнительный анализ показывает:

а) в области НОО для лёгких (малых) КА наиболее целесообразно использовать следующие методы ограничения загрязнения ОКП:

 пассивный увод КА с рабочей орбиты по истечении срока активного функционирования;

– выбор рабочих орбит с меньшим загрязнением и минимально возможными сроками баллистического существования;

б) при запусках КА средней и большой размерности, в целях ограничения загрязнения ОКП, целесообразно рекомендовать:

– выбор орбит, наименее загрязнённых фрагментами КМ и функционирующими КА;

– реализацию проектно-конструкторских решений, исключающих образование КМ;

- повышение устойчивости КА к разрушению в результате столкновения с КМ;

- уклонение от столкновений с фрагментами КМ или с другими КО;

 активный увод КА с рабочей орбиты по истечении срока активного функционирования;

в) для тяжёлых КО типа долговременных пилотируемых орбитальных станций или КА научного назначения целесообразно рекомендовать:

– реализацию проектно-конструкторских решений, исключающих образование КМ;

– повышение устойчивости КА к разрушению в результате столкновения с КМ;

- уклонение от столкновений с фрагментами КМ или с другими КО;

г) применительно к разгонным блокам и последним ступеням ракет-носителей, в целях ограничения загрязнения ОКП необходимо применять активный увод с рабочей орбиты сразу же после отделения выводимого КА, например, с использованием остатков ракетного топлива в баках путём их газификации и выброса через сопло ракетного двигателя.

Наиболее перспективным методом ограничения загрязнения ОКП следует считать увод КО с рабочей орбиты по истечении срока активного функционирования, так как в этом случае происходит снижение общей засорённости орбит за счёт уменьшения срока баллистического существования и скорейшего входа КО в плотные слои атмосферы Земли.

#### Библиографический список

1. A/AC.105/344. Environmental effects of space activities: study. https://digitallibrary.un.org/record/75326

2. A/AC.105/259. Study on the dynamics of space objects. https://digitallibrary.un.org/record/11321?ln=ru

3. Назаренко А.И. Моделирование космического мусора. М.: ИКИ РАН, 2013. 216 с.

4. Захарова А.П. Анализ и классификация методов ограничения и снижения техногенного засорения околоземного космического пространства // Тезисы докладов XXV Международной научной конференции «Системный анализ, управление и навигация» (4-11 июля 2021 г., Евпатория, Крым, Россия). М.: Изд-во МАИ, 2021. С. 91-93.

5. Руководящие принципы Комитета ООН по использованию космического пространства в мирных целях по предупреждению образования космического мусора. https://www.un.org/ru/documents/decl conv/conventions/space debris.shtml

6. IADC space debris mitigation guidelines. 2020. https://orbitaldebris.jsc.nasa.gov/library/iadc-space-debris-guidelines-revision-2.pdf

7. ISO 24113:2023. Space systems — Space debris mitigation requirements. 2023. 12 c.

8. ГОСТ Р 52925-2018. Изделия космической техники. Общие требования к космическим средствам по ограничению техногенного засорения околоземного космического пространства. М.: Стандартинформ, 2018. 13 с.

9. Шубин П.С. К истории и проблемам участия России в рынке пусковых услуг на геостационарную орбиту // Исследования космоса. 2019. № 1. С. 22-35. DOI: 10.7256/2453-8817.2019.1.31105

10. Захарова А.П., Степанов Д.В., Степанов И.Б., Усовик И.В. Анализ трафика запусков, разрушений космических объектов и сходов с орбиты в период 2010-2021 гг. как основных составляющих эволюции космического мусора // Космонавтика и ракетостроение. 2022. № 2 (125). С. 99-111.

11. Горлов А.Е., Усовик И.В. Влияние активного удаления космического мусора на долгосрочное состояние техногенного засорения низких околоземных орбит // Космонавтика и ракетостроение. 2015. № 5 (84). С. 107-112.

12. Дронь Н.М., Хорольский П.Г., Дубовик Л.Г. Оценка энергетических и массовых характеристик систем увода космических аппаратов на базе электроракетных двигателей // Вестник двигателестроения. 2016. № 2. С. 76-80.

13. Copernicus Sentinel-1B collision avoidance manoeuvres on 28 February 2020. https://sentinels.copernicus.eu/web/sentinel/-/copernicus-sentinel-1b-collision-avoidance-manoeuvres-on-28-february-2020

14. SpaceX's Starlink orbital space safety plan: Broadband satellite constellation is capable of avoiding collisions autonomously. https://www.tesmanian.com/blogs/tesmanian-blog/starlink-orbital-safety

#### CLASSIFICATION AND COMPARATIVE ANALYSIS OF METHODS FOR LIMITING TECHNOGENIC POLLUTION IN THE NEAR-EARTH SPACE

© 2023

V. Yu. Klyushnikov	Doctor of Science (Engineering), Senior Researcher, Chief Scientific Secretary; JSC Central Research Institute for Machine Building, Korolyov, Russian Federation; <u>KlyushnikovVY@tsniimash.ru</u>
A. P. Zakharova	Postgraduate Student, Researcher; JSC Central Research Institute for Machine Building, Korolyov, Russian Federation; <u>ZakharovaAP@tsniimash.ru</u>
I. V. Usovik	Candidate of Science (Engineering), Associate Professor, Leading Researcher; JSC Central Research Institute for Machine Building, Korolyov, Russian Federation; <u>UsovikIV@tsniimash.ru</u>

An analysis and classification of methods for limiting technogenic pollution of the near-Earth space according to selected criteria are presented. A brief description of existing and prospective methods for limiting technogenic pollution of the near-Earth space is given, indicating the level of technological readiness and the scope of application of a particular method.

Space debris mitigation; man-made pollution; space debris; near-Earth space; spacecraft; classification

<u>Citation:</u> Klyushnikov V.Yu., Zakharova A.P., Usovik I.V. Classification and comparative analysis of methods for limiting technogenic pollution in the near-Earth space. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2023. V. 22, no. 3. P. 25-35. DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-3-25-35

#### References

1. A/AC.105/344. Environmental effects of space activities: study. Available at: https://digitallibrary.un.org/record/75326

2. A/AC.105/259. Study on the dynamics of space objects. Available at: https://digitallibrary.un.org/record/11321?ln=ru

3. Nazarenko A.I. *Modelirovanie kosmicheskogo musora* [Space debris modeling]. Moscow: IKI RAN Publ., 2013. 216 p.

4. Zakharova A.P. Analysis and classification of methods for limiting and reducing technogenic contamination of near-earth space. *Tezisy dokladov XXV Mezhdunarodnoy nauchnoy konferentsii «Sistemnyy Analiz, Upravlenie i Navigatsiya» (July, 4-11, 2021, Evpatoria, Crimea, Russian Federation)*. Moscow: Moscow Aviation Institute Publ., 2021. P. 91-93. (In Russ.)

5. Rukovodyashchie printsipy Komiteta po ispol'zovaniyu kosmicheskogo prostranstva v mirnykh tselyakh po preduprezhdeniyu obrazovaniya kosmicheskogo musora [Space debris mitigation guidelines of the committee on the peaceful uses of outer space]. Available at: https://www.un.org/ru/documents/decl conv/conventions/space debris.shtml

6. IADC space debris mitigation guidelines. 2020. Available at. https://orbitaldebris.jsc.nasa.gov/library/iadc-space-debris-guidelines-revision-2.pdf

7. ISO 24113:2023. Space systems — Space debris mitigation requirements. 2023. 12 c.

8. GOST R 52925-2018. Space technology items. General requirements for space vehicles for near-earth space debris mitigation. Moscow: Standartinform Publ., 2018. 13 p. (In Russ.)

9. Shubin P.S. On the history and problems of Russian participation in the market of launch services to geostationary orbit. *Space Research*. 2019. No. 1. P. 22-35. DOI: 10.7256/2453-8817.2019.1.31105. (In Russ.)

10. Zakharova A.P., Stepanov D.V., Stepanov I.B., Usovik I.V. Analysis of the launches traffic, space objects destruction and re-entries in 2010-2021 as the main components of the space debris evolution. *Cosmonautics and Rocket Engineering*. 2022. No. 2 (125). P. 99-111. (In Russ.)

11. Gorlov A.E., Usovik I.V. Influence of the active removal of space debris on a longterm state of technogenic pollution of low-earth orbits. *Cosmonautics and Rocket Engineering*. 2015. No. 5 (84). P. 107-112. (In Russ.)

12. Dron' N.M., Khorol'skiy P.G., Dubovik L.G. Evaluating power and mass characteristics of systems for spacecrafts de-orbit based on electric propulsions. *Vestnik Dvigatelestroeniya*. 2016. No. 2. P. 76-80. (In Russ.)

13. Copernicus Sentinel-1B collision avoidance manoeuvres on 28 February 2020. Available at: https://sentinels.copernicus.eu/web/sentinel/-/copernicus-sentinel-1b-collision-avoidance-manoeuvres-on-28-february-2020

14. SpaceX's Starlink orbital space safety plan: Broadband satellite constellation is capable of avoiding collisions autonomously. Available at: https://www.tesmanian.com/blogs/tesmanian-blog/starlink-orbital-safety

УДК 629.78.018 DOI: 10.18287/2541-МОЛА ІЬНЫЙ АНА ЛИЗ СО ЛНЕЧ

#### DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-3-36-46

#### МОДАЛЬНЫЙ АНАЛИЗ СОЛНЕЧНОЙ ПАНЕЛИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

© 2023

А. Н. Крючков	доктор технических наук, профессор кафедры автоматических систем энергетических установок; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; kryuchkov.an@ssau.ru
А. И. Сафин	кандидат технических наук, доцент кафедры автоматических систем энергетических установок; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; safin.ai@ssau.ru
М. А. Ермилов	кандидат технических наук, доцент кафедры автоматических систем энергетических установок; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; <u>ema@ssau.ru</u>
А. Н. Видяскина	аспирант кафедры автоматических систем энергетических установок; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; <u>2022-06193@students.ssau.ru</u>
А. А. Иголкин	доктор технических наук, профессор кафедры автоматических систем энергетических установок; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; igolkin97@gmail.com
Е. В. Шахматов	академик Российской академии наук, заведующий кафедрой автоматических систем энергетических установок; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; shakhm@ssau.ru

Актуальность исследования собственных форм механических колебаний выносных элементов космических аппаратов обусловлена проблемой потери их управляемости вследствие сбоев в работе бортовых систем навигации и управления. В качестве предмета исследования рассмотрена солнечная панель космического аппарата, представляющая собой каркас с закреплёнными на нём модулями с фотоэлементами. При этом объектом исследования являются механические колебания такой панели как податливой многомассовой конструкции. В статье проведён модальный анализ для определения собственных частот и форм колебаний солнечной панели космического аппарата. В рамках такого анализа разработана конечноэлементная модель солнечной панели, на основе которой выполнен модальный расчёт конструкции. Для верификации и уточнения модели создана установка для проведения полноразмерных испытаний изделия. По результатам экспериментальных исследований произведено уточнение модели, позволившее получить расхождение результатов не более 2,5 Гц.

Модальный анализ; вибрация; солнечная панель; собственная частота; форма колебаний; модальные испытания; математическая модель

<sup>&</sup>lt;u>Шитирование</u>: Крючков А.Н., Сафин А.И., Ермилов М.А., Видяскина А.Н., Иголкин А.А., Шахматов Е.В. Модальный анализ солнечной панели космического аппарата // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2023. Т. 22, № 3. С. 36-46. DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-3-36-46

#### Введение

Современный космический аппарат (КА) представляет собой сложную техническую систему, которая состоит из несущих конструкций, обшивки, навесного оборудования, антенн, панелей солнечных батарей и т.д. Акустическое поле, создаваемое струями двигательной установки, структурным шумом и турбулентным аэродинамическим потоком, является источником вибрации конструкции КА и его бортовой аппаратуры. При проектировании объектов, подвергающихся действию нестационарных виброакустических нагрузок, необходимо учитывать возможность многократного их увеличения на резонансных режимах работы. Так, например, отсутствие данных о колебаниях солнечных батарей при их повороте, раскрытии или при изменении орбиты спутника может привести к неконтролируемой раскачке объекта и потере его управляемости.

Повышенные требования к надёжности, обеспечению работоспособности приборов и аппаратуры приводят к необходимости разработки методик контроля технического состояния космического аппарата и его элементов.

С точки зрения динамики и прочности изделие ракетно-космической техники (РКТ) представляет собой механическую систему, состоящую из первичной конструкции – корпуса и вторичной конструкции – навесного оборудования. Вторичную конструкцию формируют следующие элементы систем: аппаратура, автоматика, двигатели, механизмы, приводы, баки, баллоны и т.п. Они соединены гидравлическими, пневматическими и электрическими коммуникациями. Возбуждающие эксплуатационные факторы динамического характера вызывают в системе «корпус – вторичная конструкция» колебательные процессы. При этом многообразие и плотный спектр динамических воздействий [1] обусловливают неизбежность резонансных явлений. В этой связи вибрационные нагружения являются для вторичной конструкции доминирующими, лимитирующими прочность и эффективное функционирование агрегатов, узлов крепления оборудования, промежуточных элементов, крепежных деталей [2]. Динамический анализ жёсткости конструкции КА ставит задачу определения его модальных параметров (собственных частот и форм колебаний, а также демпфирования на этих частотах).

Согласно сложившейся практике испытания проводят всего изделия целиком через штатное крепление к блоку выведения. Амплитуда возбуждения составляет порядка 0,1 g, частотный диапазон от 20 Гц до 1 кГц. При этом проверяется наличие резонансов как таковых и осуществляется допуск изделия к вибропрочностным испытаниям, а также определяется значение первой резонансной частоты (как правило, она не должна быть ниже заданного заказчиком значения).

Второй целью модальных испытаний является проверка точности математической конечно-элементной (КЭ) модели КА и его компонентов. Для этого выполняется более детальный поиск собственных частот и форм колебаний, а также параметров демпфирования. Согласно справочнику по определению требований к испытаниям ракетыносителя, головного блока и КА [3] более детальный модальный анализ требуется проводить до частоты 50 Гц. Однако верхняя граница определяется особенностями частотной характеристики отклика конструкции КА, такими как высокая плотность локализации мод в узком частотном диапазоне. Например, в работе [4] анализ модальных характеристик спутника Falcon Sat-5 выполняяся до частоты 260 Гц.

В работе [5] корректировка КЭ-модели рабочего колеса турбины проводилась за счёт подбора условных значений плотности материала и модуля Юнга, обеспечивающего минимальное расхождение расчётных и экспериментальных значений собственных частот. Коррекция проводилась с помощью коммерческой программы LMS Virtual.Lab Optimization. Немаловажным фактором при верификации модели является коэффициент демпфирования. В работе [6] проведено исследование коэффициента
демпфирования слоистого углепластика. В работах [2; 7] параметрами, за счёт которых выполняется настройка КЭ-модели по собственным частотам, были условные жесткости отдельных конечных элементов. В работах [8; 9] идентификация КЭ-моделей рассматривается как задача многокритериальной многопараметрической оптимизации, для решения которой предлагается алгоритм, основанный на анализе чувствительности к изменению параметров. Анализ работ по тематике модального анализа показывает, что опыт в проведении экспериментальных исследований крупных изделий РКТ из композитного материала бесконтактным способом и дальнейшее уточнение математической модели недостаточны.

## Описание объекта испытаний

В работе рассматривается система раскрытия панелей солнечных батарей КА, которые разворачивались на боковых сторонах шестигранной призмы корпуса. На этапе выведения, когда КА располагается под головным обтекателем ракеты, все панели стянуты одной нитью. Основная проблема была выявлена во время первых динамических испытаний изделия: нагружение широкополосной случайной вибрацией приводило к разрушению системы. Это послужило основанием для проведения модального анализа и определения собственных частот и форм колебаний солнечной панели космического аппарата (СПКА).

Для выполнения указанной актуальной задачи динамическую модель СПКА предоставило АО «РКЦ «Прогресс». Объектом испытаний являлась полноразмерная модель СПКА из углепластика, её внешний вид и габаритные размеры представлены на рис. 1.

Панель представляет собой объект, включающий каркас из балок трубчатой формы. Каркас состоит из верхнего и нижнего силовых поясов и тавровых рёбер жёсткости, усиливающих тонкую композитную оболочку.



Рис. 1. Динамическая модель солнечной панели космического аппарата с габаритными размерами

# Предварительный модальный анализ

Для определения границ проведения модальных испытаний необходимо провести расчётную оценку диапазона собственных частот объекта испытаний. Такие расчёты помогут облегчить и ускорить процесс составления методики испытаний.

В данной работе предварительный расчёт выполнялся в программном пакете ANSYS Workbench, при этом модель солнечной панели представляла собой каркас, на котором закреплены модули с фотоэлементами, которые в расчёте приняты закреплённой точечной массой (рис. 2). Данное допущение позволило сократить время расчёта.

Полученные в результате расчётов собственные частоты и формы колебаний СПКА представлены в табл. 1.

Мода, №	Частота, Гц	Форма колебаний
1	0,94	Mer 2
2	6,34	Mre
3	6,92	Mm
4	16,97	
5	19,11	

Таблица 1. Собственные частоты солнечной панели космического аппарата



Рис. 2. Модель солнечной панели

Анализ полученных результатов подтвердил необходимость более детального модального анализа в низкочастотной области.

#### Проведение модальных испытаний

Модальные испытания проводились при возбуждении конструкции с помощью вибровозбудителей и анализе отклика конструкции в контрольных точках. В экспериментальном исследовании диапазон задаваемых частот был ограничен максимальным значением в 50 Гц [3]. Точка приложения возбуждающей силы выбиралась с наименьшими перемещениями и наибольшей жесткостью (наиболее близкой к месту закрепления солнечных панелей к КА).

На рис. 3 показана схема установки для испытаний солнечной панели. Вид экспериментальной установки для проведения модальных испытаний представлен на рис. 4.



Рис. 3. Схема установки для испытаний солнечной панели космического аппарата



Рис. 4. Экспериментальная установка с закреплённой панелью

В процессе модальных испытаний динамическая модель солнечной панели закреплялась на системе обезвешивания, при этом перпендикулярно к СПКА подсоединялся вибровозбудитель. Возбуждающая часть вибростола жёстко соединялась с корпусом панели через датчик силы, причём сигнал на вибростол подавался от генератора сигнала через усилитель. Напротив исследуемого объекта устанавливался трёхкомпонентный лазерный виброметр, а вся коммутация подводилась к головному компьютеру через контроллеры, отвечающие за работу каждой из лазерных головок.

Для обеспечения достоверности дальнейших результатов исследования была получена зависимость возбуждаемой силы F от частоты f для нескольких замеров (рис. 5). Данная частотная характеристика имеет ярко выраженный резонанс. В связи с этим для получения адекватных результатов экспериментального исследования необходимо рассматривать функцию, которая представляет собой отношение виброскорости к возбуждаемой силе.



Рис. 5. Зависимость возбуждаемой силы от частоты

Динамическое возбуждение проводилось в диапазоне частот 0...50 Гц, при этом определение модальных характеристик выполнялось с помощью анализа отклика объекта на вибрационное возбуждение переменной частоты. Для этого использовался белый шум, амплитудные спектральные составляющие которого равномерно распределены по всему диапазону исследуемых частот. Применение данного сигнала обеспечивает высокую точность идентификации вибрационного отклика конструкции за счёт снижения влияния времени затухания колебаний испытываемого объекта.



Рис. 6. Амплитудно-частотная характеристика солнечной панели космического аппарата

На рис. 6 показана осреднённая по всей поверхности объекта зависимость виброскорости при действии единичной возбуждаемой силы от частоты, причём в качестве скорости здесь представлена величина, равная сумме квадратов виброскоростей по каждой из осей.

Исходя из данного экспериментального исследования, можно выделить 3 первых тона колебаний, которые имеют явные признаки резонансной частоты (табл. 2).

Мода, №	Частота, Гц	Форма колебаний
1	0,803	
2	3,21	
3	5,1	

Таблица 2. Формы колебаний и их резонансные частоты

Для анализа полученных данных использовался метод PolyMAX в программном пакете LMS Test.Lab. Метод PolyMAX является технологией оценки по методу наименьших квадратов в комплексной частотной области (LSCF-Least-Squares Complex Frequency-domain).



усреднённая по всей поверхности

На рис. 7 представлено сравнение амплитудно-частотной характеристики, полученной экспериментальным путём и обработанной АЧХ в диапазоне частот, характерных для выявленных резонансов, в LMS Test.Lab. Из графика можно сделать вывод, что резонансные частоты остались практически неизменны, а АЧХ свыше 6 Гц сгладилась и отфильтровалась от «паразитных» частот.

Таким образом, в результате сканирования объекта в частотном диапазоне от 0 до 50 Гц была получена амплитудно-частотная характеристика (АЧХ), которая имеет следующие гармоники: 0,803 Гц; 3,21 Гц; 5,1 Гц.

### Уточнение конечно-элементной модели

Экспериментально определённые резонансные частоты (собственные моды колебаний СПКА) явились основой для верификации и уточнения исходной КЭ модели.

В проведённом эксперименте было установлено достаточное количество точек измерения для получения достоверных форм колебаний. Так как при предварительном расчёте было получено достаточно много собственных частот и их тонов колебаний, нужно было отыскать схожие формы колебаний СПКА. Следует отметить, что в процессе сравнения особую важность представляют именно формы колебаний объекта, а не их частоты. Частотой можно будет варьировать в процессе уточнения модели.

В табл. 3 приведено сравнение экспериментальных и предварительных расчётных данных. Полученные данные показывают, что одинаковые формы присутствуют и в эксперименте, и в расчёте. С увеличением номера моды расхождение в частотных параметрах растёт. Максимальное расхождение по сравнению с экспериментом составляет 3,71 Гц. Модель, рассматриваемая в предварительном расчёте, не коррелирует с реальным объектом, следовательно необходимо провести расчёт и дальнейшее уточнение модели.

Экспериментальная модель имеет 27 точек на стороне сканирования, что достаточно для получения полной картины происходящих процессов. Для увеличения степеней свободы динамическая модель СПКА была подвешена на систему обезвешивания.

Мода, №	Частота (экспериментальная), Гц	Частота (расчётная), Гц	Разница Δ, Гц
1	0,803	0,94	0,137
2	3,21	6,92	3,71
3	5,1	6,34	1,24

Таблица 3. Сравнение экспериментальных и расчётных данных

При проведении предварительного расчёта КЭ-модель была выполнена со стандартной сеткой, без детального анализа конструкции панели, в которой присутствуют рёбра жёсткости. Такие усиления существенно влияют на жёсткость и демпфирование конструкции. Вследствие этого было проведено улучшение качества конечноэлементной модели: сетка каркаса СПКА не была изменена, а рёбра жёсткости были покрыты сеткой с более мелким шагом. Такое усовершенствование сетки модели позволяет увеличить точность вычислений.

По окончании уточняющего расчёта была получена таблица собственных частот исследуемого объекта, было найдено 7 собственных частот в заданном диапазоне. При выборе конкретной частоты можно наблюдать форму её колебаний.

При визуальном сравнении форм колебаний, полученных экспериментальным путём, и уточнённых расчётных данных возникали сложности с формированием пар (расчет-эксперимент) собственных форм. В процессе изучения структур этих форм были обнаружены оболочечные формы колебаний каркаса конструкции. Энергия колебаний такой силовой конструкции существенно выше и именно она определяет основную динамическую нагрузку на элементы изделия.

В табл. 4 показано сравнение экспериментальных и расчётных форм колебаний СПКА после улучшения КЭ модели.

Мода, №	Частота (экспериментальная), Гц	Частота (расчётная), Гц	Разница Δ, Гц
1	0,803	0,805	0,002
2	3,21	5,53	2,32
3	5,1	5,07	0,03

Таблица 4. Сравнение экспериментальных и расчётных данных после улучшения КЭ модели

Расхождение экспериментальных и расчётных значений не превышает 2,5 Гц. В расчёте были приняты следующие допущения: не рассматривается влияние воздуха на конструкцию, демпфирование конструкции и материала.

### Заключение

В статье описан процесс разработки конечно-элементной модели панели солнечной батареи космического аппарата и представлены результаты модального анализа – собственные частоты и формы колебаний панели. С целью проверки адекватности предложенной математической модели создана экспериментальная установка для проведения модальных испытаний панели, с помощью которой получены амплитудночастотные характеристики объекта и выявлены резонансные частоты и формы колебаний изделия. Полученное расхождение расчётных и экспериментальных значений не превышает 2,5 Гц. Такое расхождение считается приемлемым результатом для композитной модели.

Результаты исследования были получены в рамках выполнения государственного задания Минобрнауки России в области научной деятельности (Проект № FSSS-2023-0008). Описанные в настоящей статье научно-исследовательские результаты получены в рамках выполнения гранта РНФ 23-19-20025

## Библиографический список

1. Иноземцев А.А., Нихамкин М.Ш., Сандрацкий В.Л. Основы конструирования авиационных двигателей и энергетических установок. Т. 2. М.: Машиностроение, 2008. 366 с.

2. Безмозгий И.М., Софинский А.Н., Чернягин А.Г. Моделирование в задачах вибропрочности конструкций ракетно-космической техники // Космическая техника и технологии. 2014. № 3 (6). С. 71-80.

3. MIL-HDBK-340A. Military handbook test requirements for launch, upper-stage, and space vehicles. V. I: Baselines and V. II: Applications guidelines. Department of Defense, 1999. 500 p.

4. Swenson E.D., Black J.T. Finite element model tuning with spatially-dense 3D modes // Experimental Mechanics. 2011. V. 51, Iss. 6. P. 933-945. DOI: 10.1007/s11340-010-9421-8

5. Ткач В.В. Применение модального анализа в многодисциплинарном исследовании ЖРД // Труды МАИ. 2010. № 38.

6. Красновейкин В.А., Коноваленко И.С. Исследование динамических характеристик слоистых углепластиковых композитов методом лазерной виброметрии. https://www.imach.uran.ru/conf/conf2018/poster/22\_Krasnoveykin.pdf

7. Межин В.С., Обухов В.В. Практика применения модальных испытаний для целей верификации конечно-элементных моделей конструкции изделий ракетно-космической техники // Космическая техника и технологии. 2014. № 1 (4). С. 86-91.

8. Николаев С.М., Киселёв И.А., Жулёв В.А., Воронов П.С. Методика уточнения конечно-элементной модели механической системы с помощью анализа чувствительности // Наука и образование: научное издание МГТУ им. Н.Э. Баумана. 2014. № 12. С. 128-136. DOI: 10.7463/1214.0751548

9. Николаев С.М., Жулёв В.А., Киселёв И.А. Уточнение конечно-элементной модели лопатки ГТД на основе результатов вибрационных испытаний с учётом разброса модальных параметров // Наука и образование: научное издание МГТУ им. Н.Э. Баумана. 2015. № 9. С. 336-351. DOI: 10.7463/0915.0802462

# MODAL ANALYSIS OF A SPACECRAFT SOLAR PANEL

### © 2023

A. N. Kryuchkov	Doctor of Science (Engineering), Professor of the Department of Power Plant Automatic Systems; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; <u>kryuchkov.an@ssau.ru</u>
A. I. Safin	Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Department of Power Plant Automatic Systems; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; <u>safin.ai@ssau.ru</u>
M. A. Ermilov	Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Department of Power Plant Automatic Systems; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; <u>ema@ssau.ru</u>
A. N. Vidyaskina	Postgraduate Student of the Department of Power Plant Automatic Systems; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; <u>2022-06193@students.ssau.ru</u>
A. A. Igolkin	Doctor of Science (Engineering), Professor of the Department of Power Plant Automatic Systems; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; igolkin97@gmail.com
Ye. V. Shakhmatov	Academician of the Russian Academy of Sciences, Head of the Department of Power Plant Automatic Systems; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; <u>shakhm@ssau.ru</u>

The importance of analyzing free modes of mechanical oscillations of spacecraft outboard elements is due to the problem of losing their controllability because of failures in the operation of airborne guidance and navigation systems. The subject of the study is the spacecraft solar panel that represents a frame with modules with photocells attached to it. The object of the study is mechanical oscillations of such a panel as a multi-mass compliance structure. The article presents a modal analysis carried out to determine the natural frequencies and forms of vibrations of the spacecraft solar panel. A finite element model of the panel was developed. In the paper, a modal calculation was carried out on the basis of the model. A test facility was developed to carry out full-scale tests. According to the experimental studies, the model was refined, which made it possible to obtain a discrepancy in the results of no more than 2.5 Hz.

Modal analysis; vibration; solar panel; natural frequency; oscillation form; modal tests; mathematical model

<u>Citation:</u> Kryuchkov A.N., Safin A.I., Ermilov M.A., Vidyaskina A.N., Igolkin A.A., Shakhmatov Ye.V. Modal analysis of a spacecraft solar panel. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2023. V. 22, no. 3. P. 36-46. DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-3-36-46

## References

1. Inozemtsev A.A., Nikhamkin M.Sh., Sandratskiy V.L. *Osnovy konstruirovaniya aviatsionnykh dvigateley i energeticheskikh ustanovok. T. 2* [Fundamentals of the design of aircraft engines and power plants. V. 2]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 2008. 366 p.

2. Bezmozgiy I.M., Sofinskiy A.N., Chernyagin A.G. The simulation in problems of vibration strength of rocket and space hardware. *Space Engineering and Technology*. 2014. No. 3 (6). P. 71-80. (In Russ.)

3. MIL-HDBK-340A. Military handbook test requirements for launch, upper-stage, and space vehicles. V. I: Baselines and V. II: Applications guidelines. Department of Defense, 1999. 500 p.

4. Swenson E.D., Black J.T. Finite element model tuning with spatially-dense 3D modes. *Experimental Mechanics*. 2011. V. 51, Iss. 6. P. 933-945. DOI: 10.1007/s11340-010-9421-8

5. Tkach V.V. Using modal analysis in multidisciplinary investigation of Liquid Propellant Rocket Engines. *Trudy MAI*. 2010. No. 38. (In Russ.)

6. Krasnoveykin V.A., Konovalenko I.S. *Issledovanie dinamicheskikh kharakteristik sloistykh ugleplastikovykh kompozitov metodom lazernoy vibrometrii* [Investigation of dynamic characteristics of layered carbon fiber composites by laser vibrometry]. Available at: https://www.imach.uran.ru/conf/conf2018/poster/22\_Krasnoveykin.pdf

7. Mezhin V.S., Obukhov V.V. The practice of using modal tests to verify of finite element models of rocket and space hardware. *Space Engineering and Technology*. 2014. No. 1 (4). P. 86-91. (In Russ.)

8. Nikolaev S.M., Kiselev I.A., Zhulev V.A., Voronov P.S. Sensitivity based finite element model updating technique. *Science and Education of the Bauman MSTU*. 2014. No. 12. P. 128-136. (In Russ.). DOI: 10.7463/1214.0751548

9. Nikolaev S.M., Zhulev V.A., Kiselev I.A. Updating turbine blade FE model considering the modal parameters scatter. *Science and Education of the Bauman MSTU*. 2015. No. 9. P. 336-351. (In Russ.). DOI: 10.7463/0915.0802462

УДК 629.78

DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-3-47-58

# МОДЕЛИ ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОРИЕНТАЦИИ СОЛНЕЧНОЙ БАТАРЕИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НАБЛЮДЕНИЯ ОТНОСИТЕЛЬНО СОЛНЦА ПРИ ОБЪЕКТОВОЙ СЪЁМКЕ И ПЕРЕНАЦЕЛИВАНИИ

© 2023

В. И. Куренков	доктор технических наук, профессор кафедры космического машиностроения; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; <u>kvi.48@mail.ru</u>
Е. А. Пупков	старший преподаватель кафедры космического машиностроения; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; zuce@mail.ru

Разработаны упрощённые модели и алгоритмы для оценки текущего значения угла между нормалью к плоскости панели солнечной батареи и направлением на Солнце в моменты объектовой съёмки и в процессе переориентации космического аппарата дистанционного зондирования Земли с учётом относительного движения объектов наблюдения в поле обзора космического аппарата. Модели отличаются от существующих тем, что в них не требуется знание программ управления космическим аппаратом по углам тангажа, крена и рыскания в каждый момент времени процесса его целевого функционирования и перенацеливания. На основе полученных моделей разработан эффективный по скорости выполнения расчётов модуль программного обеспечения, не требующий больших вычислительных ресурсов, который используется в программном комплексе имитации целевого функционирования космической системы наблюдения с учётом длительного орбитального движения спутников, изменений параметров орбиты, вектора направления на Солнце и других факторов. Проведена проверка адекватности разработанных моделей способом визуализации орбитального движения космического аппарата и его разворотов при перенацеливании, а также путём сравнения результатов моделирования с результатами аналитического расчёта для частных случаев исходных данных. Приведены примеры реализации окон программного обеспечения.

Космический annapam; оптико-электронное наблюдение; объектовая съёмка; солнечная батарея; направление на Солнце; перенацеливание; модели ориентации; алгоритмы; программное обеспечение

<u>Шитирование</u>: Куренков В.И., Пупков Е.А. Модели для определения ориентации солнечной батареи космического аппарата наблюдения относительно Солнца при объектовой съёмке и перенацеливании // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2023. Т. 22, № 3. С. 47-58. DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-3-47-58

### Введение

В процессе проектирования космических аппаратов (КА) дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) основное внимание уделяется обеспечению заданных целевых показателей космической системы наблюдения и оценке основных проектных параметров КА. Одним из важных целевых показателей КА ДЗЗ является производительность съёмки, которая существенно зависит от среднесуточной мощности параметров системы электропитания. Среднесуточная мощность системы электропитания зависит от конструктивного облика КА, мощности целевой аппаратуры и бортовых обеспечивающих систем, циклограмм их работы, мощности буферных аккумуляторных батарей и др.

Одним из важных проектных параметров КА Д33, определяющих среднесуточную мощность системы электропитания, является среднесуточное значение косинуса угла между нормалью к плоскости панели солнечной батареи и направлением на Солнце. В свою очередь, среднесуточное значение этого угла можно определить, зная его текущее значение в каждый момент времени орбитального движения и программных разворотов космического аппарата в процессе его орбитального функционирования.

Существуют модели для определения значения угла между нормалью к плоскости панели солнечной батареи и направлением на Солнце [1 – 3 и др.]. Однако в таких моделях в качестве исходных данных, кроме орбитальных параметров КА, необходимо знание пространственной ориентации КА, в частности программ управления по углам тангажа, крена и рыскания в каждый момент времени процесса целевого функционирования и перенацеливания КА. На начальных этапах проектирования системы электропитания таких программ управления КА ещё не создано и было бы целесообразно разработать модели для определения ориентации панели солнечной батареи, не используя параметров ориентации КА по углам тангажа, крена и рыскания.

Цель настоящей статьи – разработка моделей и алгоритмов для оценки текущего значения угла (или косинуса угла) между нормалью к плоскости панели солнечной батареи и направлением на Солнце в процессе перенацеливания при объектовой съёмке, которые могли бы использоваться в проектных программных комплексах, имитирующих орбитальное движение и программные развороты КА по целевому назначению.

Для достижения этой цели необходимо решить следующие задачи:

- разработать модели для оценки параметров ориентации панели солнечной батареи относительно Солнца в момент времени, когда оптическая ось аппаратуры наблюдения направлена на тот или иной объект наблюдения, то есть в момент съёмки;

- разработать модели для определения ориентации панели солнечной батареи относительно Солнца в произвольные моменты времени в процессе перенацеливания космического аппарата с одного объекта наблюдения на другой;

- проверить адекватность разработанных моделей с помощью визуализации орбитального движения и перенацеливания космического аппарата в составе программного комплекса, в котором используется модуль с предложенными моделями.

Суть моделирования заключается в том, что задаётся геометрическая схема космического аппарата с учётом расположения панели солнечной батареи относительно корпуса КА, на основе формул аналитической геометрии определяются углы (или косинусы углов) между нормалью к плоскости панели солнечной батареи и направлением на Солнце в моменты времени, когда оптическая ось аппаратуры наблюдения КА направлена на объекты съёмки с заданными координатами на поверхности Земли, а также при перенацеливании с одного объекта наблюдения на другой.

**Исходные данные и допущения.** На рис. 1 показаны: упрощённая схема КА, единичный вектор нормали к плоскости панели солнечной батареи (СБ)  $\vec{N}$ , единичный вектор направления на Солнце  $\vec{S}$  и угол  $\zeta$  между этими векторами, оптическая ось аппаратуры наблюдения и объект наблюдения на поверхности Земли.

Плоскость панели солнечной батареи не затенена корпусом КА и располагается перпендикулярно оптической оси аппаратуры наблюдения.

Орбита КА круговая (или околокруговая). В процессе орбитального движения и целевых разворотов КА направление единичных векторов и угла между ними изменяются.



Рис. 1. Схема космического аппарата и угол для определения ориентации панелей солнечных батарей

Координаты центра масс КА определяются параметрами:

α – угол истинной аномалии;

*i* – угол наклона плоскости орбиты;

Ω – долгота восходящего узла;

*R*<sub>0</sub> – радиус орбиты.

Координаты объекта наблюдения в неподвижной геоцентрической системе координат (СК) зависят от значений следующих величин:

φ<sub>он</sub> и λ<sub>он</sub> – широта и долгота объекта наблюдения в подвижной гринвичской геоцентрической системе координат;

*t* – время съёмки (начало отсчёта времени принимается в момент, когда координаты объекта наблюдения в неподвижной и подвижной системах координат совпадают);

*R*<sub>3</sub> – средний радиус Земли;

ω<sub>3</sub> – скорость вращения Земли;

ω<sub>т</sub> – угловая скорость поворота оптической оси телескопа.

Расчёты угла  $\zeta$  осуществляются в неподвижной геоцентрической системе координат.

#### Модели для определения угла

# между нормалью к плоскости панели солнечной батареи и направлением на Солнце в момент съёмки объекта наблюдения

Сначала определим параметры единичного вектора направления на Солнце. Расчётная схема для оценки проекций единичного вектора направления на Солнце в неподвижной геоцентрической системе координат Oxyz ( $\Upsilon$  – направление на точку весеннего равноденствия) показана на рис. 2, где  $\delta_9$  – угол между эклиптикой и плоскостью экватора (23,5 градуса);  $\delta_c$  – угол между плоскостью экватора и направлением на Солнце;  $\alpha_c$  – угол между направлением на точку весеннего равноденствия и линией Земля – Солнце.



Рис. 2. Положение вектора направления на Солнце

Угол а<sub>с</sub> рассчитывается по следующей зависимости [1]:

$$\alpha_{\rm C} = 2\pi t / T_{\rm \Gamma} \,, \tag{1}$$

где t – текущее время от момента прохождения Землёй точки весеннего равноденствия;  $T_{\Gamma} = 365,2422$  сут – продолжительность тропического года.

Расчёт значений координат единичного вектора  $\overline{S} = |s_x s_y s_z|$  в произвольный момент времени года (суток), прошедшего с момента точки весеннего равноденствия, осуществляется по следующим зависимостям:

$$\left. \begin{array}{l} s_x = \cos \alpha_{\rm C} \\ s_y = \sin \alpha_{\rm C} \cos \delta_{\rm P} \\ s_z = \sin \alpha_{\rm C} \sin \delta_{\rm P} \end{array} \right\}. \tag{2}$$

Перейдём к процессу определения координат единичного вектора N. Сначала найдем выражения для расчёта декартовых координат КА. На рис. 3 схематично показаны: Земля; плоскость экватора; плоскость орбиты; орбита КА; трасса КА; точка нахождения КА на орбите, определяемая углом  $\alpha$  (истинной аномалией) в рассматриваемый момент времени. На рисунке показаны системы координат:

- *OXYZ* – геоцентрическая неподвижная система координат, ось *OX* которой направлена в точку весеннего равноденствия, а плоскость *XOY* совпадает с плоскостью экватора;

- OX'Y'Z' – геоцентрическая система координат, связанная с плоскостью орбиты, ось OX' которой направлена в точку восходящего узла орбиты, ось OY' находится в плоскости орбиты, а ось OZ' дополняет систему до правой системы координат.

Координаты КА в системе ОХ'У'Z' вычисляются по формулам

$$\left.\begin{array}{l} x' = R_0 \cos \alpha \\ y' = R_0 \sin \alpha \\ z' = 0 \end{array}\right\},\$$

где α – истинная аномалия, которая определяется в зависимости от текущего значения времени *t* с момента прохождения космическим аппаратом аргумента перигея орбиты.



Рис. 3. Схема для пересчёта координат космического аппарата

Для круговых орбит истинная аномалия – понятие условное и может отсчитываться от произвольной точки орбиты, например от момента прохождения космическим аппаратом долготы восходящего узла:

$$\alpha = \omega_{\rm KA} t \,, \tag{3}$$

где  $\omega_{KA}$  – скорость углового движения КА относительно центра Земли, которую нетрудно определить, вычислив предварительно период обращения КА.

Пересчёт данных координат из системы *OX*'*Y*'*Z*' в систему *OXYZ* производим путём матричного преобразования [2]:

$$\begin{pmatrix} x_0 \\ y_0 \\ z_0 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos i & \sin i \\ 0 & -\sin i & \cos i \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \cos \Omega & \sin \Omega & 0 \\ -\sin \Omega & \cos \Omega & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} x' \\ y' \\ z' \end{pmatrix}.$$

В итоге получаем следующие выражения для расчёта текущих значений координат КА (при известных значениях параметров  $R_0$ , *i*,  $\Omega$ ,  $\alpha$ , *t*):

$$x_{0} = R_{0} \cos \alpha \cos \Omega - R_{0} \sin \alpha \cos i \sin \Omega$$

$$y_{0} = R_{0} \cos \alpha \sin \Omega - R_{0} \sin \alpha \cos i \cos \Omega$$

$$z_{0} = R_{0} \sin \alpha \sin i$$

$$(4)$$

Далее перейдём к определению значений координат объекта наблюдения. Для расчёта рассмотрим схему, представленную на рис. 3. На рисунке схематично показана Земля; плоскость экватора; плоскость орбиты; орбита КА; трасса КА; точка нахождения КА на орбите в рассматриваемый момент времени; объект наблюдения; траектория объекта наблюдения из-за вращения Земли; векторы  $\alpha_{OH}$  и  $\alpha_{KA}$ , направленные из цен-

тра Земли соответственно на объект наблюдения и на космический аппарат; вектор  $\vec{N}$ , направленный из объекта наблюдения на космический аппарат.

Координаты объекта наблюдения вычисляются по следующим формулам [2]:

$$x_{OH} = R_3 \cos \varphi_{OH} \cos \left( \lambda_{OH} + \omega_3 t \right)$$
  

$$y_{OH} = R_3 \cos \varphi_{OH} \sin \left( \lambda_{OH} + \omega_3 t \right)$$
  

$$z_{OH} = R_3 \sin \varphi_{OH}$$

$$(5)$$

где *t* – параметр времени.

В соответствии с найденными координатами задаём радиус-векторы  $\vec{a}_{\rm KA}(x_0, y_0, z_0)$  и  $\vec{a}_{\rm OH}(x_{\rm OH}, y_{\rm OH}, z_{\rm OH})$  (рис. 4).



Рис. 4. Определение вектора нормали панелей солнечной батареи

Проекции вектора  $\vec{N}(n_x, n_y, n_z)$  определяются как разность соответствующих проекций составных векторов  $\vec{a}_{\text{KA}}(x_0, y_0, z_0)$  и  $\vec{a}_{\text{OH}}(x_{\text{OH}}, y_{\text{OH}}, z_{\text{OH}})$ :

$$\begin{array}{c} n_{x} = x_{0} - x_{OH} \\ n_{y} = y_{0} - y_{OH} \\ n_{z} = z_{0} - z_{OH} \end{array} \right\}.$$
(6)

Формула для определения косинуса угла  $\zeta$  между векторами  $\vec{N}$  и  $\vec{S}$  может быть получена из их скалярного произведения:

$$n_x s_x + n_y s_y + n_z s_z = \left| \vec{N} \right| \left| \vec{S} \right| \cos \zeta ,$$

откуда выражаем искомый косинус угла  $\zeta$  или сам угол:

$$\cos\zeta = \frac{n_x s_x + n_y s_y + n_z s_z}{\left|\vec{N}\right| \left|\vec{S}\right|}; \quad \zeta = \arccos\left(\frac{n_x s_x + n_y s_y + n_z s_z}{\left|\vec{N}\right| \left|\vec{S}\right|}\right), \quad (7)$$

где

$$\left|\vec{N}\right| = \sqrt{n_x^2 + n_y^2 + n_z^2} ; \left|\overline{S}\right| = \sqrt{s_x^2 + s_y^2 + s_z^2} .$$
(8)

Полученные выражения (6) – (8) для определения значения сос к или угла с позволяют определить ориентацию панелей солнечных батарей относительно Солнца в момент, когда космический аппарат производит съёмку, то есть когда его оптическая ось направлена на объект наблюдения.

