



АВИАЦИЯ ♦ РАКЕТНАЯ ТЕХНИКА ♦ КОСМОНАВТИКА

Журнал выходит ежемесячно

Выпускается с августа 1998 г.

Г.В. НОВОЖИЛОВ –

Главный редактор (авиация)

А.С. КОРОТЕЕВ –

Главный редактор (ракетная техника и космонавтика)

Л.А. ГИЛЬБЕРГ –

зам. Главного редактора

Члены редакционной коллегии	Редакционный совет
В.В. АЛАВЕРДОВ	А.М. МАТВЕЕНКО – председатель
А.П. АЛЕКСАНДРОВ	О.М. АЛИФАНОВ
А.П. БОБОВНИКОВ	Н.А. АНФИМОВ
В.Г. ДМИТРИЕВ	В.И. БАРКОВСКИЙ
А.Н. ЗЕЛИН	И.В. БАРИН
Б.И. КАТОРГИН	В.Е. БАРСУК
П.И. КЛИМУК	В.Ф. БЕЗЪЯЗЫЧНЫЙ
А.А. ЛЕОНОВ	Б.В. БОДИН
В.А. ЛОПОТА	А.Ф. ВОИНОВ
А.М. МАТВЕЕНКО	А.Н. ГЕРАЩЕНКО
С.В. МИХЕЕВ	Ю.Ф. ГОРТЫШОВ
Н.Ф. МОИСЕЕВ	М.Б. ГУЗАЙРОВ
А.Ф. МОРОЗЕНКО	В.А. ДАВЫДОВ
Ф.Н. МЯСНИКОВ	Г.Л. ДЕГТЯРЕВ
Б.В. ОБНОСОВ	О.Ф. ДЕМЧЕНКО
А.Н. ПЕРМИНОВ	Н.Н. ДОЛЖЕНКОВ
М.А. ПОГОСЯН	Ю.С. ЕЛИСЕЕВ
Г.М. ПОЛИЩУК	С.Ю. ЖЕЛТОВ
Г.Г. РАЙКУНОВ	Л.М. ЗЕЛЕННЫЙ
О.Н. РУМЯНЦЕВА	А.Н. КИРИЛИН
М.П. СИМОНОВ	В.А. КОМАРОВ
В.В. ТЕРЕШКОВА	В.В. КРЫМОВ
И.Б. ФЕДОРОВ	Л.Н. ЛЫСЕНКО
Е.А. ФЕДОСОВ	В.А. МЕНЬШИКОВ
С.Л. ЧЕРНЫШЕВ	Т.А. МУСАБАЕВ
	В.Е. НЕСТЕРОВ
	Н.А. ПИРГОВ
	К.М. ПИЧХАДЗЕ
	В.А. ПОЛЕТАЕВ
	П.Р. ПОПОВИЧ
	В.А. ПОПОВКИН
	Ю.А. РЫЖОВ
	Г.Г. САЙДОВ
	В.Г. СВЕТЛОВ
	А.Н. СЕРБЕЗНОВ
	М.Ю. СМУРОВ
	В.П. СОКОЛОВ
	А.В. СОЛЛОГУБ
	В.А. СОЛОВЬЕВ
	А.И. ТАТУЕВ
	В.В. ЦИБЛИЕВ
	Б.Е. ЧЕРТОК
	В.В. ШАЛАЙ
	В.А. ШАТАЛОВ
	И.С. ШЕВЧУК

Ответственные секретари журнала

И.Н. МЫМРИНА
Д.Я. ЧЕРНИС

Редактор-

организатор

О.С. РОДЗЕВИЧ

Представители журнала:

г. Казань: Р.И. АДГАМОВ, тел. (843) 238-46-23

Роскосмос: А.А. ВОРОБЬЕВ, тел. (495) 975-45-86

Минобороны РФ: А.В. ДРОБЫШЕВСКИЙ,
тел. (495) 696-44-38

г. Уфа: О.Б. СЕВЕРИНОВА, тел. (3472) 73-07-23

Франция, Париж: Е.Л. ЧЕХОВ,

тел. (10331) 47-49-28-05

СОДЕРЖАНИЕ

Райкунов Г.Г. Стратегия развития космической техники и перспективы создания космодрома Восточный	3
Вейссхаар Т., Комаров В.А., Шахов В.Г. Телескопические крылья: весовая и аэродинамическая эффективность	10
Шалай В.В., Бельков В.Н., Ланшаков В.Л., Ланшакова Н.В., Ходорева Е.В. Оптимизация стартовых комплексов для ракет различного назначения	19
Стрижов А.Н. Ремонт авиационного двигателя как объект реинжиниринга	23
Дмитраков Ф.И. Концепция многоуровневой адаптации ракетных комплексов	26
Мельникова Н.С., Кузьмичева А.О. Управление двигателем по закону $T_r^* = \text{const}$ с применением регрессионной модели определения T_r^*	29
Цепляев В.В. Определение сил, воздействующих на элементы стартового сооружения	37
Коскин И.С. Методики весового проектирования боевых самолетов	43
Головатенко В.Д., Головатенко А.В. Механизмы колебательных процессов горения металлической частицы и их аналитическое представление	51
Харламов А.В. Метод расчета образования ледяного нароста при обледенении ЛА	56

Журнал входит в перечень утвержденных ВАК РФ изданий для публикации трудов соискателей ученых степеней.

Мнение редакции не всегда совпадает с точкой зрения авторов статей.

За содержание рекламных материалов ответственность несет рекламодатель.

Плата с аспирантов за публикацию статей не взимается.

Аннотации статей журнала и требования к оформлению представляемых авторами рукописей приведены на сайте издательства "Машиностроение"

<http://www.mashin.ru>

Адрес редакции: 107076, Москва, Стромынский пер., 4

Телефоны: (499) 269-48-96; (499) 268-49-69; (499) 268-33-39

Факс: (499) 269-48-97; (499) 268-33-39

Адрес электронной почты: polet@mashin.ru

Адрес в интернете: <http://www.mashin.ru>



AVIATION ♦ ROCKET TECHNOLOGY ♦ COSMONAUTICS

The journal is issued monthly

Published since August 1998

G.V. NOVOZHILOV –

Editor-in-Chief (Aviation)

A.S. KOROTEYEV –

Editor-in-Chief (Rocket Technology and Cosmonautics)

L.A. GILBERG –

Deputy Editor-in-Chief

Editorial

Board Members

V.V. ALAVERDOV
A.P. ALEKSANDROV
A.P. BOBOVNIKOV
V.G. DMITRIYEV
A.N. ZELIN
B.I. KATORGIN
P.I. KLIMUK
A.A. LEONOV
V.A. LOPOTA
A.M. MATVEYENKO
S.V. MIKHEYEV
N.F. MOISEEV
A.F. MOROZENKO
F.N. MYASNIKOV
B.V. OBNOSOV
A.N. PERMINOV
M.A. POGOSYAN
G.M. POLISHCHUK
G.G. RAYKUNOV
O.N. RUMYANTSEVA
M.P. SIMONOV
V.V. TERESHKOVA
I.B. FEDOROV
E.A. FEDOSOV
S.L. CHERNYSHEV