# Модели для определения ориентации панелей солнечной батареи относительно Солнца в процессе перенацеливания

Рассмотрим рис. 5, на котором схематично показаны объекты наблюдения  $OH_1$  и  $OH_2$ , расположенные на поверхности Земли, орбита КА, векторы  $\vec{N_1}$  и  $\vec{N_2}$  в моменты, когда производится съёмка, угол  $\mu$  между этими векторами, текущее значение вектора  $\vec{N_i}$  в процессе перенацеливания (соответствует текущему значению угла  $\mu_i$ ), вспомогательный вектор  $\vec{N_0}$ , совпадающий с направлением воображаемой оси, относительно которой поворачивается корпус космического аппарата.



*Рис. 5. Определение вектора нормали к плоскости панели солнечной батареи в процессе перенацеливания* 

В данной частной задаче необходимо определить текущее значение угла между нормалью к плоскости панели солнечной батареи и направлением на Солнце в процессе перенацеливания КА между объектами наблюдения  $OH_1(\varphi_1, \lambda_1)$  и  $OH_2(\varphi_2, \lambda_2)$ .

Примем следующие допущения:

- в процессе поворота корпуса космического аппарата вектор  $\vec{N}_i$  находится в плоскости, образованной векторами  $\vec{N}_1$  и  $\vec{N}_2$  (разворот по кратчайшему пути);

- угловая скорость поворота КА при перенацеливании постоянна (пренебрегаем участками разгона и торможения);

- угол направления на Солнце не изменяется за время перенацеливания между двумя объектами (время перенацеливания пренебрежимо мало по сравнению с продолжительностью времени тропического года).

Из последнего допущения следует, что значения координат единичного вектора  $\overline{S} = |s_x s_y s_z|$  в процессе перенацеливания практически не изменяются.

Перейдём к определению вектора  $\vec{N}_i$  в процессе перенацеливания. Используя формулы (5) и (6), можно вычислить координаты единичных векторов нормалей к плоскости панелей солнечных батарей  $\vec{N}_1(n_{x1}, n_{y1}, n_{z1})$ ,  $\vec{N}_2(n_{x2}, n_{y2}, n_{z2})$  в моменты, когда производится съёмка соответственно первого и второго объектов наблюдения. По формулам (7) и (8) можно рассчитать соответствующие косинусы углов между нормалью к плоскости панели солнечной батареи и направлением на Солнце  $\cos \zeta_1$  и  $\cos \zeta_2$ , а затем и сами углы  $\zeta_1$  и  $\zeta_2$ .

Определим текущее значение угла  $\zeta_i$ , соответствующего значению вектора нормали  $\vec{N}_i(n_{xi}, n_{yi}, n_{zi})$ , через промежуток времени  $\Delta t_i$  с момента начала процесса перенацеливания с первого объекта наблюдения на второй. Вектор  $\vec{N}_i$ , первоначально совпадающий с вектором  $\vec{N}_1$ , повернётся на угол  $\mu_i$ , определяемый по формуле

$$\mu_i = \omega_{\rm T} \Delta t_i$$
,

где  $\omega_{\rm T}$  – угловая скорость поворота оптической оси телескопа или корпуса КА.

При принятых допущениях приближённо можно считать, что приращение угла между нормалью к плоскости панели солнечной батареи и направлением на Солнце  $\zeta_i$  пропорционально приращению угла  $\mu_i$  между векторами  $\vec{N}_1$ ,  $\vec{N}_2$  (рис. 5), то есть

$$\zeta_i = k \,\mu_i \,,$$

где *k* – коэффициент пропорциональности.

Этот коэффициент можно найти из граничных условий и получить выражение

$$\zeta_i = \frac{\zeta_2 - \zeta_1}{\mu} \mu_i.$$

Текущее значение искомого угла в зависимости от приращения времени  $\Delta t_i$  можно найти по следующей зависимости:

$$\zeta_i = \zeta_1 + \frac{\zeta_2 - \zeta_1}{\mu} \omega_T \Delta t_i.$$
<sup>(9)</sup>

Полученное выражение (9) позволяет определить ориентацию панелей солнечных батарей относительно Солнца в любой момент времени перенацеливания с одного объекта наблюдения на другой.

# Алгоритм расчёта угла между нормалью к плоскости панели солнечной батареи и направлением на Солнце в момент съёмки

Перед началом работы алгоритма необходимо ввести исходные данные по параметрам орбиты КА, координатам объектов наблюдения, расчётному времени и др. Если алгоритм расчёта искомого угла используется в общей программе имитационного моделирования целевых показателей и других проектных параметров КА ДЗЗ, то ввод исходных данных осуществляется в общей программе, при этом проектные параметры выбираются автоматически при подключении модуля программы, работающей по данному алгоритму.

Расчёты осуществляются в неподвижной геоцентрической системе координат.

1. Рассчитываются по формулам (1) и (2) значения проекций единичного вектора направления на Солнце  $\overline{S} = |s_x s_y s_z|$  с учётом времени *t*, прошедшего с момента начала имитации орбитального движения космического аппарата.

2. Вычисляются координаты космического аппарата в момент времени *t* по формуле (4) с учётом выражения (3).

3. Определяются по формуле (5) координаты объекта наблюдения в момент времени *t*.

4. Рассчитываются значения проекции вектора  $\vec{N}(n_x, n_y, n_z)$  по формуле (6).

5. Вычисляется значение искомого косинуса угла  $\zeta$  (или самого угла  $\zeta$ ) между векторами  $\vec{N}$  и  $\vec{S}$  по формуле (7) с учётом выражений (8).

# Алгоритм расчёта угла между нормалью к плоскости панели солнечной батареи и направлением на Солнце в процессе перенацеливания

1. Рассчитываются по предыдущему алгоритму значения косинусов углов ζ<sub>1</sub> и ζ<sub>2</sub>, в соответствующие моментам съёмки первого и второго объектов наблюдения.

2. Рассчитывается по формуле (9) значение угла  $\zeta_i$  между нормалью к плоскости панели солнечной батареи и направлением на Солнце через промежуток времени  $\Delta t$  с момента начала перенацеливания.

# Проверка адекватности моделей и алгоритмов

На основе предложенных моделей и алгоритмов был разработан программный модуль, который использовался в составе программного комплекса EFKAN, разработанного на кафедре космического машиностроения имени Генерального конструктора Д. И. Козлова Самарского национального исследовательского университета имени академика С. П. Королёва. Данный программный комплекс предназначен для моделирования целевого функционирования космических аппаратов ДЗЗ и для оценки целевых и некоторых основных проектных показателей КА ДЗЗ в составе космической системы наблюдения.

Адекватность разработанных моделей и алгоритмов проверялась различными способами [2]: способом визуализации разворотов корпуса КА при перенацеливании и способом сравнения результатов моделирования текущего значения косинуса угла с результатами аналитического расчёта для частных случаев исходных данных.

На рис. 6 в качестве примера приведено одно из окон разработанного программного комплекса EFKAN. В этом окне выводится трёхмерная анимационная картина орбитального движения КА ДЗЗ и его разворотов при перенацеливании в процессе объектовой съёмки. На рисунке показан стоп-кадр анимационной картины, в котором видны часть поверхности Земли, упрощенная трёхмерная модель космического аппарата, полоса обзора, литерами НП обозначено направление полёта КА, красным цветом показаны линии пересечения оптической оси аппаратуры наблюдения КА ДЗЗ с поверхностью Земли в процессе перенацеливания.

Анализ анимационных картин перенацеливания КА при различных исходных данных показывает, что развороты корпуса КА при перенацеливании синхронизированы с перемещениями точки пересечения оптической оси с поверхностью Земли по соответствующим направлениям объектовой съёмки, что свидетельствует об адекватности разработанных моделей и алгоритмов в части пространственных разворотов корпуса КА.



Рис. 6. Окно программного обеспечения с анимационной картиной перенацеливания космического аппарата дистанционного зондирования Земли в процессе объектовой съёмки

На рис. 7 представлен график результатов расчёта косинуса угла  $\zeta$  на одном из витков орбитального полёта КА и разворотов его корпуса при объектовой съёмке.



Рис. 7. Результаты расчётов косинуса угла между нормалью к плоскости панели солнечной батареи и направлением на Солнце

В центральной части графика можно выделить участок изменения косинуса угла  $\zeta$  при целевых разворотах корпуса КА при объектовой съёмке. В крайних левой и правой частях графика можно выделить теневые участки орбитального движения КА, когда косинус угла  $\zeta$  равен нулю. Между крайними и средним участками можно увидеть два участка, когда косинус угла  $\zeta$  равен единице. Эти участки соответствуют нахождению КА в освещённой Солнцем части орбиты, но вне зоны светового пятна. На этих участках КА ориентируется солнечными батареями на Солнце для подзарядки аккумуляторных батарей.

Сравнение результатов моделирования текущего значения косинуса угла  $\zeta$  с результатами аналитического расчёта для частных случаев исходных данных позволяет прийти к заключению, что разработанные модели и алгоритмы по оценке ориентации панели солнечной батареи относительно Солнца являются адекватными.

### Заключение

Разработаны упрощённые модели и алгоритмы для оценки текущего значения угла между нормалью к плоскости панели солнечной батареи и направлением на Солнце в моменты объектовой съёмки и в процессе переориентации космического аппарата оптико-электронного наблюдения поверхности Земли с учётом относительного движения объектов наблюдения в поле обзора космического аппарата.

Разработанные модели позволяют создавать эффективные по скорости выполнения расчётов модули программного обеспечения, не требующие больших вычислительных ресурсов и предназначенные для встраивания в объёмные программные комплексы, имитирующие в ускоренном режиме длительный (в течение нескольких лет) орбитальный полёт и целевое функционирование КА наблюдения при заданных проектных параметрах с учётом времени года, прецессия орбиты и других факторов.

Проведена проверка адекватности разработанных моделей способом визуализации орбитального движения КА и его разворотов по целевому назначению, а также путём сравнения результатов моделирования косинуса угла между нормалью к плоскости панели солнечной батареи и направлением на Солнце с результатами аналитического расчёта для частных случаев исходных данных.

## Библиографический список

1. Соллогуб А.В., Аншаков Г.П., Данилов В.В. Космические аппараты систем зондирования поверхности Земли: математические модели повышения эффективности КА. М.: Машиностроение, 1993. 368 с.

2. Куренков В.И., Салмин В.В., Абрамов Б.А. Моделирование целевого функционирования космических аппаратов наблюдения с учётом энергобаланса: учеб. пособие. Самара: Изд-во Самарского государственного аэрокосмического университета, 2007. 160 с.

3. Куренков В.И. Основы проектирования космических аппаратов оптикоэлектронного наблюдения поверхности Земли. Расчёт основных характеристик и формирование проектного облика: учеб. пособие. Самара: Издательство Самарского университета, 2020. 461 с.

# MODELS FOR DETERMINING THE ORIENTATION OF THE SOLAR BATTERY OF AN OBSERVATION SPACECRAFT RELATIVE TO THE SUN DURING OBJECT SURVEY AND RETARGETING

© 2023

V. I. Kurenkov	Doctor of Science (Engineering), Professor of the Department of Space Engineering; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; <u>kvi.48@mail.ru</u>
E. A. Pupkov	Senior Lecturer; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; <u>zuce@mail.ru</u>

Simplified models and algorithms have been developed to estimate the current value of the angle between the normal to the plane of the solar panel and the sun vector at the time of object survey and during the reorientation of the Earth remote sensing spacecraft, taking into account the relative movement of observation objects in the field of view of the spacecraft. The models differ from the existing ones in that they do not require knowledge of the spacecraft control programs at pitch, roll and yaw angles at each moment of time of the process of its targeted functioning and re-targeting, Based on the obtained models, a software module that does not require large computing resources used in the simulation software package simulating targeted functioning of the space surveillance system has been developed, taking into account the long-term orbital motion of satellites, changes in the parameters of the orbit, the sun vector and other factors. The adequacy of the developed models was verified by visualizing the orbital motion of the spacecraft and its turns during re-targeting, as well as by comparing the simulation results with the results of analytical calculation for particular cases of the initial data. Examples of the implementation of software windows are given.

Spacecraft; optical-electronic surveillance; object survey; re-targeting; orientation models; solar battery; Sun vector; algorithms; software

<u>Citation:</u> Kurenkov V.I., Pupkov E.A. Models for determining the orientation of the solar battery of an observation spacecraft relative to the Sun during object survey and retargeting. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2023. V. 22, no. 3. P. 47-58. DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-3-47-58

## References

1. Sollogub A.V., Anshakov G.P., Danilov V.V. Kosmicheskie apparaty sistem zondirovaniya poverkhnosti Zemli: matematicheskie modeli povysheniya effektivnosti KA [Spacecraft of Earth surface sensing systems: Mathematical models for increasing the efficiency of spacecraft]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1993. 368 p.

2. Kurenkov V.I., Salmin V.V., Abramov B.A. *Modelirovanie tselevogo funktsionirovaniya kosmicheskikh apparatov nablyudeniya s uchetom energobalansa: ucheb. posobie* [Modeling of target functioning of observation spacecraft taking into account the energy balance: manual]. Samara: Samara State Aerospace University Publ., 2007. 160 p.

3. Kurenkov V.I. Osnovy proektirovaniya kosmicheskikh apparatov optikoelektronnogo nablyudeniya poverkhnosti Zemli. Raschet osnovnykh kharakteristik i formirovanie proektnogo oblika: ucheb. posobie [Fundamentals of the design of spacecraft for optoelectronic observation of the Earth's surface. Calculation of the main characteristics and conceptual design: textbook]. Samara: Samara University Publ., 2020. 461 p. УДК 629.735-519

DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-3-59-74

# ОПРЕДЕЛЕНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК МАЛОРАЗМЕРНЫХ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ В ЛЁТНОМ ЭКСПЕРИМЕНТЕ

© 2023

О. Е. Лукьянов	кандидат технических наук, доцент кафедры конструкции и проектирования летательных аппаратов; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; <u>lukyanovoe@mail.ru</u>
Д. В. Золотов	аспирант кафедры конструкции и проектирования летательных аппаратов; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; <u>dmitriy.zolotov.98@mail.ru</u>
О. У. Эспиноса Барсенас	аспирант кафедры конструкции и проектирования летательных аппаратов; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; <u>oscar.espinosa.barcenas@gmail.com</u>
В. А. Комаров	доктор технических наук, профессор, профессор кафедры конструкции и проектирования летательных аппаратов; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; komarov.va@ssau.ru

Рассматривается методика, программно-аппаратное обеспечение и результаты определения аэродинамических характеристик малоразмерного беспилотного летательного аппарата из лётного эксперимента. Существо предлагаемой методики состоит в использовании малоразмерных беспилотных летательных аппаратов для исследования аэродинамических характеристик различных аэродинамических компоновок и новых технических решений. Особенность программно-аппаратной реализации методики состоит в использовании малоразмерных электронных элементов и электромеханических компонентов, доступных на рынке, для разработки достаточно универсальной системы бортовых измерений. Приводятся описание и технические характеристики разработанной системы. Тестирование системы проведено на специально спроектированном и изготовленном беспилотном летательном аппарате с традиционной аэродинамической схемой, при проектировании которого использованы известные и достаточно достоверные аэродинамические характеристики для подобного типа аппаратов. Приводятся результаты обработки лётного эксперимента и вычисленные на его основе аэродинамические характеристики, которые показали достаточно хорошее совпадение с заложенными параметрами при проектировании экспериментального беспилотного летательного аппарата.

Беспилотная летающая лаборатория; малоразмерность; бортовые измерения; полётные параметры; аэродинамические характеристики; эксперимент

<u>Шитирование</u>: Лукьянов О.Е., Золотов Д.В., Эспиноса Барсенас О.У., Комаров В.А. Определение аэродинамических характеристик малоразмерных беспилотных летательных аппаратов в лётном эксперименте // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2023. Т. 22, № 3. С. 59-74. DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-3-59-74

#### Введение

Оперативное определение аэродинамических характеристик летательных аппаратов с помощью лётного эксперимента представляет особый интерес в настоящее время, когда во многих научных, производственных и любительских коллективах генерируется множество самых разнообразных аэродинамических компоновок и технических решений в связи с актуальностью и спецификой широчайшего использования беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) в различных сферах хозяйственной деятельности и двойного применения. Появление и активное развитие возможностей микроэлектромеханических систем и прочих электронных компонентов позволяет создавать достаточно универсальные системы автоматического управления для малоразмерных беспилотных летательных аппаратов, которые в свою очередь можно использовать в качестве натурных исследовательских моделей для новых образцов авиационной техники [1].

Создание достаточно универсальной системы бортовых измерений в настоящее время представляется актуальным и вполне возможным. Главные требования к такой системе: возможность получения ключевых аэродинамических характеристик, включая испытания в манёвре, простота, надёжность в эксплуатации, возможность ремонта, низкая стоимость и возможность усовершенствования.

Исследованию проблемы получения аэродинамических характеристик в ходе лётного эксперимента посвящено значительное количество работ. Например, в [2] изложена методика идентификации аэродинамических коэффициентов самолёта в эксплуатационном диапазоне углов атаки с учётом изменения работы двигателя. В [3] приведена методика оценки характеристик устойчивости и управляемости современных корабельных авиационных комплексов с использованием методов моделирования и идентификации, разработано программное обеспечение, предназначенное для автоматизированной обработки результатов лётных экспериментов. В [4] проведён анализ проблем измерения высотно-скоростных параметров винтокрылых и сверхлёгких летательных аппаратов и определены направления совершенствования систем измерения, их элементов и устройств. В [5] разработан метод косвенного измерения аэродинамических углов летательного аппарата с использованием акселерометров и датчиков давления. Авторами [6] проведён анализ влияния погрешностей датчиков давления и акселерометров на погрешность косвенного измерения аэродинамических углов летательного аппарата. В [7] разработана электронная система оценки аэродинамических характеристик самолётов в полёте. Авторы [8] провели сопоставление показаний датчиков полётного контроллера Pixhawk, установленного на экспериментальной модели, и результатов расчёта аэродинамических характеристик. В [9] приведён порядок проектирования полётного контроллера для БПЛА конвертопланного типа на основе экспериментальных лётных данных. В [10] описана разработка бортовой системы сбора информации для расчёта аэродинамических характеристик БПЛА.

В то же время, несмотря на относительную доступность на рынке уже готовых решений, в том числе полётных контроллеров [11 – 13], для решения некоторых задач экспериментальных исследований они часто представляют собой «чёрный ящик», не позволяющий вносить изменения в аппаратную и программную часть. В настоящее время такие электронные устройства производятся иностранными компаниями, в связи с чем их массовые поставки затруднены, а стоимость постоянно растёт. Данное обстоятельство обусловливает необходимость разработки достаточно простых систем бортовых измерений (СБИ) из доступных на рынке электронных элементов для получения аэродинамических характеристик самолётов на основе малоразмерных исследовательских БПЛА.

Целью данной работы является разработка системы бортовых измерений для определения и сохранения полётных параметров БПЛА и разработка методики расчёта аэродинамических характеристик по получаемым полётным параметрам.

# Предлагаемая методика определения аэродинамических характеристик малоразмерных беспилотных летательных аппаратов на основе лётного эксперимента

Среди большого количества аэродинамических характеристик летательных аппаратов, в том числе беспилотных, рассмотрим определение коэффициентов аэродинамических сил в вертикальной плоскости и эффективности работы силовой установки. К таковым относятся соответственно коэффициенты подъёмной силы  $c_{ya}$ , силы лобового сопротивления  $c_{xa}$  и коэффициент полезного действия силовой установки  $\eta$ .

Расчёт коэффициентов  $c_{ya}$  и  $c_{xa}$  в скоростной системе координат по результатам снятия полётных параметров в эксперименте осуществляется с помощью известных соотношений пересчёта из коэффициентов нормальной силы  $c_y$  и тангенциальной (продольной) силы  $c_x$  в связанной системе координат через угол атаки и угол скольжения.

Коэффициенты тангенциальной  $c_x$  и нормальной  $c_y$  сил в связанной системе координат определяются по соотношениям [14; 15]:

$$c_x = \frac{P - m_0 g n_x}{q S_{\kappa p}} , \qquad (1)$$

$$c_{y} = \frac{m_{0}gn_{y}}{qS_{\kappa p}}, \qquad (2)$$

где  $n_x$  и  $n_y$  – величины продольной и нормальной перегрузок;  $S_{\kappa p}$  – площадь крыла; q – скоростной напор;  $m_0$  – масса БПЛА; P – сила тяги, создаваемая силовой установкой; g – ускорение свободного падения.

При разработке методики определения аэродинамических характеристик и программно-аппаратного комплекса регистрации полётных параметров предполагается ориентация на эксплуатацию БПЛА с электрической силовой установкой.

Для получения связи силы тяги силовой установки P, а также потребляемой мощности, частоты вращения и крутящего момента воздушного винта от величины ширины импульса управляющего сигнала  $\tau$ , мкс были выполнены предварительные экспериментальные исследования (рис. 1) [16] в аэродинамической трубе T-3 Самарского университета весовым методом [17].

Полученные характеристики далее приводятся для малоразмерного бесколлекторного электродвигателя (KV = 1800; диаметр и длина ротора  $28 \times 6$  мм) с воздушным винтом (диаметр и шаг  $8 \times 4$  дюйма соответственно) (рис. 1).

Отрицательные значения некоторых из представленных величин объясняются тем, что при подаче большого скоростного напора в аэродинамической трубе воздушный винт мог развивать тягу только при больших значениях частоты вращения, а при малых – являлся источником аэродинамического сопротивления. Очевидно, что такой режим работы силовой установки можно получить только на стендовых испытаниях, полёт на таких режимах невозможен.

Тяга *P*, действующая в полёте, прямо пропорциональна отношению плотности воздуха в полёте  $\rho_{\rm B}^{\rm эксп}$  к плотности воздуха при проведении эксперимента  $\rho_{\rm B}$ . Таким образом, для определения тяги двигателя необходимо знать скорость набегающего потока *V*, которая вычисляется из скоростного напора *q* с учётом плотности воздуха  $\rho_{\rm B}$ .





от величины ширины импульса управляющего двигателем сигнала и скорости полёта: а — тяга; б — произведение подаваемого на двигатель напряжения и потребляемой двигателем силы тока (мощность, потребляемая двигателем); в — произведение крутящего момента и угловой скорости вращения (выдаваемая двигателем мощность); г — произведение тяги силовой установки и скорости полёта (полезная мощность)

Плотность воздуха  $\rho_{e}$  зависит от атмосферного давления p, температуры воздуха T, относительной влажности воздуха  $\varphi$ . Данные параметры воздуха могут быть определены по таблицам, номограммам и известным соотношениям [15; 18; 19].

Определение тяги силовой установки возможно на основе интерполяции полученных экспериментальных данных (рис. 1, *a*).

Коэффициент полезного действия (КПД) силовой установки определяется следующим образом:

$$\eta = \eta_{\text{винт}} \eta_{\text{дв}}.$$
(3)

КПД воздушного винта и двигателя отдельно определяются по соотношениям:

$$\eta_{\text{винт}} = \frac{N_3}{N_2} = \frac{PV}{M\omega},\tag{4}$$

$$\eta_{\rm AB} = \frac{N_2}{N_1} = \frac{M\omega}{UI},\tag{5}$$

где P – тяга, H;  $N_1$  – мощность, потребляемая двигателем, Вт;  $N_2$  – выдаваемая двигателем мощность, Вт;  $N_3$  – полезная мощность силовой установки, Вт; V – скорость набегающего потока, м/с; M – крутящий момент на валу двигателя, H·м;  $\omega$  – угловая скорость вращения вала двигателя, с<sup>-1</sup>; U – напряжение, подаваемое на двигатель, B; I – сила тока, потребляемая двигателем, А.

Значения величин P,  $N_2$  и  $N_1$  определяются из их зависимостей от скорости набегающего потока V и ширины импульса управляющего сигнала  $\tau$ , полученных в эксперименте в аэродинамической трубе.

На основе изложенных соотношений предлагается следующий алгоритм расчёта аэродинамических коэффициентов:

1. Регистрация датчиками и запись на жёстком носителе следующих параметров:

- кватерниона абсолютного углового пространственного положения ( $q_0$  – действительная и  $q_1$ ,  $q_2$ ,  $q_3$  – мнимая часть кватерниона);

- компонентов вектора линейного ускорения в связанной системе координат  $J_{\scriptscriptstyle X}$  ,  $J_{\scriptscriptstyle V}$  ,  $J_{\scriptscriptstyle z}$  ;

- ширины импульса сигнала управления двигателем *т* ;
- скоростного напора q;

- атмосферного давления *p*<sub>атм</sub>, температуры *T*.

2. Выполнение расчёта следующих величин на основе данных, полученных от датчиков:

- углового положения БПЛА в системе углов Эйлера (крен  $\gamma$ , тангаж  $\upsilon$ , рыскание  $\psi$ ) на основе кватерниона по известным соотношениям [20 – 22];

- компонентов перегрузки в осях связанной системы координат  $n_i = J_i / g$ ;

- высоты полёта *h* на основе атмосферного давления;
- скорости набегающего потока V на основе скоростного напора.
- 3. Выполнение расчёта аэродинамических характеристик:
- коэффициента нормальной силы  $c_{y}$ ;
- коэффициента тангенциальной силы  $c_x$ ;
- отношения  $c_v / c_x \sim K$  ;

- коэффициентов полезного действия силовой установки *η*.

Результатом работы алгоритма является файл с полётными параметрами и аэродинамическими коэффициентами БПЛА. Материальная реализация методики изложена в следующем разделе.

#### Разработка и изготовление системы бортовых измерений

Для получения аэродинамических коэффициентов по результатам эксперимента разрабатываемая система бортовых измерений должна позволять в режиме реального времени определять и сохранять с достаточной частотой на внешнем носителе параметры, перечисленные выше в пункте 1 алгоритма расчёта аэродинамических коэффициентов.

Перечисленные параметры предложено определять в полёте с помощью набора специальных датчиков, входящих в состав СБИ. Таким образом, для определения углового положения БПЛА в пространстве используются чувствительные элементы, функционирующие на гироскопическом эффекте, в сочетании с датчиками линейного ускорения – акселерометрами. С помощью датчика линейного ускорения производится оценка линейных ускорений по осям в связанной системе координат для расчёта перегрузок:  $n_i = J_i / g$ , где  $J_i$  – измеренное ускорение по *i*-й оси, а g – ускорение свободного падения. С помощью барометрического датчика давления производится или снижении. Атмосферное давление при включении СБИ автоматически регистрируется как нулевая высота. Датчик полного давления позволяет регистрировать скоростной напор в полёте и вычислять скорость полёта.

Для разработки электронной системы бортовых измерений были выбраны доступные в продаже датчики, микропроцессор и прочие электронные элементы, позволяющие выполнять измерения и сохранение данных с достаточной точностью и достаточной частотой, позволяющие выполнять удобную тарировку показаний:

- барометрический высотомер: ВМР180 (заявленная производителем чувствительность определения высоты ±1 м) [23];

- датчик абсолютной ориентации + акселерометр + магнитометр: BNO055 (заявленная производителем чувствительность акселерометра 1 бит/мг, чувствительность гироскопа 16 бит/мг) [24];

- датчик полного давления: MPXV7002DP (заявленная производителем чувствительность 1 В/кПа) [25].

Для записи показаний датчиков использован модуль памяти для карт MicroSD [26]. Управление системой осуществляется микроконтроллером Arduino Nano 33 BLE [27]. Управляющие сигналы, генерируемые оператором, с помощью радиопередатчика передаются на БПЛА по радиоканалу, обрабатываются микроконтроллером и сохраняются на карту памяти. Например, сигналы управления силовой установкой регистрируются в виде ширины импульса сигнала  $\tau$  в микросекундах. Электронная схема системы представлена на рис. 2.

На рис. 3, *а* показана та же схема в более наглядном представлении с учётом конкретных используемых электронных и электрических элементов в СБИ. На рис. 3, *б* представлен рабочий прототип системы СБИ с выбранной аппаратной частью согласно представленной схеме.

Полётные параметры сохраняются на карту памяти MicroSD в тестовый файл с расширением \*.txt, пример приведён на рис. 4.

Изменение каждого параметра записывается по столбцам, где первый столбец – это время *t* в миллисекундах, а остальные по порядку: барометрическая высота *h*, м; кватернион углового положения БПЛА в пространстве представлен четырьмя величинами (действительная  $q_0$  и мнимая часть  $q_1$ ,  $q_2$ ,  $q_3$ ); продольное ускорение  $J_x$ , нормальное ускорение  $J_y$  и боковое ускорение  $J_z$  в связанной системе координат, м/c<sup>2</sup>; скоростной напор q, Па; ширина импульса сигнала в микросекундах  $\tau$ .



Рис. 2. Электронная схема системы бортовых измерений, полученная с использованием ПО Proteus



Рис. 3. Основные элементы системы бортовых измерений:

а – прототип СБИ; б – графическая репрезентация схемы СБИ с помощью ПО Fritzing: 1 – микроконтроллер Arduino Nano 33 BLE; 2 – датчик абсолютной ориентации BNO055; 3 – барометрический высотомер BMP180; 4 – модуль памяти Micro SD Card Adapter; 5 – макетная плата; 6 – клеммы подключения датчика динамического напора MPXV7002DP; 7 – клеммы питания СБИ; 8 – клеммы кнопки перезагрузки; 9 – клемма сигнала на двигатель, подающегося от приёмника; 10 – клемма сигнала на двигатель, подающегося от СБИ; 11 – датчик динамического напора MPXV7002DP; 12 – кнопка перезагрузки СБИ; 13 – АКБ; 14 – электродвигатель; 15 – регулятор хода двигателя; 16 – сервоприводы

/// *Te	st.txt – Бло	окнот							— C	) X
<u>Ф</u> айл	<u>П</u> равка	Фор <u>м</u> ат <u>В</u> ид	<u>С</u> правка							
t(ms)	h(m)	qØ	q1	q2	q3	Jx	Ју	Jz	q(Pa)	Tau \land
1952	0.36	0.85	0.22	0.27	-0.39	-6.33	2.05	7.84	13.9	1131
2091	0.22	0.81	0.24	0.29	-0.44	-6.78	1.82	7.78	6.57	1132
2217	0.13	0.77	0.24	0.31	-0.5	-6.93	1.44	7.22	11.46	1133
2347	0.23	0.76	0.24	0.32	-0.52	-6.52	0.63	7.38	9.02	1131

Рис. 4. Пример записи полётных параметров в файл

Система бортовых измерений начинает регистрировать и сохранять параметры с момента её включения. Все используемые датчики перед сборкой системы должны проходить проверку и тарироваться. В рассматриваемом примере тарировка датчика полного давления выполнялась в аэродинамической трубе путём сравнения показаний датчика и действительного скоростного напора. Проверка правильности показаний датчика ориентации и акселерометра проводились на специальном стенде с карданным подвесом и лимбами для измерения угловых перемещений.

Для пересчёта аэродинамических коэффициентов из связанной системы координат в скоростную необходимы данные об угле атаки летательного аппарата. Микроразмерных датчиков угла атаки в свободном доступе на рынке электронных элементов в продаже нет – требуется специальная разработка. В то же время угол атаки может быть вычислен как разница углов тангажа и наклона траектории летательного аппарата при том, что угол тангажа определяется непосредственно датчиком абсолютной ориентации, а угол наклона траектории может быть определён через соотношение поступательной и вертикальной скоростей БПЛА. Вертикальная скорость может быть вычислена как производная высоты полёта по времени. Предварительные исследования показали, что использование такого метода не позволяет достичь высокой точности. Поэтому в данной работе определение аэродинамических коэффициентов в скоростной системе координат не рассматривается. При этом делается допущение, что при рассмотрении характеристик в горизонтальном крейсерском полёте, где углы атаки относительно невелики, можно считать аэродинамические коэффициенты в связанной и скоростной системах координат примерно одинаковыми. Таким образом, аэродинамическое качество в данной работе предложено оценивать как отношение коэффициента нормальной силы к коэффициенту тангенциальной силы.

## Компоновка летающей лаборатории

Разработанная система бортовых измерений использовалась в лётном эксперименте на БПЛА, изготовленном авторами и описанном в [28]. Сводка масс и основные геометрические характеристики представлены в табл. 1.

БПЛА выполнен по нормальной схеме с высокорасположенным однолонжеронным прямым крылом и оперением классической схемы. Бесколлекторный электродвигатель располагается в носовой части фюзеляжа для обеспечения возможности запуска броском с руки. Крыло имеет плосковыпуклый аэродинамический профиль Rhode St. Genese 32 с относительной толщиной, равной 12%. Органами управления БПЛА являются руль высоты и флапероны, сочетающие в себе роль элеронов в полёте и закрылков во взлётно-посадочной конфигурации. Отклонение органов управления осуществляется с помощью трёх сервоприводов: двух для флаперонов и одного для руля высоты.

Взлётная масса, кг	0,422
Относительная масса конструкции $m_{\kappa}/m_0$	0,440
Относительная масса силовой установки $m_{\rm c.y}/m_0$	0,104
Относительная масса аккумулятора $m_{AKE}/m_0$	0,156
Относительная масса воздушного винта $m_{_{\rm B,B}}/m_0$	0,030
Относительная масса системы управления $m_{ynp}/m_0$	0,114
Относительная масса СБИ $m_{\rm CБИ}/m_0$	0,154
Удлинение крыла λ	6
Размах крыла <i>l</i> , м	0,876
Площадь крыла <i>S</i> , м <sup>2</sup>	0,128
Площадь миделевого сечения фюзеляжа $S_{{}_{\mathrm{M}, \phi}}, \mathrm{M}^2$	0,005
Относительная площадь горизонтального оперения $\overline{S}_{\Gamma,O}$	0,184
Относительная площадь вертикального оперения $\overline{S}_{\text{B,O}}$	0,068
Длина БПЛА <i>L</i> , м	0,625
Расчётная скорость полёта V, км/ч	35
Максимальная мощность двигателя $N_{\text{дв}}$ , Вт	60
Положение центра масс БПЛА, % САХ	24,50

Таблица 1. Основные характеристики БПЛА

В центральной части БПЛА под крылом располагается отсек для размещения системы бортовых измерений полётных параметров и приёмника радиосигнала от оператора БПЛА. В носовой части БПЛА располагаются источник питания – аккумуляторная батарея и контроллер управления двигателем. Приёмники полного и статического давления установлены на консольных частях крыла.

На рис. 5 показана трёхмерная геометрическая модель БПЛА (*a*) и готовый БПЛА в полёте (б). На рис. 6 представлено размещение СБИ в специальном корпусе (*a*) и в отсеке фюзеляжа (б). Размеры корпуса СБИ: 62×46×61 мм.



Рис. 5. Трёхмерная модель беспилотной летающей лаборатории и фото изготовленного БПЛА: а — модель БПЛА; б — готовый БПЛА в полёте





б

Рис. 6. Размещение датчиков системы бортовых измерений: а – в специальном корпусе; б – в отсеке фюзеляжа

## Результаты экспериментального исследования аэродинамических характеристик БПЛА

Лётный эксперимент производится на открытом пространстве. БПЛА запускается броском с руки. Управление осуществляется оператором дистанционно по радиосигналу. Запись полётных параметров начинается с момента подачи питания в электросистему БПЛА. В процессе работы СБИ происходит непрерывная запись снимаемых с датчиков параметров на карту памяти. После завершения полёта и отключения электросистемы БПЛА от питания файл с полётными данными может быть переписан с карты памяти на компьютер для их анализа и расчёта на их основе аэродинамических характеристик БПЛА. В течение всего полёта производится запись на видео с земли.

В табл. 2, 3 приводятся результаты обработки экспериментальных данных при выполнении горизонтального установившегося полёта. При этом горизонтальный полёт выполнялся два раза на разных скоростях. В табл. 2, 3 приведены усреднённые значения полётных параметров и рассчитанные на их основе аэродинамические характеристики и значения КПД электродвигателя, воздушного винта и силовой установки для режима горизонтального полёта. Полёты производились с небольшим интервалом времени при температуре воздуха  $T = -7^{\circ}$ С, атмосферном давлении p = 758 мм рт. ст. и относительной влажности воздуха  $\varphi = 74\%$ .

№ эксп.	<i>h</i> , м	₿,°	$n_x$	n <sub>y</sub>	q, Па	<i>V</i> , м/с	Р,Н	$N_3$ , Вт
1	8,71	-3,37	0,0551	0,9871	26,11	8,3	0,7154	5,9462
2	6,4	-0,21	-0,0255	1,0371	43,20	11,0	0,5617	6,1859

Таблица 2. Полётные параметры, полученные в ходе лётных экспериментов

Таблица 3. Аэродинамические характеристики и КПД, полученные в результате обработки полётных параметров

№ эксп.	<i>C</i> <sub><i>x</i></sub>	$c_y$	K	$\eta_{_{ m ZB}}$	$\eta_{_{ m BИHT}}$	η
1	0,0796	0,6398	8,0347	0,406	0,471	0,191
2	0,0610	0,3828	6,2780	0,401	0,371	0,149

Примечательно, что режим горизонтального полёта при меньшей скорости более выгоден с точки зрения аэродинамического качества и энергопотребления силовой установки. Несмотря на бо́льшие значения коэффициента продольной силы  $c_x$ , на этом

режиме наблюдаются более высокие значения коэффициента нормальной силы *c<sub>y</sub>* и коэффициента полезного действия силовой установки.

Результаты выполнения фигуры «петля» представлены на рис. 7.



Рис. 7. Полётные параметры и аэродинамические характеристики при выполнении фигуры «петля»

Используемые датчики позволяют получать данные с высокой точностью. Так, некоторые из них оснащены фильтрами измеряемых величин, что позволяет эффективно избавляться от шума и повысить качество снимаемых данных. Датчик полного давления выдаёт показания с довольно высоким шумом, так как он предназначен для измерения более высоких значений скоростного напора воздуха, поэтому его показания были усреднены после обработки результатов полёта.

На графиках наблюдается взаимное соответствие между полётными параметрами. Нормальная перегрузка  $n_y$  возрастает до достижения первого экстремума, соответствующего углу тангажа  $\mathcal{G} = 45^{\circ}$ , после чего снижается до единицы в момент переворота и снова возрастает до достижения второго экстремума при  $\mathcal{G} = -45^{\circ}$  с последующим снижением. Продольная перегрузка  $n_x$  достигает максимума при  $\mathcal{G} = 180^{\circ}$  и минимума при  $\mathcal{G} = -45^{\circ}$ . Угол тангажа  $\mathcal{G}$  возрастает до достижения наивысшей точки петли, соответствующей  $\mathcal{G} = 180^{\circ}$ , после чего происходит его отражение до  $\mathcal{G} = -180^{\circ}$ , свидетельствующее о перевороте БПЛА в вертикальной плоскости, и последующее возвращение к околонулевым значениям. Барометрическая высота h, тяга P и мощность W возрастают до достижения максимального значения в точке переворота и снижаются после него. Воздушная скорость V возрастает до достижения первого экстремума, соответствующего углу тангажа  $\mathcal{G} = 45^{\circ}$ , после чего снижается до минимума в момент переворота и снова возрастает до достижения вторие значения первого экстремума, соответствующего углу тангажа  $\mathcal{G} = 45^{\circ}$ , после чего снижается до минимума в момент переворота и снова возрастает до достижения второго экстремума, соответствующего углу тангажа  $\mathcal{G} = 45^{\circ}$ , после чего снижается до минимума в момент переворота и снова возрастает до достижения второго экстремума при  $\mathcal{G} = -45^{\circ}$  с после дующим снижением.

### Заключение

Результаты выполненного эксперимента показывают, что создание системы сбора бортовых измерений по предложенной методологии для малоразмерных летательных аппаратов возможно с малыми затратами. Предложенная система позволяет получать широкий спектр регистрируемых параметров и вычисленных аэродинамических характеристик с интервалом до 50 мс и сохранять их на внешнем носителе.

При проектировании использованного в лётном эксперименте БПЛА в крейсерском режиме полёта закладывалось значение аэродинамического качества 7 единиц и коэффициент подъёмной силы  $c_{ya} = 0,6$ . В результате экспериментальных лётных исследований получены значения аэродинамического качества от 6 до 8 единиц при различных режимах полёта и коэффициент нормальной силы  $c_y = 0,64$ , что приемлемо согласуется с проектными расчётными данными.

Таким образом, разработанную методику определения аэродинамических характеристик малоразмерных БПЛА в лётном эксперименте и её программно-аппаратную реализацию можно рекомендовать для широкого применения в поисковых исследованиях при предварительных экспериментальных исследованиях новых БПЛА, оснащать их системой бортовых измерений во время выполнения первых полётов.

Исследования выполнены при поддержке программы развития Самарского университета на 2021-2030 годы «Приоритет 2030», номер соглашения № ПР-НУ/2.1-08-2023.

## Библиографический список

1. Миронов А.Д., Владычин Г.П., Кондратов А.А. Методы исследований на летающих моделях. М.: Машиностроение, 1988. 144 с.

2. Корсун О.Н., Николаев С.В. Методика идентификации аэродинамических коэффициентов продольного движения самолёта в эксплуатационном диапазоне углов атаки // Мехатроника, автоматизация, управление. 2015. Т. 16, № 4. С. 269-276. DOI: 10.17587/mau.16.269-276

3. Николаев С.В. Методика оценки характеристик устойчивости и управляемости корабельных авиационных комплексов на основе рационального сочетания моделирования, идентификации и лётных экспериментов // Наука и Образование: научное издание МГТУ им. Н.Э. Баумана. 2015. № 10. С. 171-193. DOI: 10.7463/1015.0813316

4. Тюрина М.М., Порунов А.А. Система измерения высотно-скоростных параметров винтокрылых и сверхлёгких летательных аппаратов // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2007. № 4. С. 53-57.

5. Максимов А.К. Метод косвенного измерения аэродинамических углов летательного аппарата с использованием акселерометров и датчиков давления // Известия высших учебных заведений. Приборостроение. 2019. Т. 62, № 10. С. 893-899. DOI: 10.17586/0021-3454-2019-62-10-893-899

6. Максимов А.К. Оценка погрешностей косвенного измерения аэродинамических углов летательного аппарата с использованием акселерометров и датчиков давления // Известия высших учебных заведений. Приборостроение. 2020. Т. 63, № 7. С. 634-639. DOI: 10.17586/0021-3454-2020-63-7-634-639

7. Higashino S.I., Sakurai A. A UAV flight-experiment system for the estimation of aerodynamic characteristics // 2nd AIAA Unmanned Unlimited Conf. and Workshop & Exhibit (September, 15-18, 2003, San Diego, California). DOI: 10.2514/6.2003-6584

8. Chung P.-H., Ma D.-M., Shiau J.-K. Design, manufacturing, and flight testing of an experimental flying wing UAV // Applied Sciences. 2019. V. 9, Iss. 15. DOI: 10.3390/app9153043

9. Sato M., Muraoka K. Flight controller design and demonstration of quad-tilt-wing unmanned aerial vehicle // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. 2015. V. 38, Iss. 6. P. 1071-1082. DOI: 10.2514/1.g000263

10. Хамза М.А.Х. Проектирование системы сбора полётной информации для расчёта аэродинамических характеристик БПЛА // Онтология проектирования. 2023. Т. 13, № 1 (47). С. 90-98. DOI: 10.18287/2223-9537-2023-13-1-90-98

11. Pixhawk. Flight controller: https://pixhawk.org/products/

12. FeuyuTech FY-51AP. Flight controller. https://store.feiyu-tech.com/collections/uavautopilot/products/feiyutech-fy-51ap-flight-controller-for-fixed-wing-aerial-photography-uavdrone-rc-plane-fpv

13. AutoQuad autonomous multi rotor vechile controller. http://autoquad.org/

14. Балакин В.Л., Лазарев Ю.Л. Динамика полёта самолёта. Расчёт траекторий и лётных характеристик: конспект лекций. Самара: Самарский государственный аэрокосмический университет, 2002. 56 с.

15. Остославский И.В., Стражева И.В. Динамика полёта. Траектории летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1969. 501 с.

16. Lukyanov O.E., Espinosa Barsenas O.U., Zolotov D.V. Experimental model of an electric power plant for small UAV's automatic control systems // 2021 International Scientific and Technical Engine Conference (EC) (June, 23-25, 2021, Samara, Russian Federation). DOI: 10.1109/ec52789.2021.10016802

17. Лукьянов О.Е., Тарасова Е.В., Мартынова В.А. Удалённое управление экспериментальной установкой и автоматизация обработки экспериментальных данных // Известия Самарского научного центра РАН. 2017. Т. 19, № 1. С. 128-132.

18. Горлин С.М. Экспериментальная аэромеханика: учеб. пособие для вузов. М.: Высшая школа, 1970. 423 с.

19. Buck A.L. New equations for computing vapor pressure and enhancement factor // Journal of Applied Meteorology. 1981. V. 20, Iss. 12. P. 1527-1532. DOI: 10.1175/1520-0450(1981)020<1527:nefcvp>2.0.co;2

20. Beard R.W., McClain T.U. Small unmanned aircraft: Theory and practice. Princeton University Press, 2012. 320 p. DOI: 10.1515/9781400840601

21. Челноков Ю.Н. Кватернионные модели и методы динамики, навигации и управления движением. М.: Физматлит, 2011. 556 с.

22. Бранец В.Н., Шмыглевский И.П. Применение кватернионов в задачах ориентации твёрдого тела. М.: Наука, 1973. 320 с.

23. BMP180. Digital pressure sensor. https://cdn-shop.adafruit.com/datasheets/BST-BMP180-DS000-09.pdf

24. BNO055. Intelligent 9-axis absolute orientation sensor. https://www.bosch-sensortec.com/media/boschsensortec/downloads/datasheets/bst-bno055-ds000.pdf

25. MPXV7002. Integrated silicon pressure sensor, on-chip signal conditioned, temperature compensated and calibrated. https://www.nxp.com/docs/en/data-sheet/MPXV7002.pdf

26. Обзор модуля micro SD карт, SPI: https://robotchip.ru/obzor-modulya-micro-sd-kart-spi/

27. The Arduino Nano 33 BLE.

https://docs.arduino.cc/static/8d5ff8c913179005a1245cf76bc97df7/ABX00031-datasheet.pdf

28. Лукьянов О.Е., Золотов Д.В. Методологическое обеспечение подготовки проектантов и операторов беспилотных летательных аппаратов // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2021. Т. 20, № 1. С. 14-28. DOI: 10.18287/2541-7533-2021-20-1-14-28

## DETERMINING AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF SMALL UNMANNED AERIAL VEHICLES INVOLVING FLIGHT EXPERIMENT

© 2023

O. E. Lukyanov	Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Department of Aircraft Construction and Design; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; <u>lukyanovoe@mail.ru</u>
D. V. Zolotov	Postgraduate Student of the Institute of Aerospace Engineering; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; <u>dmitriy.zolotov.98@mail.ru</u>
O. U. Espinosa Barsenas	Postgraduate Student of the Institute of Aerospace Engineering; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; oscar.espinosa.barcenas@gmail.com
V. A. Komarov	Doctor of Science (Engineering), Professor, Professor of the Department of Aircraft Construction and Design, Samara National Research University, Samara, Russian Federation; <u>komarov.va@ssau.ru</u>

The methodology, software and hardware and the results of determining the aerodynamic characteristics of a small-sized UAV on the basis of a flight experiment are considered in the article. The peculiarity of the proposed technique is the use of small-sized UAVs to study the aerodynamic characteristics of various aerodynamic configurations and new engineering solutions. The main feature of the software and hardware implementation of the methodology consists in the use of small-sized electronic elements and electromechanical components available on the market in order to develop a sufficiently universal system of airborne measurements. The description and technical characteristics of the developed system are given. The system was tested on a specially designed and manufactured UAV with a traditional aerodynamic configuration that was designed using well-known and sufficiently reliable aerodynamic characteristics for such aircraft. The results of processing the data of the flight experiment and the aerodynamic characteristics calculated on its basis are presented. They show fairly good agreement with the parameters laid down in the design of the experimental UAV.

Unmanned flying laboratory; small-sized; airborne measurements; flight parameters; aerodynamic characteristics; experiment

<u>Citation:</u> Lukyanov O.E., Zolotov D.V., Espinosa Barsenas O.U., Komarov V.A. Determining aerodynamic characteristics of small unmanned aerial vehicles involving flight experiment. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2023. V. 22, no. 3. P. 59-74. DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-3-59-74

## References

1. Mironov A.D., Vladychin G.P., Kondratov A.A. *Metody issledovaniy na letayushchikh modelyakh* [Methods of flying model studies]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1988. 144 p.

2. Korsun O.N., Nikolayev S.V. Identification of the aerodynamic coefficients of longitudinal motion of an aircraft in the operational range of the attack angles. *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie.* 2015. V. 16, no. 4. P. 269-276. (In Russ.). DOI: 10.17587/mau.16.269-276

3. Nikolayev S.V. Technique for assessing the stability and controllability characteristics of naval aircraft systems based on the rational combination of modeling, identification and flight experiments. *Science and Education of the Bauman MSTU*. 2015. No. 10. P. 171-193. (In Russ.). DOI: 10.7463/1015.0813316

4. Tyurina M.M., Porunov A.A. A system for measuring the altitude-airspeed parameters of rotorcraft and very light flight vehicles. *Russian Aeronautics*. 2007. V. 50, Iss. 4. P. 422-429. DOI: 10.3103/S1068799807040137

5. Maksimov A.K. Method of indirect measurement of aircraft aerodynamic angles using accelerometers and pressure sensors. *Journal of Instrument Engineering*. 2019. V. 62, no. 10. P. 893-899. (In Russ.). DOI: 10.17586/0021-3454-2019-62-10-893-899

6. Maksimov A.K. Estimation of errors in indirect measurement of aircraft aerodynamic angles using accelerometers and pressure sensors. *Journal of Instrument Engineering*. 2020. V. 63, no. 7. P. 634-639. (In Russ.). DOI: 10.17586/0021-3454-2020-63-7-634-639

7. Higashino S.I., Sakurai A. A UAV flight-experiment system for the estimation of aerodynamic characteristics. 2nd AIAA Unmanned Unlimited Conf. and Workshop & Exhibit (September, 15-18, 2003, San Diego, California). DOI: 10.2514/6.2003-6584

8. Chung P.-H., Ma D.-M., Shiau J.-K. Design, manufacturing, and flight testing of an experimental flying wing UAV. *Applied Sciences*. 2019. V. 9, Iss. 15. DOI: 10.3390/app9153043

9. Sato M., Muraoka K. Flight controller design and demonstration of quad-tilt-wing unmanned aerial vehicle. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*. 2015. V. 38, Iss. 6. P. 1071-1082. DOI: 10.2514/1.g000263

10. Hamzah M.A.H. Designing a flight information collection system for calculating the aerodynamic characteristics of a UAV. *Ontology of Designing*. 2023. V. 13, no. 1. P. 90-98. (In Russ.). DOI: 10.18287/2223-9537-2023-13-1-90-98
11. Pixhawk. Flight controller. Available at: https://pixhawk.org/products/

12. FeuyuTech FY-51AP. Flight controller. Available at: https://store.feiyutech.com/collections/uav-autopilot/products/feiyutech-fy-51ap-flight-controller-for-fixedwing-ayerial-photography-uav-drone-rc-plane-fpv

13. AutoQuad autonomous multi rotor vechile controller. Available at: http://autoquad.org/

14. Balakin V.L., Lazarev Yu.L. *Dinamika poleta samoleta. Raschet traektoriy i letnykh kharakteristik: konspekt lektsiy* [Aircraft flight dynamics. Calculation of trajectories and flight performance: lecture notes]. Samara: Samara State Aerospace University Publ., 2002. 56 p.

15. Ostoslavskiy I.V., Strazheva I.V. *Dinamika poleta. Traektorii letatel'nykh apparatov* [Flight dynamics. Aircraft trajectories]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1969. 501 p.

16. Lukyanov O.E., Espinosa Barsenas O.U., Zolotov D.V. Experimental model of an electric power plant for small UAV's automatic control systems. 2021 International Scientific and Technical Engine Conference (EC) (June, 23-25, 2021, Samara, Russian Federation). DOI: 10.1109/ec52789.2021.10016802

17. Lukianov O.E., Tarasova E.V., Martynova V.A. Remote management of experimental installation and utomation of processing of experimental data. *Izvestiya Samarskogo nauchnogo tsentra RAN*. 2017. V. 19, no. 1. P. 128-132. (In Russ.)

18. Gorlin S.M. *Eksperimental'naya aeromekhanika: ucheb. posobie dlya vuzov* [Experimental aeromechanics: study guide for university students]. Moscow: Vysshaya Shkola Publ., 1970. 423 p.

19. Buck A.L. New equations for computing vapor pressure and enhancement factor. *Journal of Applied Meteorology*. 1981. V. 20, Iss. 12. P. 1527-1532. DOI: 10.1175/1520-0450(1981)020<1527:nefcvp>2.0.co;2

20. Beard R.W., McClain T.U. Small unmanned aircraft: Theory and practice. Princeton University Press, 2012. 320 p. DOI: 10.1515/9781400840601

21. Chelnokov Yu.N. *Kvaternionnye modeli i metody dinamiki, navigatsii i upravleniya dvizheniem* [Quaternion models and methods of dynamics, navigation and motion control]. Moscow: Fizmatlit Publ., 2011. 556 p.

22. Branets V.N., Shmyglevskiy I.P. *Primenenie kvaternionov v zadachakh orientatsii tverdogo tela* [Use of quaternions in problems of rigid body orientation]. Moscow: Nauka Publ., 1973. 320 p.

23. BMP180. Digital pressure sensor. Available at: https://cdnshop.adafruit.com/datasheets/BST-BMP180-DS000-09.pdf

24. BNO055. Intelligent 9-axis absolute orientation sensor. Available at: https://www.bosch-sensortec.com/media/boschsensortec/downloads/datasheets/bst-bno055-ds000.pdf

25. MPXV7002. Integrated silicon pressure sensor, on-chip signal conditioned, temperature compensated and calibrated. Available at: https://www.nxp.com/docs/en/data-sheet/MPXV7002.pdf

26. *Obzor modulya micro SD kart, SPI* [Survey of a module of micro SD cards]. Available at: https://robotchip.ru/obzor-modulya-micro-sd-kart-spi/

27. The Arduino Nano 33 BLE. Available at: https://docs.arduino.cc/static/8d5ff8c913179005a1245cf76bc97df7/ABX00031-datasheet.pdf

28. Lukyanov O.E., Zolotov D.V. Methodological support for the training of UAV designers and operators. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2021. V. 20, no. 1. P. 14-28. (In Russ.). DOI: 10.18287/2541-7533-2021-20-1-14-28

УДК 621.438

DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-3-75-88

# ОСОБЕННОСТИ ПРОЕКТНОГО РАСЧЁТА ПАРАМЕТРОВ ПРОТОЧНОЙ ЧАСТИ КАСКАДОВ КОМПРЕССОРА ДВУХВАЛЬНОГО ГАЗОГЕНЕРАТОРА ГТД НА БАЗЕ ОДНОМЕРНЫХ И ДВУХМЕРНЫХ МОДЕЛЕЙ ИХ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА

© 2023

В. Н. Матвеев	доктор технических наук, профессор кафедры теории двигателей летательных аппаратов; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; valeriym2008@rambler.ru
Е. С. Горячкин	кандидат технических наук, доцент кафедры теории двигателей летательных аппаратов; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; goriachkin.e.s@gmail.com
Г. М. Попов	кандидат технических наук, доцент кафедры теории двигателей летательных аппаратов; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; <u>popov@ssau.com</u>
О. В. Батурин	кандидат технических наук, доцент кафедры теории двигателей летательных аппаратов; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; <u>oleg.v.baturin@gmail.com</u>
И. А. Кудряшов	аспирант кафедры теории двигателей летательных аппаратов; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; <u>ivan.kudryash1337@gmail.com</u>

В статье изложены и обоснованы особенности проектного расчёта параметров для формирования первоначального облика проточной части каскадов компрессора газогенератора авиационного газотурбинного двигателя. Содержатся рекомендации по распределению значений коэффициента напора, коэффициента полезного действия и других важных параметров по ступеням каскадов среднего и высокого давления компрессора на этапе проектного термодинамического расчёта. Отмечено, что на среднем диаметре следует учитывать типовые распределения осевой составляющей скорости потока и степени реактивности вдоль проточной части каскадов компрессора. Одновременно необходимо обеспечить требования по снижению скорости потока и коэффициентов повышения статического давления в решётках рабочих колёс и направляющих аппаратов, коэффициентов напора и нагрузки Степанова. Особенностями проектного газодинамического расчёта компрессора по радиусу проточной части является разнообразие законов закрутки потока на входе в рабочие колёса, распределений значений степени повышения давления и коэффициента полезного действия по высоте лопаток. Представлен пример трёхмерной модели проточной части компрессора, сформированной с учётом особенностей проектного расчёта параметров каскадов компрессоров двухвальных газогенераторов на основе соответствующей схемы проточной части в меридиональной плоскости.

Авиационный двигатель; двухвальный газогенератор; каскады компрессора; проточная часть; проектный расчёт параметров

<sup>&</sup>lt;u>Цитирование</u>: Матвеев В.Н., Горячкин Е.С., Попов Г.М., Батурин О.В., Кудряшов И.А. Особенности проектного расчёта параметров проточной части каскадов компрессора двухвального газогенератора ГТД на базе одномерных и двухмерных моделей их рабочего процесса // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2023. Т. 22, № 3. С. 75-88. DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-3-75-88

## Введение

Традиционно газодинамическое проектирование компрессоров газогенераторов (ГГ) авиационных двигателей, в том числе каскадов компрессоров ГГ двухконтурных турбореактивных двигателей, включает в себя следующие стадии [1; 2]:

 проектирование проточной части (ПЧ) каскадов компрессора в меридиональной плоскости;

 проектный расчёт параметров ПЧ каскадов компрессора с помощью одномерных и двухмерных моделей их рабочего процесса;

 – определение характеристик каскадов компрессора с учётом возможного регулирования его параметров на основных режимах работы двигателя;

 – расчётную газодинамическую доводку пространственной формы ПЧ каскадов компрессора с помощью современных методов вычислительной газовой динамики [3].

Перед описанием особенностей проектного расчёта параметров ПЧ компрессоров двухвального ГГ следует отметить, что он является многоуровневым итеративным процессом. Этот расчёт является одним из начальных этапов проектирования и его результаты впоследствии существенно корректируются на этапах 3D-моделирования и прочностной доводки. Его результаты являются важными для получения первоначальной конфигурации компрессора, которая будет более тщательно дорабатываться на следующих этапах с помощью существенно более требовательных к ресурсам математических моделей. И от того, насколько успешно будет выполнено первичное проектирование ПЧ каскадов компрессора ГГ в трёхмерной постановке, во многом зависит эффективность и трудоёмкость процесса проектирования и конструирования двигателя в целом.

Подходы к формированию облика ПЧ многоступенчатых осевых компрессоров (МОК) основного структурного узла двигателя – газогенератора предложены в целом ряде работ, таких например, как [2; 4 – 6]. В частности, они рассмотрены и в работе [7], которая посвящена следующей стадии проектирования – проектному расчёту параметров ПЧ каскадов компрессора с помощью одномерных и двухмерных моделей их рабочего процесса.

Несмотря на то, что этим расчётам в известных публикациях уделено немало внимания, вопросы методов их проведения остаются по-прежнему актуальными. Дело в том, что по мере появления новых поколений двигателей возникает необходимость в частичной корректировке алгоритмов определения параметров ПЧ МОК и ограничений режимного, газодинамического и конструктивно-геометрического характера. Это связано как с новыми подходами и информационными возможностями проектирования ГТД, так и с новыми материалами, производственными технологиями и конструкторскими ноу-хау.

# Цель и этапы проектного расчёта каскадов компрессора газогенератора

Проектный расчёт каскадов компрессора ГГ осуществляется после термодинамического расчёта всего двигателя и первоначального формирования облика ПЧ ГГ в меридиональной плоскости. В результате этих этапов для каскадов компрессора среднего и высокого давления в первом приближении определяются числа ступеней, характерные диаметры ПЧ и частоты вращения роторов.

Целью проектного расчёта компрессора является определение всех геометрических параметров, необходимых для формирования первичного трёхмерного облика его проточной части. Проектный расчёт параметров ПЧ каскада компрессора ГГ с помощью одномерных и двухмерных моделей его рабочего процесса традиционно подразделяется на следующие этапы [2]:

1) проектный термодинамический расчёт компрессора;

2) проектный газодинамический расчёт компрессора на среднем диаметре;

3) проектный газодинамический расчёт компрессора по радиусу ПЧ;

4) оценка значений геометрических параметров профилей и их решёток в различных сечениях по высоте ПЧ компрессора.

## Проектный термогазодинамический расчёт каскадов компрессора

Схема ПЧ каскадов среднего и высокого давления (КСД и КВД) компрессора ГГ в меридиональной плоскости с обозначением характерных сечений представлена на рис. 1, *а*. На рисунке применены следующие обозначения: BBД – входное сечение в КВД,  $\kappa BД$  – выходное сечение КВД, BCД – входное сечение в КСД,  $\kappa CД$  – выходное сечение КВД, BCД – входное сечение в КСД,  $\kappa CД$  – выходное сечение компрессора, а большие – на конкретный компрессор),  $D_{1 \text{пер } CД}$  и  $D_{1 \text{пер } BJ}$  – периферийные диаметры на входе в КСД и КВД,  $\overline{H}_{z \text{ ст пер}}$  – коэффициент затраченного напора ступени компрессора.

Проектный термодинамический расчёт каскадов МОК проводится с помощью одномерной модели рабочего процесса на расчётном, обычно крейсерском, режиме. При этом в процессе проектирования рассматривается несколько схем каскадов компрессора, отличающихся числом ступеней и конфигурацией ПЧ, из которых в дальнейшем выбираются наиболее перспективные варианты по разным критериям.



Рис. 1. Схема проточной части компрессора двухвального газогенератора с двумя способами распределения значений коэффициента напора по ступеням: а – схемы проточных частей компрессора среднего давления (слева) и компрессора высокого давления (справа); б – распределения значений коэффициента напора

Исходными данными для термодинамического расчёта каскадов компрессора являются параметры, значения которых получены на предыдущих стадиях проектирования. К таким параметрам относятся степени повышения давления, удельные работы, частоты вращения роторов КСД и КВД, давления и температуры заторможенного потока в характерных сечениях, а также конструктивно-геометрические параметры каскадов компрессоров, характеризующие их облик в меридиональной плоскости, такие, в частности, как число ступеней  $z_{\rm ct}$  и характерные диаметры.

К особенностям проектного термодинамического расчёта КСД и КВД можно отнести следующее:

1. Распределение значений коэффициента затраченного напора  $\overline{H}_{z \, \text{ст пер}} = H_{z \, \text{ст}} / U_{\text{пер}}^2$  по ступеням КСД и КВД осуществляется двумя способами.

При первом («классическом») способе это распределение имеет почти параболический вид (рис. 1, б) [1; 2]. При его использовании значение  $\overline{H}_{z \text{ст пер}}$  в КСД возрастает

от  $\overline{H}_{z \, cr \, nep1}$  первой ступени, равным или немного большим 0,20, к последним ступеням до 0,30...0,33. В КВД величина  $\bar{H}_{z \text{ ст пер}}$  увеличивается от 0,26...0,28 в первой ступени до 0,30...0,33 в средних ступенях и уменьшается к выходу из КВД до 0,26...0,28. Такое распределение  $\bar{H}_{z \text{ ст пер}}$  связано с тем, что на входе в первую ступень имеет место повышенная неравномерность потока и её КПД невелик. Кроме того, выбору в первых ступенях повышенных значений  $\overline{H}_{z\,{
m cr\, nep}}$  препятствует стремление обеспечения равномерного напора по высоте лопаток. При малых значениях относительного втулочного диаметра, характерного для первых ступеней, во втулочных сечениях возможно появление чрезмерно больших углов поворота потока. На последних ступенях КВД из-за уменьшения высоты лопаток КПД ступеней снижается вследствие повышенных относительных величин радиальных зазоров и повышенной доли вторичных потерь. Кроме того, на выходе из КВД с целью обеспечения стабильной (бессрывной) работы камеры сгорания желательно, чтобы приведённая скорость потока  $\lambda_{{}_{\rm KBJ}}$  не превышала 0,30...0,32. В связи с этим в последних ступенях КВД резко снижается коэффициент расхода  $\overline{C}_a = C_a / U_{cp}$  (иногда до 0,39...0,41) и увеличивается коэффициент нагрузки Степанова  $\overline{H}_{\rm T}/\overline{C}_a$  [8]. Чтобы последний не превышал предельного значения 0,65, приходится уменьшать напор на последних ступенях. Уменьшение напора на первых и последних ступенях каскада компрессора также благоприятно влияет на обеспечение потребного запаса газодинамической устойчивости МОК на нерасчётных режимах.

При втором способе распределения значений коэффициента затраченного напора по ступеням на первой ступени КСД предлагается [6; 7] существенно увеличить коэффициент  $\bar{H}_{z\,{
m cr\,nep}}$  до величины, превышающей 0,50 (рис. 1,  $\delta$ ) за счёт применения высоконапорной (трансзвуковой) широкохордной ступени. Характер распределения значений  $\bar{H}_{z\,{
m cr\,nep}}$  по остальным ступеням КСД и КВД остаётся практически прежним. Однако вследствие повышения температуры воздуха за трансзвуковой ступенью при сохранении прежнего уровня скоростей в относительном движении на входе в рабочие колёса  $\lambda_{\rm w1}$  значения  $\bar{H}_{z\,{
m cr\,nep}}$ , начиная со второй ступени КСД, могут быть несколько увеличены. Применение второго способа распределения  $\bar{H}_{z\,{
m cr\,nep}}$  по ступеням в отдельных случаях позволяет уменьшить количество ступеней, осевые габариты и массу МОК,

однако его КПД обычно уменьшается. При любом распределении значений  $\overline{H}_{z\,{\rm cr\,nep}}$  по ступеням должны выдерживаться равенства:

$$L_{\mathrm{k}\,\mathrm{C}\mathrm{A}} = \sum_{i=1}^{z_{\mathrm{k}\mathrm{C}\mathrm{A}}} \bar{H}_{i\,z\,\mathrm{ct}\,\mathrm{nep}} U_{i\,\mathrm{nep}\,\mathrm{C}\mathrm{A}}^{2} \quad \mathrm{M} \quad L_{\mathrm{k}\,\mathrm{B}\mathrm{A}} = \sum_{i=1}^{z_{\mathrm{k}\mathrm{B}\mathrm{A}}} \bar{H}_{i\,z\,\mathrm{ct}\,\mathrm{nep}} U_{i\,\mathrm{nep}\,\mathrm{B}\mathrm{A}}^{2}$$

где  $U_{i \operatorname{nep} C \mathbb{Z}}$  и  $U_{i \operatorname{nep} B \mathbb{Z}}$  – окружные скорости на периферии рабочих колёс *i*-х ступеней КСД и КВД;  $L_{\kappa C \mathbb{Z}}$  и  $L_{\kappa B \mathbb{Z}}$  – суммарные работы каскадов КСД и КВД;  $z_{\kappa C \mathbb{Z}}$  и  $z_{\kappa B \mathbb{Z}}$  – числа ступеней каскадов КСД и КВД.

2. Первоначальное распределение значений КПД по ступеням КСД и КВД осуществляется исходя из соображений, указанных в п. 1. На средних и последних ступенях КСД, а также на средних ступенях КВД назначаются наибольшие значения КПД ступеней из диапазона  $\eta'_{crepmax} = 0,90...0,91$ . На первой дозвуковой и трансзвуковой ступени значение КПД снижается по сравнению с  $\eta'_{crepmax}$  на 1,5...2,0%, на второй – на 0,7...1,0%, а на третьей – на 0,3...0,5%. Если первая ступень сверхзвуковая, то величина её КПД уменьшается на 3,0...4,0% относительно  $\eta'_{crepmax}$ . На предпоследней ступени КВД значение КПД снижается на 0,3...0,5% по сравнению с  $\eta'_{crepmax}$ , а на последней – на 0,7...1,2%. Таким образом, каждой *i*-й ступени КСД и КВД назначается в первом приближении величина КПД  $\eta'_{cri}$ .

3. Поступенчатый термодинамический расчёт каждого каскада компрессора, начиная с первой ступени и заканчивая последней ступенью, проводится обычным порядком, например так, как это предложено в работе [2] с помощью  $\pi - i - T$ -функций [9] для учёта изменения удельной теплоёмкости воздуха при изменении его температуры. Обычно этот расчёт КСД и КВД выполняется в несколько итераций с целью уточнения значений степени повышения давления и КПД каждой ступени МОК.

4. В случае забора воздуха за, например, І-й ступенью КВД (рис. 1, *a*) на охлаждение турбины, величина КПД каскада находится по формуле:

$$\eta_{\kappa} = \frac{G_{{}_{\rm BB,I-I}}\left(i_{{}_{\rm IS}}^{*}-i_{{}_{\rm BB,I}}^{*}\right)+G_{{}_{\rm I-\kappa B,I}}\left(i_{{}_{\kappa B,I,s}}^{*}-i_{{}_{\rm I}}^{*}\right)}{G_{{}_{\rm BB,I-I}}\left(i_{{}_{\rm I}}^{*}-i_{{}_{\rm BB,I}}^{*}\right)+G_{{}_{\rm I-\kappa B,I}}\left(i_{{}_{\kappa B,I}}^{*}-i_{{}_{\rm I}}^{*}\right)},$$

где  $G_{\rm BBД-I}$  – расход воздуха от входа в КВД до выхода из І-й ступени;  $G_{\rm I-\kappa BД}$  – расход воздуха от входа в (I+1)-ю ступень до выхода из КВД;  $i_{\rm BBД}^*$  – энтальпия заторможенно-го потока на входе в КВД;  $i_{\rm Is}^*$  и  $i_{\rm I}^*$  – энтальпии заторможенного потока в изоэнтропическом и реальном процессе повышения давления за І-й ступенью КВД;  $i_{\rm \kappa BДs}^*$  и  $i_{\rm \kappa BД}^*$  – энтальпии заторможенного потока в изоэнтропическом и реальном процессе повышения давления и реальном процессе повышения давления за І-й ступенью КВД;  $i_{\rm \kappa BДs}^*$  и  $i_{\rm \kappa B}^*$  – энтальпии заторможенного потока в изоэнтропическом и реальном процессе повышения давления на выходе из КВД.

Таким образом, в результате термодинамического расчёта каскада компрессора с учётом отмеченных особенностей определяются значения степеней повышения давления и КПД его ступеней, КПД всего каскада, а также полные давления и температуры заторможенного потока воздуха во всех межвенцовых зазорах.

# Проектный газодинамический расчёт компрессора на среднем диаметре

Целью проектного газодинамического расчёта ступеней КСД и КВД газогенератора является определение кинематических и термодинамических параметров в характерных сечениях проточной части ступеней на среднем диметре (рис. 2). При этом также определяются параметры, характеризующие рабочий процесс элементарных лопаточных венцов каскадов на этом диаметре.



Гис. 2. Схема ступени компрессора. а – в меридиональной плоскости с указанием среднего сечения; б – в окружной плоскости с изображением векторов скоростей в контрольных сечениях и основных данных

В качестве исходных данных для расчёта МОК используются энергетические и расходные, термодинамические и газодинамические, а также геометрические параметры, значения которых получены в результате предыдущих этапов проектного расчёта.

Проектный газодинамический расчёт ступени МОК на среднем диаметре выполняется с помощью одномерной модели её рабочего процесса с учётом следующих особенностей:

1. На основании значений осевых составляющих скоростей на входе и выходе из МОК ( $C_{\text{васр}}$  и  $C_{\text{каср}}$ ) осуществляется распределение величины  $C_{\text{аср}}$  на входе и выходе из каждого лопаточного венца компрессора:

– в случае КСД обычно принимается  $C_{\kappa a cp} = C_{B a cp}$  и осевая составляющая скорости потока  $C_{a cp}$  вдоль всей проточной части компрессора остаётся неизменной;

– в случае КВД  $C_{\kappa a c p}$  меньше  $C_{B a c p}$  и тогда возможны два варианта распределения  $C_{a c p}$  вдоль проточной части компрессора: в первом варианте  $C_{a c p}$  уменьшается от входа до выхода из МОК от значения  $C_{B a c p}$  до величины  $C_{\kappa a c p}$ ; во втором варианте значение  $C_{acp}$  в нескольких первых ступенях остаётся неизменным и равным  $C_{Bacp}$ , а в последующих ступенях  $C_{acp}$  плавно уменьшается от значения  $C_{Bacp}$  до величины  $C_{\kappa acp}$ , при этом снижение  $C_{acp}$  в одном лопаточном венце не должно превышать 10...12 м/с [2].

В дальнейшем, при проведении газодинамического расчёта, в различных сечениях по высоте лопатки распределение  $C_{{}_{Bacp}}$  по лопаточным венцам может изменяться и уточняться, в частности, с целью обеспечения приемлемых значений углов потока в относительном движении  $\beta_1$ , углов поворота потока  $\Delta\beta$  и приведённой скорости потока в относительном движении на входе в рабочее колесо (РК).

2. Первоначальное распределение значений степени реактивности  $\rho_{crcp}$  по ступеням МОК производится с учётом рекомендаций табл. 1 [2].

Таблица 1. Диапазоны значений  $\rho_{\rm cr.cp}$  в зависимости от типа и положения ступени в многоступенчатом осевом компрессоре

Тип ступени		Положение ступени в МОК	
	Первая	Средняя	Последняя
Дозвуковая	0,500,70	0,500,70	0,650,80
Трансзвуковая	0,650,75	_	_
Сверхзвуковая	0,700,80	—	—

На последующих этапах газодинамического расчёта распределение значений  $\rho_{\rm ст \, cp}$  по ступеням уточняется в соответствии с рациональными значениями коэффициентов повышения статического давления в решётках РК  $c_{\rm pPK} = (p_2 - p_1)/(p_{w1}^* - p_1)$  и направляющих аппаратов (НА)  $c_{\rm pPK} = (p_3 - p_2)/(p_2^* - p_2)$  на различных радиусах ПЧ [10]. После этого газодинамический расчёт ступеней КСД и КВД на среднем диаметре проводится в традиционной последовательности, представленной, в частности, в работе [2].

Для получения эффективного компрессора с устойчивым рабочим процессом следует обратить внимание на значения следующих относительных параметров, характеризующих его работу:

1. Торможение потока в относительном движении в РК  $W_{2/1} = W_{2\,cp}/W_{1\,cp}$  и в абсолютном движении в НА  $C_{3/2} = C_{3\,cp}/C_{2\,cp}$  (критерий Де Хеллера). Во избежание повышенных гидравлических потерь в РК и НА значения этих отношений должно быть больше 0,70 [11]. В противном случае придётся изменять величину  $\rho_{cr\,cp}$ . Если добиться таким образом необходимого значения  $W_{2/1}$  или  $C_{3/2}$  не удастся, то потребуется уменьшать величину затраченного напора и перераспределять величины  $\overline{H}_{z\,cr\,nep}$  по ступеням МОК.

2. Коэффициент повышения статического давления в РК и НА:

$$c_{p PK cp} = \frac{p_{2 cp} - p_{1 cp}}{p_{w1 cp}^* - p_{1 cp}} \quad \text{M} \quad c_{p HA cp} = \frac{p_{3 cp} - p_{2 cp}}{p_{2 cp}^* - p_{2 cp}}$$

Во избежание повышенных гидравлических потерь в РК и НА значения этих коэффициентов не должны превышать 0,40 [10]. Повлиять на величину  $c_{pPKcp}$  и  $c_{pHAcp}$ можно, изменяя степень реактивности  $\rho_{crcp}$ . В дозвуковых ступенях компрессора целесообразно обеспечить приблизительное равенство коэффициентов  $c_{pPKcp}$  и  $c_{pHAcp}$ .

3. Коэффициент теоретического напора  $\overline{H}_{\text{т пер}} = H_{\text{т}}/U_{1\text{пер}}^2$ , вычисленный по окружной скорости вращения на периферии РК:  $U_{1\text{пер}} = \pi D_{1\text{пер}} n/60$ , где *n* частота вращения ротора, об/мин. Величина этого коэффициента не должна превышать 0,33 [1; 2]. В противном случае следует снизить затраченный напор ступени или увеличить окружную скорость  $U_{1\text{пер}}$ , если это возможно по условию ограничения значения приведённой относительной скорости потока в относительном движении на входе в РК  $\lambda_{\text{w1сp}}$ .

4. Коэффициент расхода, вычисленный по окружной скорости на периферии РК  $\overline{C}_a = C_{1a \text{ ср}}/U_{1 \text{ пер}}$ . Статистические данные свидетельствуют о том, что на входе в первую ступень КСД значение  $\overline{C}_a$  обычно находится в диапазоне 0,45...0,55, а на входе в первую ступень КВД – в диапазоне 0,45...0,50. На выходе из КСД  $\overline{C}_a = 0,45...0,55$ , а на выходе из КВД  $\overline{C}_a = 0,40...0,45$  [1].

5. Коэффициент нагрузки Степанова  $\overline{\overline{H}}_{T} = \overline{H}_{Tnep} / \overline{C}_{a}$ .

С целью обеспечения наибольшего КПД ступени целесообразно, чтобы значение этого коэффициента не превышало 0,65. Рациональный диапазон значений коэффициента нагрузки Степанова составляет 0,55...0,65 [8].

## Проектный газодинамический расчёт компрессора по радиусу проточной части

Целью проектного газодинамического расчёта ступеней МОК по радиусу является определение кинематических и термодинамических параметров в характерных сечениях проточной части ступеней на различных радиусах – от втулочного до периферийного. Кроме этого на этих же радиусах целесообразно найти величины параметров, характеризующих рабочий процесс элементарных лопаточных венцов и ступней в целом, таких как коэффициенты повышения статического давления, торможение потока в РК и НА, коэффициенты теоретического напора и расхода, вычисленные по окружной скорости на периферии РК, коэффициенты нагрузки Степанова.

В качестве исходных данных для проведения расчёта используются геометрические параметры проточной части в меридиональной плоскости, эпюры параметров (полного давления и температуры, а также угла потока) по радиусу на входе во входной направляющий аппарат (BHA) и значения параметров потока на средних диаметрах ступеней МОК.

Проектный газодинамический расчёт ступени МОК на различных радиусах проводится традиционным способом с использованием двухмерной осесимметричной модели рабочего процесса и характеризуется следующими особенностями:

1. При определении распределения значений статического давления, статической температуры и плотности потока на входе в ВНА КСД необходимо учитывать неравномерность эпюр давления и температуры заторможенного потока, а также углов потока в этом сечении, для чего используется уравнение радиального равновесия с учётом кривизны линий тока в меридиональной плоскости.

Решение этой задачи осуществляется дискретно на осесимметричных окружностях, которыми вся плоскость сечения на входе в ВНА разбивается на m ( $m \ge 16...20$ ) кольцевых сечений одинаковой площади, расположенных от втулочного до среднего диаметра, и таким же количеством кольцевых сечений одинаковой площади, расположенных от среднего до периферийного диаметра (рис. 3).

В дальнейшем аналогичным образом формируются расчётные окружности в сечениях на входе и выходе из РК, а также на выходе из НА каждой ступени КСД и КВД.

Здесь следует отметить, что из-за наличия пограничного слоя на втулочной и периферийной поверхностях ПЧ осесимметричная модель не позволяет получать достоверные результаты расчёта в этой области. Поэтому значения параметров потока в двухмерной модели на окружностях, соответствующих втулочному и периферийному сечениям, целесообразно определять методом экстраполяции величин соответствующих параметров на предшествующих окружных сечениях.



Рис. 3. Двухмерная осесимметричная схема потока в первой ступени компрессора

2. Закон закрутки потока на входе в РК  $c_{1u} = f(c_{1u cp}; r_1)$  может задаваться не только в аналитическом виде, но и с учётом поправок к выбранной закономерности  $c_{1u} = f(c_{1u cp}; r_1) \pm \Delta c_{1u}$ .

3. Степень повышения давления ступени  $\pi_{ct}^*$  может задаваться не только постоянной, но и переменной по радиусу с учётом её значения на среднем диаметре  $\pi_{ct}^* = f(\pi_{ct,cp}^*; r_1)$ .

4. Распределение значений относительного КПД ступени  $\bar{\eta}_{cr\,j} = \eta_{cr\,j}/\eta_{cr\,cp}$  (*j* – номер расчётной окружности) по высоте проточной части осуществляется следующим образом. При значении относительного диаметра втулки  $\bar{d}_{BT} = D_{BT}/D_{nep} = r_{BT}/r_{nep}$  ступени в интервале 0,65...0,92, характерном для КВД [2], в первом приближении по всей высоте лопатки принимается  $\bar{\eta}_{cr\,j} = 1$ .

В диапазоне  $\overline{d}_{BT} = 0,45...0,65$ , характерном для КСД [2], в области 10%-й высоты лопатки во втулочной и периферийной зонах относительный КПД  $\overline{\eta}_{cT,j}$  целесообразно линейно уменьшать к трактовым поверхностям на  $\Delta \overline{\eta}_{cT,j} = 0,03...0,05$ . В этом случае в диапазоне изменения относительной высоты лопатки

$$\begin{split} \overline{h}_{j} &= h_{j} / h = \left( r_{j} / r_{\text{пер}} - \overline{d}_{\text{вт}} \right) / \left( 1 - \overline{d}_{\text{вт}} \right) \quad \text{от 0 до 0,1 следует использовать зависимость} \\ \overline{\eta}_{\text{ст} j} &= 1 + \Delta \overline{\eta}_{\text{ст} j} \left( 10 \overline{h}_{j} - 1 \right), \quad \text{а в диапазоне} \quad \overline{h}_{j} = 0, 9 \dots 1, 0 \quad - \quad \text{зависимость} \\ \overline{\eta}_{\text{ст} j} &= 1 + \Delta \overline{\eta}_{\text{ст} j} \left( 9 - 10 \overline{h}_{j} \right). \end{split}$$

5. Значения осевой составляющей скорости потока на расчётных окружностях в межвенцовых зазорах определяются с помощью уравнения связи окружной и осевой составляющих скорости потока без учёта кривизны линий тока в меридиональной плоскости, но с учётом зависимостей  $c_{1u} = f(c_{1u \, cp}; r_1) \pm \Delta c_{1u}$  и  $\pi_{cr}^* = f(\pi_{cr \, cp}^*; r_1)$ .

# Оценка значений геометрических параметров профилей и их решёток в различных сечениях по высоте проточной части компрессора

Предварительная оценка значений геометрических параметров профилей по результатам газодинамического расчёта компрессорных ступеней по радиусу проводится с помощью традиционных методов, например метода, представленного в работах [2; 4]. Дополнительно целесообразно в конце расчёта определить значения фактора диффузорности С. Либляйна решёток РК и НА на всех расчётных *j*-х радиусах:

$$F_{D\,\mathrm{PK}\,j} = 1 - \frac{W_{2\,j}}{W_{1\,j}} + \frac{\left(W_{1u\,j} - W_{2u\,j}\right)}{2\left(\frac{b}{t}\right)_{\mathrm{PK}\,j}} \quad \mathrm{M} \quad F_{D\,\mathrm{HA}\,j} = 1 - \frac{C_{3\,j}}{C_{2\,j}} + \frac{\left(C_{2u\,j} - C_{3u\,j}\right)}{2\left(\frac{b}{t}\right)_{\mathrm{HA}\,j}C_{2\,j}},$$

где  $(b/t)_{PK_j}$  и  $(b/t)_{HA_j}$  – густота решёток РК и НА на расчётных *j*-х радиусах.



Рис. 4. Трёхмерные модели компрессора среднего давления (КСД) и компрессора высокого давления (КВД)

Рациональным считается обеспечение значений фактора диффузорности С. Либляйна в диапазоне 0,40...0,50 [11]. Приемлемого значения этого параметра в процессе расчёта чаще всего удаётся добиться за счёт изменения густоты решётки профилей.

С учётом перечисленных выше особенностей этапов проектного расчёта параметров ПЧ каскадов компрессора двухвального ГГ были сформированы исходные трёхмерные модели КСД и КВД (рис. 4) перспективного газогенератора. Схема указанных компрессоров в меридиональной плоскости с соблюдением пропорций в осевом и радиальном направлениях была представлена на рис. 1, a.

## Заключение

В статье приводятся особенности проектного расчёта параметров проточной части каскадов компрессора двухвального газогенератора, позволившие дополнить матрицу требований к одномерным и двухмерным моделям рабочего процесса многоступенчатых компрессоров специфическими требованиями к аналогичным моделям компрессоров высокого и среднего давлений, которые сведены в табл. 2. В этой же таблице представлены требования к относительным параметрам многоступенчатого осевого компрессора, характеризующим рабочий процесс ступеней и их лопаточных венцов, которые часто рассматриваются в учебных изданиях и статьях по теории компрессоров, но редко используются в опубликованных методах их проектных расчётов.

Мо	Поволото	Требуемый диапазон значений	
JNG	Параметр	КСЛ	КВЛ
1	Коэффициент затраченного напора первых до- звуковых ступеней $\bar{H}_{z \text{ ст пер}}$	0,200,26	0,260,28
2	Коэффициент затраченного напора первой трансзвуковой или сверхзвуковой ступени $\bar{H}_{z \text{ ст пер}}$	0,500,60	-
3	Коэффициент затраченного напора средних ступеней ступени $\overline{H}_{z \text{ ст пер}}$	-	0,300,33
4	Коэффициент затраченного напора последних ступеней ступени $\bar{H}_{z \text{ ст пер}}$	0,300,33	0,260,28
5	КПД первых дозвуковых или трансзвуковых ступеней	0,8850,895	0,8800,890
6	КПД первой сверхзвуковой ступени	0,8650,880	-
7	КПД средних ступеней	0,9050,910	0,9000,905
8	КПД последних ступеней	0,8800,890	0,8750,885
9	Закономерность изменения относительного КПД ступени по высоте лопатки при $\overline{h}_j = 00, 1$	$\overline{\eta}_{\mathrm{cr}j} = 1 + \Delta \overline{\eta}_{\mathrm{cr}j} \left( 10\overline{h}_{j} - 1 \right)$	$\overline{\eta}_{\mathrm{cr}j} = 1$
10	Закономерность изменения относительного КПД ступени по высоте лопатки при $\overline{h}_j = 0, 10, 9$	$\overline{\eta}_{\mathrm{cr}\ j} = 1$	$\overline{\eta}_{\mathrm{cr}j} = 1$
11	Закономерность изменения относительного КПД ступени по высоте лопатки при $\bar{h} = 0.91,0$	$\overline{\eta}_{\mathrm{cr}j} = 1 + \Delta \overline{\eta}_{\mathrm{cr}j} \left(9 - 10\overline{h}_{j}\right)$	$\overline{\eta}_{{ m cr}j}=1$
12	Коэффициент расхода первых ступеней	0,450,55	0,450,50
13	Коэффициент расхода последних ступеней	0,450,50	0,400,45
14	Допустимое снижение осевой составляющей скорости потока в одном лопаточном венце	1012 м/с	
15	Торможение потока в РК в относительном дви- жении и в НА в абсолютном движении	≥0,7	
16	Коэффициент повышения статического давле- ния в РК и НА	≤0,4	
17	Коэффициент нагрузки Степанова	0,550,6	55
18	Фактор диффузорности С. Либляйна решёток РК и НА	0,400,50	

Таблица 2. Дополнительные требования к одномерным и двухмерным моделям рабочего процесса компрессора среднего давления (КСД) и компрессора высокого давления (КВД)

Исследование выполнено за счёт гранта Российского научного фонда № 22-79-00210, https://rscf.ru/project/22-79-00210/

## Библиографический список

1. Холщевников К.В. Теория и расчёт авиационных лопаточных машин. М.: Машиностроение, 1970. 609 с.

2. Белоусов А.Н., Мусаткин Н.Ф., Радько В.М., Кузьмичев В.С. Проектный термогазодинамический расчёт основных параметров авиационных лопаточных машин. Самара: Самарский государственный аэрокосмический университет, 2006. 316 с.