**Executive secretaries
of the journal**

I.N. MYMRINA
D.Ya. TCHERNIS

Editor Organizer

O.S. RODZEVICH

Editorial

Committee

A.M. MATVEYENKO, Chairman
O.M. ALIFANOV
N.A. ANFIMOV
V.I. BARKOVSKY
I.V. BARMIN
V.E. BARSUK
V.F. BEZYZYCHNYI
B.V. BODIN
A.F. VOINOV
A.N. GERASHCHENKO
Yu.F. GORTYSHOV
M.B. GUZAIROV
V.A. DAVIDOV
G.L. DEGTYAREV
O.F. DEMCHENKO
N.N. DOLZHENKOV
Yu.S. ELISEYEV
S.Yu. ZHELTOV
L.M. ZELENY
A.N. KIRILIN
V.A. KOMAROV
V.V. KRYMOV
L.N. LYSENKO
V.A. MENSHIKOV
T.A. MUSABAYEV
V.E. NESTEROV
N.A. PIROGOV
K.M. PICHKHADZE
V.A. POLETAYEV
P.R. POPOVICH
V.A. POPOVKIN
Yu.A. RYZHOV
G.G. SAYDOV
V.G. SVETLOV
A.N. SERVOZNOV
M.Yu. SMUROV
V.P. SOKOLOV
A.V. SOLLOGUB
V.A. SOLOV'EV
A.I. TATUEV
V.V. TSYBLIEV
B.E. TCHERTOK
V.V. SHALAY
V.A. SHATALOV
I.S. SHEVCHUK

CONTENTS

Raykunov G.G. A Strategy For The Space Technology Development And Prospects For Vostochnyi Launch Center Deployment	3
Weisshaar T., Komarov V.A., Shakhov V.G. Telescopic Wings: Weight And Aerodynamic Efficiency	10
Shalaj V.V., Belkov V.N., Lanshakov V.L., Lanshakova N.V., Khodoreva E.V. Optimization Of Starting Complexes For Rockets Of Various Purpose	19
Strizhov A.N. Repair Of Aviation Engine As A Matter For Reengineering	23
Dmitrakov F.I. Concept Of Multi-Level Space Rocket System Adaptation	26
Melnikova N.S., Kuzmicheva A.O. The Engine Control From T_g^* = constant Based On The Adaptation Of Regressive Model Of Assessment Of T_g^*	29
Tseplyaev V.V. The Determination Of Forces Acting Upon Launch Structure Parts	37
Koskin I.S. The Methods Of The Combat Aircrafts Weight Design	43
Golovatenko V.D., Golovatenko A.V. Oscillatory Processes Of Metal Particle Burning And Their Analytical Representation	51
Kharlamov A.V. Calculation Method Of Ice Growth At An Airfoil Icing	56

The journal is in the list of editions, authorized by the Supreme Certification Committee of the Russian Federation to publish the works of those applying for a scientific degree.

Viewpoints of authors of papers do not necessarily represent the Editorial Staff's opinion.

Post-graduates have not to pay for the publication of articles.

Annotations of magazine articles and features required of author manuscript desing are available at "Mashinostroenie" Publication House Internet Site <http://www.mashin.ru>.

Representatives of the journal:

Kazan: R.I. ADGAMOV, phone (843) 238-46-23
Roscosmos: A.A. VOROBIOV, phone (495) 975-45-86
Ministry of Defence of Russian Federation:
A.V. DROBYSHEVSKYI, phone (495) 696-44-38
Ufa: O.B. SEVERINOVA, phone (3472) 73-07-23
France, Paris: E.L. TCHEHOV, phone (10331) 47-49-28-05

Address of the editorial office: 107076, Moscow, Stromynsky Lane, 4

Phones: (499) 269-48-96; (499) 268-49-69; (499) 268-33-39

Fax: (499) 269-48-97; (499) 268-33-39

E-mail address: polet@mashin.ru

Internet address: <http://www.mashin.ru>

УДК 629.7

Стратегия развития космической техники и перспективы создания космодрома Восточный

Г.Г. Райкунов



РАЙКУНОВ
Геннадий Геннальевич —
генеральный директор
ЦНИИмаш, доктор техн.
наук

Рассматриваются основные направления развития отечественных космических средств в соответствии с принятыми программными документами. Представлены основные факторы, обуславливающие необходимость создания нового космодрома Восточный, а также необходимые шаги по совершенствованию наземного комплекса управления космическими аппаратами.