3. Hirsch C. Numerical computation of internal and external flows. Elsevier, 2007. 700 p.

4. Быков Н.Н., Емин О.Н., Ковнер Д.С., Левин А.А. Выбор параметров и определение основных размеров компрессоров и турбин газогенераторов ГТД. М.: МАИ, 1984. 69 с.

5. Гельмедов Ф.Ш., Милешин В.И., Сачкова Н.Г., Сальников В.С., Талызина В.С. Методология проектирования осевого компрессора // Теплоэнергетика. 2002. № 9. С. 19-28.

6. Белоусов А.Н., Мусаткин Н.Ф., Радько В.М. Теория и расчёт авиационных лопаточных машин. Самара: ФГУП «Изд-во «Самарский Дом печати», 2003. 336 с.

7. Матвеев В.Н., Кудряшов И.А., Попов Г.М., Горячкин Е.С., Зубанов В.М., Мельников С.А. Алгоритм формирования облика проточной части лопаточных машин двухвального газогенератора авиационного ГТД // Вестник РГАТА имени П.А. Соловьёва. 2022. № 2 (61). С. 25-32.

8. Степанов Г.Ю. Основы теории лопаточных машин, комбинированных и газотурбинных двигателей: учеб. пособие. М.: Машгиз, 1958. 350 с.

9. Дорофеев В.М., Маслов В.Г., Первышин Н.В., Сватенко С.А., Фишбейн Б.Д. Термогазодинамический расчёт газотурбинных силовых установок. М.: Машиностроение, 1973. 144 с.

10. Koch C.C. Stalling pressure rise capability of axial flow compressor stages // Journal of Engineering for Power. 1981. V. 103, Iss. 4. P. 645-656. DOI: 10.1115/1.3230787

11. Кампсти Н. Аэродинамика компрессоров. М.: Мир, 2000. 688 с.

## FEATURES OF DESIGN CALCULATION OF COMPRESSOR SPOOL FLOW PATH OF A TWIN-SHAFT GAS TURBINE ENGINE CORE ON THE BASIS OF 1D AND 2D MODELS OF THEIR WORKING PROCESS

#### © 2023

V. N. Matveev	Doctor of Science (Engineering), Professor, Professor of the Department of Aircraft Engine Theory; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; valeriym2008@rambler.ru
E. S. Goriachkin	Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Department of Aircraft Engine Theory; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; <u>goriachkin.e.s@gmail.com</u>
G. M. Popov	Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Department of Aircraft Engine Theory; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; popov@ssau.com

O. V. Baturin	Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Departmen of Aircraft Engine Theory; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; <u>oleg.v.baturin@gmail.com</u>
I. A. Kudryashov	Postgraduate Student of the Department of Aircraft Engine Theory; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; <u>ivan.kudryash1337@gmail.com</u>

The features of the stages of parameter design calculation for the formation of the initial design of the flow path of the compressor spool of a twin-shaft engine core of a gas turbine engine are presented and substantiated. The article contains recommendations for choosing values of the pump head coefficient, efficiency and other important parameters for the stages of medium-pressure and high-pressure spools at the stage of thermodynamic calculation. At the stage of design gas-dynamic calculation of the compressor at the middle diameter, typical distributions of axial velocity component and degree of reaction along the flow path of compressor spools should be taken into consideration. At the same time, it is necessary to provide requirements for reducing the flow velocity and static pressure coefficients in the rotor wheels and stator blades, head coefficients and Stepanov coefficients. The design gas-dynamic calculation of the compressor along the radius of the pressure increase and efficiency over the height of the blades. In conclusion, an example of a three-dimensional model of a compressor spools of a twin-shaft engine core of a gas turbine engine on the basis of the appropriate flow path diagram in the meridional plane is presented.

Aviation gas turbine engine; twin-shaft engine core; compressor spools; flow path

<u>Citation:</u> Matveev V.N., Goriachkin E.S., Popov G.M., Baturin O.V., Kudryashov I.A. Features of design calculation of compressor spool flow path of a twin-shaft gas turbine engine core on the basis of 1D and 2D models of their working process. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2023. V. 22, no. 3. P. 75-88. DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-3-75-88

### References

1. Kholshchevnikov K.V. *Teoriya i raschet aviatsionnykh lopatochnykh mashin* [Theory and calculation of aircraft impeller machines]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1970. 609 p.

2. Belousov A.N., Musatkin N.F., Rad'ko V.M., Kuz'michev V.S. *Proektnyy termogazodinamicheskiy raschet osnovnykh parametrov aviatsionnykh lopatochnykh mashin* [Design thermogasodynamic calculation of the main parameters of aviation impeller machines]. Samara: Samara State Aerospace University Publ., 2006. 316 p.

3. Hirsch C. Numerical computation of internal and external flows. Elsevier, 2007. 700 p.

4. Bykov N.N., Emin O.N., Kovner D.S., Levin A.A. *Vybor parametrov i opredelenie* osnovnykh razmerov kompressorov i turbin gazogeneratorov GTD [Choice of parameters and determination of the main dimensions of compressors and gas turbines of GTE gas generators]. Moscow: MAI Publ., 1984. 69 p.

5. Gel'medov F.Sh., Mileshin V.I., Sachkova N.G., Sal'nikov V.S., Talyzina V.S. A method for designing an axial compressor. *Thermal Engineering*. 2002. V. 49, Iss. 9. P. 719-729.

6. Belousov A.N., Musatkin N.F., Rad'ko V.M. *Teoriya i raschet aviatsionnykh lopatochnykh mashin* [Theory and calculation of aircraft impeller machines]. Samara: FGUP «Izd-vo «Samarskiy Dom Pechati» Publ., 2003. 336 c.

7. Matveev V.N., Kudryashov I.A., Popov G.M., Goryachkin E.S., Zubanov V.M., Melnikov S.A. Algorithm to shape appearance of the flow part of impeller machines of a twin-shaft gas generator of an aircraft GTE. *Vestnik of P.A. Solovyov Rybinsk State Aviation Technical University*. 2022. No. 2 (61). P. 25-32. (In Russ.)

8. Stepanov G.Yu. *Osnovy teorii lopatochnykh mashin, kombinirovannykh i gazoturbinnykh dvigateley: ucheb. posobie* [Fundamentals of impeller machines theory, combined and gas turbine engines]. Moscow: Mashgiz Publ., 1958. 350 p.

9. Dorofeev V.M., Maslov V.G., Pervyshin N.V., Svatenko S.A., Fishbeyn B.D. *Termogazodinamicheskiy raschet gazoturbinnykh silovykh ustanovok* [Thermogasdynamic calculation of gas-turbine power plants]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1973. 144 p.

10. Koch C.C. Stalling pressure rise capability of axial flow compressor stages. *Journal of Engineering for Power*. 1981. V. 103, Iss. 4. P. 645-656. DOI: 10.1115/1.3230787

11. Kumpsty N.A. Compressor aerodynamics. UK, England: Longman Scientific & Technical, 1989. 509 p.

УДК 629.735.33

DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-3-89-98

# ОЦЕНКА ВОЗМОЖНОСТИ СОКРАЩЕНИЯ ПОСАДОЧНОЙ ДИСТАНЦИИ МАНЁВРЕННОГО САМОЛЁТА

© 2023

М. Ю. Стрелец	главный конструктор программы; ПАО «Объединённая авиастроительная корпорация» «ОКБ Сухого», г. Москва; info@sukhoi.org
А. З. Тарасов	кандидат технических наук, главный конструктор по аэродинамике, начальник отдела аэродинамики; ПАО «Объединённая авиастроительная корпорация» «ОКБ Сухого», г. Москва; <u>aztar@yandex.ru</u>
И. А. Гришин	ведущий конструктор отдела аэродинамики; ПАО «Объединённая авиастроительная корпорация» «ОКБ Сухого», г. Москва; berkyt68reg@yandex.ru

Рассматривается проблема реализации посадки манёвренного самолёта лётчиком на неповреждённый участок взлётно-посадочной полосы минимальной длины. Предлагается метод посадки самолёта, включающий движение по посадочной глиссаде с минимальными скоростями и углами атаки 12...14°, выпуск посадочного парашюта до касания взлётнопосадочной полосы основными колёсами таким образом, чтобы к моменту касания земли колёсами парашют полностью раскрылся, опускание носового колеса и последующее торможение с максимальным замедлением. Рассматривается упрощённая математическая модель, позволяющая оценить длину пробега и результаты расчётов при различных параметрах посадочной массы и высоты выпуска тормозного парашюта. Приводятся результаты выполнения таких посадок в лётных испытаниях, которые сопоставляются с результаты расчётных оценок. Полученные расчётные и экспериментальные результаты позволяют говорить о принципиальной выполнимости поставленной задачи посадки на ограниченный по длине участок взлётно-посадочной полосы.

Манёвренный самолёт; посадка; неповреждённый участок посадочной полосы; тормозной парашют; тормозная система; торможение основными колёсами; замедление; скорость пробега; дистанция пробега; угол атаки; глиссада; коэффициент подъёмной силы; система управления

<u>Шитирование</u>: Стрелец М.Ю., Тарасов А.З., Гришин И.А. Оценка возможности сокращения посадочной дистанции манёвренного самолёта // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2023. Т. 22, № 3. С. 89-98. DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-3-89-98

### Введение

Современный этап развития военной авиации характеризуется появлением поколения самолётов, обладающих повышенными характеристиками манёвренности, в частности высокой управляемостью при малых скоростях и больших углах атаки. Помимо повышения боевой эффективности это также позволяет поставить вопрос об улучшении характеристик базирования самолёта. Так, одной из актуальных задач является реализация посадки самолёта лётчиком на неповрежденный участок взлётнопосадочной полосы (ВПП) как можно меньшей длины (далее – посадка в сложных условиях – ПСУ). Для решения задачи по обеспечению на самолёте таких возможностей необходимо исследовать принципиальную возможность выполнения таких посадок, разработать методику соответствующих действий лётчика и поэтапного выполнения этапов маневрирования и определить необходимое информационное обеспечение режима ПСУ. Следует отметить, что возможность сокращения посадочной дистанции уже рассматривалась ранее. Чрезвычайно интересные результаты были получены в совместной исследовательской программе США – ФРГ VECTOR, которая использовала второй экземпляр экспериментального сверхманёвренного самолёта X-31A (серийный номер BuNo 164585, первый экземпляр разбился в 1996 г.) с управлением отклонения вектора тяги. В рамках этой программы исследовался вариант динамической посадки с движением по посадочной глиссаде на малых скоростях и на больших углах атаки (до 24...26°) с последующим энергичным разворотом самолёта перед касанием ВПП [1; 2] (рис. 1).



Рис. 1. Экспериментальный сверхманёвренный самолёт X-31A. Динамическая посадка на больших углах атаки в автоматическом режиме

В 2002-2003 гг. на этом самолёте были выполнены автоматические посадки на малых скоростях с выходом на большие углы атаки. По материалам моделирования скорость самолёта при касании составляла ~122 км/ч [2]. После успешного выполнения экспериментальных работ на самолёте X-31А программа VECTOR в 2003 г. была закрыта. Данные по внедрению такой технологии посадки на серийных самолётах отсутствуют.

Следует отметить, что проблема выполнения посадки на короткий участок ВПП решена для самолётов корабельного базирования, однако короткий пробег при палубной посадке обеспечивается использованием специальной тормозной системы, включающей тормозной гак на самолёте, зацепляющийся за тросы корабельной аэрофинишерной системы. Кинетическая энергия самолёта гасится аэрофинишерной системой, что и обеспечивает малую длину пробега - это существенно отличает палубную посадку от рассматриваемой ситуации посадки на ограниченный участок ВПП, которая должна решаться на самолёте, спроектированном под требования обычной посадки на ВПП.

Также для обеспечения посадки на короткую полосу рассматривались различные варианты реверсивных устройств на силовой установке. Известны варианты реализации реверса двигателя на шведском самолёте SAAB 37 «Viggen» (самолёт 3-го поколения) с реверсивным устройством до выходного сечения реактивного сопла [3] и на европейском самолёте Panavia «Tornado» [4]. Во втором случае на двухдвигательном самолёте были применены реверсивные устройства ковшового типа, т.е. установленные за выходным сечением реактивного сопла (похожая схема реализуется на гражданских самолётах). Применение реверса тяги на «Viggen» совместно с интенсивным торможением колёс обеспечивало длину пробега 370 м, при этом было отмечено, что основной

вклад в сокращение длины пробега вносило торможение колёс. Однако реализация реверсивного устройства для двигателей манёвренных самолётов, особенно при двухдвигательной схеме самолёта, представляет очевидную сложность.

В случае посадки обычного манёвренного самолёта наземного базирования на ограниченный участок взлетно-посадочной полосы рассмотренные конструктивные особенности (реверс тяги) и инфраструктура (корабельный аэрофинишер) отсутствуют, поэтому актуальной является задача разработки методики посадки самолёта, оборудованного только стандартными посадочными средствами (тормозной парашют и тормоза колёс) на полосу минимальной длины.

При этом необходимо обеспечить лётчика на фоне внекабинной обстановки необходимой информацией о параметрах движения, сформировав визуальную индикацию и речевую сигнализацию для своевременного выполнения им процедур в процессе посадки.

## Предлагаемая методика посадки

Для оценки областей допустимых значений параметров движения самолёта, при которых возможна посадка в сложных условиях, и оценки принципиальной возможности выполнения на обычном самолёте посадки с такой короткой длиной пробега рассмотрим упрощённую схему посадки, которую можно представить состоящей из следующих участков:

1. Движение самолёта по заключительному участку посадочной глиссады с углом наклона  $\theta_{rn}$ , с повышенными углами атаки  $\alpha_{rn}$  и со скоростью  $V_{np,rn}$ . Угол атаки будет ограничиваться углом обзора из кабины вперёд-вниз и максимально его значение может составлять 12...14°.

2. Выпуск тормозного парашюта (ТП), который осуществляется до момента касания ВПП основными колёсами таким образом, чтобы в момент касания ТП полностью раскрылся.

3. После касания самолёта ВПП основными колёсами, которое происходит со скоростью  $V_{\text{кас.впп}}$  меньшей, чем скорость движения по глиссаде  $V_{\text{пр.гл}}$ , через промежуток времени  $\Delta t_{\text{по}}$  передняя опора шасси опускается на ВПП и сразу начинается торможение основными колёсами.

4. После начала торможения основными колёсами считается, что тормозная система обеспечивает поддержание постоянного темпа замедления  $n_{x \text{ торм}} \approx \text{const}$ , при этом следует учитывать, что современные системы управления движением, реализованные на самолётах «ОКБ Сухого», поддерживают постоянной ту часть величины замедления, которая обусловлена торможением основными колёсами. Это обеспечивается за счёт введения соответствующих компенсирующих сигналов в алгоритмы управления торможением основных колёс и позволяет обеспечить сложение тормозных усилий от ТП и от тормозов основных колёс. Поэтому для оценки динамики торможения самолёта эти составляющие величины замедления можно учитывать независимо.

При этом необходимо обеспечить лётчика на фоне внекабинной обстановки необходимой информацией о параметрах движения, сформировав визуальную индикацию и речевую сигнализацию для своевременного выполнения им процедур в процессе посадки.

Основываясь на описанной схеме посадки и задавшись балансировочным углом атаки на глиссаде  $\alpha_{rn}$ , а также массой самолёта *m*, можно определить скорость  $V_{np,rn}$  из соотношений балансировки самолёта по силам при установившемся движении на глиссаде с углом наклона  $\varphi_{rn}$  (считается положительным на пикирование):

$$P\cos\alpha_{\rm rn} - X_a(Y_a) + G\sin\varphi_{\rm rn} = 0,$$
  

$$Y_a(\alpha_{\rm rn}) - G\cos(\varphi_{\rm rn}) + P\sin\alpha_{\rm rn} = 0.$$
(1)

Здесь *P* – тяга двигателя; *G* – вес самолёта; *X*<sub>a</sub> – аэродинамическое сопротивление; *Y*<sub>a</sub> – подъёмная сила (скоростные оси). Аэродинамические силы вычисляются из известных соотношений:

$$Y_a = qSC_{ya}(\alpha);$$
  $X_a = qSC_{xa}(C_{ya}),$ 

где q – скоростной напор; S – площадь крыла;  $C_{xa}$ ,  $C_{ya}$  – аэродинамические коэффициенты.

При этом следует использовать полученную из реальных полётов зависимость аэродинамического коэффициента подъёмной силы  $C_{ya}(\alpha) \approx C_n(\alpha)\cos\alpha$ , где коэффициента нормальной силы  $C_n$  определяется из полётных данных, пример показан на рис. 2 для двух экземпляров самолёта во взлётно-посадочной конфигурации (ВПК).



*Puc. 2. Балансировочный коэффициент нормальной силы* C<sub>n</sub>(α), *определённый из результатов натурных испытаний в функции угла атаки* 

В качестве коэффициента силы сопротивления  $C_{xa}$  можно использовать зависимость, полученную из испытаний модели самолёта в аэродинамической трубе. Типичная зависимость для посадочных условий показана на рис. 3.



Рис. 3. Коэффициент сопротивления  $C_{xa}$  в функции коэффициента подъёмной силы  $C_{ya}$  по данным испытаний моделей в аэродинамических трубах

В технической системе единиц величина приборной скорости на глиссаде  $V_{\text{пр.гл}}$  определяется из системы (1) подстановкой тяги P из 1-го уравнения во 2-е, в результате чего получаем:

$$q = \frac{G}{S} \cdot \frac{\cos \alpha_{\scriptscriptstyle \Gamma \pi} \cos \varphi_{\scriptscriptstyle \Gamma \pi} + \sin \alpha_{\scriptscriptstyle \Gamma \pi} \sin \varphi_{\scriptscriptstyle \Gamma \pi}}{C_{_{ya}}(\alpha_{_{\Gamma \pi}}) \cos \alpha_{_{\Gamma \pi}} + C_{_{xa}}(C_{_{ya}}(\alpha_{_{\Gamma \pi}})) \sin \alpha_{_{\Gamma \pi}}} [\kappa \Gamma/m^2], \qquad (2)$$
$$V_{_{\rm \Pi p, \Gamma \pi}} \approx 14, 4q^{1/2} [\kappa M/q].$$

Далее, с использованием описанной выше схемы посадки, можно рассчитать длину пробега самолёта  $L_{проб}$  после касания ВПП основными колёсами, если задаться величиной замедления, обеспечиваемого тормозной системой  $n_{x \text{ торм}}$ , замедление от трения качения принять как  $n_{x \text{ кач}} = 0,04$ , а замедление, обеспечиваемое тормозным парашютом  $n_{x \text{ тп}}$  рассчитывать через текущий скоростной напор  $q = \frac{1}{2}\rho_0 V^2$ ,  $\rho_0 = 0,1249$  [TEM/m<sup>3</sup>]. Уравнение изменения скорости V на пробеге имеет вид:

$$\frac{dV}{dt} = -g\left(\frac{qS_{\rm TIT}C_{x\rm TIT}(t)}{G} + n_{x\rm TOPM} + n_{x\rm Kay}\right).$$
(3)

В уравнении (3) также принимается, что тяга двигателя на пробеге равна нулю.

Функция  $C_{x_{\text{тп}}}(t)$  имитирует запаздывание в раскрытии тормозного парашюта с помощью уравнения апериодического звена:

$$T_{\rm TT} \frac{dC_{\rm xTTI}}{dt} + C_{\rm xTTI} = C_{\rm xTTI0}, \ T_{\rm TTI} = 0,8...1,0 \ c.$$
 (4)

Типичное изменение параметров движения в схеме посадки, описываемой уравнениями (2) – (4), начиная от момента выпуска тормозного парашюта на высоте  $H_{\rm TR} = 4$  м, показано на рис. 4, там же отмечены основные участки посадки.



Рис. 4. Изменение параметров движения от выпуска ТП и при торможении самолёта на ВПП: выпуск парашюта происходит на заданной высоте  $H_{_{TR}}$  в момент времени t = 0,  $n_{_{X\,{
m сумм}}} = n_{_{X\,{
m TR}}}$ . Характерные моменты движения:(1) – касание ВПП основными колёсами,  $n_{_{X\,{
m сумм}}} = n_{_{X\,{
m TR}}} + n_{_{X\,{
m Ka}}}$ ; (2) – опускание носового колеса на ВПП и начало торможения колёсами,  $n_{_{X\,{
m сумм}}} = n_{_{X\,{
m TR}}} + n_{_{X\,{
m Ka}}}$ ;  $L_{_{{
m проб}\,{
m TR}}}$  – дистанция от момента выпуска ТП;  $L_{_{{
m проб}\,{
m BHI}}}$  – дистанция от момента касания ВПП основными колёсами

Итоговые зависимости длины пробега после касания ВПП основными колёсами  $L_{\text{проб впп}}$  для нескольких масс, полученных по рассмотренной расчётной схеме, с учётом замедлений, обеспечиваемых тормозной системой, а также при нескольких значениях высоты  $H_{\text{тп}}$  выпуска тормозного парашюта приведены на рис. 5. На рис. 6 показаны соответствующие скорости полёта на глиссаде для рассмотренных масс самолёта.

Используемые при расчётах параметры:  $m = m_{cH} + G_{T.MHH} + \Delta G_{T}$  – посадочная масса;  $m_{cH}$  – масса снаряжённого самолёта без топлива;  $G_{T.MHH}$  – минимальный принятый запас топлива;  $\Delta G_{T}$  – варьируемый остаток топлива;  $\alpha_{TR} = 13^{\circ}$  – угол атаки на глиссаде, угол наклона глиссады  $\theta_{TR} = -2.7^{\circ}$ ,  $V_{пр.TR} = 242.6$  км/ч. В процессе торможении на ВПП приняты следующие параметры тормозной системы и тормозного парашюта:  $n_{x \text{ торм}} = 0.35$ ;  $n_{x \text{ кач}} = 0.04$ ;  $S_{TT}C_{xTR0} = 37.5 \text{ m}^2$ .

Таким образом, выполненные оценки показывают, что при массах манёвренного самолёта, не превышающих  $m = m_{cH} + G_{T,MHH} + (1000 \, \mathrm{kr})$ , при движении по глиссаде с уг-

лами атаки не менее  $\alpha_{rn} = 13...14^{\circ}$ , при выпуске тормозного парашюта на высоте  $H_{rn} \approx 4$  м и с использованием торможения колёсами с замедлением от тормозов  $n_{x \text{ торм}} = 0,35$  можно ожидать, что дистанция пробега  $L_{npo6}$  самолёта составит около 380 м. Это позволяет при наличии неповреждённого участка длиной 450...500 м иметь участок для касания ВПП длиной 70...120 м, длина которого представляется достаточной с точки зрения обеспечиваемой точности приземления.



Рис. 5. Длина пробега после касания ВПП основными колёсами в зависимости от угла атаки на глиссаде, запаса топлива и высоты выпуска тормозного парашюта  $H_{_{TR}}$ 



Рис. 6. Скорость полёта на глиссаде в функции угла атаки при различных массах самолёта

### Экспериментальные исследования

Для проверки описанной схемы посадки в натурных условиях лётных испытаний на двух экспериментальных самолётах штатное оборудование испытываемого манёвренного самолёта было доработано следующим образом:

– по сигналу от резервированного радиовысотомера на заданной высоте  $H_{\rm m}$  над ВПП лётчику выдавался предупреждающий звуковой двухтональный сигнал, после которого он выпускал тормозной парашют;

– на широкоугольном коллимационном авиационном индикаторе (ШКАИ) лётчику на протяжении посадки выводились следующие дополнительные индикационные указатели: метка вектора скорости, значение текущей высоты над ВПП (рядом с меткой вектора скорости), метка торца посадочного участка ВПП.

Кроме того, система управления самолёта обеспечивала после касания земли основными колёсами отклонение механизации крыла, которое увеличивало прижатие колёс к ВПП для увеличения тормозного усилия и снижения вероятности работы антиюзовой автоматики.

Были разработаны соответствующие методические указания для лётчиков по выполнению посадки по рассматриваемой схеме, проведены тренировки лётчиков на пилотажном стенде. Всего было выполнено на двух самолётах тринадцать полётов, из которых зачётными были семь крайних по времени. Усреднённые результаты представлены в табл. 1 для трёх характерных моментов времени: момента выпуска ТП, момента наполнения ТП, момента касания ВПП основными колёсами. Параметр длины пробега до остановки на ВПП был приведён к условиям стандартной атмосферы без ветра.

Момент выпуска ТП		Момент касания ВПП основными колёсами	
Параметр	Значение	Параметр	Значение
Высота $H_{m}$ над ВПП, м	3,7+2,.3/-1,7	Приборная скорость $V_{np}$ , км/ч	239,9+12,1/-10,9
Приборная скорость $V_{\rm np}$ , км/ч	260,0+10,0/-16	Угол тангажа, градус	11,9+1,7/-2,2
Угол тангажа, градус	13,1+2,5/-2,3	Вертикальная скорость $V_y$ , м/с	-1,9+1,6/-0,.6
Момент наполнения ТП		Вертикальная перегрузка $n_y$ ,	2,2+0,7/-0,8
Параметр	Значение	ед. пер.	
Высота над ВПП <i>Н</i> <sub>нап.тп</sub> , м	1,9	Длина пробега до остановки на ВПП, м	447 <sub>+33/-26</sub>
Приборная скорость $V_{\rm np}$ , км/ч	255,7	Разброс точек касания на ВПП, м	-50+50
Угол тангажа, градус	12,5	_	
Запаздывание от момента выпуска ТП <i>t</i> <sub>нап.тп</sub> , с	2,0	_	

Таблица 1. Усреднённые параметры и отклонения по данным лётных испытаний при выполнении посадки в сложных условиях для двух самолётов

Таким образом, средняя длина пробега составила 447 м, что почти на 70 м больше, чем получено выше в расчётной оценке (378 м). Причина такого различия, вероятно заключается в том, что тормоза основных колёс в реальных условиях не реализуют среднюю величину замедления, равную максимальной заданной  $n_{x \text{ торм}}$ , имеются отличия в посадочной массе, время опускания переднего колеса на ВПП  $\Delta t_{no}$  также имеет разброс. Для подтверждения этого с использованием расчётной схемы уравнений (2) – (4) были подобраны следующие параметры, которые дают хорошее совпадение со средними экспериментальными данными: угол атаки на глиссаде 13°, посадочная масса превышает массу снаряжённого самолёта без топлива на  $G_{_{\rm TMИH}}$  +1000 кг, среднее замедление, реализуемое тормозной системой  $n_{_{X} \text{ торм сред}} \approx 0,3 \text{ g}$ , время опускания передне-го колеса на ВПП  $\Delta t_{_{\rm IIO}} = 2,0 \text{ c}$ , при этом длина пробега составила 441 м и практически совпала с экспериментальной величиной. Очевидно, что данные значения находятся в диапазоне возможных отклонений параметров при выполнении посадки.

## Заключение

Расчётные и экспериментальные результаты, полученные в лётных испытаниях, позволяют говорить о принципиальной выполнимости поставленной задачи – посадке на ограниченный участок взлётно-посадочной полосы с длиной в пределах 400...500 м при условии обеспечения эффективной работы тормозов колёс, применении эффективного тормозного парашюта и информационно-индикационного обеспечения лётчика.

### Библиографический список

1. Мороз С. Экспериментальный сверхманёвренный самолёт Мессершмит – Рокуэлл X-31A. https://naukatehnika.com/messershmit-rokuell-x-31a.html

2. Beh H., Fischer B., van den Bunt R. High angle of attack approach and landing control law design for the X-31A // Proceedings of the 40th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit (January, 14-17, 2002, Reno, NV, U.S.A.). DOI: 10.2514/6.2002-247

3. SAAB A/J37 Viggen. https://airwar.ru/enc/fighter/aj37.html

4. Tornado IDS (Gr.1). https://airwar.ru/enc/fighter/tornd\_gr.html

# ASSESSMENT OF THE POSSIBILITY OF SHORTENING THE LANDING DISTANCE OF MANEUVERABLE AIRCRAFT

© 2023

M. Yu. Strelets	Program Chief Designer; PAO "UAC" "OKB Sukhoi", Moscow, Russian Federation; info@sukhoi.org
A. Z. Tarasov	Candidate of Science (Engineering), Chief Designer in Aerodynamics Chief of Aerodynamics Department; PAO "UAC" "OKB Sukhoi", Moscow, Russian Federation; <u>aztar@yandex.ru</u>
I. A. Grishin	Leading Designer of the Aerodynamics Department; PAO "UAC" "OKB Sukhoi", Moscow, Russian Federation; berkyt68reg@yandex.ru

The problem of implementing the landing of a maneuverable aircraft by a pilot on an undamaged section of a runway of minimum length is considered. A method of landing the aircraft is proposed, including movement along the landing glide path with minimum speeds and angles of attack of 12-14 deg., the release of the landing parachute before touching the runway with the main wheels so that by the time the wheels touch the ground, the parachute fully opens, lowering the nose wheel and subsequent braking with maximum deceleration. A simplified mathematical model is considered that makes it possible to estimate the length of the run and the results of calculations for various parameters of the landing mass and the height of the release of the braking parachute. The results of such landings in flight tests are presented and compared with the results of calculated estimates. The calculated and

experimental results obtained allow us to speak about the fundamental feasibility of the task of landing on a runway section limited in length.

Maneuverable aircraft; landing; undamaged runway section; drag parachute; braking system; main wheels braking; deceleration; rolling speed; rolling distance; angle of attack; glide path; lift force coefficient; control system

<u>Citation:</u> Strelets M.Yu., Tarasov A.Z., Grishin I.A. Assessment of the possibility of shortening the landing distance of maneuverable aircraft. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering.* 2023. V. 22, no. 3. P. 89-98. DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-3-89-98

## References

1. Moroz S. *Eksperimental'nyy sverkhmanevrennyy samolet Messershmit – Rokuell X-31A* [Experimental supermaneuverable aircraft Messerschmitt-Rockwell X-31A]. Available at: https://naukatehnika.com/messershmit-rokuell-x-31a.html

2. Beh H., Fischer B., van den Bunt R. High angle of attack approach and landing control law design for the X-31A. *Proceedings of the 40th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit (January, 14-17, 2002, Reno, NV, U.S.A.)*. DOI: 10.2514/6.2002-247

3. SAAB A/J37 Viggen. Available at: https://airwar.ru/enc/fighter/aj37.html

4. Tornado IDS (Gr.1). Available at: https://airwar.ru/enc/fighter/tornd\_gr.html

УДК 621.431; 621.313.13

DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-3-99-107

# СТЕНДОВЫЕ ИСПЫТАНИЯ ЭЛЕКТРИЧЕСКОЙ ВИНТОМОТОРНОЙ ГРУППЫ КАК ПЕРВЫЙ ЭТАП В СОЗДАНИИ ГИБРИДНОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ

© 2023

А. В. Сычёв	ведущий инженер, Передовая инженерная школа МАИ; Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет); saavia@mail.ru
Ю. А. Равикович	доктор технических наук, профессор, проректор по научной работе; Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет); <u>yurav@mai.ru</u>
Д. А. Борисов	инженер, Передовая инженерная школа МАИ; Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет); <u>dimaavia98@mail.ru</u>

Рассматривается стенд для испытания электрической винтомоторной группы и входящие в него компоненты. Испытательный стенд разработан для первого этапа практических исследований создания гибридной силовой установки параллельной схемы на базе поршневого и электрического двигателей. Винтомоторная группа создана для лёгких летательных аппаратов с мощностью двигателя 10...20 кВт. В статье сделаны выводы о проведённых стендовых испытаниях и работе стенда. Показаны дальнейшие разработки электрического мотор-генератора для гибридной силовой установки, которые были сделаны на базе проведённых стендовых экспериментов электрической винтомоторной группы.

Электрическая винтомоторная группа; экспериментальный стенд; гибридная силовая установка

<u>Шитирование</u>: Сычёв А.В., Равикович Ю.А., Борисов Д.А. Стендовые испытания электрической винтомоторной группы как первый этап в создании гибридной силовой установки // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2023. Т. 22, № 3. С. 99-107. DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-3-99-107

### Введение

В настоящее время в связи с развитием новых авиационных технологий ведутся разработки электрических и гибридных силовых установок. Применение подобных силовых установок связано с ужесточением экологических норм и достижением предела развития традиционных газотурбинных и поршневых двигателей в авиации. Важной частью разработок являются экспериментальные стенды. Создание стендов для электрической винтомоторной группы (ЭВМГ) позволяет собрать необходимую информацию о силовых установках (СУ) и их компонентах. Получение практического опыта эксплуатации СУ на стенде в дальнейшем позволяет устанавливать СУ на экспериментальные летательные аппараты (ЛА).

Примерами таких стендов может служить стенд проекта гибридной силовой установки (ГСУ) для самолёта e-Genius (Германия) [1], представленный на рис. 1. Этот стенд рассчитан для испытаний электрических силовых установок (ЭСУ) и ГСУ мощностью до 80 кВт.



Рис. 1. Экспериментальный стенд гибридной силовой установки самолёта e-Genius

Также производятся стенды для тестирования ЭВМГ малых мощностей от 10 до 500 Вт. Такой стенд создан в научно-производственной компании «Мета-технологии» (Россия) [2].

Подобными разработками стендов в России занимаются АО «Объединённая двигателестроительная корпорация» (ОДК), Московский авиационный институт (МАИ), Государственный научный центр, федеральное автономное учреждение «Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова» (ЦИАМ) [3 – 8]. За рубежом подобными стендами занимаются NASA, Siemens, Airbus, RollsRoyce и ряд Европейских и Американских университетов, в том числе итальянский Università di Napoli «Federico II» [9] и компания e-Genius [10].

## Цели и задачи

Целями и задачами разработки стенда является отработка и испытание ЭВМГ для лёгких ЛА после теоретических расчётов, а также подтверждение параметров, заявленных в техническом задании на ЭВМГ. На базе разработанной и испытанной ЭВМГ был создан экспериментальный мотор-генератор, который применяется в ГСУ параллельно-го типа на базе поршневого (ПД) и электрического (ЭД) двигателей.

## Описание стенда

Стенд для тестирования ЭВМГ используется при проведении различных испытаний и проверок работоспособности, надёжности и производительности ЭВМГ. Стенд позволяет проводить тесты на производительность ЭВМГ, включая измерение напряжения аккумуляторной батареи, потребляемого батарейного тока, электрической мощности, крутящего момента электродвигателя, числа оборотов электродвигателя, механической мощности, эффективности, температур основных агрегатов и других характеристик.

Стенд может использоваться для анализа работы ЭВМГ при различных режимах нагрузки. Это помогает определить предельные нагрузки, которые ЭВМГ может выдержать, и оценить её долговечность и стабильность в экстремальных условиях. Стенд может использоваться для настройки параметров и конструкции ЭВМГ с целью достижения максимальной эффективности и оптимального соотношения мощности и расхода заряда аккумуляторной батареи. В целом стенд для тестирования ЭВМГ позволяет проводить всестороннюю оценку её производительности, надёжности и соответствия предъявляемым требованиям, что является важным этапом в разработке и производстве подобных систем.



Рис. 2. Стенд для измерения параметров электрической винтомоторной группы: 1 – векторный контроллер электродвигателя; 2 – преобразователь электрических сигналов; 3 – плата управления аккумуляторной батареей; 4 – аккумуляторная батарея; 5 – датчик тока и напряжения; 6 – блок предохранителей и коммутации; 7 – площадка для установки ноутбука с измерительным программным обеспечением; 8 – тумблер включения и ручка управления мощностью электродвигателя; 9 – подвижная моторама электродвигателя; 10 – электродвигатель со встроенными датчиками температуры и оборотов; 11 – тензометрический датчик измерения момента

На рис. 2 представлен стенд для тестирования ЭВМГ. Силовая рама стенда выполнена из стальных профильных труб, скреплённых болтовым соединением. Опорный вал моторамы электродвигателя и поворотно-измерительного механизма крутящего момента установлен в подшипниковые опоры, размещенные на алюминиевом основании. Ограниченная подвижность моторамы с помощью рычага и тензодатчика позволяет измерять крутящий момент электродвигателя.

## Векторный контроллер

В качестве векторного контроллера на стенде установлен Kelly KLS7275H [11]. Векторный контроллер предназначен для управления электрическими приводами и позволяет достичь точного и эффективного контроля над их работой. Он основан на представлении электромотора в виде математической модели, где используются векторные операции для управления током и напряжением в статоре и роторе мотора.

Векторные контроллеры применяются для управления переменными скоростными приводами, такими как асинхронные (индукционные) и синхронные электромоторы. Векторный контроллер позволяет достичь высокой точности контроля скорости, крутящего момента и позиции ротора электромотора путём управления амплитудой и фазой входящих сигналов. Преимуществом векторного контроллера является высокая точность и динамический отклик, эффективное использование энергии, широкий диапазон скоростей и возможность контроля над различными параметрами мотора.

Использованный контроллер предназначен для работы с синхронными электродвигателями с постоянными магнитами. Для реализации векторного управления контроллер имеет входы для подключения трёх датчиков, работающих на эффекте Холла – для определения текущего положения ротора, и вход для датчика температуры статорных обмоток.

Контроллер работает на напряжении 24...84 вольт и токе 500 ампер кратковременно и 200 ампер – долговременно. Для управления выходной мощностью используется входной аналоговый сигнал 0...5 вольт или сигнал широтно-импульсной модуляции с частотой более 1 кГц.

## Преобразователь электрических сигналов

Преобразователь электрических сигналов предназначен для считывания сигналов с датчиков температуры, напряжения, тока, оборотов, крутящего момента и преобразования их в цифровой сигнал для передачи на персональный компьютер, где они могут быть визуализированы (рис. 3) и записаны для последующего анализа.

Преобразователь выполнен на микроконтроллере Atmega 2560, который преобразует аналоговые и цифровые сигналы с датчиков в сигналы эмулируемого com port шины usb.

## Плата управления аккумуляторными батареями

Для правильной работы литий-полимерных аккумуляторов необходимо соблюдать требования производителя ячеек. Чтобы продлить срок службы аккумуляторов, нужно чётко соблюдать рекомендации по их эксплуатации. Аккумуляторные ячейки не рекомендуется как полностью заряжать, так и доводить до полного разряда. Также не следует нагружать элементы сверхтоками и использовать для зарядки специализированные зарядные устройства с особыми алгоритмами заряда. Следует соблюдать температурные условия эксплуатации, так как при низких температурах ячейки теряют часть ёмкости, а при высоких есть риск деградации и выхода ячеек из строя.

Для защиты литий-полимерных аккумуляторов применяют специализированные устройства – BMS (Battery Management System) контроллеры. Система управления батареей призвана защитить её от различных негативных факторов и максимально продлить срок службы батареи.

Основная функция BMS – не давать выходить за пределы рабочих напряжений как всей аккумуляторной батарее в целом, так и каждой отдельной ячейке. Также платы BMS призваны решать ещё ряд важных задач: ограничение тока, защита от короткого замыкания (КЗ), контроль токов заряда и разряда. В случае, если сила тока выходит за определённые значения, BMS на некоторое время разрывает электрическую цепь. Служит это для защиты батареи от КЗ и чрезмерно высокой силы тока, поскольку каждая аккумуляторная батарея рассчитана на определённые нагрузки.



Рис. 3. Интерфейс визуализации измеренных параметров

На многих BMS установлены температурные датчики, они следят за температурой аккумуляторной батареи, при превышении пороговых значений плата размыкает электрическую цепь до тех пор, пока аккумуляторная батарея не остынет.

Исходя из параметров электродвигателя и аккумуляторной батареи, был выбран конфигурируемый BMS контроллер ANT 20s 400A [11], который может работать с Li-po, Li-ion, Li-Fe ячейками в количестве от 10 до 20 штук. Контроллер имеет на борту Bluetooth модуль для подключения к смартфону. С помощью установленного приложения можно выполнять настройку параметров работы BMS. Имеются обширные настройки по конфигурированию параметров работы. Кроме того, имеется uart интерфейс. Данный интерфейс служит для подключения дисплея для отображения параметров, а также может быть использован для подключения к сторонним контроллерам с целью получения информации.

## Аккумуляторная батарея

Аккумуляторная батарея [12] служит для накопления электрической энергии и предназначена для питания векторного контроллера. Батарея состоит из 20-ти последовательно соединенных Li NMC (Литий-никель-марганцево-кобальтовые) ячеек напряжением 4,2 вольт, емкостью 50 Ач и номинальным током 200 ампер. Li NMC аккумуляторы являются типом литий-ионных аккумуляторов, которые состоят из комбинации никеля (Ni), марганца (Mn), кобальта (Co) и лития (Li) в катодах. Этот тип аккумуляторов обладает рядом преимуществ, включая высокую энергетическую плотность, хорошую стабильность работы и длительный срок службы. Высокая энергетическая плотность означает, что они могут хранить больше энергии на единицу массы по сравнению с другими типами аккумуляторов. Это делает их привлекательными для применения по следующим причинам:

- компактность и длительное время работы;

– высокое рабочее напряжение, они могут обеспечить стабильное напряжение в течение большей части разрядного цикла;

– обладают длительным сроком службы, они могут выдерживать большое количество циклов зарядки и разрядки, прежде чем их ёмкость начнёт существенно снижаться;

– могут работать в широком диапазоне температур, что делает их подходящими для применения в различных условиях.

## Электродвигатель

В качестве электропривода используется вентильный ЭД на постоянных магнитах с внешним ротором. Данный тип двигателя обладает высоким КПД и обладает наилучшими удельными характеристиками мощности по отношению к массе. Использование конструкции с внешним ротором позволяет крепить воздушный винт непосредственно к ЭД без дополнительных промежуточных механических звеньев (редуктора и т.п.).

Конструктивно ЭД состоит из ротора с 9 парами магнитных полюсов, статора с 27 катушками, вала и двух подшипников.

В ЭД применена 3-базовая сосредоточенная обмотка, каждая фаза состоит из 9 катушечных групп. Намотка выполнена обмоточным проводом диаметром 1 мм. Каждая фаза обмотки набрана из 12 жил и последовательно намотана на 9 катушечных групп, по 2 вита на каждый зуб. Фазы соединены по схеме «звезда».

## Результаты

Результаты тестирования ЭВМГ на стенде представлены на рис. 4. Обороты ЭД, полученные при положении РУД 85%, составили 2900 об мин, что соответствует расчётным параметрам воздушного винта (ВВ). Погрешность расчётной статической тяги ВВ и практической полученной на стенде составила не более 5%. Полученные данные статической тяги ВВ и безотказной работы ЭВМГ в течение 5 часов наработки позволили принять решение о последующей установке ЭВМГ на экспериментальный ЛА.



Рис. 4. Параметры работы электрической винтомоторной группы



Рис. 5. Мотор-генератор для гибридной силовой установки



Рис. 6. Компоновка электрического моторгенератора в гибридной силовой установке на базе поршневого двигателя

Результаты экспериментальных исследований позволили в дальнейшем создать на базе ЭВМГ мотор-генератор для экспериментальной ГСУ. На рис. 5 представлен разработанный электрический мотор-генератор ГСУ, основным отличием которого от ЭВМГ является венец ротора, выполненный в виде ведомого шкива. На рис. 6 показана компоновка электрического мотор-генератора. Также стенд позволяет снять характеристики воздушного винта в статическом режиме при скорости движения 0 км/ч [13; 14].

# Библиографический список

1. Website des elektroflugzeugs «e-Genius». https://www.ifb.unistuttgart.de/forschung/flugzeugentwurf/flugzeugprojekte/e-genius-00001/

2. Сайт компании «Мета технологии». https://www.meta-technology.ru/

3. Ravikovich Yu., Ponyaev L., Kuprikov M., Domjan R. Innovation design analysis of the optimal aerodynamic adaptive smart structures for disc-body solar hybrid electric aircraft and airship concepts // IOP Conference Series Materials Science and Engineering. 2021. V. 1024. DOI: 10.1088/1757-899x/1024/1/012078

4. Affoso W., Gandolfi R., Nunes dos Reis R.J., Ilário da Silva C.R., Rodio N., Kipouros T., Laskaridis P., Chekin A., Ravikovich Yu., Ivanov N., Ponyaev L., Holobtsev D. Thermal management challenges for HEA – FUTPRINT50 // IOP Conference Series Materials Science and Engineering. 2021. V. 1024. DOI: 10.1088/1757-899x/1024/1/012075

5. Сычёв А.В., Балясный К.В., Борисов Д.А. Гибридная силовая установка с использованием электрического двигателя и двигателя внутреннего сгорания с общим приводом на воздушный винт // Вестник Московского авиационного института. 2022. Т. 29, № 4. С. 172-185. DOI: 10.34759/vst-2022-4-172-185

6. Сычёв А.В., Балясный К.В. Небесный электролёт // Моделист конструктор. 2021. № 7.

7. Сычёв А.В., Балясный К.В. Вопросы применения электрического двигателя на сверхлёгком самолёте // Двигатель. 2020. № 4-6 (130-132). С. 48-49.

8. Варюхин А.Н., Захарченко В.С., Гелиев А.В., Гордин М.В., Киселев И.О., Журавлев Д.И., Загуменнов Ф.А., Казаков А.В., Вавилов В.Е. Формирование обликов электрической силовой установки для сверхлёгкого пилотируемого самолёта // Авиационные двигатели. 2020. № 3 (8). С. 5-14. DOI: 10.54349/26586061 2020 3 5

9. Marciello V., Orefice F., Nicolosi F., Cusati V., Corcione S. State of the art of hybrid aircraft design projects. https://www.elica-cleansky-project.eu/docs/ELICA\_D4.1%20-%20State%20of%20the%20Art%20of%20Hybrid%20Aircraft%20Design%20Projects.pdf

10. Bergmann D.P., Denzel J., Baden A., Lucas Kugler L., Strohmayer A. Innovative scaled test platform e-Genius-Mod – scaling methods and systems design // Aerospace. 2019. V. 6, Iss. 2. DOI: 10.3390/aerospace6020020

11. Сайт компании Kelly. https://kellycontroller.ru/

12. Кириллов А.В., Ковалёв М.А., Соловьёв В.И. Авиационные аккумуляторные батареи: учеб. пособие. Самара: Издательство Самарского университета, 2020. 80 с.

13. Александров В.Л. Воздушные винты: учеб. пособие. М.: Оборонгиз, 1951. 476 с.

14. Кравец А.С. Характеристики воздушных винтов: учеб. пособие. М.: Оборонгиз, 1941. 264 с.

## BENCH TESTS OF AN ELECTRIC ENGINE-PROPELLER GROUP, AS THE FIRST STAGE IN THE CREATION OF A HYBRID POWER PLANT

© 2023

A. V. Sychev	Leading Engineer, MAI Advanced Engineering School; Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russian Federation; saavia@mail.ru
Yu. A. Ravikovich	Doctor of Science (Engineering), Professor, Vice-Rector for Research; Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russian Federation; <u>yurav@mai.ru</u>
D. A. Borisov	Engineer, MAI Advanced Engineering School; Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russian Federation; <u>dimaavia98@mail.ru</u>

The article discusses a stand for testing an electric propulsion system and its components. The test bench was developed for the first stage of practical research on the creation of a hybrid parallel- circuit power plant based on a piston and electric motors. The engine-propeller group was created for light aircraft with an engine power of 10...20 kW. The article presents conclusions about the conducted bench tests and the operation of the stand. Further developments of an electric motor-generator set for a hybrid power plant made on the basis of bench experiments of the electric engine-propeller combination are shown.

Electric engine-propeller group; test stand; hybrid power plant

<u>Citation:</u> Sychev A.V., Ravikovich Yu.A., Borisov D.A. Bench tests of an electric engine-propeller group, as the first stage in the creation of a hybrid power plant. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering.* 2023. V. 22, no. 3. P. 99-107. DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-3-99-107

### References

1. Website des elektroflugzeugs «e-Genius». Available at: https://www.ifb.unistuttgart.de/forschung/flugzeugentwurf/flugzeugprojekte/e-genius-00001/

2. *Sayt kompanii «Meta tekhnologii»* [Website of the company «Meta Technology»]. Available at: https://www.meta-technology.ru/

3. Ravikovich Yu., Ponyaev L., Kuprikov M., Domjan R. Innovation design analysis of the optimal aerodynamic adaptive smart structures for disc-body solar hybrid electric aircraft and airship concepts. *IOP Conference Series Materials Science and Engineering*. 2021. V. 1024. DOI: 10.1088/1757-899x/1024/1/012078

4. Affoso W., Gandolfi R., Nunes dos Reis R.J., Ilário da Silva C.R., Rodio N., Kipouros T., Laskaridis P., Chekin A., Ravikovich Yu., Ivanov N., Ponyaev L., Holobtsev D. Thermal management challenges for HEA – FUTPRINT50. *IOP Conference Series Materials Science and Engineering*. 2021. V. 1024. DOI: 10.1088/1757-899x/1024/1/012075

5. Sychev A.V., Balyasnyi K.V., Borisov D.A. Hybrid power plant employing electric motor and an internal combustion engine with a common drive to the propeller. *Aerospace MAI Journal*. 2022. V. 29, no. 4. P. 172-185. (In Russ.). DOI: 10.34759/vst-2022-4-172-185

6. Sychev A.V., Balyasny K.V. Sky electric flyer. *Modelist Constructor*. 2021 No. 7. (In Russ.)

7. Sychev A.V., Balyasny K.V. Issues of the use of an electric engine on an ultralight aircraft. *Dvigatel'*. 2020. No. 4-6 (130-132). P. 48-49. (In Russ.)

8. Varyukhin A.N., Zakharchenko V.S., Geliev A.V., Gordin M.V., Kiselev I.O., Zhuravlev D.I., Zagumennov F.A., Kazakov A.V., Vavilov V.E. Conceptual design of electric

propulsion systems for ultralight manned airplane. *Aviation Engines*. 2020. No. 3 (8). P. 5-14. (In Russ.). DOI: 10.54349/26586061\_2020\_3\_5

9. Marciello V., Orefice F., Nicolosi F., Cusati V., Corcione S. State of the art of hybrid aircraft design projects. Available at: https://www.elica-cleansky-project.eu/docs/ELICA\_D4.1%20-

%20State%20of%20the%20Art%20of%20Hybrid%20Aircraft%20Design%20Projects.pdf

10. Bergmann D.P., Denzel J., Baden A., Lucas Kugler L., Strohmayer A. Innovative scaled test platform e-Genius-Mod – scaling methods and systems design. *Aerospace*. 2019. V. 6, Iss. 2. DOI: 10.3390/aerospace6020020

11. Sayt kompanii Kelly [Site of the company Kelly]. Available at: https://kellycontroller.ru/

12. Kirillov A.V., Kovalev M.A., Solov'ev V.I. *Aviatsionnye akkumulyatornye batarei: ucheb. posobie* [Aviation storage batteries: textbook]. Samara: Samara University Publ., 2020. 80 p.

13. Aleksandrov V.L. *Vozdushnye vinty: ucheb. posobie* [Airscrews: study guide]. Moscow: Oborongiz Publ., 1951. 476 p.

14. Kravets A.S. *Kharakteristiki vozdushnykh vintov: ucheb. posobie* [Characteristics of propellers: study guide]. Moscow: Oborongiz Publ., 1941. 264 p.

УДК 621.822.1

DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-3-108-121

# АППРОКСИМАЦИЯ РЕАКЦИЙ СМАЗОЧНОГО СЛОЯ ПОДШИПНИКОВ СКОЛЬЖЕНИЯ МЕТОДАМИ МАШИННОГО ОБУЧЕНИЯ

© 2023

Ю. Н. Казаков	студент кафедры мехатроники, механики и робототехники; Орловский государственный университет имени И.С. Тургенева; <u>KazakYurii@yandex.ru</u>
И. Н. Стебаков	аспирант кафедры мехатроники, механики и робототехники; Орловский государственный университет имени И.С. Тургенева; <u>chester50796@yandex.ru</u>
Д. В. Шутин	кандидат технических наук, доцент кафедры мехатроники, механики и робототехники; Орловский государственный университет имени И.С. Тургенева; <u>rover.ru@gmail.com</u>
Л. А. Савин	доктор технических наук, профессор кафедры мехатроники, механики и робототехники; Орловский государственный университет имени И.С. Тургенева; savin3257@mail.ru

В статье проанализировано применение различных методов машинного обучения для решения задачи аппроксимации сил смазочного слоя подшипников скольжения в статической постановке. Исходные данные о значениях сил смазочного слоя для различных положений ротора получены при помощи модели роторно-опорной системы, основанной на численном решении уравнения Рейнольдса с учётом эффекта кавитации. На основе анализа точности аппроксимации решения искусственными нейронными сетями определены способы, позволяющие снизить объем вычислений для получения необходимого набора данных. После этого были построены аппроксимирующие модели с использованием ряда иных методов машинного обучения, проанализированы длительность обучения и получаемая точность предсказаний, сделаны выводы о наиболее эффективных подходах к построению таких моделей.

Подшипники жидкостного трения; машинное обучение; точность аппроксимации; искусственные нейронные сети

<u>Шитирование</u>: Казаков Ю.Н., Стебаков И.Н., Шутин Д.В., Савин Л.А. Аппроксимация реакций смазочного слоя подшипников скольжения методами машинного обучения // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2023. Т. 22, № 3. С. 108-121. DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-3-108-121

#### Введение

В роторных машинах критическими узлами выступают опорные узлы, так как фокусируют в себе основные силовые и информационные потоки. Именно в них в первую очередь интегрируются как сенсорные системы, так и средства управления режимами работы машины. Повышение точности и надёжности таких систем требует применения моделей роторно-опорных узлов, учитывающих их нелинейные свойства. Такой подход применяется в задачах анализа [1; 2], проектирования [3; 4] и управления [5; 6] роторно-опорными системами. Расчёт силовых и энергетических параметров смазочного слоя как пассивных, так и активных опор жидкостного трения производится обычно решением уравнения Рейнольдса с использованием численных методов [7 – 9]. Такие расчёты требуют значительных вычислительных ресурсов для достижения приемлемой точности, однако вычислительные средства систем управления роторными машинами почти всегда имеют ограниченную производительность.

Снизить объём вычислений в задачах расчёта движений роторов позволяет широко применяемая линеаризация динамических параметров подшипников скольжения [7; 10], однако такой подход не отражает нелинейных свойств смазочного слоя. Это делает его мало применимым в целом ряде условий, таких как значительная эксцентричность положения ротора, наличие явлений кавитации, а особенно при применении триботронных опор с системами управления движением ротора [11; 12]. Поэтому возникает необходимость в более производительных моделях, демонстрирующих при этом достаточную точность. Одним из таких подходов является применение моделей на основе методов машинного обучения, формируемых с использованием данных экспериментов и/или физических моделей нелинейных объектов [5; 10; 13 – 15].

Для подшипников скольжения необходимость расчёта статических реакций смазочного слоя возникает, в частности, в задачах: 1) поиска равновесного положения ротора; 2) расчёта текущей несущей способности подшипника; 3) предсказания смещения ротора под действием различных нагрузок; 4) параметрического синтеза опорных узлов. В последнем случае также имеет большое значение минимизация объёма генерируемых исходных данных и времени обучения моделей для сокращения затрат времени на работу оптимизационных алгоритмов.

Данная работа освещает вопросы формирования необходимого набора данных для обучения аппроксимационных моделей сил смазочного слоя подшипников скольжения с требуемой точностью на основе методов машинного обучения, а также выбора самих таких методов. При этом учитывается характер соответствующих физических зависимостей, уделяется внимание вопросам затрат времени как на генерацию данных, так и на обучение моделей. В результате формулируются комплексные рекомендации по построению моделей статических реакций смазочного слоя подшипников скольжения с использованием методов машинного обучения.

## 1. Модели и методы

### 1.1 Модель подшипника

Базовым объектом для исследования является радиальный подшипник жидкостного трения, расчётная схема которого приведена на рис. 1.



Рис. 1. Расчётная схема подшипника скольжения

На рис. 1  $O, O_1$  – геометрические центры подшипника и вала соответственно;  $X_i$  – координаты подшипника;  $h(\beta_2)$  – зазор подшипника.

В качестве модели подшипника рассматривается течение вязкой несжимаемой жидкости в канале длиной l, образуемом двумя цилиндрами – валом и подшипником. Подшипник радиусом  $R = r + h_0$ , где r – радиус вала;  $h_0$  – радиальный зазор, неподвижен. В свою очередь, вал вращается в подшипнике с постоянной частотой n и угловой
скоростью  $\omega$ . Смазывающее вещество подаётся с одного торца подшипника под давлением  $p_0$ . Поле скоростей двумерное и характеризуется вектором  $\overline{V} = [|V_1 V_2|]$ . Уравнения, описывающие движения среды, удобно представлять в цилиндрических координатах  $\beta_i$ , где  $\beta_1, \beta_2, \beta_3$  – соответственно радиальная, угловая и осевая координаты. Цилиндрические координаты характеризуются коэффициентами Ламе:  $H_1 = H_3 = 1, H_2 = \beta_1$ . Распределение давления смазочного материала в подшипнике определяется на основе обобщённого уравнения Рейнольдса [5]:

$$h^{3} \frac{\partial}{\partial \beta_{1}} \left( \beta_{1} \frac{\partial p}{\partial \beta_{1}} \right) + \frac{1}{\beta_{1}} \frac{\partial}{\partial \beta_{2}} \left( h^{3} \frac{\partial p}{\beta_{2}} \right) = \mu u_{1} 6h + \mu u_{2} 6 \frac{\partial h}{\partial \beta_{2}} - 12 \mu u_{3} \beta_{1}$$
(1)

где 
$$u_1 = 0$$
,  $u_2 = \omega r + V_1 \cos\left(\frac{\beta_1^- \beta_2}{r}\right) - V_2 \sin\left(\frac{\beta_1^- \beta_2}{r}\right)$ ,  $u_3 = V_1 \sin\left(\frac{\beta_1^- \beta_2}{r}\right) + V_2 \cos\left(\frac{\beta_1^- \beta_2}{r}\right) - V_2 \sin\left(\frac{\beta_1^- \beta_2}{r}\right)$ 

компоненты вектора скоростей смазочной жидкости на поверхности вала,  $\mu$  – вязкость смазочного материала, p – давление жидкости; h – значение зазора смазочного слоя.

Кавитация учитывалась на основе гипотезы Гумбеля [5; 16]. Уравнение (1) решается методом конечных разностей [5; 7]. Результатом решения является поле давления смазочного материала в подшипнике.

Реакции смазочного слоя рассчитываются интегрированием поля давления подшипника, для чего применяется метод численного интегрирования Симпсона:

$$R_{1} = -\int_{\beta_{2}}^{\beta_{2}^{+}} \int_{\beta_{1}^{-}}^{\beta_{1}^{+}} p \cos \varphi \beta_{1} d \beta_{1} \beta_{1} d \beta_{2},$$

$$R_{2} = -\int_{\beta_{2}}^{\beta_{2}^{+}} \int_{\beta_{1}^{-}}^{\beta_{1}^{+}} p \sin \varphi \beta_{1} d \beta_{1} \beta_{1} d \beta_{2},$$
(2)

где  $\varphi$  – угол положения окрестности точки  $\beta_i$  на поверхности внутреннего цилиндра в координатах  $X_i$ .

Расчёты в данной работе проводились для образца подшипника длиной l = 60 мм, радиусом R = 20 мм, с зазором  $h_0 = 120$  мкм, водой в качестве смазочного материала с вязкостью  $\mu = 0,001$  Па·с при температуре T = 20°C. Рабочая частота вращения вала n = 3000 об/мин.

#### 1.2 Методы аппроксимации и оценка точности

Требования к точности модели для аппроксимации базируются на типовой точности применяемых в роторных системах первичных преобразователей положения ротора. В подавляющем большинстве случаев для этого применяются вихретоковые преобразователи перемещений [17; 18]. Типичная точность измерения положения ротора с их помощью обычно составляет 3 - 5% с учётом неравномерности магнитных свойств ротора[18], поэтому точность аппроксимации также не должна быть хуже 3 - 5%.

Для оценки точности аппроксимации применены две ключевые метрики, среднее (MEAN) и медианное (MED) значения ошибки:

$$MEAN = \frac{\sum_{i=1}^{N} e_N}{N},$$
(3)

$$MED = \frac{e_{N/2} + e_{N/2}}{2},$$
 (4)

где *N* – количество точек в анализируемой выборке, *е* – ошибка аппроксимации.

Представленная в разделе 1.1 вычислительная модель на основе уравнения Рейнольдса была ранее верифицирована с использованием данных экспериментальных исследований [5; 13]. Это даёт основания использовать генерируемые с её помощью значения силовых параметров смазочного слоя в качестве эталонных при оценке точности моделей на основе методов машинного обучения.

В качестве базового метода аппроксимации сил смазочного слоя применены полносвязные искусственные нейронные сети (ИНС), поскольку они хорошо подходят для решения задач аппроксимации и классификации с небольшим количеством входных признаков [5; 15; 19]. В данном исследовании использовались ИНС с одним скрытым слоем и линейной функцией активации.

В качестве параметров, описывающих набор исходных данных, выбраны размеры сетки исходных данных о значениях сил смазочного слоя. Для построения сетки использована полярная система координат и равномерное распределение 12 точек по радиальной (т.е. по эксцентриситету положения ротора) и 40 точек по окружной (т.е. по углу положения ротора в подшипнике) координатам. В ходе исследования определялась возможность снижения плотности сетки по каждой из координат для снижения затрат времени на генерацию исходных данных.

#### 2. Результаты

#### 2.1. Особенности исходного набора данных

Реакции смазочного слоя  $R_1$  и  $R_2$  имеют нелинейный вид и существенно возрастают в области высоких эксцентриситетов положения ротора. Кроме того, результаты расчётов с использованием численных методов, таких как использованный метод конечных разностей, чувствительны к размерности расчётной сетки, особенно в области высоких эксцентриситетов. На рис. 2 показаны варианты рассчитанных реакций смазочного слоя при меньшей (30×30) и большей (60×60) плотности расчетной сетки.



Рис. 2. Реакции смазочного слоя при изменениях эксцентричности положения ротора

Из рис. 2 видно, что сетка меньшей плотности даёт нестабильные значения реакций в области высоких эксцентриситетов из-за расчётной ошибки при большом шаге конечно-разностной сетки. Данное явление наиболее выражено для диапазона эксцентриситетов от 0,9 до 1. Уплотнение конечно-разностной сетки снижает вычислительную ошибку, однако при этом экспоненциально возрастают затраты машинного времени на вычисления. Поэтому для обеспечения приемлемой точности исходных данных и объёма необходимых для этого вычислений исходный набор данных о силах смазочного слоя генерировался и аппроксимировался раздельно для областей больших ( $\geq 0,9$ ) и малых (< 0,9) эксцентриситетов.

# 2.2. Базовый анализ точности аппроксимации с использованием искусственных нейронных сетей

# 2.2.1 Эксцентриситеты до 0,9

Для выявления рациональных параметров набора данных и ИНС в области малых эксцентриситетов был проведён ряд вычислительных экспериментов с оценкой точности решений по метрикам (3) и (4). В качестве варьируемых параметров использовались количество нейронов ИНС и количество точек сетки данных по эксцентриситету. Для всех экспериментов количество точек сетки данных по окружной координате было зафиксировано на исходном значении 40. Оцениваемый диапазон эксцентриситетов составил 0...0,9. Данные о точности решений приведены в табл. 1. Для тестирования точности обученных нейронных сетей использовался набор данных с количеством точек по углу 40 и диапазоном по эксцентриситету 0,12...0,9 с количеством точек 12.

Количество точек по эксцентриситету		Количество нейронов ИНС			
	Метрика	10	20	50	100
1	MID	9,1	6,9	11,1	30,7
4	MED	4,71	2,9	4,39	11,2
6	MID	5,74	2,78	2,59	5,63
0	MED	3,18	1,73	1,34	2,12
Q	MID	4,5	2,52	1,66	1,93
0	MED	2,4	1,24	0,79	0,32
10	MID	4,31	3,61	2,75	2,34
	MED	2,64	2,23	1,76	0,63
12	MID	6,43	2	1,4	1,56
	MED	3,83	1,14	0,5	0,87

Таблица 1. Ошибка аппроксимации в зависимости от количества нейронов и количества точек по эксцентриситету

Из табл. 1 видно, что с увеличением количества точек по эксцентриситету точность аппроксимации сети возрастает. Такая же тенденция наблюдается и при увеличении количества нейронов, однако начиная с 50 нейронов повышение точности прекращается. В табл. 1 наилучшие варианты выделены цветом. Лучшим вариантом можно считать ИНС с 50 нейронами, обученную на выборке данных с 12 точками по эксцентриситету. Вместе с тем, точность решения при использовании 8 точек по эксцентриситету лишь незначительно уступает лучшему варианту, что даёт основание снизить размерность сетки данных до соответствующего значения по радиальной координате. Детальные показатели точности для данного решения в графическом виде представлены на рис. 3.



Рис. 3. Анализ точности аппроксимации в зоне малых эксцентриситетов в зависимости от количества точек по радиальной координате

Метрики, представленные на рис. 3, показывают, что с увеличением эксцентриситета ошибка предсказаний модели также увеличивается. Точность аппроксимации по углу изменяется без выраженной закономерности. Вместе с тем, практически во всём рассмотренном диапазоне точность решения укладывается в заданные границы и может рассматриваться как приемлемое.

Аналогичные расчёты были проведены для установления возможности снизить размерность сетки данных по окружной координате. Серия вычислений была проведена для сетки данных с фиксированным количеством в 12 точек по радиальной координате. Количество точек по окружной координате изменялось от 40 до 8. Тесты проводились на наборе данных: 60 точек по углу, 12 точек по эксцентриситету в диапазоне 0...0,9. Результаты расчётов приведены в табл. 2.

Количество точек по углу	Marrana	Количество нейронов ИНС		
	метрика	20	50	100
40	MID	2	1,4	1,56
40	MED	1,14	0,5	0,87
22	MID	4,1	1,89	2,14
32	MED	2,39	0,84	0,38
24	MID	3,57	1,58	3,39
24	MED	2,29	0,4	0,51
16	MID	2,98	4,29	6,4
	MED	1,13	1,56	2,2
8	MID	15,85	11,49	74,95
	MED	2,1	3,36	43,91

Таблица 2. Ошибка аппроксимации в зависимости от количества нейронов и количества точек по окружной координате

Из табл. 2 видно, что с увеличением количества точек по окружной координате точность аппроксимации возрастает. Однако точность для вариантов с 24 и 32 точками лишь незначительно уступает показателям лучшей модели. Это позволяет принять в качестве варианта, удовлетворяющего заданным критериям, размер сетки данных 8×24 в радиальном и окружном направлениях и использовать для аппроксимации данных полносвязнную ИНС с 50 нейронами в скрытом слое. Показатели точности для данного решения в графическом виде представлены на рис. 4.



Рис. 4. Анализ точности аппроксимации в зоне малых эксцентриситетов в зависимости от количества точек по окружной координате

Эти метрики показывают, что с увеличением эксцентриситета ошибка аппроксимации увеличивается. Ошибка аппроксимации с уменьшением числа точек по окружной координате до 24 увеличивается незначительно, однако дальнейшее уменьшение значительно увеличивает ошибку. Также из рис. 4 видно, что ошибка аппроксимации по углу имеет большой разброс между соседними показаниями.

# 2.2.2 Эксцентриситеты до 0,9 и до 0,97

При типичных параметрах шероховатости рабочих поверхностей подшипников жидкостного трения система переходит к смешанному трению, когда достигается эксцентриситет 0,97...0,98 и более [20]. Начинающиеся при этом трибологические процессы не учитываются в применяемой гидродинамической модели трения. Поэтому для данной расчётной области верхняя граница рассматриваемого эксцентриситета была установлена на уровне 0,97.

Оценка точности аппроксимации с использованием ИНС проводилась по методике аналогичной применённой для области малых эксцентриситетов. Был проведён ряд вычислительных экспериментов по обучению ИНС с 50 нейронами в скрытом слое. Диапазон изменения эксцентриситета составил от 0,9 до 0,97. В свою очередь количество точек по углу и по эксцентриситету варьировалось в большую и меньшую сторону относительно лучших значений, полученных для области малых эксцентриситетов. Результаты расчётов представлены в табл. 3. Проверка точности аппроксимации проводилась на наборе данных с диапазоном эксцентриситетов 0,904...0,97, количество точек составило 20, количество точек по углу составило 80.

Из табл. 3 видно, что с увеличением количества точек по окружной координате точность аппроксимации возрастает, как и в случае увеличения точек по эксцентриситету. Однако, как отмечалось, уплотнение расчётной сетки приводит к значительному увеличению затрат времени на генерацию данных.

Другой характерной особенностью результатов является то, что количество точек по окружной координате гораздо сильнее сказывается на точности решений, чем по радиальной. Наилучшие результаты точности в табл. 3 выделены цветом. С учётом точности и времени на генерацию необходимых данных в качестве рационального размера сетки в области высоких эксцентриситетов выбран размер 12×60. Показатели точности для данного решения в графическом виде представлены на рис. 5.

Метрики, представленные на рис. 5, как и в предыдущих случаях, показывают увеличение ошибки с увеличением эксцентриситета. Вместе с тем, на более высоких эксцентриситетах рост ошибки выражен сильнее. По окружной показатели точности изменяются нестабильно, а по абсолютному значению существенно превышают заданный порог в 3 – 5%.

	Матрика	Количество точек по эксцентриситету		
количество точек по углу	метрика	8	12	16
60	MID	14,1	12,9	10,19
60	MED	10,8	8,8	6,89
50	MID	24,4	22,45	19,18
50	MED	14	17,51	12,5
40	MID	35,45	47,67	33
40	MED	12,5	16	13,9
30	MID	84,76	61,49	52,63
	MED	53,82	41,67	27,55
20	MID	210,13	348,5	589
	MED	148,21	255,3	335

Таблица 3. Ошибка аппроксимации искусственной нейронной сети на больших эксцентриситетах



Рис. 5. Анализ точности аппроксимации в зоне больших эксцентриситетов

Анализируя результаты раздела 2.2, можно сделать вывод, что точность аппроксимации статических реакций подшипников жидкостного трения на основе ИНС имеет тенденцию к существенному снижению с ростом эксцентричности положения вала. При этом уплотнение расчётной сетки в области высоких эксцентриситетов не даёт значительного улучшения точности получаемых решений в этих диапазонах. Рассчитанные показатели точности следует принимать во внимание при создании и применении соответствующих моделей.

## 2.3. Сравнение методов машинного обучения

Помимо полносвязных ИНС для решения рассматриваемой задачи аппроксимации было также протестировано несколько других наиболее распространенных методов машинного обучения: метод линейной регрессии в стандартной модификации, а также с L1 регуляризацией; метод опорных векторов (SVR) в стандартной модификации и с множественным ядром; метод ближайших соседей (KNN); метод «случайного леса» (Random Forest); метод градиентного усиления (Gradient Boosting).

Для обучения соответствующих моделей использовался набор данных в конфигурации, определённой как наилучшая на предыдущем этапе исследования (сетка  $8 \times 24$  для малых и  $12 \times 60$  для больших эксцентриситетов). Для рассмотренных методов оценивалось значение ошибки по каждой из составляющих силы ( $R_1$  и  $R_2$ ), а также замерялось необходимое для обучения модели время. Полученные показатели точности представлены в графическом виде на рис. 6, а в числовом, включая затраты времени на обучение, в табл. 4.



Рис. 6. Сравнение точности аппроксимации протестированных методов машинного обучения

Параметр	ИНС	Линейная регрессия	Линей- ная регрес- сия с L1	Мегод К ближай- ших	Метод опорных векторов	Метод опорных векторов с множествен- ным ядром	«Случай- ный лес»	Гради- енпное усиление
MEAN $R_1(H)$	1,4	0,0195	1,1	18,8	0,518	0,477	11	0,009
MEAN $R_2(H)$	1,8	0,0428	1,29	19,6	0,51	0,517	9,98	0,008
Время обучения (с)	1	0,27	8,73	494,45	8,83	434,07	3444,93	408,42

Таблица 4. Сравнение точности аппроксимации протестированных методов машинного обучения

По точности полученных решений протестированные методы машинного обучения можно разделить на две категории. Методы ближайших соседей (KNN) и «случайного леса» (Random Forest) показали ошибку, существенно превышающую заданные пороговые значения 3 – 5%, в то время как все прочие методы показали результаты, удовлетворяющие такому критерию.

Кроме того, показавшие худшую точность аппроксимации методы также показывают и наибольшее время обучения, на один или несколько порядков превышающие лучшие показатели по этому параметру. Метод опорных векторов с множественным ядром и градиентного усиления, при удовлетворительной точности, также требуют существенно большего времени на обучение.

По совокупности точности решений и скорости обучения наилучшими для задачи аппроксимации статических реакций смазочного слоя подшипников жидкостного трения можно считать полносвязные ИНС и различные варианты линейной регрессии, а также стандартную модификацию метода опорных векторов. В каждом конкретном случае корректировать выбор метода можно по данным табл. 4 либо, при необходимости более детального анализа точности, согласно общей методике, представленной в разделе 2.2.

#### Заключение

В работе представлен анализ возможности аппроксимации статических реакций смазочного слоя подшипников жидкостного трения методами машинного обучения. Исследование позволило определить параметры методов и исходного набора данных, при которых для значительного диапазона возможных эксцентриситетов вала достигается точность решений в пределах 5% по сравнению с результатами моделей на основе традиционных численных методов. По результатам исследования можно сформулировать следующие выводы.

1. Точность аппроксимации зависит как от параметра исходного набора данных, так и от гиперпараметров используемых методов машинного обучения. При этом существует общая тенденция снижения точности решений в области более высоких эксцентриситетов, где сильнее выражена нелинейность реакций подшипника.

2. Уменьшение времени на генерацию исходных данных без существенной потери точности аппроксимации достигается снижением плотности расчётных сеток. Приемлемая точность в пределах 5% достигается при применении сетки данных для обучения  $8 \times 12$  в области малых и средних эксцентриситетов (<0,8...0,9), и  $12 \times 60$  – при более высоких. Конечно-разностную сетку для генерации исходных данных рекомендуется также выбирать меньшей плотности для малых средних и низких эксцентриситетов (<0,8...0,9) и большей – для более высоких.

3. Наряду с методами линейной регрессии и опорных векторов полносвязные ИНС наилучшим образом подходят для решения рассмотренной задачи. При этом более оптимальной является структура ИНС с 50 нейронами в скрытом слое. Иные рассмотренные методы машинного обучения показали недостаточную точность или время, затрачиваемое на обучение модели.

Исследование выполнено за счёт гранта Российского научного фонда № 22-19-00789, https://rscf.ru/project/22-19-00789/.

#### Библиографический список

1. Tala-Ighil N., Fillon M. A numerical investigation of both thermal and texturing surface effects on the journal bearings static characteristics // Tribology International. 2015. V. 90. P. 228-239. DOI: 10.1016/J.TRIBOINT.2015.02.032

2. Gropper D., Harvey T.J., Wang L. Numerical analysis and optimization of surface textures for a tilting pad thrust bearing // Tribology International. 2018. V. 124. P. 134-144. DOI: 10.1016/J.TRIBOINT.2018.03.034

3. Kumar V., Sharma S.C., Jain S.C. On the restrictor design parameter of hybrid journal bearing for optimum rotordynamic coefficients // Tribology International. 2006. V. 39, Iss. 4. P. 356-368. DOI: 10.1016/J.TRIBOINT.2005.03.015

4. Cui S., Zhang C., Fillon M., Gu L. Optimization performance of plain journal bearings with partial wall slip // Tribology International. 2020. V. 145. DOI: 10.1016/J.TRIBOINT.2019.106137

5. Kazakov Yu.N., Kornaev A.V., Shutin D.V., Li Sh., Savin L.A. Active fluid-film bearing with deep Q-network agent-based control system // Journal of Tribology. 2022. V. 144, Iss. 8. DOI: 10.1115/1.4053776

6. Breńkacz L., Witanowski L., Drosińska-Komor M., Szewczuk-Krypa N. Research and applications of active bearings: A state-of-the-art review // Mechanical Systems and Signal Processing. 2021. V. 151. DOI: 10.1016/J.YMSSP.2020.107423

7. Kornaev A.V., Kornaeva E.P., Savin L.A., Kazakov Yu.N., Fetisov A., Rodichev A.Yu., Mayorov S.V. Enhanced hydrodynamic lubrication of lightly loaded fluid-film bearings due to the viscosity wedge effect // Tribology International. 2021. V. 160. DOI: 10.1016/J.TRIBOINT.2021.107027

8. Peixoto T.F., Cavalca K.L. Thrust bearing coupling effects on the lateral dynamics of turbochargers // Tribology International. 2020. V. 145. DOI: 10.1016/j.triboint.2020.106166

9. Momoniat E. A Reynolds equation modelling Coriolis force effects on chemical mechanical polishing // International Journal of Non-Linear Mechanics. 2017. V. 92. P. 111-117. DOI: 10.1016/j.ijnonlinmec.2017.04.003

10. Iseli E., Schiffmann J. Prediction of the reaction forces of spiral-groove gas journal bearings by artificial neural network regression models // Journal of Computational Science. 2021. V. 48. DOI: 10.1016/J.JOCS.2020.101256

11. Chasalevris A., Dohnal F. Vibration quenching in a large scale rotor-bearing system using journal bearings with variable geometry // Journal of Sound and Vibration. 2014. V. 333, Iss. 7. P. 2087-2099. DOI: 10.1016/j.jsv.2013.11.034

12. Santos I.F. Controllable sliding bearings and controllable lubrication principles-an overview // Lubricants. 2018. V. 6, Iss. 1. DOI: 10.3390/LUBRICANTS6010016

13. Li S., Babin A., Shutin D., Kazakov Yu., Liu Y., Chen Zh., Savin L. Active hybrid journal bearings with lubrication control: Towards machine learning // Tribology International. 2022. V. 175. DOI: 10.1016/J.TRIBOINT.2022.107805

14. Almqvist A. Fundamentals of physics-informed neural networks applied to solve the reynolds boundary value problem // Lubricants. 2021. V. 9, Iss. 8. DOI: 10.3390/LUBRICANTS9080082

15. Kornaev A.V., Kornaev N.V., Kornaeva E.P., Savin L.A. Application of artificial neural networks to calculation of oil film reaction forces and dynamics of rotors on journal bearings // International Journal of Rotating Machinery. 2017. V. 2017. DOI: 10.1155/2017/9196701

16. Hori Y. Hydrodynamic lubrication. Tokyo: Springer-Verlag, 2006. 231 p. DOI: 10.1007/4-431-27901-6

17. Hu B., Zhou C., Wang H., Chen S. Nonlinear tribo-dynamic model verification of a spur drive under loss-of-lubrication experimental gear and Signal condition // Mechanical Systems and Processing. 2021. V. 153 DOI: 10.1016/J.YMSSP.2020.107509

18. Liu W., Zhao X., Zhang T., Feng K. Investigation on the rotordynamic performance of hybrid bump-metal mesh foil bearings rotor system // Mechanical Systems and Signal Processing. 2021. V. 147. DOI: 10.1016/J.YMSSP.2020.107076

19. Kornaeva E.P., Kornaev A.V., Kazakov Yu.N., Polyakov R.N. Application of artificial neural networks to diagnostics of fluid-film bearing lubrication // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. 2020. V. 734, Iss. 1. DOI: 10.1088/1757-899X/734/1/012154

20. Хебда М., Чинчинадзе А.В. Справочник по триботехнике: в 3 т. Т. 2. Смазочные материалы, техника смазки, опоры скольжения и качения. М.: Машиностроение, 1990. 411 с.

# APPROXIMATION OF FORCES OF FLUID FILM BEARING LUBRICATING LAYER USING MACHINE LEARNING METHODS

© 2023

Yu. N. Kazakov	Student of the Department of Mechatronics, Mechanics and Robotics; Orel State University named after I.S. Turgenev, Orel, Russian Federation; KazakYurii@yandex.ru
I. N. Stebakov	Postgraduate Student of the Department of Mechatronics, Mechanics and Robotics; Orel State University named after I.S. Turgenev, Orel, Russian Federation; <u>chester50796@yandex.ru</u>
D. V. Shutin	Candidate of Science (Engineering), Associate Professor, Department of Mechatronics, Mechanics and Robotics; Orel State University named after I.S. Turgenev, Orel, Russian Federation; <u>rover.ru@gmail.com</u>
L. A. Savin	Doctor of Science (Engineering), Professor, Department of Mechatronics, Mechanics and Robotics; Orel State University named after I.S. Turgenev, Orel, Russian Federation; savin3257@mail.ru

The article analyzes the application of various machine learning methods for solving the problem of approximating the forces of fluid film bearing lubricating layer in static formulation. The initial data on the values of lubricating layer forces for different shaft positions were obtained using a model of a rotor-bearing system based on the numerical solution of the Reynolds equation, with account for the cavitation effect. Methods for reducing the amount of calculation required to obtain the necessary data set are determined on the basis of analyzing solution approximation accuracy with artificial neural networks. After that, approximation models were constructed using a number of other machine learning methods, and the accuracy of predictions as well as the duration of the training process were analyzed. Finally, conclusions were drawn about the most effective approaches to building such models.

Fluid film bearings; machine learning; approximation accuracy; artificial neural networks

<u>Citation:</u> Kazakov Yu.N., Stebakov I.N., Shutin D.V., Savin L.A. Approximation of forces of fluid film bearing lubricating layer using machine learning methods. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2023. V. 22, no. 3. P. 108-121. DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-3-108-121

#### References

1. Tala-Ighil N., Fillon M. A numerical investigation of both thermal and texturing surface effects on the journal bearings static characteristics. *Tribology International*. 2015. V. 90. P. 228-239. DOI: 10.1016/J.TRIBOINT.2015.02.032

2. Gropper D., Harvey T.J., Wang L. Numerical analysis and optimization of surface textures for a tilting pad thrust bearing. *Tribology International*. 2018. V. 124. P. 134-144. DOI: 10.1016/J.TRIBOINT.2018.03.034

3. Kumar V., Sharma S.C., Jain S.C. On the restrictor design parameter of hybrid journal bearing for optimum rotordynamic coefficients. *Tribology International*. 2006. V. 39, Iss. 4. P. 356-368. DOI: 10.1016/J.TRIBOINT.2005.03.015

4. Cui S., Zhang C., Fillon M., Gu L. Optimization performance of plain journal bearings with partial wall slip. *Tribology International*. 2020. V. 145. DOI: 10.1016/J.TRIBOINT.2019.106137

5. Kazakov Yu.N., Kornaev A.V., Shutin D.V., Li Sh., Savin L.A. Active fluid-film bearing with deep Q-network agent-based control system. *Journal of Tribology*. 2022. V. 144, Iss. 8. DOI: 10.1115/1.4053776

6. Breńkacz L., Witanowski L., Drosińska-Komor M., Szewczuk-Krypa N. Research and applications of active bearings: A state-of-the-art review. *Mechanical Systems and Signal Processing*. 2021. V. 151. DOI: 10.1016/J.YMSSP.2020.107423

7. Kornaev A.V., Kornaeva E.P., Savin L.A., Kazakov Yu.N., Fetisov A., Rodichev A.Yu., Mayorov S.V. Enhanced hydrodynamic lubrication of lightly loaded fluid-film bearings due to the viscosity wedge effect. *Tribology International*. 2021. V. 160. DOI: 10.1016/J.TRIBOINT.2021.107027

8. Peixoto T.F., Cavalca K.L. Thrust bearing coupling effects on the lateral dynamics of turbochargers. *Tribology International*. 2020. V. 145. DOI: 10.1016/j.triboint.2020.106166

9. Momoniat E. A Reynolds equation modelling Coriolis force effects on chemical mechanical polishing. *International Journal of Non-Linear Mechanics*. 2017. V. 92. P. 111-117. DOI: 10.1016/j.ijnonlinmec.2017.04.003

10. Iseli E., Schiffmann J. Prediction of the reaction forces of spiral-groove gas journal bearings by artificial neural network regression models. *Journal of Computational Science*. 2021. V. 48. DOI: 10.1016/J.JOCS.2020.101256

11. Chasalevris A., Dohnal F. Vibration quenching in a large scale rotor-bearing system using journal bearings with variable geometry. *Journal of Sound and Vibration*. 2014. V. 333, Iss. 7. P. 2087-2099. DOI: 10.1016/j.jsv.2013.11.034

12. Santos I.F. Controllable sliding bearings and controllable lubrication principles-an overview. *Lubricants*. 2018. V. 6, Iss. 1. DOI: 10.3390/LUBRICANTS6010016

13. Li S., Babin A., Shutin D., Kazakov Yu., Liu Y., Chen Zh., Savin L. Active hybrid journal bearings with lubrication control: Towards machine learning. *Tribology International*. 2022. V. 175. DOI: 10.1016/J.TRIBOINT.2022.107805

14. Almqvist A. Fundamentals of physics-informed neural networks applied to solve the reynolds boundary value problem. *Lubricants*. 2021. V. 9, Iss. 8. DOI: 10.3390/LUBRICANTS9080082

15. Kornaev A.V., Kornaev N.V., Kornaeva E.P., Savin L.A. Application of artificial neural networks to calculation of oil film reaction forces and dynamics of rotors on journal bearings. *International Journal of Rotating Machinery*. 2017. V. 2017. DOI: 10.1155/2017/9196701

16. Hori Y. Hydrodynamic lubrication. Tokyo: Springer-Verlag, 2006. 231 p. DOI: 10.1007/4-431-27901-6

17. Hu B., Zhou C., Wang H., Chen S. Nonlinear tribo-dynamic model and experimental verification of a spur gear drive under loss-of-lubrication condition. *Mechanical Systems and Signal Processing*. 2021. V. 153. DOI: 10.1016/J.YMSSP.2020.107509

18. Liu W., Zhao X., Zhang T., Feng K. Investigation on the rotordynamic performance of hybrid bump-metal mesh foil bearings rotor system. *Mechanical Systems and Signal Processing*. 2021. V. 147. DOI: 10.1016/J.YMSSP.2020.107076

19. Kornaeva E.P., Kornaev A.V., Kazakov Yu.N., Polyakov R.N. Application of artificial neural networks to diagnostics of fluid-film bearing lubrication. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*. 2020. V. 734, Iss. 1. DOI: 10.1088/1757-899X/734/1/012154

20. Khebda M., Chinchinadze A.V. Spravochnik po tribotekhnike: v 3 t. T. 2. Smazochnye materialy, tekhnika smazki, opory skol'zheniya i kacheniya [Handbook on tribological engineering. V. 2. Lubricants, lubrication techniques, sliding and rolling bearings]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1990. 411 p.

УДК 621.923

DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-3-122-132

# ОБРАБОТКА АБРАЗИВНЫМ ПОТОКОМ ВЫСОКОВЯЗКОЙ РАБОЧЕЙ СРЕДЫ ОБРАЗЦОВ ЛИТЫХ ЗАГОТОВОК ИЗ АУСТЕНИТНО-МАРТЕНСИТНОЙ СТАЛИ

© 2023

В. А. Левко	доктор технических наук, доцент, профессор кафедры технологии машиностроения; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М.Ф. Решетнёва, г. Красноярск; levkosaa@mail.ru
Н. С. Теряев	доцент кафедры технологии машиностроения; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М.Ф. Решетнёва, г. Красноярск; <u>nikolay-teryaev@mail.ru</u>
О. В. Литовка	аспирант; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М.Ф. Решетнёва, г. Красноярск; <u>litovka.9518@gmail.com</u>
П. А. Иванов	аспирант; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М.Ф. Решетнёва, г. Красноярск; <u>Ivanov.pasch.iva@yandex.ru</u>

Представлены результаты исследований обработки абразивным потоком съёмных образцов литых заготовок из аустенитно-мартенситной стали, размещённых в имитаторе закрытого криволинейного канала. Оценивалось изменение шероховатости и микротвёрдости поверхности образцов. Выделено два этапа обработки. На первом этапе обработки удаляется большая часть литейной корки. На втором этапе литейная корка удаляется полностью и происходит снятие слоя основного металла. Установлено, что основным механизмом снятия материала с поверхности литой заготовки является микрорезание на уровне элементарных фактических площадей касания отдельных микровыступов зерна. По результатам экспериментов рекомендовано применять обработку абразивным потоком высоковязкой средой для улучшения шероховатости и повышения микротвёрдости внутренних поверхностей закрытых каналов литых заготовок.