G.G. Raykunov. A Strategy For The Space Technology Development And Prospects For Vostochnyi Launch Center Deployment

The main directions of the national space assets are considered in accordance with the approved planning documents. The major factors are introduced determining the necessity of the Vostochnyi launch center deployment as well as the necessary steps of the spacecraft ground control complex development.

Россия — одна из немногих стран мира, обладающих уникальным ракетно-космическим потенциалом, который используется в решении масштабных задач социально-экономического развития страны, науки, отечественного бизнеса и международного сотрудничества. Государственные интересы Российской Федерации в использовании космического пространства нашли свое отражение в целом ряде основополагающих документов Президента, Правительства и Совета Безопасности России. Рассмотрим основные факторы, обуславливающие важность и приоритетность космической деятельности для нашей страны.

Прежде всего, изучение, освоение и использование космического пространства — это перспективная сфера деятельности человечества, открывающая дорогу к неограниченным и нетрадиционным источникам энергии и сырья, глобальным информационным ресурсам и новым фундаментальным знаниям, а также стимулирующая интеграцию научно-технических и экономических возможностей различных государств для решения глобальных задач обеспечения жизнедеятельности человека и расширения его знаний о Вселенной.

Космическая деятельность способна определить статус России как страны высоких технологий. Она играет возрастающую роль в обеспечении национальной безопасности, в том числе безопасности жизнедеятельности населения, в экономическом, научном и социальном развитии России, укреплении ее оборонной мощи.

Использование космических средств играет определяющую роль в создании единого информационного поля России, контроле за рациональным использованием ее природных ресурсов, в обеспечении глобальности телекоммуникаций, навигации, мониторинга (в том числе экологического) суши, океана и космоса, эффективном использовании транспорта, развитии науки и образования, повышении качества гидрометеорологических прогнозов и долгосрочном прогнозировании стихийных бедствий.

Ключевым фактором, обуславливающим поступательное развитие российской космонавтики, является совершенствование космической техники. Главными задачами Российской Федерации в области создания и эксплуатации ракетно-космической тех-

ники в период до 2015 г. являются создание и ввод в эксплуатацию ракет-носителей среднего класса "Союз-2", тяжелого класса "Ангара" и среднего класса повышенной грузоподъемности "Русь-М", развертывание необходимых группировок космических аппаратов, обеспечивающих потребности социально-экономической сферы и науки, завершение развертывания и продление срока эксплуатации МКС, строительство нового космодрома Восточный и обеспечение готовности к началу пусков.

В период 2016–2025 гг. необходимо создание многофазовой ракетно-космической системы первого этапа и новой РН тяжелого класса, переоснащение состава орбитальных группировок конкурентоспособными космическими аппаратами, ввод в эксплуатацию пилотируемого корабля нового поколения, осуществление пилотируемых полетов с космодрома Восточный, создание научно-технического задела для осуществления пилотируемых полетов на Луну и Марс.

Наконец, в период 2026–2040 гг. планируется создание многофункциональных интегрированных космических систем для решения социально-экономических и научных задач в полном объеме с существенным снижением удельных затрат, создание ракеты-носителя сверхтяжелого класса и завершение создания на космодроме Восточный инфраструктуры для осуществления пилотируемых полетов на Луну и ее освоение, достижение готовности к проведению пилотируемой экспедиции на Марс.

На всех рассмотренных этапах предусматривается международное сотрудничество в целях привлечения ресурсов других государств к созданию сложных космических систем и выполнению космических программ.

Рассмотрим далее основные цели и направления развития соответствующих космических средств.

Перспективной целью развития космических средств в интересах социально-экономической сферы является глобальное предоставление навигационных, информационных, телекоммуникационных услуг и космической информации дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) с мировым уровнем качества. Это обеспечит наиболее полное удовлетворение потребностей отечественных пользователей и позволит российским предприятиям занять достойное место на мировом рынке космической техники и услуг.