Обработка абразивным потоком; аустенитно-мартенситная сталь; литая заготовка; высоковязкая рабочая среда

<u>Шитирование:</u> Левко В.А., Теряев Н.С., Литовка О.В., Иванов П.А. Обработка абразивным потоком высоковязкой рабочей среды образцов литых заготовок из аустенитно-мартенситной стали // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2023. Т. 22, № 3. С. 122-132. DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-3-122-132

#### Введение

Известно, что для изготовления ряда деталей турбонасосного агрегата используют литейные коррозионно-стойкие стали 03X11H8M2ФЛ, 03X12H10MTЮЛ, 04X12H6M5KЮЛ, 08X14H7MЛ. При этом состояние поверхностного слоя деталей после формообразования методом литья по выплавляемым моделям характеризуется: повышенной шероховатостью (Ra = 6, 2...12, 5 мкм); большой глубиной термически изменённого слоя (литейная корка h = 0, 1...0, 8 мм); высокими остаточными напряжениями [1]. При обработке заготовок из аустенитно-мартенситных сталей в отожжённом состоянии получить поверхности высокого класса шероховатости затруднительно [2]. Сталь 08X14H7MЛ плавят в открытых или вакуумных индукционных печах. Отливки отвечают требованиям по прочностным и пластическим характеристикам, однако в них обнаружены такие макродефекты, как зональные рыхлоты площадью 10...14 мм<sup>2</sup> [3].

Литые детали из аустенитно-мартенситных сталей имеют сложные каналы, расположенные, в основном, по окружности (лопатки крыльчаток, турбин, роторов, направляющих аппаратов и др.); поверхности каналов находятся под углом (до 350°) относительно направления потока газа и жидкости в агрегатах с изменением углов наклона каналов по его длине, а геометрические параметры каналов изменяются в широком диапазоне [1]. Окончательная обработка закрытых каналов подобных деталей традиционными методами затруднена.

Сравнительный анализ современного уровня финишных технологий обработки закрытых каналов деталей показал, что в мировой практике более широкое применение находит метод обработки абразивным потоком (*abrasive flow machining (AFM)*). В ряде работ эта технология имеет такие названия как абразивно-экструзионная обработка или экструзионное хонингование. В этом способе высоковязкий полимерный (силиконовый) материал, равномерно наполненный мелкодисперсными абразивными частицами, возвратно-поступательно перемещается поршнями рабочих цилиндров через обрабатываемую деталь. Этот материал (среда) под давлением становится текучей (вязкоупругой) матрицей. При течении создаётся сжимающее давление на обрабатываемую поверхность и осуществляется абразивный контакт [4].

Начиная с 80-х годов прошлого века метод *AFM* стал применяться для удаления дефектного слоя в отверстиях охлаждения лопаток и дисков, обработанных лазером или электроэрозионной обработкой; снятия заусенцев в отверстиях форсунок для распыления топлива и полирования литых поверхностей лопаток, колёс компрессора и рабочих колёс [5].

К настоящему времени известен целый ряд работ, посвящённый обработке абразивным потоком поверхностей различных литых деталей. Экструзионное хонингование каналов деталей повышает качество обработанной поверхности и обеспечивает точность расхода компонентов топлива через эти каналы. Однако при этом наблюдается незначительная неравномерность обработки [6]. Применение методики обеспечения качества каналов деталей летательных аппаратов с использованием абразивноэкструзионной обработки позволило обеспечить заданную точность расхода компонентов топлива через каналы деталей, имеющих большое количество лопаток, а также достичь требуемой шероховатости их поверхностей в диапазоне Ra = 1, 6...3, 2 мкм [7]. Исследования процесса полирования абразивным потоком неподвижного лопаточного венца (кольца) из легированной стали на основе методологии поверхности отклика показали, что шероховатость этой поверхности существенно улучшилась до *Ra* = 0,33 мкм [8].

Проведённый анализ контактных взаимодействий при AFM средой высокой вязкости выявил основные особенности процесса: самозатачивание абразивных зёрен за счёт скалывания их граней; периодическая смена активных абразивных зёрен в процессе многократной экструзии рабочей среды; разные виды контактных взаимодействий на контурной и фактической площади контакта абразивного зерна и обрабатываемой поверхности [9]. Анализ зарубежных [10] и российских публикаций [11] прошлых исследований и достижений в процессе отделки абразивным потоком не выявил значимых результатов по описанию состояния поверхностного слоя литых деталей из аустенитномартенситных сталей до и после обработки. Оценивались, как правило, лишь величина и направление шероховатости поверхности до и после обработки [6 – 8; 12].

Основной целью данного исследования является уточнение режимов обработки и составов рабочих сред для *AFM* закрытых каналов заготовок из литейной аустенитномартенситной стали на основе анализа контактных взаимодействий.

# Экспериментальные исследования процесса обработки абразивным потоком литых образцов из стали 08Х14Н7МЛ

Для проведения экспериментальной обработки абразивным потоком было создано приспособление, имитирующее внутренний канал литой заготовки (рис. 1). Корпус приспособления *I* имеет сквозной внутренний канал, а также паз для размещения съёмной части приспособления. На торцах корпуса *I* есть две сопрягаемых поверхности, которые устанавливаются в рабочие цилиндры установки для обработки абразивным потоком. Съёмная часть состоит из плиты *2*, основания *3* с выполненным в нём криволинейным каналом *6*. В пазы канала размещаются съёмные литые образцы *4* и *5*. Сверху канал *6* с образцами *4* и *5* закрывается крышкой (на рис. 1 не показана) при помощи винтов. В крышке выполнены пазы под верхнюю часть образцов.



Рис. 1. Приспособление – имитатор внутреннего канала литой заготовки: а – общий вид; б – съёмная часть

При установке собранной съёмной части приспособления в корпус *1* криволинейный канал *6* совместно с внутренним каналом корпуса образует полость для течения рабочей среды (имитирует закрытый канал). В свою очередь, съёмные литые образцы имитируют перо лопатки и показаны на рис. 2.

Состав рабочей среды и режимы *AFM* выбраны по рекомендациям предыдущего исследования: каучук синтетический диметилсилоксановый термостойкий СКТ (ГОСТ 14680-74, ТУ 38.103694-89) – 50%; электрокорунд белый 25А зернистостью *F*70 – 50%; давление в системе – 12 МПа [12].

В качестве оцениваемых факторов были приняты такие показатели поверхности образцов до, во время обработки (после 30 циклов) и после AFM (60 циклов обработки), как величина и направление шероховатости; микротвёрдость (остаточные напряжения).

Состояние поверхности вогнутого и выпуклого съёмного литого образца до обработки, после 30 циклов AFM и после 60 циклов AFM оценивались по изображениям, полученным на оптическом микроскопе (рис. 3 – 5). Профилограммы (рис. 6) и величина шероховатости образцов определялись на профилометре модели *MarSurf M300*. Фактическая микротвёрдость образцов измерена на приборе *BUEHLER MICROMET 5100*. Численные показатели изменения шероховатости и микротвёрдости поверхности образцов от количества циклов обработки приведены в табл. 1.



Рис. 2. Съёмный литой образец – имитатор пера лопатки из стали 08X14H7MЛ: а – вогнутая часть; б – выгнутая часть



Рис. 3. Поверхность съёмного литого образца до обработки: а – вогнутый; б – выгнутый



Рис. 4. Поверхность съёмного литого образца после 30 циклов AFM: а – вогнутый; б – выгнутый



Рис. 5. Поверхность съёмного литого образца после 60 циклов AFM: а – вогнутый; б – выгнутый



Рис. 6. Профилограммы поверхности выгнутого съёмного литого образца: а – до обработки; б – после 60 циклов AFM

Таблица 1. Показатели изменения шероховатости и микротвёрдости поверхности образцов от количества циклов обработки

Показатель	До <i>AFM</i>	30 циклов	60 циклов
Вогнуты	е образцы		
Микротвёрдость <i>HRC</i>	38,540,4	41,042,8	43,545,0
Шероховатость <i>Ra</i> , мкм	8,99,3	4,34,6	2,62,8
Выгнуть	е образцы		
Микротвёрдость <i>HRC</i>	39,540,5	41,543,3	44,545,5
Шероховатость <i>Ra</i> , мкм	8,79,1	4,24,5	2,42,6

Поверхность образцов до обработки (рис. 3) представлена литейной коркой с шероховатостью произвольного направления величиной Ra = 8, 7...9, 1 мкм (выгнутые образцы) и Ra = 8, 9...9, 3 мкм (вогнутые образцы). Микротвёрдость образцов варьировалась в интервале 38, 5...40, 5 *HRC*, что превышает определяемую ОСТ 1 90005-91 твёрдость поверхности литых заготовок из стали 08Х14H7MЛ в диапазоне 33...39 *HRC*.

После тридцати циклов обработки структура поверхности образцов (рис. 4) изменилась. Большая часть выступов исходной литейной корки удалена. На поверхности виден комплекс отдельных царапин. Приблизительная ширина царапин 5...20 мкм. Наблюдаются отдельные выступы со срезанными вершинами, а также ряд впадин исходной литейной корки. Шероховатость поверхности имеет, как правило, произвольное направление, а её величина уменьшилась практически в два раза: Ra = 4, 2...4, 5 мкм (выгнутые образцы) и Ra = 4, 3...4, 6 мкм (вогнутые образцы). Микротвёрдость образцы).

После 60 циклов *AFM* структура поверхности образцов (рис. 5) в основном представлена комплексом царапин, направление которых совпадает с направлением течения рабочей среды. Приблизительная ширина царапин 3...5 мкм. Наблюдаются локальные зоны с остаточными впадинами исходной литейной корки. Шероховатость поверхности приобрела направление, параллельное направлению потока рабочей среды при обработке. Величина измеренной шероховатости для выгнутых образцов Ra = 2, 4...2, 6 мкм, для вогнутых образцов Ra = 2, 6...2, 8 мкм. Микротвёрдость образцов достигла величины 44,5...45,5 *HRC* на выгнутых образцах и 43,5...45,0 *HRC* на вогнутых образцах. Профилограмма литейной корки (рис. 6, a) показывает комплекс местных выступов с разным средним шагом неровностей профиля по вершинам. Средняя высота выступов профиля Rp варьируется в пределах от 12 до 14 мкм. Глубина шероховатости сердцевины Rk изменяется в интервале от 10 до 12 мкм. При этом материальная составляющая Mr1, которая отделяет выступающие пики от основного профиля шероховатости, составляет всего 10%. Материальная составляющая Mr2, отделяющая глубокие впадины от основного профиля шероховатости, составляет 79%.

Профилограмма поверхности после 60 циклов обработки (рис. 6,  $\delta$ ) свидетельствует о существенном выравнивании профиля и увеличении его опорной длины. Показатель *Rp* уменьшился до диапазона от 3,2 до 4 мкм, а показатель *Rk* также снизился до значений от 2,5 до 3,2 мкм. Материальная составляющая *Mr*1 увеличилась до 11%, а *Mr*2 – до 85%.

## Обсуждение результатов исследования

Известно, что единичное абразивное зерно при обработке абразивным потоком представляет собой многогранный керамический инструмент. При его контакте с микронеровностями обрабатываемой поверхности могут возникать различные виды контакта. Вид контакта зависит от твёрдости и шероховатости обрабатываемой поверхности и абразивного зерна. Как правило, на уровне микровыступов зерна происходят микрорезание и пластическое оттеснение, а на уровне абразивного зерна – упругая и пластическая деформации [9].

Изображение единичного зерна электрокорунда белого 25А F70 на поверхностной литьевой корке вогнутого образца (рис. 7) демонстрирует, что из-за больших размеров абразивное зерно может одновременно вступать в контакт с несколькими микронеровностями. При этом на каждой микронеровности образуется элементарная фактическая площадь касания  $A_{ri}$ . Суммарная площадь контактных зон микронеровностей абразивного зерна и обрабатываемой поверхности образует фактическую площадь касания [13].



*Рис. 7. Единичное зерно электрокорунда белого 25А F70* на поверхностной литьевой корке вогнутого образца

Схема процесса контактного взаимодействия абразивного зерна с микронеровностями обрабатываемой поверхности (рис. 8) показывает, что составляющие силы резания обусловлены касательными и нормальными напряжениями, возникающими в потоке рабочей среды. При установившемся течении величина напряжений зависит от градиента скорости потока от точки контакта абразивного зерна с обрабатываемой поверхностью к верхней грани зерна. Возникновение градиента скорости потока вызвано как гидродинамикой процесса (условие «прилипания» потока к стенке канала), так и внешним трением при контакте зерна с обрабатываемой поверхностью.

Известные из трибологии условия перехода с одного вида контакта на другой при *AFM* получены на основе общеизвестных зависимостей трибологии [13 – 15]. Эти условия выполняются на всех уровнях фактической площади касания. При этом составляющие силы резания Pz и Py могут достигать величин от 2,1 H до 2,28 H на контурной площади касания [16].



Рис. 8. Схема процесса контактного взаимодействия абразивного зерна с микронеровностями обрабатываемой поверхности

Результаты экспериментальных исследований позволяют разделить процесс обработки абразивным потоком литых образцов на два этапа, различающихся между собой особенностями контакта абразивного зерна и обрабатываемой поверхности.

Структура литейной корки определяет условия обработки на первом (черновом) этапе. Она отличается существенной неравномерностью высоты и распределения выступов. В контакт вступает некоторая часть зерна, при этом элементарные фактические площади касания  $A_{ri}$  образуются как на вершинах, так и боковых поверхностях местных выступов корки. На этих участках преобладают механизмы микрорезания на уровне отдельных микровыступов зерна. Характер царапин на поверхности литого образца (рис. 9) свидетельствует, что вышеназванные микровыступы могут иметь различные размеры.



Рис. 9. Царапины на поверхности литого образца

Впадины профиля не меняют своей конфигурации, что говорит об отсутствии процесса пластической деформации оснований выступов профиля шероховатости. Возрастание величины микротвёрдости образца на этом этапе *AFM* вызвано увеличением процента материальной составляющей средней линии профиля шероховатости из-за снятия слоя металла с локальных выступов литьевой корки.

В процессе обработки постепенно удаляется материал с верхушек локальных выступов и с боковых поверхностей. При этом элементарные фактические площади касания  $A_{ri}$  уменьшаются.

После того как слой литьевой корки удаляется практически полностью (присутствуют лишь отдельные остаточные впадины) меняется механизм контактных взаимодействий. Абразивное зерно контактирует уже не с материалом корки, а с основным металлом заготовки в условиях равновесного контакта потока рабочей среды и поверхностного слоя образца. В контакт вступает существенно меньшая часть абразивного зерна, при этом съём металла (микрорезание) осуществляется на уровне её микровыступов, а площадь  $A_{ri}$  становится ещё меньше. Уменьшение размеров элементарных фактических площадок касания при постоянной силе резания ведёт к росту величины фактического давления в контакте. Это обусловливает проявление пластических деформаций локальных участков поверхностного слоя в зоне контакта.

Необходимо учитывать влияние изменения условий контактных взаимодействий на условия обработки. В связи с этим обстоятельством выделен второй (окончательный) этап обработки, на котором формируется требуемое состояние поверхностного слоя. Это предположение подтверждается глубиной и шириной рисок на обработанной поверхности (см. рис. 5, б). Шероховатость поверхности принимает параллельное направление. Пластическая деформация в ходе обработки ведёт к деформационному упрочнению приповерхностной области и появлению остаточных сжимающих напряжений.

Описанные выше результаты обработки характерны как для вогнутых, так и для выгнутых образцов. Следовательно их можно отнести и к обработке криволинейного канала, имитирующего закрытый канал (см. рис. 1).

#### Заключение

Анализ результатов исследования показал, что обработку абразивным потоком съёмных литых образцов, имитирующих перо лопатки, необходимо разделить на два этапа. На первом (черновом) этапе обработки удаляется большая часть исходной литейной корки. На втором этапе литейная корка удаляется полностью и происходит снятие слоя основного металла с формированием требуемого состояния поверхности.

Основным механизмом снятия материала с поверхности литой заготовки является микрорезание на уровне элементарных фактических площадей касания отдельных микровыступов зерна с верхушками и боковыми поверхностями локальных выступов литейной корки на первом этапе и основным металлом заготовки – на втором этапе.

В процесс *AFM* по мере удаления материала происходит постепенное уменьшение размеров элементарных фактических площадок касания  $A_{ri}$ , что при постоянной силе резания ведет к росту величины фактического давления в контакте. Это обусловливает проявление пластических деформаций локальных участков поверхностного слоя в зоне контакта на втором этапе обработки. Различные условия контактных взаимодействий при обработке на первом и втором этапе необходимо учитывать при регулировании режимов обработки абразивным потоком.

В ходе исследований 60 циклов обработки обеспечили улучшение шероховатости поверхности от Ra = 8, 7...9, 3 мкм до Ra = 2, 4...2, 8 мкм, а также увеличение микро-

твёрдости образцов от 38,5...40,5 до 43,5...45,5 *HRC*. При этом шероховатость обработанной поверхности приобрела направление, параллельное направлению потока рабочей среды.

Обработку абразивным потоком высоковязкой средой рекомендуется применять для улучшения шероховатости и повышения микротвёрдости внутренних поверхностей закрытых каналов заготовок из литейных аустенитно-мартенситных сталей.

# Библиографический список

1. Сысоев С.К., Сысоев А.С. Экструзионное хонингование деталей летательных аппаратов: теория, исследование, практика. Красноярск: Сибирский государственный аэрокосмический университет им. акад. М.Ф. Решетнёва, 2005. 219 с.

2. Зубарев Ю.М. Специальные методы обработки заготовок в машиностроении. Санкт-Петербург: Лань, 2015. 400 с.

3. Оборин Л.А., Тягунов Г.В., Черепанов А.И. Влияние способа выплавки жидкой стали 08Х14Н7МЛ (ВНЛ-1) на степень её равновесности и параметры термовременной обработки расплава // Литейщик России. 2013. № 7. С. 25-29.

4. McCarty R.W. Method of honing by extruding. Patent US, no. 3521412, 1970. (Publ. 21.07.1970)

5. Rhoades L.J. Abrasive flow machining for automatic surface finishing and capacitance technology for in-process surface and dimensional metrology // In: Surface Engineering. Dordrecht: Springer, 1990. P. 456-467. DOI: 10.1007/978-94-009-0773-7\_46

6. Сысоев С.К., Сысоев А.С., Левко В.А., Снетков П.А., Лубнин М.А. Обеспечение точности расхода компонентов топлива через каналы деталей, обработанных экструзионным хонингованием // Технология машиностроения. 2007. № 6. С. 48-52.

7. Сысоева Л.П., Сысоев С.К., Сысоев А.С. Методика обеспечения качества каналов деталей летательных аппаратов с использованием абразивно-экструзионной обработки // Вестник Сибирского государственного аэрокосмического университета им. академика М.Ф. Решетнёва. 2013. № 2 (48). С. 228-232.

8. Tao Z., Yaoyao S., Xiaojun L., Tianran H. Optimization of abrasive flow polishing process parameters for static blade ring based on response surface methodology // Journal of Mechanical Science and Technology. 2016. V. 30, no. 3. P. 1085-1093. DOI: 10.1007/s12206-016-0213-7

9. Левко В.А., Савин Д.И., Литовка О.В. Контактные взаимодействия при обработке абразивным потоком средой высокой вязкости заготовок из сплавов порошкового молибдена // Вестник Иркутского государственного технического университета. 2020. Т. 24, № 1(150). С. 36-51. DOI: 10.21285/1814-3520-2020-1-36-51

10. Petare A.C., Jain N.K. A critical review of past research and advances in abrasive flow finishing process // The International Journal of Advanced Manufacturing Technology. 2018. V. 97, Iss. 1-4. P. 741-782. DOI: 10.1007/s00170-018-1928-7

11. Levko V.A., Litovka O.V., Savin D.I., Terjaev N.S. Review of previous Russian studies in the abrasive flow machining // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. 2021. V. 1155, Iss. 1. DOI: 10.1088/1757-899X/1155/1/012029

12. Теряев Н.С., Володин А.Ю. Особенности абразивно-экструзионной обработки труднообрабатываемых сплавов после литья по выплавляемым моделям // Актуальные проблемы авиации и космонавтики. 2015. Т. 1, № 11. С. 43-45.

13. Левко В.А. Контактные процессы при абразивно-экструзионной обработке // Металлообработка. 2008. № 3 (45). С. 19-23.

14. Gorana V.K., Jain V.K., Lal G.K. Forces prediction during material deformation in abrasive flow machining // Wear. 2006. V. 260, Iss. 1-2. P. 128-139. DOI: 10.1016/j.wear.2004.12.038

15. Shao Y., Cheng K. Integrated modelling and analysis of micro-cutting mechanics with the precision surface generation in abrasive flow machining // The International Journal of Advanced Manufacturing Technology. 2019. V. 105, Iss. 11. P. 4571-4583. DOI: 10.1007/s00170-019-03595-4

16. Левко В.А. Расчёт шероховатости поверхности при абразивно-экструзионной обработке на основе модели контактных взаимодействий // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2009. № 1. С. 59-62.

# ABRASIVE FLOW MACHINING OF SPECIMENS OF CAST BILLETS FROM AUSTENOMARTENSITIC STEEL WITH HIGH-VISCOSITY MEDIA

© 2023

V. A. Levko	Doctor of Science (Engineering), Associate Professor, Professor of the Department of Mechanical Engineering Technology; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology, Krasnoyarsk, Russian Federation; <u>levkosaa@mail.ru</u>
N. S. Teryaev	Associate Professor of the Department of Mechanical Engineering Technology; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology, Krasnoyarsk, Russian Federation; <u>nikolay-teryaev@mail.ru</u>
O. V. Litovka	Postgraduate Student; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology, Krasnoyarsk, Russian Federation; <u>litovka.9518@gmail.com</u>
P. A. Ivanov	Postgraduate Student; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology, Krasnoyarsk, Russian Federation; <u>Ivanov.pasch.iva@yandex.ru</u>

The paper presents the results of research on abrasive flow machining of removable specimens of cast billets made of austenomartensitic steel placed in a simulator of a closed curvilinear channel. The change in the roughness and micro-hardness of the surface of the samples was evaluated. There are two stages of machining. At the first stage of machining, most of the casting skin is removed. At the second stage, the casting skin is removed completely and the base metal layer is removed. It was established that the main mechanism for removing material from the surface of a cast billet is microcutting at the level of elementary real areas of contact of individual grain micro-protrusions. According to the results of the experiments, it is recommended to use abrasive flow machining with highly viscous medium to improve the roughness and increase the micro-hardness of the inner surfaces of the closed channels of cast billets.

Abrasive flow machining; austenomartensitic steel; cast billet; high-viscosity media

<u>Citation:</u> Levko V.A., Teryaev N.S., Litovka O.V., Ivanov P.A. Abrasive flow machining of specimens of cast billets from austenomartensitic steel with high-viscosity media. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2023. V. 22, no. 3. P. 122-132. DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-3-122-132

# References

1. Sysoev S.K., Sysoev A.S. *Ekstruzionnoe khoningovanie detaley letatel'nykh apparatov: teoriya, issledovanie, praktika* [Extrusion honing of aircraft parts: theory, research, practice]. Krasnoyarsk: Siberian State Aerospace University Publ., 2005. 219 p.

2. Zubarev Yu.M. *Spetsial'nye metody obrabotki zagotovok v mashinostroenii* [Special methods of billet machining in mechanical engineering]. Saint-Petersburg: Lan' Publ., 2015. 400 p.

3. Oborin L.A., Tyagunov G.V., Cherepanov A.I. Influence of steel production 08H14N7ML (VNL-1) on the degree of its equilibrium parameters of heat melt processing. *Liteyshchik Rossii*. 2013. No. 7. P. 25-29. (In Russ.)

4. McCarty R.W. Method of honing by extruding. Patent US, no. 3521412, 1970. (Publ. 21.07.1970)

5. Rhoades L.J. Abrasive flow machining for automatic surface finishing and capacitance technology for in-process surface and dimensional metrology. *In: Surface Engineering*. Dordrecht: Springer, 1990. P. 456-467. DOI: 10.1007/978-94-009-0773-7\_46

6. Sysoev S.K., Sysoev A.S., Levko V.A., Snetkov P.A., Lubnin M.A. Ensuring the accuracy of the flow of fuel components through the channels of parts processed by extrusion honing. *Tekhnologiya Mashinostroeniya*. 2007. No. 6. P. 48-52. (In Russ.)

7. Sysoeva L.P., Sysoev S.K., Sysoev AS. The technique for guarantee of quality of the aircraft detail channels with the use of abrasive flow machining process. *Vestnik SibGAU*. 2013. No. 2 (48). P. 228-232. (In Russ.)

8. Tao Z., Yaoyao S., Xiaojun L., Tianran H. Optimization of abrasive flow polishing process parameters for static blade ring based on response surface methodology. *Journal of Mechanical Science and Technology*. 2016. V. 30, no. 3. P. 1085-1093. DOI: 10.1007/s12206-016-0213-7

9. Levko V.A., Savin D.I., Litovka O.V. Powder molybdenum alloy workpieces contact interactions under abrasive flow machining by high viscosity media. *Proceedings of Irkutsk State Technical University*. 2020. V. 24, no. 1 (150). P. 36-51. (In Russ.). DOI: 10.21285/1814-3520-2020-1-36-51

10. Petare A.C., Jain N.K. A critical review of past research and advances in abrasive flow finishing process. *The International Journal of Advanced Manufacturing Technology*. 2018. V. 97, Iss. 1-4. P. 741-782. DOI: 10.1007/s00170-018-1928-7

11. Levko V.A., Litovka O.V., Savin D.I., Terjaev N.S. Review of previous Russian studies in the abrasive flow machining. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*. 2021. V. 1155, Iss. 1. DOI: 10.1088/1757-899X/1155/1/012029

12. Teryaev N.S., Volodin A.Yu. Feature the abrasive flow machining of hard alloys after investment casting. *Aktual'nyye Problemy Aviatsii i Kosmonavtiki*. 2015. V. 1, no. 11. P. 43-45. (In Russ.)

13. Levko V.A. Contact processes in abrasive-extrusion processing. *Metalloobrabotka*. 2008. No. 3 (45). P. 19-23. (In Russ.)

14. Gorana V.K., Jain V.K., Lal G.K. Forces prediction during material deformation in abrasive flow machining. *Wear*. 2006. V. 260, Iss. 1-2. P. 128-139. DOI: 10.1016/j.wear.2004.12.038

15. Shao Y., Cheng K. Integrated modelling and analysis of micro-cutting mechanics with the precision surface generation in abrasive flow machining. *The International Journal of Advanced Manufacturing Technology*. 2019. V. 105, Iss. 11. P. 4571-4583. DOI: 10.1007/s00170-019-03595-4

16. Levko V.A. Calculation of surface roughness in abrasive-extrusion machining on the basis of contact-interaction model. *Russian Aeronautics*. 2009. V. 52, Iss. 1. P. 94-98. DOI: 10.3103/S1068799809010164

УДК 621.431.75

DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-3-133-142

# ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЙ МЕТОД ОЦЕНКИ УРАВНОВЕШЕННОСТИ ВЫСОКООБОРОТИСТЫХ МАЛОРАЗМЕРНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ВНУТРЕННЕГО СГОРАНИЯ

© 2023

П. Д. Рекадзе	кандидат технических наук, инженер-конструктор НИИ-201 (Институт акустики машин) института двигателей и энергетических установок; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; <u>rekadze.pd@ssau.ru</u>
С. Ю. Сычугов	руководитель СКБ ДЛА института двигателей и энергетических установок; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; sychugov.sy@ssau.ru
В. С. Мелентьев	кандидат технических наук, доцент кафедры конструкции и проектирования двигателей летательных аппаратов; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; <u>kipdla223@ssau.ru</u>
Л. В. Родионов	кандидат технических наук, доцент кафедры автоматических систем энергетических установок; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; <u>rodionov.lv@ssau.ru</u>

Представлены результаты работ по адаптации метода Гаевского-Жидкова и разработке стендового комплекса для оценки уравновешенности высокооборотистых малоразмерных двигателей внутреннего сгорания, а также характеристики холостого хода, винтовой характеристики и внешней скоростной характеристики двигателя внутреннего сгорания. Основной целью является разработка конструкции стендового комплекса, обеспечивающего высокую точность, повторяемость измерений и возможность испытывать микроДВС с рабочим объёмом до 3,5 см<sup>3</sup> на частотах вращения вала до 37 000 об/мин. Стендовый комплекс позволяет определять характеристику «двигатель-винт», характеристику холостого хода, а также проводить быструю перенастройку стенда при изменении конструкции ДВС. Подобран электродвигатель с оптимальными параметрами, позволяющий определять серии характеристик «двигатель-винт» и характеристику холостого хода. Проведено экспериментальное исследование, в результате которого определены винтовые характеристики семи винтов, характеристика холостого хода для базового электродвигателя и электродвигателя с дисбалансом. Расчётным способом с использованием экспериментальных данных определена внешняя скоростная характеристика двигателя внутреннего сгорания с рабочим объёмом 2,5 см<sup>3</sup>. Рассчитана погрешность измерения мощности на стенде и относительное отклонение мощности в эксперименте.

Уравновешенность; двигатель внутреннего сгорания; стендовый комплекс; бесконтактный способ; внешняя скоростная характеристика; винтовая характеристика

<u>Шитрование</u>: Рекадзе П.Д., Сычугов С.Ю., Мелентьев В.С., Родионов Л.В. Экспериментальный метод оценки уравновешенности высокооборотистых малоразмерных двигателей внутреннего сгорания // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2023. Т. 22, № 3. С. 133-142. DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-3-133-142

### Введение

К типовым характеристикам двигателя относят скоростные, нагрузочные, регуляторные, характеристики внутренних потерь и холостого хода (XXX). Скоростной характеристикой двигателя называется зависимость изменения эффективной мощности, крутящего момента, удельного и часового расходов топлива от частоты вращения коленчатого вала при постоянном положении рычага управления подачей топлива. Если канал подвода воздуха максимально открыт, то скоростную характеристику называют «внешней». Внешняя скоростная характеристика (BCX) представляет собой верхнюю границу поля эксплуатационных режимов работы двигателя, на режимах BCX двигатель испытывает максимальные тепловые и механические нагрузки.

Для скоростных кордовых моделей с двигателем внутреннего сгорания (ДВС) наибольшую значимость имеет ВСХ, поскольку в этом случае главная цель – достижение наибольших значений скорости модели в ограниченном временном интервале [1].

Например, одноцилиндровые калильные микродвигатели с рабочим объёмом 2,5 см<sup>3</sup> характеризуются относительно малыми габаритами в пределах 105+260 (труба)×40×70 мм. Начиная с 1960-х гг. максимальные скорости кордовых моделей с такими двигателями были порядка 125 км/ч, в 1990-х гг. достигали 250 км/ч, а на 2023 г. достигают 295 км/ч при числе оборотов при максимальной мощности в диапазоне 38...40 тыс. об/мин.

При этом возрастают требования к точности измерений параметров моделей. Наилучшие внешние характеристики двигателя внутреннего сгорания достигаются путём совершенствования его конструкции и процессов в его узлах: уменьшения трения в подшипниках, уравновешиванием коленвала, применением резонансной трубы.

## Анализ теоретических и экспериментальных способов определения ВСХ

## Метод стендовых стандартизованных испытаний

Оценку степени улучшения характеристик двигателя внутреннего сгорания возможно проводить расчётными способами [2; 3] или методами стендовых испытаний [4; 5]. При использовании расчётных моделей не представляется возможным получать результаты с высокой точностью [6]. Математическое моделирование характеристик двигателей внутреннего сгорания выполняют с использованием основных зависимостей теории двигателей в сочетании с использованием эмпирических математических моделей, полученных при многофакторных испытаниях конкретных двигателей. Это несколько ограничивает возможности математического моделирования, так как позволяет получать качественное протекание характеристик и количественное соответствие при относительно небольшой экстраполяции параметров двигателей и режимов его работы за пределы условий, в которых были получены эмпирические модели, поэтому такой подход используют, как правило, при предварительных конструкторских и сравнительных расчётах. Методами стендовых испытаний можно учесть намного большее число факторов. В то же время для испытаний высокооборотистых малоразмерных двигателей внутреннего сгорания, предназначенных для получения максимальных удельных характеристик в полёте, стендовые и теоретические методы не обладают необходимым уровнем достоверности. Поэтому необходимо как повышать точность измерений параметров рабочих процессов, минимизировать влияние средств измерений на балансировку и приемистость ДВС, так и использовать достоверные методы при определении ВСХ.

## Метод с использованием эмпирических зависимостей

Теоретическую оценку состояния ДВС возможно проводить расчётными способами [2]. Для построения ВСХ ДВС в [2] приводится методика с использованием эмпирических зависимостей:

$$N_{ex} = N_{eH} \left[ a \frac{n_x}{n_N} + b \left( \frac{n_x}{n_N} \right)^2 - c \left( \frac{n_x}{n_N} \right)^3 \right],$$

где  $N_{ex}$  и  $n_x$  – эффективная мощность и частота вращения коленчатого вала в искомой точке ВСХ ДВС;  $N_{eH}$  и  $n_N$  – номинальная эффективная мощность и частота вращения коленчатого вала при номинальной мощности; a,b,c – коэффициенты, зависящие от типа и конструктивных особенностей двигателя.

Следует отметить, что рассчитанная по данной методике BCX, как правило, не совпадает с BCX конкретных моделей двигателей, полученных экспериментальным путём [2].

## Метод определения ВСХ с использованием сменных винтов

Классическое определение винтовой характеристики (ВХ) подразумевает зависимость эффективной мощности двигателя от частоты вращения вала при его работе с нагрузкой (винтом). В [1; 5; 7] описан метод определения ВСХ микродвигателя с использованием сменных винтов (или винта с переменным шагом).

Суть метода состоит в определении собственной ВСХ ДВС и разделении её от винтовой характеристики. Алгоритм метода определения собственной ВСХ двигателя внутреннего сгорания следующий:

1) экспериментальное определение мощностной характеристики взаимодействия системы «электродвигатель – винт»  $N_{\mathcal{P}\mathcal{I}-Bi}(n)$  с использованием заданного количества винтов в диапазоне частот испытания ДВС  $n_{\min} \dots n_{\max}$ ;

2) экспериментальное определение мощностной XXX  $N_{XX}(n)$  электродвигателя на вспомогательном стенде (при снятом винте);

3) расчётное определение винтовых (собственных) характеристик по формуле  $N_{Bi}(n) = N_{\mathcal{H}-Bi}(n) - N_{XX}(n)$ . Формирование функций  $N_{Bi}(n)$  винтов;

4) экспериментальное определение максимальных оборотов ДВС с установленными винтами и регистрация значений частоты вращения системы «ДВС – винт»  $n_{\max. si}$  при *i*-м винте;

5) построение ординат собственной ВСХ ДВС  $N_{ABC}(n)$  через совмещённый график: из абсциссы  $n_{\max. ei}$  с использованием вспомогательной кривой  $N_{Bi}(n)$  формируется ордината характеристики  $N_{ABCi}(n)$ , и такие построения проводятся для всех винтов. Далее по полученным координатам ( $n_{\max. ei}$ ,  $N_{ABCi}(n)$ ) формируется график собственной ВСХ ДВС  $N_{ABC}(n)$ .

Реализация описанного метода по ряду технических причин ранее была затруднительна, т. к. использование косвенного контактного способа при измерении крутящего момента двигателя, работающего с винтом (на балансирном стенде) ввиду малой жёсткости стенда, непостоянства реактивного момента и повышенной виброакустической нагруженности стенда приводило к зависимости результатов измерений от многих факторов и повышенной неопределённости измерений.

# Постановка целей и задач

Целью настоящей работы является адаптация метода стендовых испытаний, описанного в [8] и разработка стендового комплекса для высокооборотистых  $(10\cdot10^3 > n > 37\cdot10^3)$  малоразмерных (объёмом 1,5 > V > 3,5 см<sup>3</sup>) ДВС. При этом должны выполняться следующие условия:

1) обеспечение точности измерений, достаточных для измерения влияния уравновешенности коленвала на частоту вращения и мощность двигателя внутреннего сгорания;

2) минимизация дисбаланса измерительного комплекса;

3) высокая повторяемость результатов измерений;

4) быстрая перенастройка стенда при изменении конструкции двигателя внутреннего сгорания, установка сменных модулей;

5) увеличение надёжности и долговечности электродвигателя, доведение частоты вращения вала электродвигателя до 37 000 об/мин.

Для достижения поставленной цели был решен ряд задач:

1) проанализированы особенности известных способов определения ВСХ;

2) разработана система определения частоты вращения вала бесконтактным спо-собом;

3) разработан экспериментальный стендовый комплекс для определения внешней скоростной характеристики бесконтактным способом.

Стендовый комплекс включает в себя стенд с электродвигателем для определения ВХ и стенд с исследуемым ДВС для определения ВСХ. Разработанный стендовый комплекс для определения ВХ и ВСХ ДВС с рабочим объёмом до 3,5 см<sup>3</sup> представлен на рис. 1.



Рис. 1. Универсальный экспериментальный стенд для исследований ВХ и ВСХ: 1 – основание; 2 – призматическая направляющая; 3 – призматическая направляющая стартера; 4 – подвижная платформа; 5 – подвижная платформа стартера; 6 – демпферная опора (3 шт.); 7 – опора стартера (4 шт.); 8 – эл. стартер; 9 – муфта фрикционная; 10 – механизм возврата эл. стартера; 11 – система запуска эл. стартера; 12 – блок питания эл. стартера; 13 – моторама ДВС; 14 – воздушный отбойник потока; 15 – микроДВС; 16 – воздушный винт; 17 – инфракрасный излучатель; 18 – инфракрасный приёмник; 19 – частотомер; 20 – блок питания частотомера; 21 – узел продольной фиксации подвижной платформы; 22 – электродвигатель; 23 – блок питания с регулятором мощности; 24 – датчик опто-пары

Посредством выбора электродвигателя и использования бесконтактного способа измерения параметров мощности и частоты вращения вала был устранён дисбаланс и обеспечена незначительная виброакустическая нагруженность измерительного комплекса, что подтверждалось малой вибрацией основания.

На стендовом комплексе возможно испытывать технический объект (ДВС) при следующих параметрах стендового комплекса: диапазон частоты вращения: 10 000...37 000 об/мин (обеспечено электродвигателем мощностью 0,7 кВт); рабочий объём ДВС 1,5...3,5 см<sup>3</sup>; диаметр винта до 160 мм.

Разработанный стенд позволяет определять: XXX электродвигателя, BX, BCX двигателя внутреннего сгорания.

Преимущества разработанного стенда:

1. Увеличена надёжная и долговечная работа электродвигателя, а также расширен диапазон частоты вращения вала электродвигателя до 37 000 об/мин за счёт:

- использования электродвигателя с «пропитанной» изоляцией обмоток якоря;

- использования специальных вибро- и пылезащищённых подшипников;

- обеспечения динамической уравновешенности ротора.

2. Использование бесконтактного способа измерения параметров мощности (через ток и напряжение) и частоты вращения вала (через оптопару).

3. Малая относительная инструментальная погрешность  $\delta$ , которая составляет:

- при напряжении  $U_{\text{max}} = 220 \text{ B}: \delta_U = 1,5\%;$ 

- при токе  $I_{\text{max}} = 2,9$  А:  $\delta_I = 1,5\%$ ;

- при частоте вращения  $n_{\text{max}} = 37\ 000\ \text{об/мин}$ :  $\delta_n = 0,162\%$ .

То есть при определении мощности относительная инструментальная погрешность составляет  $\delta_N = \delta_U + \delta_I = 3\%$ .

# Экспериментальные исследования и расчёт внешней скоростной характеристики микроДВС

# Определение винтовых характеристик

Анализ работоспособности стенда и измерительного комплекса проводился на базовом электродвигателе и электродвигателе с дисбалансом. Такая постановка позволяет оценить стабильность ВХ одной партии винтов, определённых на различных электродвигателях (с дисбалансом и без), а также относительное изменение мощности.

Исследование проводилось по алгоритму:

1) сначала определялась XXX базового электродвигателя, далее – характеристики для семи систем «винт – электродвигатель» и на основе их разницы построены BX согласно методике [8];

2) далее на электродвигателе реализовывался дисбаланс (устанавливался грузик массой m = 0,24 г, расположенный на расстоянии r = 19 мм от оси вала, рис. 2). Центробежная сила при таком дисбалансе составляет  $F_{u\delta}$  (n = 26000 об/мин) = 33,8 H и  $F_{u\delta}$  (n = 37000 об/мин) = 68,5 H. Масса m и радиус r выбраны исходя из предварительного расчёта, показывающего границы чувствительности измерительного комплекса стенда. По предварительным расчётам определена оптимальная масса противовеса кривошипно-шатунного механизма на примере одноцилиндрового ДВС объёмом 2,5 см<sup>3</sup>, равная 3 г. В настоящей работе масса грузика m выбрана заведомо намного меньше массы противовеса с целью определения граничных возможностей измерительной части стенда. Затем аналогично были определены характеристики по п. 1;



Рис. 2. Схема размещения дисбалансного грузика на электродвигателе

3) на основе результатов пунктов 1 – 2 оценивалось относительное отклонение значений мощности от значения на базовом электродвигателе и сравнивалось с расчётной приборной погрешностью.

ВХ были определены на максимальной частоте 26 000 об/мин, результаты анализа ВХ представлены в табл. 1. На рис. 3 приведён график потребляемой мощности базового электродвигателя и электродвигателя с дисбалансом.

Номер	Частота враще-	Мощность, получен-	Мощность, полученная	Относительное
винта	ния вала, об/мин	ная на базовом элек-	на электродвигателе	отклонение, %
		тродвигателе, Вт	с дисбалансом, Вт	
Nº1		584	592	1,33
N <u>⁰</u> 2		888	868	2,26
<u>№</u> 3	]	1013	972	3,99
<u>№</u> 4	26 000	1130	1066	5,70
<u>№</u> 5		1234	1333	8,01
<u>№</u> 6		1272	1263	0,73
<b>№</b> 7		1425	1420	0,33
		Холостой ход (	без винта)	
_	26 000	59,3	70,5	18,99
-	37 000	340	477	40,26

Таблица 1. Потребляемая мощность винтов



Рис. 3. Потребляемая мощность электродвигателя на холостом ходу

На максимальной частоте вращения вала среднее относительное отклонение от значения на базовом электродвигателе не превысило 3%. Малое различие в относительных отклонениях показывает, что влияние электродвигателя (с дисбалансом и без) на ВХ незначительно. Из графиков на рис. 3 можно сделать вывод, что возможно отслеживать потребляемую мощность трения на уровне 3...40 Вт (при  $n = 10\ 000...37\ 000\ of/мин$ ).

Относительное отклонение от значения на базовом электродвигателе в эксперименте  $\varepsilon_{_{3\kappa cn}}$  рассчитывалось в диапазоне 10 000.... 26 000 об/мин. Использованы два способа оценки  $\varepsilon_{_{3\kappa cn}}$  отклонения ВХ:

- первый способ:

$$\varepsilon_{\mathfrak{s}\kappa cn^{1}} = \frac{\left|\int_{n_{1}}^{n_{2}} N_{d}(n) dn - \int_{n_{1}}^{n_{2}} N_{0}(n) dn\right|}{0.5 \left[\int_{n_{1}}^{n_{2}} N_{d}(n) dn + \int_{n_{1}}^{n_{2}} N_{0}(n) dn\right]},$$

где  $N_0, N_d$  – интегральная абсолютная потребляемая мощность из ВХ, полученная в системе с базовым электродвигателем («0») и с дисбалансом («d»);  $n_1, n_2$  – крайние значения частотного диапазона;

- второй способ:

$$\varepsilon_{_{\mathfrak{I}KCn2}} = \frac{\left| \frac{\int_{n_{1}}^{n_{2}} \left| N_{d}(n) - N_{0}(n) \right| dn}{0, 5 \int_{n_{1}}^{n_{2}} \left[ N_{d}(n) + N_{0}(n) \right] dn} \right|$$

Графики относительного отклонения потребляемой мощности от среднего значения в эксперименте по двум способам приведены на рис. 4. Значения отклонений распределены по номерам винтов, расположенным в порядке возрастания потребляемой мощности.



Рис. 4. Относительное отклонение потребляемой мощности от среднего значения в эксперименте

Базовый электродвигатель выбран по мощности близким исследуемому микро-ДВС. По отклонению XXX (рис. 4) электродвигателя с дисбалансом от характеристики на базовом электродвигателе (которое составило 19% при n = 26000 об/мин) была рассчитана BCX микроДВС при условии, что на нём реализован дисбаланс с силой  $F_{u6} = 33,8$  H.

Оценка результатов экспериментальных исследований на разработанном стенде показала, что:

- среднее относительное отклонение потребляемой мощности от среднего значения в эксперименте по мощности составило  $\varepsilon_{_{3ксп}cp} = 3\%$  в диапазоне 10 000....26 000 об/мин, а на максимальных оборотах вала 2,3%; - использование стендового комплекса с электродвигателем возможно исключительно для получения ВХ, причём по опыту эксплуатации стенда ВХ незначительно зависят от износа подшипников электродвигателя;

- возможна оценка ВХ с точностью более 95%, стенд возможно использовать для тарировки винтов.

## Расчёт внешней скоростной характеристики микроДВС

На основе методики, представленной в [2], рассчитана ВСХ анализируемого микроДВС с рабочим объёмом 2,5 см<sup>3</sup> (при параметрах a = b = c = 1) в двух вариантах:

- по номинальным параметрам ( $n_{HOM} = 27000$  об/мин,  $N_{HOM} = 736$  Вт) (рис. 5);

- по номинальным параметрам при влиянии дисбаланса ротора с силой  $F_{uo} = 33,8$  H.



Рис. 5. Внешняя скоростная характеристика микроДВС с рабочим объёмом 2,5 см<sup>3</sup>

Из графика ВСХ на рис. 5 можно видеть, что дисбаланс с силой 33,8 Н вызывает поглощение мощности на 195 Вт больше. Для сравнения: на ДВС объёмом 2,5 см<sup>3</sup> при 37 000 об/мин и радиусе до противовеса 7 мм каждый «неуравновешенный» грамм даёт увеличение силы дисбаланса на 105 Н.

#### Заключение

Адаптирован метод стендовых испытаний и разработан стендовый комплекс для высокооборотистых малоразмерных ДВС, удовлетворяющий следующим условиям:

1) комплекс позволяет отслеживать изменение «дисбалансной» мощности от 137 Вт (порядка 40% от мощности холостого хода), созданной центробежной силой 68,5 Н при 37 000 об/мин. Для микроДВС объёмом 2,5 см<sup>3</sup> при тех же оборотах и радиусе до противовеса 7 мм один неуравновешенный грамм даёт увеличение силы дисбаланса на 105 Н;

2) посредством выбора конструкции электродвигателя и использования бесконтактного способа измерения параметров мощности и частоты вращения вала устранён дисбаланс и обеспечена незначительная виброакустическая нагруженность измерительного комплекса;

3) обеспечена высокая повторяемость результатов измерений (относительное отклонение потребляемой мощности от значения на базовом электродвигателе в диапазоне 10 000.... 26 000 об/мин не превысило 3%, а на 26 000 об/мин – 2,3%), зависимость погрешности эксперимента от потребляемой мощности винта отсутствует; 4) подвижная платформа с демпферными опорами позволяет проводить быструю перенастройку стенда при изменении конструкции ДВС;

5) увеличена надёжность и долговечность электродвигателя, максимальная частота вращения вала электродвигателя обеспечена до 37 000 об/мин;

6) разработанный стендовый комплекс позволяет для ОКБ предприятий самостоятельно определять внешние характеристики экспериментальных ДВС, оценивать влияние инновационных конструкторских решений.

Исследование выполнено за счёт гранта Российского научного фонда (проект № 22-29-01560), https://rscf. ru/project/22-29-01560/.

#### Библиографический список

1. Калиниченко В.Г. Применение микро двигателей внутреннего сгорания (ДВС) в миниатюрных ЛА // Инженер-механик. 2012. № 4. С. 10-15.

2. Колчин А.И., Демидов В.П. Расчёт автомобильных и тракторных двигателей. М.: Высшая школа, 1980. 400 с.

3. Ленин И.М., Попык К.Г., Малашкин О.М., Райков И.Я., Самоль Г.И., Сидорин К.И. Автомобильные и тракторные двигатели: Теория, системы питания, конструкция и расчёт. М.: Высшая школа, 1969. 656 с.

4. ГОСТ 14846-81. Двигатели автомобильные. Методы стендовых испытаний. М.: Издательство стандартов, 1982. 42 с.

5. Лучанский И., Яновский А. Работа воздушного винта. М.: Изд-во ДОСААФ, 1954. 143 с.

6. Сидоров В.Н., Царёв О.А., Голубина С.А. Расчёт внешней скоростной характеристики двигателя внутреннего сгорания // Современные проблемы науки и образования. 2015. № 1, ч. 1.

7. Жидков С. Секреты высоких скоростей кордовых моделей самолётов. М.: Издво ДОСААФ, 1972. 142 с.

8. Гаевский О.К. Авиамодельные двигатели. Действие, конструкция, эксплуатация, форсирование. М.: Изд-во ДОСААФ, 1958. 256 с.

## EXPERIMENTAL METHOD FOR EVALUATING THE BALANCE OF HIGH-SPEED SMALL-SIZED INTERNAL COMBUSTION ENGINES

© 2023

P. D. Rekadze	Candidate of Science (Engineering), Specialist of the Institute of Engine and Power Plant Engineering; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; rekadze.pd@ssau.ru
S. Yu. Sychugov	Specialist of the Institute of Engine and Power Plant Engineering; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; sychugov.sy@ssau. ru
V. S. Melentiev	Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Department of Aircraft Engine Construction and Design; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; <u>kipdla223@ssau.ru</u>
L. V. Rodionov	Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Department of Power Plant Automatic Systems; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; rodionov.lv@ssau.ru

The article presents an adaptation of the Gaevsky-Zhidkov method for estimating the balance of highspeed small-sized internal combustion engines using the idle characteristic, as well as propeller and external speed characteristics. The main task was to develop a test bench that provides high accuracy, repeatability of measurements and the ability to test internal combustion engines with working volume of up to 3.5 cm<sup>3</sup> at shaft speeds of up to 37,000 rpm. The test bench makes it possible to determine the characteristics of the "engine-propeller", the no-load characteristic, and also to carry out quick reconfiguration of the test facility when changing the internal combustion engine structure. As a result of the experimental study, the propeller characteristics of seven propellers, the no-load characteristics for the base electric motor and an electric motor with imbalance were determined. Using these results, the external speed characteristics of an internal combustion micro-engine with working volume of 2.5 cm<sup>3</sup> were compared for two levels of balancing.

Balance; internal combustion engine; test bench; non-contact method; external speed characteristic; propeller characteristic

<u>Citation:</u> Rekadze P.D., Sychugov S.Yu., Melentiev V.S., Rodionov L.V. Experimental method for evaluating the balance of high-speed small-sized internal combustion engines. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2023. V. 22, no. 3. P. 133-142. DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-3-133-142

#### References

1. Kalinichenko V.G. Application of internal combustion micro-engines (ICE) in miniature aircraft. *Inzhener-Mekhanik*. 2012. No. 4. P. 10-15. (In Russ.)

2. Kolchin A.I., Demidov V.P. *Raschet avtomobil'nykh i traktornykh dvigateley* [Calculation of automobile and tractor engines]. Moscow: Vysshaya Shkola Publ., 1980. 400 p.

3. Lenin I.M., Popyk K.G., Malashkin O.M., Raykov I.Ya., Samol' G.I., Sidorin K.I. *Avtomobil'nye i traktornye dvigateli: Teoriya, sistemy pitaniya, konstruktsiya i raschet* [Automobile and tractor engines: Theory, power systems, design and calculation]. Moscow: Vysshaya Shkola Publ., 1969. 656 p.

4. GOST 14846-81. Automobile engines. Methods of bench tests. Moscow: Izdatel'stvo Standartov Publ., 1982. 42 p. (In Russ.)

5. Luchanskiy I., Yanovskiy A. *Rabota vozdushnogo vinta* [Propeller operation]. Moscow: DOSAAF Publ., 1954. 142 p.

6. Sidorov V.N., Tsarev O.A., Golubina S.A. The calculation of the external speed characteristics of an internal combustion engine. *Modern Problems of Science and Education*. 2015. No. 1, part 1. (In Russ.)

7. Zhidkov S. *Sekrety vysokikh skorostey kordovykh modeley samoletov* [Secrets of high speeds of control line aircraft models]. Moscow: DOSAAF Publ., 1972. 142 p.

8. Gaevskiy O.K. Aviamodel'nye dvigateli. Deystvie, konstruktsiya, ekspluatatsiya, forsirovanie [Aircraft engines. Operation, design, maintenance, augmentation]. Moscow: DOSAAF Publ., 1958. 256 p.

#### УДК 621.822.2 + 519.63

DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-3-143-159

# СРАВНЕНИЕ КВАЗИТРЁХМЕРНОЙ И ПОЛНОЙ ТРЁХМЕРНОЙ ПОСТАНОВОК РАБОТЫ УПОРНОГО ПОДШИПНИКА СКОЛЬЖЕНИЯ

© 2023

Н. В. Соколов	кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры «Компрессорные машины и установки»; Казанский национальный исследовательский технологический университет; <u>sokol-88@list.ru</u>
М. Б. Хадиев	доктор технических наук, профессор, профессор кафедры «Компрессорные машины и установки»; Казанский национальный исследовательский технологический университет; <u>mullagali@gmail.com</u>
П. Е. Федотов	ассистент и аспирант кафедры «Прикладная математика и искусственный интеллект», Институт вычислительной математики и информационных технологий; Казанский (Приволжский) федеральный университет; paulfedotov@mail.ru
Е. М. Федотов	доктор физико-математических наук, доцент, заместитель директора; ООО «АСТ Поволжье», г. Казань; <u>eugeny.fedotov@mail.ru</u>

Проведено сравнение результатов расчёта характеристик упорного подшипника скольжения с неподвижными подушками центробежного или винтового компрессора, определёнными на основе численной реализации периодической термоупругогидродинамической (ПТУГД) математической модели в квазитрёхмерной и полной трёхмерной постановках. В первом случае уравнение энергии решается на среднем радиусе подшипника и результат расчёта распространяется на весь объём смазочного и пограничного слоёв (программа Sm2Px2T). Во втором случае решается полное трёхмерное уравнение энергии смазочного и пограничного слоёв, упорного диска и подушки с учётом теплообмена между рабочими областями подшипника и с внешней средой (программа Sm2Px3Txt). Сделаны соответствующие выводы.

Математическая модель гидродинамических процессов; подушка подшипника; упорный диск; квазитрёхмерная и трёхмерная постановки; смазочный и пограничный слои; несущая способность; потери мощности; максимальная температура

#### Введение

Упорный подшипник скольжения с неподвижными подушками является ответственным узлом динамического оборудования, в котором присутствуют осевые нагрузки. Качество его работы во многом определяет надёжность эксплуатации компрессоров, в том числе при переходных режимах. В основном они находят применение в винтовых компрессорах высокого давления, мультипликаторных центробежных компрессорах (МЦК) для восприятия суммарного усилия от вал-шестерней и мультипликаторах с косозубым зацеплением без разгрузки со значительными осевыми усилиями. Как правило, на практике используются два наиболее применяемых в компрессоростроении профиля рабочей поверхности подушек: поверхность с параллельным межподушечному каналу скосом (рис. 1, a) и винтовая поверхность клинового скоса (рис. 1,  $\delta$ ). Достоинства упорных подшипников с клинообразующими скосами заклю-

<sup>&</sup>lt;u>Шитирование</u>: Соколов Н.В., Хадиев М.Б., Федотов П.Е., Федотов Е.М. Сравнение квазитрёхмерной и полной трёхмерной постановок работы упорного подшипника скольжения // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2023. Т. 22, № 3. С. 143-159. DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-3-143-159

чаются в простоте самой конструкции: фактически сложность заключается в нарезании скоса определённого профиля глубиной, как правило, 0,04...0,09 мм [1], а также в возможности пуска компрессора под нагрузкой. В некоторых случаях перед пуском может возникнуть осевая нагрузка на подшипник, например, при перемещении валопровода от смещения привода компрессорного агрегата или от перепада давления компримируемого газа быстроходного ротора со свободной ступенью МЦК при заполнении корпуса. Плоскоклиновой профиль рабочей поверхности подушки позволяет увеличить воспринимаемую удельную нагрузку до 2,8 МПа по сравнению с профилем подушки с чисто клиновым скосом [2]. Плоский участок профиля должен быть обработан на выходе по направлению вращения упорного диска и составляет около 10...20 % от общей площади (рис. 1). Это также положительно сказывается при пуске и остановке компрессора, когда увеличенный зазор из-за повышенного гидродинамического давления позволяет снизить износ поверхности подушки [3]. К недостаткам таких подшипников можно отнести оптимальные значения несущей способности Р и максимальной температуры t<sub>max</sub> на ограниченном интервале частоты вращения и глубины скоса, а также стирание скоса при длительной работе. Особенно это становится заметным при низкой очистке масла, циркулирующего под давлением в маслосистеме компрессора (тонкость фильтрации масла должна составлять не выше 10...15 мкм). Трудности в моделировании гидродинамических подшипников скольжения привели к разным методикам описания их работы. Далее рассмотрены наиболее успешно применяемые на практике.

### Постановка задачи

Описанием принципа действия, условий функционирования и математических основ работы подшипников скольжения занимается гидродинамическая теория смазки (ГТС) [4]. В 1886 году О. Рейнольдс [5] написал знаменательную статью, в которой представил математическое описание поведения смазочного слоя, находящегося между двумя цилиндрическими опорными поверхностями, действующими эксцентрично относительно друг друга. Эта статья заложила основу одного из направлений математического моделирования, связанного с выводом уравнения Рейнольдса для подшипника скольжения с гарантированным слоем смазки.

Ниже по отношению к упорному подшипнику представлены основные допущения, применяемые при выводе уравнений ГТС, которые позволяют преобразовать исходные дифференциальные уравнения неразрывности (сплошности), количества движения (Навье-Стокса), внутренней энергии и состояния жидкости к упрощённому виду для дальнейших исследований:

1) толщина смазочного слоя мала по сравнению с радиальным r и окружным  $\varphi$  направлениями. Для упорного подшипника это направление y, ограниченное поверхностью диска при y = 0 и подушки при y = h (рис. 1). Стоит отметить, что, несмотря на малую величину относительного зазора  $\psi = h_2/(R_{cp}\theta)$ , которое составляет порядка  $2 \cdot 10^{-3}$ , не стоит пренебрегать кривизной конструкции упорного подшипника. При переходе от цилиндрической системы координат к декартовой теряется возможность учёта центробежных сил инерции, которые могут вносить существенный вклад в распределение скоростей потока смазки и результаты расчёта упорного подшипника при высоких частотах вращения ротора компрессора;

2) градиент давления по толщине смазочного слоя принимается равным нулю  $(\partial p/\partial y = 0)$  по сравнению с радиальным и окружным градиентами давления и при анализе не учитывается;

3) силы инерции незначительны, исходя из анализа порядка величин уравнений Навье-Стокса, то есть субстанциональные производные скоростей  $DV_{r(\varphi,y)}/dt = 0$ . Это означает также, что силы вязкости смазки преобладают над силами инерции. Однако последние исследования указывают на возрастающее влияние локальной составляющей сил инерции  $\partial V_{r(\varphi,y)}/\partial \tau$  при повышении частоты вращения ротора [6];

4) течение в смазочном слое предполагается ламинарным при отсутствии вихревого течения и турбулентности внутри слоя, что согласуется с пренебрежимо малыми силами инерции;

5) на смазочный слой не действуют массовые силы (центробежные, гравитационные и пр.), т. е. X = Y = Z = 0;

6) на границе с поверхностью твёрдых элементов подшипника, т.е. диска при y = 0 и подушки при y = h, смазка находится в неподвижном состоянии либо движется со скоростью этой поверхности (условие прилипания смазки);

7) анализ порядка величин скоростей в уравнении Навье-Стокса показал доминирующее влияние градиентов скоростей по толщине смазочного слоя  $\partial V_r / \partial y$  и  $\partial V_{\varphi} / \partial y$ над остальными;

8) смазка является ньютоновской и изотропной, т.е. физические свойства в каждой её точке одинаковы во всех направлениях.







Рис. 1. Расчётная схема упорного подшипника скольжения:

*а* – профиль подушки с параллельным МПК скосом; б – профиль подушки с винтовой поверхностью; *в* – разрез по *A* – *A* вдоль среднего радиуса:

1 – клиновая часть; 2 – плоская часть подушки; 3 – упорный диск; 4 – смазочный слой; 5 – пограничный слой; L<sub>i</sub> – области применения дифуравнений; U – окружная скорость диска; H<sub>n</sub>, H<sub>n</sub> – толщины подушки и диска; h<sub>2</sub> – минимальная толщина слоя; η<sub>κ</sub> – ширина скоса; θ<sub>κ</sub>, θ<sub>n</sub> – углы скоса и охвата подушки; θ – угол элемента периодичности
Указанные выше допущения после сохранения доминирующих членов по методу Н.А. Слезкина через критерии подобия позволили упростить уравнения Навье-Стокса и свести их к двум измерениям, которые в размерном виде выглядят следующим образом [7]:

$$-\rho \frac{V_{\varphi}^{2}}{r} = -\frac{\partial p}{\partial r} + \frac{\partial}{\partial y} \left( \mu \frac{\partial V_{r}}{\partial y} \right),$$

$$0 = -\frac{1}{r} \frac{\partial p}{\partial \varphi} + \frac{\partial}{\partial y} \left( \mu \frac{\partial V_{\varphi}}{\partial y} \right),$$
(1)

где  $\rho, \mu$  – плотность и вязкость смазки; p – местное давление;  $V_r, V_{\varphi}$  – скорости потока смазки в радиальном и окружном направлениях;  $r, \varphi, y$  – координаты.

Преобразование уравнений (1) с предварительным выводом скоростей смазки  $V_r$  и  $V_{\varphi}$ , подстановкой их в полное уравнение сплошности и интегрированием в пределах толщины смазочного слоя приводит к уравнению Рейнольдса. Его наиболее обобщённая форма для упорного подшипника, описывающая распределение давления в смазочном слое области  $\overline{L}_1(-1 \le \overline{r} \le 1, \ 0 \le \overline{\varphi} \le \theta_n, \ 0 \le \overline{y} \le 1)$  (рис. 1) в безразмерном (значок «–» над величиной) нестационарном виде с учётом несжимаемости смазки, в котором плотность и вязкость смазки являются функциями всех трёх координат, имеет следующий вид [1; 7]:

$$-\lambda^{2} \frac{\partial}{\partial \overline{r}} \left[ (\sigma \overline{r} + 1) \overline{h}^{3} \overline{f}_{0} \frac{\partial \overline{p}}{\partial \overline{r}} \right] - \frac{\partial}{\partial \overline{\varphi}} \left[ \frac{\overline{h}^{3}}{(\sigma \overline{r} + 1)} \overline{f}_{0} \frac{\partial \overline{p}}{\partial \overline{\varphi}} \right] =$$

$$= -\operatorname{Re} \psi \sigma \lambda^{2} \frac{\partial \left(\overline{h}^{3} \overline{f}_{1}\right)}{\partial \overline{r}} + \overline{\omega} (\sigma \overline{r} + 1) \frac{\partial \left(\overline{h} \overline{f}_{2}\right)}{\partial \overline{\varphi}} + Sh(\sigma \overline{r} + 1) \overline{A},$$
(2)

где  $\overline{r}, \overline{\varphi}$  – безразмерные координаты;  $\overline{p} = ph_{20}^2 / (\mu_0 \omega_* R_{cp}^2 \theta)$  – местное безразмерное давление;  $\overline{A} = \frac{\partial}{\partial \overline{\tau}} \left( \overline{h} \int_0^1 \overline{\rho} d\overline{y} \right) - \overline{\rho}_{\overline{y}=1} \frac{\partial \overline{h}}{\partial \overline{\tau}}$  – нестационарный множитель;  $\overline{f}_0, \overline{f}_1, \overline{f}_2$  – функции,

учитывающие переменность вязкости смазки по толщине слоя. Такая форма уравнения наиболее близка к выводу D. Dowson для прямоугольной подушки [8].

Конструкция подшипника скольжения подразумевает относительно большие линейные размеры и малую величину толщины смазочного слоя h, рабочая величина которой примерно равна 20...80 мкм. Существенные градиенты скоростей  $\partial V_r / \partial \overline{y}$  и  $\partial V_{\varphi} / \partial \overline{y}$  являются причиной значительной неравномерности скоростей смазки по высоте зазора h. Это приводит к заметному вязкому трению между слоями смазки (сдвигу слоёв смазки), в результате которого выделяется существенное количество теплоты за счёт необратимой диссипации механической энергии, вызывая, таким образом, значительный рост местной температуры. Полученные в результате тепловые эффекты оказывают решающее влияние на характеристики упорного подшипника. Во-первых, вязкость смазки экспоненциально понижается с повышением температуры. Во-вторых, термическая деформация изменяет форму рабочего слоя, особенно для плоскопараллельных подушек [9]. Следует помнить, что максимальная температура подушек является важным эксплуатационным параметром, указывающим на исправность подшипника. Предел температуры для подшипников с покрытием из баббита Б-83 составляет около 110°C [10], выше которого баббит может начинать ползти под поверхностным воздействием от возникающего гидродинамического давления.

Развитие гидродинамической теории смазки параллельно с развитием численных методов расчёта происходило от изотермной теории к термоупругогидродинамической (ТУГД) по мере возрастания скоростей скольжения и действующих нагрузок на подшипник, все большего учёта эксплуатационных факторов (силовых и температурных деформаций и др.) и распространения тепла: непосредственно в смазке, в теле подушки и упорном диске [4; 9; 11]. Указанные выше допущения ГТС совместно с преобразованиями W. F. Соре позволили упростить исходное уравнение баланса энергии [4; 12]. При этом для каждой теории в зависимости от количества учитываемых факторов соответствует своя форма уравнения энергии, основные из которых по отношению к упорному подшипнику следующие:

1. Адиабатная теория, при которой всё тепло, выделяющееся в смазочном слое, идёт на разогрев самой смазки, а стенки подшипника теплоизолированы. В случае изменения температуры только в направлении скольжения уравнение энергии для подушки бесконечной ширины имеет следующий вид [7]:

$$\frac{dt^*}{d\overline{\varphi}} = \frac{\mu \left(\sigma \overline{r} + 1\right)^2}{3\overline{h}_m \overline{h}} \left[ 1 + \frac{3\left(\overline{h} - \overline{h}_m\right)^2}{\overline{h}^2} \right],\tag{3}$$

где  $t^* = \overline{t}/6$ ,  $\overline{t}$  – местная температура;  $\overline{h}_m$  – высота смазочного слоя в сечении, где  $\partial P_{\infty}^*/\partial \overline{\varphi} = 0$ ,  $P_{\infty}^*$  – функция распределения давления в подушке бесконечной ширины.

2. Термоупругогидродинамическая (ТУГД) теория, при которой совместно решаются уравнения гидродинамики (Рейнольдса, энергии), теплопроводности и учитываются термоупругие деформации от разности температур по толщине подушки подшипника. Температура на входе в смазочный слой при  $\bar{\varphi} = 0$  предварительно рассчитывается через тепловой баланс либо через коэффициент переноса  $\lambda$  потока отработанной смазки с предыдущей подушки на следующую на основе эмпирических данных [3; 9]. Для среднего радиуса при  $\bar{r} = 0$  уравнение имеет вид [7]:

$$\bar{V}_{\sigma}\frac{\partial\bar{t}}{\partial\bar{\varphi}} + \left(\frac{\bar{V}_{y}}{\bar{h}} - \bar{V}_{\varphi}\frac{\bar{y}}{\bar{h}}\frac{\partial\bar{h}}{\partial\bar{\varphi}}\right)\frac{\partial\bar{t}}{\partial\bar{y}} = \frac{1}{Pe\psi\bar{h}^{2}}\frac{\partial^{2}\bar{t}}{\partial\bar{y}^{2}} + \frac{\bar{\mu}}{\bar{h}^{2}}\left[\left(\frac{\partial\bar{V}_{\sigma}}{\partial\bar{y}}\right)^{2} + \left(\frac{\partial\bar{V}_{r}}{\partial\bar{y}}\right)^{2}\right],\tag{4}$$

где  $\overline{r} = (r - R_{cp})/(\sigma R_{cp}), \ \overline{\varphi} = \varphi/\theta, \ \overline{y} = y/h = y/h_2\overline{h}$  – безразмерные координаты.

3. Периодическая термоупругогидродинамическая (ПТУГД) теория, при которой для уравнения энергии дополнительно задаются периодические тепловые граничные условия возле входной кромки подушки при  $\varphi = 0$  [1; 9; 13].

Первоначально получила развитие ПТУГД теория, при которой уравнение энергии решалось только для среднего сечения упорного подшипника при  $r = R_{cp}$ , а результат его решения (распределение температур) распространялся в радиальном направлении на весь объём смазочного и пограничного слоёв. Основанием для этой квазитрёхмерной постановки было незначительное изменение температуры подушки в направлении поперёк вращения диска при экспериментальных исследованиях. Хотя при этом снижается влияние локальной окружной скорости диска: в некоторых случаях она может достигать 170 м/с [3]. Такая тепловая постановка является шагом вперёд при теоретических исследованиях подшипников из-за возможности непосредственного расчёта температуры  $t|_{\varphi=0}$ . В этом случае уравнение энергии, описывающее стационарное распределение температуры в смазочном и пограничном слоях области  $L_2(R_1 \le r \le R_2, 0 \le \varphi \le \theta_n, \theta_n \le \varphi \le \theta, 0 \le y \le h)$  (рис. 1, *в*), имеет следующий вид [1; 9]:

$$c\rho\left(\frac{V_{\varphi}}{r}\frac{\partial t}{\partial\varphi}+V_{y}\frac{\partial t}{\partial y}\right)=\frac{1}{r^{2}}\frac{\partial}{\partial\varphi}\left(\lambda_{M}\frac{\partial t}{\partial\varphi}\right)+\frac{\partial}{\partial y}\left(\lambda_{M}\frac{\partial t}{\partial y}\right)+\mu\left|\left(\frac{\partial V_{\varphi}}{\partial y}\right)^{2}+\left(\frac{\partial V_{r}}{\partial y}\right)^{2}\right|$$
(5)

с граничным условием равенства температур  $t|_{\varphi=0} = t|_{\varphi=\theta}$  при  $\varphi = 0$ ,  $R_1 \le r \le R_2$ ,  $0 \le y \le h_1$ , где  $h_1$  – толщина слоя на входе в подушку. Сеточная аппроксимация при численной реализации происходила в безразмерном виде после преобразования уравнения энергии с использованием безразмерной температуры  $\overline{t} = c_{po} \rho_0 h_{20}^2 (t - t_0) / (\mu_0 \omega_* R_{cp}^2 \theta)$  и координаты  $\overline{y} = y / (h_2 \overline{h})$ , позволяющей рассматривать область  $L_2$  в прямоугольном виде.

Для адекватной оценки тепловой среды необходимо совместное решение уравнений распространения тепла в смазочном и пограничном слоях, упорном диске и подушках подшипника. Следовательно дальнейшее последовательное развитие ПТУГД теории состояло в разработке и численной реализации полной трёхмерной тепловой математической модели работы упорного подшипника скольжения [14].

Выведенная система уравнений позволяет учитывать изменение вязкости и плотности смазки в зависимости от температуры и обеспечивает полную связь уравнений Рейнольдса и энергии. Выделяющаяся из-за сдвига слоёв смазки теплота рассеивается в смазочном и пограничном слоях и далее распространяется как в упорный диск и подушки за счёт теплопроводности, так и уносится циркулирующей смазкой за счёт конвекции. В результате также учитывается важное влияние упорного диска в качестве теплового аккумулятора на перенос теплоты между подушками и смешивание потоков смазки с разными температурами в межподушечном канале (МПК) [15]. В этом случае уравнение энергии, описывающее нестационарное распределение температуры области  $L_2$  (см. рис. 1, *в*), имеет следующий дивергентный размерный вид [13; 14]:

$$c_{p}\frac{\partial(\rho t)}{\partial\tau} + \frac{1}{r}\frac{\partial}{\partial r}\left(c_{p}\rho rV_{r}t\right) + \frac{\partial}{\partial\varphi}\left(\frac{c_{p}\rho}{r}V_{\varphi}t - \frac{\lambda_{M}}{r^{2}}\frac{\partial t}{\partial\varphi}\right) + \frac{\partial}{\partial y}\left(c_{p}\rho V_{y}t - \lambda_{M}\frac{\partial t}{\partial y}\right) = \mu\left[\left(\frac{\partial V_{\varphi}}{\partial y}\right)^{2} + \left(\frac{\partial V_{r}}{\partial y}\right)^{2}\right]$$

$$(6)$$

с граничным условием равенства температур и тепловых потоков при  $\varphi = 0$ ,  $R_1 \le r \le R_2$ ,  $0 \le y \le h_1$ :

$$t\Big|_{\varphi=0} = t\Big|_{\varphi=\theta}, \ \left(\frac{c_p\rho}{r}V_{\varphi}t - \frac{\lambda_{\rm M}}{r^2}\frac{\partial t}{\partial\varphi}\right)\Big|_{\varphi=0} = \left(\frac{c_p\rho}{r}V_{\varphi}t - \frac{\lambda_{\rm M}}{r^2}\frac{\partial t}{\partial\varphi}\right)\Big|_{\varphi=\theta},\tag{7}$$

где t – местная температура;  $c_p$ ,  $\lambda_{\rm M}$  – изобарная теплоёмкость и теплопроводность смазки.

Преобразование в безразмерный вид уравнения (6) также проведено на этапе численной реализации с необходимым условием сохранения дивергентной формы уравнения.

В данной статье представлено сравнение результатов расчёта характеристик упорного подшипника ПТУГД теории в квазитрёхмерной с использованием уравнения (5) и полной трёхмерной с использованием уравнения (6) постановках, лежащих в основе предыдущей Sm2Px2T [16] и последующей Sm2Px3Txt [17] программ расчёта соответственно. С более подробным описанием математических моделей ПТУГД теории в разных постановках работы упорного подшипника с неподвижными подушками центробежного или винтового компрессора с необходимыми граничными условиями, особенностями численной реализации и описанием некоторых гидродинамических и тепловых процессов можно ознакомиться в статьях [1; 7; 9; 13; 14; 18; 19].

### Результаты расчётов

В качестве исходных данных для программ расчёта Sm2Px2T и Sm2Px3Txт при численных экспериментах приняты геометрические размеры упорного подшипника скольжения центробежного компрессора, расположенного в лаборатории кафедры «Компрессорные машины и установки» ФГБОУ ВО «КНИТУ» (табл. 1) [13; 18; 19].

N⁰	Параметр	Обозначение и единица измерения	Значение
1	Профиль рабочей поверхности подушки	винтовая поверхность (рис. 1, б)	_
2	Частота вращения ротора	<i>п</i> , мин <sup>-1</sup>	5000
3	Внутренний диаметр	<i>D</i> <sub>1</sub> , мм	70
4	Внешний диаметр	<i>D</i> <sub>2</sub> , мм	115
5	Количество подушек	Ζ	8
6	Высота зазора	<i>h</i> <sub>2</sub> , мкм	50
7	Угловая протяжённость подушки	$\theta_{n}$	38,8° или переменная величина
8	Угловая протяжённость скоса	$ heta_{\kappa}$	$0,75 \cdot \theta_{\pi}$
9	Глубина скоса	$\delta_{ m ck}$ , MM	0,05 мм или переменная величина
10	Толщина упорного диска	<i>H</i> <sub>д</sub> , мм	25
11	Толщина подушки	<i>H</i> <sub>п</sub> , мм	5
12	Коэффициент теплопроводности материа- ла подушки и упорного диска	$\lambda_{n} = \lambda_{n}$ , Вт/(м·град)	50
13	Теплоёмкость материала подушки и упорного диска	$c_{\Pi} = c_{\Pi}$ , Дж/(кг·град)	469
14	Температура подачи смазки	$t_0, °C$	40
15	Давление по краям подушки, абс.	$p _{r}$ , MПa	0,240,26

Таблица 1. Исходные данные для расчёта

На условной границе пограничного слоя задавалась температура смазки в МПК, т.е.  $t = t_0$ . Использовались характеристики турбинных масел класса вязкости ISO VG32: Tп-22С по ТУ 38.101821-83 или Тп-22Б по ТУ 38.401-58-48-92, а также класса вязкости ISO VG46: Tп-30 по ГОСТ 9972-74. Размеры аппроксимирующих сеток равны  $N_r = 51$ ,  $N_{\varphi} = 71$ ,  $N_{y} = 31$ ,  $N_{y\pi} = 9$ ,  $N_{y\pi} = 9$ .

Расчёты представлены в размерном виде для облегчения проведения сравнительных исследований. Как видно из рис. 2, *a*, при использовании программы Sm2Px3Txt увеличение глубины скоса  $\delta_{c\kappa}$  приводит к постепенному возрастанию несущей способности *P*. Однако такое увеличение ограничено объёмом смазки, необходимым для создания гидродинамического давления. Излишнее увеличение скоса приводит к возрастанию боковых утечек смазки через внутреннюю при  $r = R_1$  и особенно внешнюю при  $r = R_2$  грани подушки, что «тормозит» дальнейшее увеличение *P*. При повышенных скосах также возможно образование вихрей возле входной кромки подушки при  $\varphi = 0$  непосредственно в смазочном слое [13; 18; 19], что уменьшает рабочую область слоя и приводит к циркуляции нагретого объёма смазки.



Рис. 2. Зависимость от скоса  $\delta_{c\kappa}$  при разных  $\theta_n$  и граничных условиях  $p|_r$ : a - несущей способности P; b - потерь мощности N

Возрастание рабочей площади подушки при увеличении угловой протяжённости  $\theta_n$  предсказуемо приводит к увеличению несущей способности. Например, при скосе  $\delta_{c\kappa} = 0,05$  мм и последовательном изменении  $\overline{\theta}_n = \theta_n / \theta = \{0,25;0,5;0,75\}$  несущая способность *P* одинаково увеличивается на 783 Н. При этом при дальнейшем увеличении  $\theta_n$  на форме кривой *P* сказывается уменьшение протяжённости МПК ( $\theta - \theta_n$ ) и снижение поступления свежей смазки с температурой  $t = t_0$  из внешней среды.

Сравнение программ расчёта Sm2Px2T и Sm2Px3Txт проведено при нулевом граничном условии  $p|_{r} = 0$  к уравнению Рейнольдса из-за невозможности первой изменять граничное давление подушки (из условия того, что давление на границе подушки много меньше давления внутри смазочного слоя). Как видно из рис. 2, а, первоначально разница между значениями несущей способностями Р двух программ увеличивается, однако при  $\delta_{ck} > 0,02$  мм эта арифметическая разница становится постоянной. Например, при  $\delta_{c\kappa} = 0,05$  мм и  $\theta_n = 11,25^{\circ}$  несущая способность, вычисленная по программе Sm2Px2T, выше на (458, 3-273, 49904) = 184, 5 Н или 67,6%, а при  $\theta_{\Pi} = 38, 8^{\circ}$  – на (2045-1191,2398) = 853,8 Н или 71,7%. Дополнительные численные исследования показали, что при  $\delta_{c\kappa} > 0,02$  мм и числе подушек z = 8, независимо от угловой протяжённости подушки  $heta_n$ , отношение несущих способностей  $P_{Sm2Px2T}/P_{Sm2Px3Tx\tau}$ , вычисленное с помощью двух программ расчёта Sm2Px2T и Sm2Px3Txt, стремится к 1,5, а при числе подушек  $z = 10 - \kappa 2,1$ . Стоит отметить, что при  $\theta_n = 11,25^\circ$  для программы Sm2Px2T кривая несущей способности при  $\delta_{ck} = 0,08$  мм достигает максимального значения  $P_{\text{max}} = 495,3$  H, за которым следует небольшой спад (при  $\theta_{\text{II}} = 38,8^{\circ}$  максимум отсутствует). Для программы Sm2Px3Txt максимальное значение P в рассматриваемом интервале  $\delta_{\rm ck}$  отсутствует: кривая несущей способности постепенно возрастает.

Из рис. 2, *а* также можно заметить, что при нулевом граничном условии  $p|_{r} = 0$ при малых значениях  $\delta_{c\kappa}$  в процессе перестройки течения смазки при переходе от плоскопараллельного профиля подушки к плоскоклиновому с конфузорным зазором возможно появление отрицательной несущей способности. При малых  $\delta_{ck}$  отрицательные значения P связаны с изменением вязкости как вдоль слоя по  $\varphi$ , так и поперёк слоя вдоль у, и образованием «вязкостной» диффузорности в смазочном слое [9; 15]. На поверхности подушки возле входной кромки образуется устойчивая зона пониженных температур и, соответственно, повышенной вязкости, представляющая собой ограничение для протекания смазки, и течение смазки вдоль  $\varphi$  в смазочном слое происходит с некоторой диффузорностью [9]. В соответствии с уравнением (2) это приводит к падению давления внутри подушки и подсасыванию жидкости через боковые сечения в смазочный слой. С увеличением относительной клиновидности  $\varepsilon_0 = (h_1 - h_2)/h_2$ , т.е. при уменьшении зазора  $h_2$  или при увеличении глубины скоса  $\delta_{c\kappa} = (h_1 - h_2)$  за счёт температурных деформаций или глубины токарной расточки подушки, влияние «вязкостной» диффузорности существенно ослабевает. Возникновение отрицательного давления также исключается путём повышения граничного давления *p*<sub>г</sub>. При ненулевом граничном условии  $p|_{r} \neq 0$  увеличивается гидростатическая составляющая несущей способности и кривые *Р* при двух граничных условиях программы Sm2Px3Txt становятся параллельными. Например, при  $p|_{r} = 0,24...0,26$  МПа и  $\theta_{n} = 11,25^{\circ}$  постоянная разница составляет 393,3 H, а при  $\theta_{n} = 38,8^{\circ} - 1357,8$  H.



Рис. 3. Зависимость максимальных температур от скоса  $\delta_{c\kappa}$  при разных  $\theta_n$  и граничных условиях  $p|_r$ :  $a - c Ma3 \kappa u t_{max}$ ;  $\delta - ducka T_{dmax}$ 

Как видно из рис. 3, *a*, в случае программы Sm2Px3Txt учёт трёхмерного температурного поля смазочного и пограничного слоёв упорного подшипника и влияние в радиальном направлении окружной скорости диска приводит к повышенной максимальной температуре  $t_{\text{max}}$ . При малых значениях  $\delta_{ck}$ , когда происходит перестройка течения смазки, величина  $t_{\text{max}}$  может несколько изменяться. Однако при нулевом граничном условии  $p|_{r} = 0$  и скосе  $\delta_{ck} < 0,02$  мм наблюдаются повышенные температуры  $t_{\text{max}}$ , а при скосе  $\delta_{ck} > 0,02$  мм максимум температуры стабилизируется и равен некоторому значению  $t_{\text{max}} \approx 85^{\circ}$  С. Далее необходимо учитывать угловую протяжённость подишки: увеличение  $\theta_{n}$  от 11,25° до 38,8° приводит к возрастанию боковых утечек смаз-

ки через боковые сечения и снижению максимальной температуры t<sub>max</sub>. По этой причине максимальная температура  $t_{\text{max}}$  при малом значении  $\theta_{\text{n}} = 11,25^{\circ}$  непрерывно возрастает, а максимум при  $\theta_{\Pi} = 22,5^{\circ}$  несколько выше, чем при  $\theta_{\Pi} = 33,75^{\circ}$  (рис. 3, *a*). Следует отметить, что при разработке программы Sm2Px3Txt введено дополнительное условие баланса расходов по граням подушки [13], что повышает точность результата. В дальнейшем при  $\delta_{ck} > 0,02$  мм кривые максимальной температуры при нулевом и ненулевом граничном условии  $p|_{r}$  сходятся воедино. Программа Sm2Px3Txt показывает, что температура  $t_{\rm max}$  расположена ближе к выходной кромке подушки при  $\varphi = \theta_{\rm n}$  по направлению вращения диска и смещена к внешнему радиусу подушки при  $r = R_2$  [13; 19]. На практике используется эталонная точка t75/75, закреплённая в стандарте API-670, 4-е издание. Следовательно расчёт температуры  $t_{\rm max}$  на среднем радиусе подушки при  $r = R_{cp}$  программы Sm2Px2T будет вносить существенную неточность в определении ограничивающего температурного параметра. По этой причине на рис. 3, а наблюдается ощутимая разница между максимальными температурами  $t_{max}$ , определёнными с помощью программ Sm2Px2T и Sm2Px3Txt. Например, при  $\delta_{c\kappa} = 0,05$  мм разница составляет примерно 33 °С.

Повышенное температурное поле смазочного и пограничного слоёв программы Sm2Px3Txt приводит, с одной стороны, к снижению несущей способности P из-за пониженной вязкости µ смазки (рис. 2, a). С другой стороны, это приводит к снижению потерь мощности на трение N из-за пониженной диссипации при вязком сдвиге слоёв смазки относительно результатов расчёта программы Sm2Px2T (см. рис. 2, б). В целом распределение кривых потерь мощности N схоже с распределением кривых максимальной температуры  $t_{\text{max}}$  с некоторыми отличиями. Во-первых, кривые N после перестройки течения смазки с увеличением глубины скоса при  $\delta_{ck} = 0,045$  мм и  $N \approx 0.875$  кВт сходятся в одну точку с дальнейшим некоторым распределением по вертикали. Во-вторых, потери мощности N с учётом потока смазки в МПК несущественно зависят от угловой протяжённости подушки  $\theta_n$ , несмотря на уменьшение максимальной температуры  $t_{\text{max}}$  при увеличении  $\theta_{n}$  (рис. 3, *a*). Это позволяет судить о том, что, несмотря на увеличение глубины скоса  $\delta_{ck}$ , общий объем смазки при постоянной высоте зазора, проходящий через упорный подшипник и приводящий к увеличению потерь мощности с учётом переноса потока с подушки на подушку, изменяется незначительно. На рис. 3, б можно увидеть, что полноценный учёт теплообмена смазочного и пограничного слоёв с упорным диском программы Sm2Px3Txt также приводит к отличиям результатов решения программы Sm2Px2T. Максимум T<sub>d max</sub> трёхмерного поля распределения температуры упорного диска, обменивающегося теплотой с окружающей средой и перераспределяющего теплоту между разными участками смазочного и пограничного слоёв, после перестройки течения несущественно зависит от глубины скоса  $\delta_{ck}$  и протяжённости  $\theta_n$ . Следует понимать, что максимум  $T_{dmax}$  диска программы Sm2Px2T также определяется на среднем радиусе и принимает фактически завышенные значения. Полный трёхмерный учёт тепловых потоков программы Sm2Px3Txt приводит к смещению максимума T<sub>d max</sub> к внешней кромке диска и снижению общего температурного поля диска за счёт интенсивного теплообмена [13]. По этой причине результаты расчёта двух программ сближаются по своим значениям.

На рис. 4 представлены кривые подвижного равновесия упорного подшипника двух программ расчёта при разных классах вязкости смазки. Результаты расчёта программы Sm2Px2T получены ожидаемо завышенными, чем программы Sm2Px3Txt. Например, при зазоре  $h_2 = 50$  мкм и ISO VG32 несущая способность P выше на  $(2045-1191,236)/1191,236\cdot100 = 71,7\%$ , при ISO VG46 — на  $(2315-1284,5248)/1284,5248\cdot100 = 80,2\%$ . При этом разница в несущей способности при разном классе вязкости смазки больше для программы Sm2Px2T из-за недостаточно точного учёта теплообмена.



Рис. 4. Кривые подвижного равновесия упорного подшипника скольжения, рассчитанные по двум программам Sm2px2T и Sm2px3Txt

### Заключение

Проведённые численные исследования, направленные на сравнение результатов расчёта интегральных и локальных характеристик программ Sm2Px2T и Sm2Px3Txt упорного подшипника скольжения центробежного или винтового компрессора, позволили сделать следующие выводы:

1. Увеличение глубины скоса  $\delta_{c\kappa}$  программы Sm2Px3Txt приводит к постепенному возрастанию несущей способности *P*. Однако такое увеличение ограничено боковыми утечками смазки и постепенно замедляется. Увеличение площади подушки за счёт угловой протяжённости  $\theta_{n}$  приводит к равномерному увеличению *P*.