Для дистанционного зондирования Земли необходимо создание опережающего задела бортовых приборов космических аппаратов ДЗЗ с обеспечением калибровки бортовых приборов и валидации космических данных дистанционного зондирования. Нужно решить

проблему передачи данных дистанционного зондирования через спутники-ретрансляторы на геостационарной орбите, существенно уменьшить затраты на разработку космических аппаратов, повысить их надежность и увеличить срок активного существования КА на орбите. Это позволит использовать на всех космических средствах ДЗЗ максимально унифицированные платформы служебных систем модульного построения, в том числе в размерности малых КА и микроспутников.

Важным направлением стратегического развития отечественных средств дистанционного зондирования является также создание многофункционального наземного комплекса приема, обработки и распространения космических данных ДЗЗ, состоящего из ряда центров и станций приема и обработки космической информации, функционально объединенных в виде Единой территориально распределенной информационной системы ДЗЗ (ЕТРИС ДЗЗ).

Ключевым вопросом развития отечественных космических аппаратов прикладного назначения является разумное сочетание участия в международном разделении труда и независимости при решении актуальных задач космической деятельности. Это обуславливает, в частности, необходимость развития отечественной электронной компонентной базы для применения на борту космических аппаратов.

Необходимы разработка и освоение производства модулей (устройств приема, усиления, преобразования, частотной селекции, управления, коммутации и цифровой обработки сигналов), из которых можно компоновать бортовые ретрансляционные комплексы со встроенной функцией программной настройки основных технических характеристик. Учитывая общность многих аспектов приема, усиления, преобразования сигналов в бортовых комплексах спутников связи, вещания, ретрансляции и дистанционного зондирования Земли, целесообразно рассмотреть вопросы разработки, создания и использования унифицированных модулей, решающих задачи для космических комплексов различного назначения.

Целью развития космических средств в интересах науки является создание необходимого инструментария для фундаментальных исследований.

На первом этапе (до 2015 г.) в ходе выполнения Федеральной космической программы будет обеспечено развертывание пяти астрофизических обсерваторий, работающих в радио-, ультрафиолетовом и рентгеновском диапазонах, для наблюдения внегалактических объектов, исследования структуры Вселенной, построения фундаментальной системы небесных координат. Будет осуществляться наблюдение Солнца с околоземной и

гелиоцентрической орбит в интересах решения проблем гелиофизики и прогноза "космической погоды" с одновременным изучением магнитосферы и околоземного космического пространства (так называемых солнечно-земных связей). Будут осуществлены комплексные исследования Марса с орбиты его естественного спутника Фобоса и доставка грунта Фобоса на Землю. Планируется также возобновить исследования Луны в рамках национальных и международных проектов.

Освоение ключевых космических технологий к рубежу 2025 г. позволит России получать отдельные фундаментальные научные результаты мирового уровня, а к 2040 г. по уровню фундаментальных исследований выйти на уровень ведущих индустриальных держав мира.

Для развития космических средств пилотируемых полетов предусматривается в 2008–2010 гг. модернизация транспортного корабля "Союз-ТМА" и грузового корабля "Прогресс" с введением новых цифровых систем бортового комплекса. До 2015 г. должна быть завершена сборка российского сегмента Международной космической станции. Планируется также начало работ по созданию пилотируемого и транспортного космических кораблей нового поколения.

На последующем этапе будут продолжены эксплуатация и целевое использование российского сегмента Международной космической станции. Следует отметить, что сегодня предприятиями и организациями отечественной космической отрасли ведется активная научно-исследовательская и организационно-техническая работа, направленная на продление срока эксплуатации этого уникального космического комплекса по меньшей мере до 2020 г. Здесь мы располагаем поддержкой со стороны партнеров по созданию станции из Европейского космического агентства и Японии. После ввода в состав российского сегмента новых модулей, разработка и запуск которых в ближайшие годы планируются Федеральной космической программой России на 2006–2015 гг., исследовательские возможности российского сегмента существенно увеличатся и значительно возрастет научная отдача от исследований и экспериментов на борту МКС.