2. При глубине скоса  $\delta_{c\kappa} < 0,02$  мм расчёты по программе Sm2Px3Txt показывают, что происходит перестройка течения смазки в смазочном слое при изменении профиля поверхности подушки от параллельных стенок к плоскоклиновому профилю с конфузорным зазором. При этом при использовании нулевых граничных условий в интервале скоса  $0 \le \delta_{c\kappa} \le 0,008$  мм и увеличенной протяжённости  $\theta_n = 38,8^\circ$  возможно возникновение отрицательной несущей способности *P*, которая исчезает при увеличении давления вдоль границы подушки  $p|_r$ .

3. При  $\delta_{c\kappa} > 0,02$  мм и числе подушек z = 8 независимо от протяжённости  $\theta_{n}$  отношение несущих способностей двух программ расчёта  $P_{Sm2Px2T} / P_{Sm2Px3TxT}$  стремится к 1,5, а при числе подушек  $z = 10 - \kappa 2,1$ .

4. Нулевые граничные условия  $p|_{r} = 0$  при скосе  $\delta_{c\kappa} < 0,01$  мм приводят к повышенным значениям потерь мощности N и максимальных температур  $t_{max}$  и  $T_{dmax}$ . В дальнейшем кривые характеристик при разных граничных условиях сходятся воедино. Фактически условие  $p|_{r} = 0$  влияет только на значение несущей способности P, увеличивая гидростатическую составляющую.

5. Полное трёхмерное температурное поле программы Sm2Px3Txt позволяет точнее определять значения максимальной температуры  $t_{\rm max}$  и координаты её расположения. Это одна из основных причин различий значений  $t_{\rm max}$  двух программ расчёта. При этом на характер кривой температуры  $t_{\rm max}$  влияет протяжённость  $\theta_{\rm n}$ .

6. Повышенные тепловыделения, учитываемые программой Sm2Px3Tx $\tau$ , приводят к снижению вязкости протекающей в смазочном и пограничном слоях смазки и, следовательно, потерь мощности на трение N и несущей способности P.

7. Незначительные отличия максимальной температуры диска продиктованы завышенными значениями  $T_{d\max}$  программы Sm2Px2T из-за ограниченного учёта теплообмена, определёнными на среднем радиусе подшипника при  $r = R_{cp}$ , и заниженными локальными значениями  $T_{d\max}$  программы Sm2Px3Txt из-за учёта всего теплопотока при вращении диска.

8. Результаты расчёта грузоподъёмности программы Sm2Px2T получены ожидаемо завышенными, чем программы Sm2Px3Txt. Например, при зазоре  $h_2 = 50$  мкм и ISO VG32 несущая способность *P* выше на 71,7 %, при ISO VG46 – на 80,2% независимо от класса вязкости смазки.

### Библиографический список

1. Соколов Н.В. Упорные подшипники скольжения компрессорных машин с профилированными рабочими поверхностями. Дис. ... канд. техн. наук. Казань, 2014. 250 с.

2. Dadouche A., Fillon M., DeCamillo S.M. Hydrodynamic fixed geometry thrust bearings // Encyclopedia of Tribology. 2013. P. 1718-1729. DOI: 10.1007/978-0-387-92897-5 48

3. He M., Byrne J.M. Fundamentals of fluid film thrust bearing operation and modeling // Proceedings of the 48th Turbomachinery and 35th Pump Symposia (September, 9-12, 2019, Houston, Texas).

4. Усков М.К., Максимов В.А. Гидродинамическая теория смазки: этапы развития, современное состояние, перспективы. М.: Наука, 1985. 143 с.

5. Reynolds O. On the theory of lubrication and its application to Mr. Beauchamps Tower's experiments, including an experimental determination of the viscosity of olive oil // Proceedings of the Royal Society of London. 1886. V. 40, Iss. 242-245. P. 191-203. DOI: 10.1098/rspl.1886.0021

6. He M., Hunter Cloud C., Vázquez J.A. The effects of temporal fluid inertia on tilting pad journal bearing dynamics // Mechanisms and Machine Science. 2015. V. 21. P. 805-819. DOI: 10.1007/978-3-319-06590-8 66

7. Хадиев М.Б. Исследование и расчёт гидродинамических упорных подшипников с неподвижными подушками. Дис. ... канд. техн. наук. Казань, 1979. 309 с.

8. Dowson D. A generalized Reynolds equation for fluid-film lubrication // International Journal of Mechanical Sciences. 1962. V. 4, Iss. 2. P. 159-170. DOI: 10.1016/S0020-7403(62)80038-1

9. Хадиев М.Б. Гидродинамические, тепловые и деформационные характеристики смазочных слоев опорно-уплотнительных узлов турбомашин. Дис. ... докт. техн. наук. Казань, 2002. 410 с.

10. Хадиев М.Б., Хамидуллин И.В. Компрессоры в технологических процессах. Расчёт подшипников скольжения центробежных и винтовых компрессоров. Казань: КНИТУ, 2021. 260 с.

11. Fedotov E.M. Limit Galerkin-Petrov schemes for a nonlinear convection-diffusion equation // Differential Equations. 2010. V. 46, Iss. 7. P. 1042-1052. DOI: 10.1134/S0012266110070116

12. Cope W.F. The hydrodynamical theory of film lubrication // Proceedings of the Royal Society of London. Series A. Mathematical and Physical Sciences. 1949. V. 197, Iss. 1049. P. 201-217. DOI: 10.1098/rspa.1949.0059

13. Соколов Н.В., Хадиев М.Б., Федотов П.Е., Федотов Е.М. Трёхмерное периодическое термоупругогидродинамическое моделирование гидродинамических процессов упорного подшипника скольжения // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2021. Т. 20, № 3. С. 138-151. DOI: 10.18287/2541-7533-2021-20-3-138-151

14. Sokolov N.V., Khadiev M.B., Maksimov T.V., Fedotov E.M., Fedotov P.E. Mathematical modeling of dynamic processes of lubricating layers thrust bearing turbochargers // Journal of Physics: Conference Series. 2019. V. 1158. DOI: 10.1088/1742-6596/1158/4/042019

15. Редукторы энергетических машин: справочник / под общ. ред. Ю.А. Державца. Л.: Машиностроение, 1985. 232 с.

16. Федотов Е.М., Хадиев М.Б., Соколов Н.В. Sm2Px2T – Течение жидкости в зазорах и каналах между подушками упорного подшипника: свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2013615688, 2013.

17. Федотов П.Е., Федотов Е.М., Соколов Н.В., Хадиев М.Б. Sm2Px3Txτ – Динамически нагруженный упорный подшипник скольжения при постановке прямой задачи: свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2020615227, 2020.

18. Sokolov N.V., Khadiev M.B., Fedotov P.E., Fedotov E.M. Mathematical model of a dynamically loaded thrust bearing of a compressor and some results of its calculation // Lecture Notes in Computational Science and Engineering. 2022. V. 141. P. 461-473. DOI: 10.1007/978-3-030-87809-2 35

19. Соколов Н.В., Хадиев М.Б., Федотов П.Е., Федотов Е.М. Влияние температуры подачи смазочного материала на работу упорного подшипника скольжения // Вестник машиностроения. 2023. № 1. С. 47-55. DOI: 10.36652/0042-4633-2023-102-1-47-55

## COMPARISON OF QUASI-THREE-DIMENSIONAL AND FULL THREE-DIMENSIONAL FORMULATIONS OF THRUST BEARING OPERATION

#### © 2023

N. V. Sokolov	Candidate of Science (Engineering), Associate Professor, Associate Professor of the Department of Compressor Machines and Units; Kazan National Research Technological University, Kazan, Russian Federation; <u>sokol-88@list.ru</u>
M. B. Khadiev	Doctor of Science (Engineering), Professor, Professor of the Department of Compressor Machines and Units; Kazan National Research Technological University, Kazan, Russian Federation; <u>mullagali@gmail.com</u>
P. E. Fedotov	Postgraduate Student and Teaching Assistant of the Department of Applied Mathematics and Artificial Intelligence, Institute of Computational Mathematics and Information Technologies; Kazan (Volga Region) Federal University, Kazan, Russian Federation; <u>paulfedotov@mail.ru</u>
E. M. Fedotov	Doctor of Science (Phys. & Math.), Associate Professor, Deputy Director; AST Volga region LLC, Kazan, Russian Federation; eugeny.fedotov@mail.ru

The results of calculating the characteristics of a thrust bearing with fixed pads of a centrifugal or screw compressor, determined on the basis of a numerical implementation of a periodic thermoelastohydrodynamic mathematical model in quasi-three-dimensional and full three-dimensional formulations, are compared. In the first case, the energy equation is solved on the middle radius of the bearing, and the result of the calculation is extended to the entire fluid flow of the lubricant film and boundary layer (Sm2Px2T program). In the second case, the full three-dimensional equation of the energy of the lubricant film and boundary layer, the thrust collar and the pad is solved, taking into account the heat exchange between the working areas of the bearing and with the environment (Sm2Px3Txt program). Appropriate conclusions are made.

Mathematical model of hydrodynamic processes; bearing pad; thrust collar; quasi-three-dimensional and three-dimensional formulations; lubricant film and boundary layer; load bearing capacity; power loss; maximum temperature

<u>Citation:</u> Sokolov N.V., Khadiev M.B., Fedotov P.E., Fedotov E.M. Comparison of quasi-three-dimensional and full three-dimensional formulations of thrust bearing operation. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2023. V. 22, no. 3. P. 143-159. DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-3-143-159

### References

1. Sokolov N.V. Upornye podshipniki skol'zheniya kompressornykh mashin s profilirovannymi rabochimi poverkhnostyami. Dis. ... kand. tekhn. nauk [Thrust bearings of compressor machines with profiled working surfaces. Thesis for a Candidate Degree (Engineering)]. Kazan, 2014. 250 p.

2. Dadouche A., Fillon M., DeCamillo S.M. Hydrodynamic fixed geometry thrust bearings. *Encyclopedia of Tribology*. 2013. P. 1718-1729. DOI: 10.1007/978-0-387-92897-5 48

3. He M., Byrne J.M. Fundamentals of fluid film thrust bearing operation and modeling. *Proceedings of the 48th Turbomachinery and 35th Pump Symposia (September, 9-12, 2019, Houston, Texas).* 

4. Uskov M.K., Maksimov V.A. *Gidrodinamicheskaya teoriya smazki: etapy razvitiya, sovremennoe sostoyanie, perspektivy* [Hydrodynamic lubrication theory: stages of development, current state, prospects]. Moscow: Nauka Publ., 1985. 143 p.

5. Reynolds O. On the theory of lubrication and its application to Mr. Beauchamps Tower's experiments, including an experimental determination of the viscosity of olive oil. *Proceedings of the Royal Society of London*. 1886. V. 40, Iss. 242-245. P. 191-203. DOI: 10.1098/rspl.1886.0021

6. He M., Hunter Cloud C., Vázquez J.A. The effects of temporal fluid inertia on tilting pad journal bearing dynamics. *Mechanisms and Machine Science*. 2015. V. 21. P. 805-819. DOI: 10.1007/978-3-319-06590-8 66

7. Khadiev M.B. *Issledovanie i raschet gidrodinamicheskikh upornykh podshipnikov s nepodvizhnymi podushkami. Dis. ... kand. tekhn. nauk* [Research and calculation of fluid film thrust bearings with fixed pads. Thesis for a Candidate Degree (Engineering)]. Kazan, 1979. 309 p.

8. Dowson D. A generalized Reynolds equation for fluid-film lubrication. *International Journal of Mechanical Sciences*. 1962. V. 4, Iss. 2. P. 159-170. DOI: 10.1016/S0020-7403(62)80038-1

9. Khadiev M.B. *Gidrodinamicheskie, teplovye i deformatsionnye kharakteristiki smazochnykh sloev oporno-uplotnitel'nykh uzlov turbomashin. Dis. ... dokt. tekhn. nauk* [Hydrodynamic, thermal and stress-related characteristics of lubricating films of bearing and sealing units of turbomachines]. Kazan, 2002. 410 p.

10. Khadiev M.B., Khamidullin I.V. *Kompressory v tekhnologicheskikh protsessakh. raschet podshipnikov skol'zheniya tsentrobezhnykh i vintovykh kompressorov* [Compressors in technological processes. Calculation of plain bearings of centrifugal and screw compressors]. Kazan: Kazan National Research Technological University Publ., 2021. 260 p.

11. Fedotov E.M. Limit Galerkin-Petrov schemes for a nonlinear convection-diffusion equation. *Differential Equations*. 2010. V. 46, Iss. 7. P. 1042-1052. DOI: 10.1134/S0012266110070116

12. Cope W.F. The hydrodynamical theory of film lubrication. *Proceedings of the Royal Society of London. Series A. Mathematical and Physical Sciences.* 1949. V. 197, Iss. 1049. P. 201-217. DOI: 10.1098/rspa.1949.0059

13. Sokolov N.V., Khadiev M.B., Fedotov P.E., Fedotov E.M. Three-dimensional periodic thermoelastichydrodynamic modeling of hydrodynamic processes of a thrust bearing. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2021. V. 20, no. 3. P. 138-151. (In Russ.). DOI: 10.18287/2541-7533-2021-20-3-138-151

14. Sokolov N.V., Khadiev M.B., Maksimov T.V., Fedotov E.M., Fedotov P.E. Mathematical modeling of dynamic processes of lubricating layers thrust bearing turbochargers. *Journal of Physics: Conference Series*. 2019. V. 1158. DOI: 10.1088/1742-6596/1158/4/042019

15. Reduktory energeticheskikh mashin: spravochnik / pod obshch. red. Yu.A. Derzhavtsa [Reducers of energy machines: reference book / under the general editorship of Yu.A. Derzhavets]. Leningrad: Mashinostroenie Publ., 1985. 232 p.

16. Fedotov E.M., Khadiev M.B., Sokolov N.V. *Sm2Px2T – Techenie zhidkosti v zazorakh i kanalakh mezhdu podushkami upornogo podshipnika* [Sm2Px2T – Fluid flow in gaps and grooves between thrust bearing pads]. Certificate of state registration for a computer program, no. 2013615688, 2013.

17. Fedotov P.E., Fedotov E.M., Sokolov N.V., Khadiev M.B.  $Sm2Px3Tx\tau - Dinamicheski nagruzhennyy upornyy podshipnik skol'zheniya pri postanovke pryamoy zadachi [Sm2Px3Tx\tau – Dynamically loaded thrust plain bearing in a direct problem setting]. Certificate of state registration for a computer program, no. 2020615227, 2020.$ 

18. Sokolov N.V., Khadiev M.B., Fedotov P.E., Fedotov E.M. Mathematical model of a dynamically loaded thrust bearing of a compressor and some results of its calculation. *Lecture* 

*Notes in Computational Science and Engineering.* 2022. V. 141. P. 461-473. DOI: 10.1007/978-3-030-87809-2\_35

19. Sokolov N.V., Khadiev M.B., Fedotov P.E., Fedotov E.M. Influence of the lubricant's supply temperature on the operation of a fluid film thrust bearing. *Russian Engineering Research*. 2023. V. 43, Iss. 3. P. 264-271. DOI: 10.3103/S1068798X23040329

УДК 678:620.2

DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-3-160-175

# ПОИСКОВЫЙ АНАЛИЗ СТРУКТУР ГИБРИДНОГО ПОЛИМЕРНОГО МЕТАЛЛОКОМПОЗИТА

© 2023

В. И. Халиулин	доктор технических наук, заведующий кафедрой производства летательных аппаратов; Казанский национальный исследовательский технический университет им. А. Н. Туполева; <u>pla.kai@mail.ru</u>
П. А. Петров	инженер Центра композитных технологий; Казанский национальный исследовательский технический университет им. А. Н. Туполева; <u>13petrof@mail.ru</u>
В. А. Костин	доктор технических наук, заведующий кафедрой прочности конструкций; Казанский национальный исследовательский технический университет им. А. Н. Туполева; <u>VAKostin@kai.ru</u>
Н. В. Левшонков	кандидат технических наук, доцент кафедры конструкции и проектирования летательных аппаратов; Казанский национальный исследовательский технический университет им. А. Н. Туполева; <u>n-levshonkov@mail.ru</u>

Представлены результаты исследований в области разработки технологии изготовления гибридных композитов по схеме направленной укладки волокна. Армирование осуществлено совмещением углеродных волокон и металлической проволоки, пропитка полимерным связующим методом инфузии. Приведены результаты экспериментальной оценки прочности композитов на растяжение, армированных только проволокой, а также гибридных образцов с разным процентным соотношением углеродного и металлического волокна. Установлена существенная зависимость прочности гибридного композита от соотношений объёмов армирующих материалов и технологических факторов. Сформулированы конструктивные и технологические рекомендации, направленные на повышение функциональных параметров гибридного композита.

Гибридные композиты; программируемое армирование; параметры преформы; прочность; металлополимер

<u>Шитирование:</u> Халиулин В.И., Петров П.А., Костин В.А., Левшонков Н.В. Поисковый анализ структур гибридного полимерного металлокомпозита // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2023. Т. 22, № 3. С. 160-175. DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-3-160-175

### Введение

Совершенствование силовых конструкций и методов их проектирования ведётся в двух основных направлениях. Первое связано с использованием топологической оптимизации с опорой на аддитивные технологии изготовления деталей фактически любой сложности. Второе направление рассматривает задачи выбора (проектирования) внутренней структуры материала под определённые цели. Оба эти тренда подробно обсуждаются в концептуальных статьях [1; 2].

С практической точки зрения представляется также актуальным создание методов проектирования конструкций, в которых металлические элементы гармонично интегрированы в композитную часть изделия с целью более полной реализации положительных качеств полимерных композитов и металлов [3]. Наибольшее развитие в этом направлении получила тема слоистых материалов, состоящих из чередующихся слоёв металла и композита. Такие структуры, в зависимости от исходных компонентов, получили обозначения GLER, TIGR, ARALL, СИАЛ, АЛОР [4 – 6].

В соответствии со слоистой структурой сопряжение между металлом и композитом реализуется по контактирующей поверхности. Можно предположить, что с увеличением степени проникновения разнородных материалов друг в друга и соответственно площади их сопряжения гибридная конструкция будет обладать более высокими эксплуатационными характеристиками. Этих результатов можно добиться путём объединения углеродных и металлических армирующих компонентов, представленных в виде волокон. Предполагается, что такая конструкция может состоять из трёх зон (рис. 1): 1 - углепластик, армированный ровингом; 2 - гибридный участок, включающий металлические и углеродные волокна, равномерно распределённые по сечению; 3 - участок,армированный металлическими волокнами. Матрицей для всех трёх участков можетслужить полимер. При другом варианте проволока на участке 3 может быть консолидирована в монолит методами сварки или с помощью металлической матрицы [7].



Рис. 1. Схема сопряжения углеродных и металлических армирующих волокон в гибридной конструкции

Ключевой задачей является разработка технологических схем, позволяющих совместить металлические и углеродные волокна в единой преформе. Под термином «углеродное волокно» подразумевается пучок подготовленных однонаправленных нитей. Очевидно, что армирующую преформу проще изготовить из сухих волокон и проволоки. Для решения такой задачи можно рассматривать следующие четыре схемы: направленная укладка волокна – TFP (Tailored Fibre Placement) [8], плетение [9], трансверсальная прошивка (Tafting) [10], вязание [11]. Все эти методы в той или иной степени можно отнести к технологиям программируемого армирования. Отметим, что использование пропитанных волокон не позволяет реализовать перечисленные четыре технологические схемы.

В настоящей работе исследуется возможность изготовления гибридных преформ из углеродного волокна, совмещённого с металлической проволокой, методом направленной укладки волокна (TFP) и влияние параметров преформ на механические характеристики композита. Для пропитки и формования в данной работе использовался метод вакуумной инфузии.

### Подготовка преформ гибридного композита

Схема изготовления преформы методом TFP показана на рис 2. На подложку 1 одновременно подаются углеродные волокна 2 (углеродные, стеклянные и т.п.) и металлические волокна 3. Подача осуществляется с катушек. Положение разнородных волокон фиксируется на подложке пристёгиванием технологической нитью 4 с шагом S. Первостепенным достоинством TFP является возможность реализации программируемого армирования по заданным траекториям, например по линиям главных напряжений, для оптимального восприятия нагрузки [12].



Рис. 2. Схема метода TFP: а – схема укладки разнородных волокон на подложку по заданной траектории; б – процесс изготовления преформы

Большинство технологических процессов создания преформ в некоторой мере снижают заявленную прочность арматуры, то есть прочностные характеристики в изделии ниже, чем указано в паспортных данных [13]. В частности, для метода TFP на прочность могут оказать влияние следующие факторы:

- отклонение волокна от заданной траектории при его укладке на подложку. При этом следует учесть, что диаметры углеродных и металлических волокон могут отличаться в 30-50 раз, а упругие характеристики – на порядки;

- процесс пристёгивания волокон к подложке сопровождается повреждением последних иглой, что отрицательно влияет на прочность композита;

- металлическая проволока может неравномерно распределяться по сечению преформы, т.к. стандартные укладчики машины адаптированы под податливое углеродное волокно.

Технологию TFP можно отнести к новому поколению методов переработки композитов [14]. Особенности влияния её режимов и параметров на конечный результат до конца не изучены. Поэтому на первом этапе необходимо выбрать подходы к изготовлению образцов для испытаний, чтобы минимизировать ошибки в оценке прочности композита.

Таким образом, актуальным является рассмотрение влияния способов подготовки преформы и обработки заготовок под испытываемые образцы на конечные механические характеристики.

# Влияние способа изготовления образцов с преформой TFP на прочность композита

Исследование влияния различных технологических параметров метода TFP на свойства композита осуществлялось экспериментально путём изготовления и испытания образцов. Для того, чтобы оценить влияние повреждения волокон в TFP преформе при механической обработке, испытываемые образцы изготавливались двумя методами. На рис. 3, a показаны образцы для испытаний, изготовленные из цельной пластины и из отдельной преформы (рис. 3,  $\delta$ ).



Рис. 3. Образцы для испытаний, изготовленные методом TFP: а – раскроем из цельной пластины; б – формованием отдельных заготовок

Геометрические параметры образцов для проведения испытания подбирались согласно стандарту на растяжение ГОСТ Р 56785. Выкладка преформы осуществилась в четыре слоя для обеспечения толщины образца равной 2 мм. Во всех образцах применялось углеродное волокно марки UMT49 с пределом прочности  $\sigma_e = 3712$  МПа. В качестве связующего материала использовалась смола для трансферных методов формования T-26 ( $\sigma_e = 95$  МПа).

На рис. 4 показаны результаты испытаний. Диаграммы зависимости напряжений от деформаций имеют характерный для углепластиков вид. Как видно из гистограмм, механические параметры образцов, изготовленных из цельной пластины и по отдельности, близки и отличаются в среднем на 5%. Среднее значение предела прочности углепластика равно 1752 МПа. Коэффициент вариации (V) для образцов из цельной пластины составляет V = 4,95, для образцов из отдельных пластинок V = 3,56.



Рис. 4. Результаты испытаний образцов из углепластика: а – изготовленных из цельной пластины; б – изготовленных отдельно

Таким образом, для исследования можно использовать приёмы изготовления образцов как из цельной пластины, так и полученных раздельно. В дальнейшем в силу большей технологичности используется метод изготовления из цельной пластины.

### Влияние параметров стежка на прочность композита

В методе TFP реализуется фиксация углеродного ровинга и проволоки на подложке путём пристёгивания технологической нитью. При этом наблюдается повреждение армирующего волокна. Чем меньше шаг стежка, тем точнее выдерживается траектория укладки ровинга. В то же время густая прошивка наносит больше повреждений. Как показывает опыт, повреждение ровинга прошивочной иглой может существенно снизить прочность углепластика. Это отмечается и в зарубежных исследованиях [15].

С целью определения рационального шага стежка были проведены экспериментальные исследования. Преформы изготавливались с однонаправленной схемой армирования 0°. Схема пристёгивания ровинга технологической нитью показана на рис. 5.

На рис. 6 показаны результаты испытаний углепластиковых образцов, преформы которых формировались с длиной шага стежков 3, 6, 12, 20 миллиметров.

Сравнительная характеристика образцов с разной длиной стежка представлена в табл. 1.



Рис. 5. Схема пристёгивания ровинга



Рис. 6. Диаграмма нагружения образцов с преформами TFP с шагом стежков: а – 3 мм; б – 6 мм; в – 20 мм; г – сопоставительная диаграмма

N⁰	Шаг стежка, мм	Предел прочности, МПа
1	3	1486,5
2	6	1752,4
3	12	1576,1
4	20	1403,4

Таблица 1. Сравнительная характеристика образцов

Как и следовало ожидать, с увеличением шага стежка прочность углепластика возрастает. При длине стежка 3 мм волокно подвергается многократному механическому повреждению. При длине стежка 6 мм этот эффект ослабевает и образец становится прочнее. Причём разница характеристик может составлять до 15%. Однако дальнейшее увеличение длины стежка до 20 мм является нецелесообразным, так как в процессе укладки волокно приобретает волнистость, т.е. отклоняется от прямолинейности. Также при криволинейной укладке волокон большой шаг не может обеспечить точного повторения заданной траектории. В данной работе при экспериментальных исследованиях в основном применялся шаг пристёгивания равный 6 мм.

### Металло-полимерный композит

Представляет интерес поведение композита на основе полимерной матрицы, армированного только металлической проволокой [16]. При выборе армирующей проволоки возникает противоречие между прочностью конструкции и технологичностью. Предположительно высокопрочная проволока должна гармонично включаться в совместную работу с углеродным волокном. В то же время в силу большой упругости её сложно уложить по заданной траектории при реализации метода TFP. Проволока с малой прочностью более технологична и может быть использована в зонах композита, где не требуется высокой прочности на растяжение, но надо обеспечить другие свойства, например поднять уровень допустимых контактных напряжений, повысить ударостойкость, электро- или теплопроводность [17]. Поэтому оба варианта проволоки представляют интерес.

На первом этапе для оценки совместной работы металлической арматуры в полимерной матрице были изготовлены и испытаны образцы на основе двух вариантов низкопрочной проволоки «Gamma DR-3» (Ø 0,3 мм) (рис. 7) и проволоки 12X18H10T (Ø 0,25 мм) (рис. 8) с большим относительным удлинением.

По представленным на рис. 7, 8 диаграммам можно сделать следующие выводы:

- для композитов с низкопрочной проволокой диаграммы нагружений имеют характер, близкий к нагружению металлической проволоки и имеют выраженный участок с зоной пластических деформаций;

- предел прочности композитов, армированных проволокой, по отношению к прочности самой проволоки составляет 38% для материала «Gamma DR-3» и 27% для российского материала 12X18H10T при коэффициенте наполнения 32%.

Композиты, армирующим материалом которых выступает проволока, показывают механические характеристики значительно меньше ожидаемых. Напрашивается вывод о недостаточной адгезионной прочности на границе раздела двух фаз – арматуры и матрицы. В рамках изучения свойств гибридных металл-композиционных материалов актуальным будет вопрос оценки их адгезионной прочности, а также способы её повышения [18].



Рис. 7. Результаты испытания образцов, армированных проволокой марки «Gamma DR-3»: а – диаграмма нагружения образцов до разрушения; б – диаграмма распределения модуля упругости; в – диаграмма распределения предела прочности



Рис. 8. Результаты испытания образцов на основе российской проволоки марки 12X18H10T: а – диаграмма нагружения образцов до разрушения; б – диаграмма распределения модуля упругости; в – диаграмма распределения предела прочности

### Испытание образцов гибридного строения

В данном разделе рассматриваются вопросы совместной работы проволоки и углеродного волокна в составе гибридного композита с полимерной матрицей. Методом TFP изготовлены преформы образцов, в которых разнородные армирующие волокна представлены в разном процентном соотношении.

На первом этапе в качестве армирующих волокон были взяты низкопрочная проволока «Gamma DR-3» с пределом прочности  $\sigma_e = 632$  МПа и углеровинг UMT49 с пределом прочности  $\sigma_e = 3712$  МПа [7].

На рис. 9 изображены гистограммы и диаграммы распределения предела прочности при растяжении образцов на основе волокна UMT49 и проволоки «Gamma DR-3» при коэффициенте наполнения металлическими волокнами  $K_{\rm M}$  и углеволокном  $K_C$  в общем объёме гибрида, соответственно:  $a - K_{\rm M} = 7,5\%$ ;  $K_C = 42,5\%$ ;  $\delta - K_{\rm M} = 16,5\%$ ;  $K_C = 33,5\%$ .



Рис. 9. Гистограммы и диаграммы испытаний гибридных образцов на основе низкопрочной проволоки с шагом стежка 6 мм и объёмным содержанием металла: а – 7,5%; б – 16,5%



Рис. 10. Гистограмма сопоставления предельных напряжений для образцов с разным содержанием металла 0%; 7,5%; 12,5%; 16,5%

На рис. 10 представлена гистограмма зависимости предельных напряжений от содержания металла в гибридном образце с шагом стежка 6 мм.

На втором этапе в качестве металлической арматуры была использована проволока марки У9А ( $\emptyset$  0,15 мм) с высокими механическими свойствами  $\sigma_e = 3382$  МПа. Углеровинг использовался прежний. На рис. 11 представлены результаты испытаний образцов с минимальным и максимальным наполнением композита проволокой, а также гистограмма для разного процентного наполнения проволоки в объёме композита.

Анализ графиков, представленных на рис. 9; 10, показывает, что с увеличением объёма низкопрочной проволоки прочность образцов падает. При этом наблюдается следующая закономерность: в среднем при увеличении процентного наполнения проволокой на 4% значение предела прочности композита уменьшается на 4,3% от нулевого наполнения проволоки. Диаграммы зависимости напряжений от деформаций имеют характерный для гибридных материалов вид. Для композитных образцов, армированных высокопрочной проволокой, зависимость прочности от соотношений между компонентами в армирующей композиции несущественна. Это можно объяснить тем, что в гибридной композиции использовались два соизмеримых по своим механическим характеристикам компонента – высокопрочная проволока и углеволокно.

Таким образом, замена одного высокопрочного компонента на другой не привела к существенным изменениям. Однако общий уровень прочности оказался несколько ниже, чем в гибриде с низкопрочной проволокой. Этот факт можно объяснить тем, что высокопрочная проволока в процессе намотки на транспортировочную бобину деформируется и при дальнейшей укладке на подложку в составе гибридного ровинга не сохраняет своей прямолинейности (рис. 12). В дальнейшей работе необходимо решить задачу сохранения прямолинейности высокопрочной проволоки при выкладке.





в

Рис. 11. Результаты испытания образцов на основе высокопрочной проволоки У9А с объёмным содержанием высокопрочного металла: а – 1,5%; б – 12,5%; в – гистограмма для разного процентного наполнения проволоки в объёме композита



Рис. 12. Вид необработанной пластины с гибридным наполненинем высокопрочной проволокой



Рис. 13. Характер поведения материала при разрушении: а – образец с низким содержанием металла; б – образец с высоким содержанием металла

Схема взаимодействия разнородных волокон в композите малоизучена. Большая разница в упругих свойствах может иметь как отрицательный, так и положительный эффект. На рис. 13 видно, что образец с низким наполнением проволокой имеет схожий вид разрушения с образцами, выполненными только из углеродного волокна. Характерным является резкое падение несущей способности материала после разрушения углепластиковой основы материала. При дальнейшем увеличении наполнения проволокой образец разрушается не так катастрофически. Образцы с высоким содержанием металлической проволоки в некотором роде сохраняют свою кратковременную несущую способность.

### Заключение

Из проведённых экспериментальных исследований можно сделать следующие выводы:

1. Проволока из низкопрочной стали более технологична. Её можно уложить на заданную траекторию с достаточной точностью. Высокопрочная проволока за счёт своей упругости воздействует на подложку. В результате траектория её укладки отклоняется от номинальной. Например, в случае подготовки преформы с укладкой 0° углеродные волокна прямолинейны, а металлические волокна имеют искривления. Как следствие – прочность гибридного материала снижается.

Можно предположить следующие пути решения проблемы:

- использовать высокопрочную проволоку сверхмалого диаметра: 0,03...0,1 мм;

- в качестве подложки в процессе укладки применять не ткань, а арамидную бумагу;

- модернизировать процесс вышивки и подавать проволоку не с катушек, а из устройства, обеспечивающего волокну прямолинейность.

2. Шаг пристёгивания волокна к подложке необходимо выбирать индивидуально, в зависимости от технологических свойств армирующих волокон. Короткий стежок приводит к значительному повреждению волокна. Длинный стежок не обеспечивает заданную траекторию укладки.

3. Образцы на базе преформы TFP, изготовленные отдельно и механической обработкой из пластины, показывают сопоставимые прочностные характеристики.

4. Композит на основе только металлического волокна в полимерной матрице показывает характеристики ниже ожидаемых. Предположительно это можно объяснить невысоким сцеплением между волокном и матрицей.

5. Исследования влияния объёмного содержания углеродного и металлического волокна на прочность показывают ожидаемые результаты – с увеличением количества металла механические характеристики композита на растяжение падают. Если учитывать удельные показатели, то снижение весовой эффективности будет ещё больше. С другой стороны, просматривается возможность применения волокнистых металлокомпозитов в конструкциях, которым необходимо обеспечить кратковременную живучесть за счёт иного механизма разрушения гибридного материала.

Исправление этих погрешностей является ключевой задачей совершенствования технологии TFP применительно к созданию гибридов. Существенно повлиять на ситуацию может применение металлических волокон сверхмалого диаметра, а также увеличение адгезионного сцепления арматуры и матрицы.

Снижение прочности гибрида в сравнении с углепластиком является ожидаемым, но на самом деле оценку эффективности необходимо проводить при сопоставлении с существующими соединениями металл – углепластик с дискретной границей раздела между ними.

Принципиально метод направленной укладки волокна позволяет создавать преформы гибридного типа, включающие углеродные и металлические волокна, в автоматическом режиме с минимумом ручных операций. Метод инфузии подходит для пропитки и формования композита на основе гибридной преформы.

Таким образом, появляется перспектива создания композитных конструкций с обеспечением высокого сопротивления контактным напряжениям, то есть с зонами, удобными для выполнения соединений, с ожидаемыми высокими показателями ударостойкости, электро- и теплопроводности.

### Библиографический список

1. Комаров В.А. Проектирование силовых аддитивных конструкций: теоретические основы // Онтология проектирования. 2017. Т. 7, № 2 (24). С. 191-206. DOI: 10.18287/2223-9537-2017-7-2-191-206

2. Комаров В.А. Конструкция и материал // Онтология проектирования. 2023. Т. 13, № 2 (48). С. 175-191. DOI: 10.18287/2223-9537-2023-13-2-175-191

3. Шабалин Л.П., Савинов Д.В., Пузырецкий Е.А., Марескин И.В. Разработка методики расчёта напряжённо-деформированного состояния, оптимизации и экспериментального исследования гибридной конструкции композит-металлической лопасти тягового винта // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2022. № 2. С. 35-42.

4. Антипов В.В., Сенаторова О.Г., Сидельников В.В. Исследование пожаростойкости слоистых гибридных алюмостеклопластиков класса СИАЛ // Труды ВИАМ. 2013. № 3.

5. Постнова М.В., Постнов В.И. Роль структур МПКМ и их влияние на виброусталостные характеристики конструктивных элементов ГТД // Труды ВИАМ. 2017. № 1 (49). DOI: 10.18577/2307-6046-2017-0-1-7-7

6. Халиулин В.И., Батраков В.В., Петров П.А. Постановка задачи и исследование армирующих компонентов для создания композитных гибридных конструкций // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника 2022. № 4. С. 184-193.

7. Benedict A.V. An experimental investigation of GLARE and restructured fiber metal laminates. Master's thesis. Daytona Beach, 2012. 103 p.

8. Unal P.G. 3D woven fabrics // Woven Fabrics. 2012. P. 91-120. DOI: 10.5772/37492

9. Carvelli V., Ventura G., Poggi C. 3D reinforcement of composite materials. Master's thesis. Milan, 2011. 79 p.

10. Нелюб В.А., Гращенков Д.В., Коган Д.И., Соколов И.А. Применение прямых методов формования при производстве крупногабаритных деталей из стеклопластиков // Химическая технология. 2012. Т. 13, № 12. С. 735-739.

11. Чурсова Л.В., Душин М.И., Хрульков А.В., Мухаметов Р.Р. Особенности технологии изготовления деталей из композиционных материалов методом пропитки под давлением // Сб. тезисов докладов межотраслевой научно-технической конференции «Композиционные материалы в авиакосмическом материаловедении» (17 февраля 2009 г., Москва). М.: ВИАМ, 2009. С. 17.

12. Gliesche K. Application of the tailored fibre placement (TFP) process for a local reinforcement on an «open-hole» tension plate from carbon/epoxy laminates // Composites Science and Technology. 2003. V. 63, Iss. 1. P. 81-88. DOI: 10.1016/s0266-3538(02)00178-1

13. Карташова Е.Д., Муйземнек А.Ю. Технологические дефекты полимерных слоистых композиционных материалов // Известия высших учебных заведений. Поволжский регион. Технические науки. 2017. № 2 (42). С. 79-89. DOI: 10.21685/2072-3059-2017-2-7

14. Coppola A.M., Huelskamp S.R., Tanner C., Rapking D., Ricchi R.D. Application of tailored fiber placement to fabricate automotive composite components with complex geometries // Composite Structures. 2023. V. 313. DOI: 10.1016/j.compstruct.2023.116855

15. Spickenheuer A., Leippranda A., Bittricha L., Uhliga K., Richtera E., Heinricha G. Process-dependent material properties for structural simulation of composites made by tailored fibre placement // Proceedings of the ECCM16-16th European conference on composite materials (June, 22-26, 2014, Seville, Spain).

16. Makhkamov N.Y., Yusupov G.U. Properties of metal-based and nonmetal-based composite materials // Theoretical & Applied Science. 2020. V. 86, Iss. 6. P. 629-634. DOI: 10.15863/tas.2020.06.86.115

17. Bigg D.M. Mechanical, thermal, and electrical properties of metal fiber-filled polymer composites // Polymer Engineering & Science. 1979. V. 19, Iss. 16. P. 1188-1192. DOI: 10.1002/pen.760191610

18. Carbas R.J.C., Palmares M.P., da Silva L.F.M. Experimental and FE study of hybrid laminates aluminium carbon-fibre joints with different lay-up configurations // Manufacturing Review. 2020. V. 7. DOI: 10.1051/mfreview/2019027

# EXPLORATORY ANALYSIS OF HYBRID POLYMER METAL-COMPOSITE STRUCTURES

© 2023

V. I. Khaliulin	Doctor of Science (Engineering), Head of the Department of Aircraft Production; Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev, Kazan, Russian Federation; <u>pla.kai@mail.ru</u>
P. A. Petrov	Engineer; Center of Composite Technologies; Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev, Kazan, Russian Federation; <u>13petrof@mail.ru</u>
V. A. Kostin	Doctor of Science (Engineering), Head of the Department of Structural Strength; Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev, Kazan, Russian Federation; <u>VAKostin@kai.ru</u>
N. V. Levshonkov	Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Department of Aircraft Construction and Design; Kazan National Research Technical University named after A. N. Tupolev, Kazan, Russian Federation; <u>n-levshonkov@mail.ru</u>

The results of research in the field of development of technology for the manufacture of hybrid composites according to the scheme of directional fiber netting are presented. Reinforcement is carried out by combining carbon fibers and metal wire, impregnation with a polymer binder by infusion. The results of experimental evaluation of the tensile strength of composites reinforced only with wire, as well as hybrid samples with different percentages of carbon and metal fibers are presented. A significant dependence of the strength of the hybrid composite on the volume ratios of reinforcing materials and technological factors has been established. Design and technology recommendations aimed at improving the functional parameters of the hybrid composite are formulated.

*Hybrid composites; programmable reinforcement; preform parameters; strength; metal-polymer* 

<u>Citation:</u> Khaliulin V.I., Petrov P.A., Kostin V.A., Levshonkov N.V. Exploratory analysis of hybrid polymer metalcomposite structures. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2023. V. 22, no. 3. P. 160-175. DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-3-160-175

### References

1. Komarov V.A. Theoretical basis for design of load-bearing structures produced using additive technologies. *Ontology of Designing*. 2017. V. 7, no. 2 (24). P. 191-206. (In Russ.). DOI: 10.18287/2223-9537-2017-7-2-191-206

2. Komarov V.A. Design and material. *Ontology of Designing*. 2023. V. 13, no. 2 (48). P. 175-191. (In Russ). DOI: 10.18287/2223-9537-2023-13-2-175-191

3. Shabalin L.P., Savinov D.V., Puzyretskii E.A., Mareskin I.V. A technique for stressstrain state analysis, optimization and experimental study of a hybrid composite-metal propeller blade. *Russian Aeronautics*. 2022. V. 65, Iss. 2. P. 260-267. DOI: 10.3103/S1068799822020052

4. Antipov V.V., Senatorova O.G., Sidelnikov V.V. Investigation of fire resistance of hybrid aluminium-glassplastic SIAL laminates. *Trudy VIAM*. 2013. No. 3. (In Russ.)

5. Postnova M.V., Postnov V.I. Role of MPCM structures and their effect on vibration fatigue characteristics of gte constructive components. *Trudy VIAM*. 2017. No. 1 (49). (In Russ.). DOI: 10.18577/2307-6046-2017-0-1-7-7

6. Khaliulin V.I., Batrakov V.V., Petrov P.A Problem description and a study of reinforcement components to produce composite hybrid structures. *Russian Aeronautics*. 2022 V. 65, Iss. 4. P. 843-854. DOI: 10.3103/S1068799822040250

7. Benedict A.V. An experimental investigation of GLARE and restructured fiber metal laminates. Master's thesis. Daytona Beach, 2012. 103 p.

8. Unal P.G. 3D woven fabrics. *Woven Fabrics*. 2012. P. 91-120. DOI: 10.5772/37492

9. Carvelli V., Ventura G., Poggi C. 3D reinforcement of composite materials. Master's thesis. Milan, 2011. 79 p.

10. Nelyub V.A., Grashchenkov D.V., Kogan D.I., Sokolov I.A. Use experience of direct formation methods in case of production of big glass-reinforced plastic parts. *Khimicheskaya Tekhnologiya*. 2012. V. 13, no. 12. P. 735-739. (In Russ.)

11. Chursova L.V., Dushin M.I., Khrul'kov A.V., Mukhametov R.R. Osobennosti tekhnologii izgotovleniya detaley iz kompozitsionnykh materialov metodom propitki pod davleniem. *Sb. tezisov dokladov mezhotraslevoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii «Kompozitsionnye Materialy v Aviakosmicheskom Materialovedenii» (February, 17, 2009, Moscow)*. Moscow: VIAM Publ., 2009. P. 17. (In Russ.)

12. Gliesche K. Application of the tailored fibre placement (TFP) process for a local reinforcement on an «open-hole» tension plate from carbon/epoxy laminates. *Composites Science and Technology*. 2003. V. 63, Iss. 1. P. 81-88. DOI: 10.1016/s0266-3538(02)00178-1

13. Kartashova E.D., Muyzemnek A.Yu. Technological defects of polymeric layered composite materials. *University Proceedings. Volga Region. Technical Sciences.* 2017. No. 2 (42). P. 79-89. (In Russ.). DOI: 10.21685/2072-3059-2017-2-7

14. Coppola A.M., Huelskamp S.R., Tanner C., Rapking D., Ricchi R.D. Application of tailored fiber placement to fabricate automotive composite components with complex geometries. *Composite Structures*. 2023. V. 313. DOI: 10.1016/j.compstruct.2023.116855

15. Spickenheuer A., Leippranda A., Bittricha L., Uhliga K., Richtera E., Heinricha G. Process-dependent material properties for structural simulation of composites made by tailored fibre placement. *Proceedings of the ECCM16-16th European conference on composite materials (June, 22-26, 2014, Seville, Spain).* 

16. Makhkamov N.Y., Yusupov G.U. Properties of metal-based and nonmetal-based composite materials. *Theoretical & Applied Science*. 2020. V. 86, Iss. 6. P. 629-634. DOI: 10.15863/tas.2020.06.86.115

17. Bigg D.M. Mechanical, thermal, and electrical properties of metal fiber-filled polymer composites. *Polymer Engineering & Science*. 1979. V. 19, Iss. 16. P. 1188-1192. DOI: 10.1002/pen.760191610

18. Carbas R.J.C., Palmares M.P., da Silva L.F.M. Experimental and FE study of hybrid laminates aluminium carbon-fibre joints with different lay-up configurations. *Manufacturing Review*. 2020. V. 7. DOI: 10.1051/mfreview/2019027