Запланировано создание и развитие инфраструктуры околоземного пилотируемого космического сборочно-экспериментального комплекса для сборки, проверки, подготовки и запуска пилотируемых комплексов к Луне, межпланетных марсианских комплексов, а также для отработки новых систем и больших конструкций. При ориентации на самостоятельное осуществление лунной пилотируемой экспедиции и дальнейшее освоение Луны необходимо развернуть работы по созданию лунного экспедиционного ком-

плекса и лунной орбитальной станции, которая будет задействована для обеспечения пилотируемых и транспортных экспедиций на Луну в качестве промежуточной окололунной платформы. Планируется, что готовность к пилотируемому полету на Луну (со сборкой на околоземной орбите лунного экспедиционного комплекса) будет обеспечена к 2025 г. Таким образом, к 30-м годам текущего столетия могут быть созданы технические условия для изучения и освоения Луны на постоянной основе.

Следующий этап исследований и освоения Луны может быть направлен на детальное ее изучение с организацией длительного пребывания человека на поверхности Луны. Работы по проектированию и изготовлению элементов лунной базы должны быть начаты не позднее 2020 г. и поэтапно завершены в 2026–2030 гг. С 2027 г. целесообразно начать работы по развертыванию долговременной обитаемой базы на поверхности Луны.

В целях поддержания, развития и эффективного использования отечественной орбитальной группировки КА социально-экономического и научного назначения реализуются мероприятия ряда федеральных целевых программ, которые были доработаны с учетом расширения круга задач, стоящих перед отечественной космонавтикой. Основной состав создаваемой в рамках ФКП-2015 орбитальной группировки представлен на рис. 1.

Одно из основных и приоритетных направлений прикладного использования космических средств — развитие и обеспечение эффективного использования отечественной навигационной системы ГЛОНАСС. В соответствии с сегодняшними планами обеспечение глобальной непрерывной навигации с использованием навигационной системы ГЛОНАСС станет возможным в 2010 г. К концу 2011 г. в составе орбитальной группировки помимо штатных 24 КА будут находиться три КА орбитального резерва, еще два КА со средствами выведения будут находиться в составе наземного резерва. Начало летных испытаний КА нового поколения "Глонасс-К" в 2010 г. и дальнейшее наращивание орбитальной группировки за счет запусков таких космических аппаратов с новыми навигационными сигналами позволит довести состав орбитальной группировки до 30 КА и обеспечить сопоставимые с GPS характеристики системы. При этом в рамках создания конкурентоспособной системы ГЛОНАСС намечено провести модернизацию наземной инфраструктуры, обеспечивающую повышение точности и надежности навигационных определений.



Рис. 1. Развитие орбитальной группировки научного и социально-экономического назначения

В настоящее время продолжается работа по внесению корректировок в реализуемые федеральные целевые программы с тем, чтобы отразить растущие потребности государства в решении задач космической деятельности. Кроме того, при проведении совещания с руководством ракетно-космической отрасли в г. Железногорске 21 октября 2008 г. Председатель Правительства России В.В. Путин еще раз подтвердил необходимость скорейшего принятия дополнительной федеральной целевой программы, направленной на совершенствование использования результатов космической деятельности в экономике России и ее регионов.

Дальнейшее уточнение направлений стратегического развития российской космической техники в соответствии с поручением Правительства Российской Федерации от 13 августа 2008 г. ведется при разработке концепций развития космических средств по основным направлениям космической деятельности на период до 2020 г. и предложений по проведению фундаментальных космических исследований. Эта работа

сейчас активно ведется при координирующей роли ФГУП ЦНИИмаш под руководством Роскосмоса.

Существенный рост потребностей в использовании космических средств и результатов космической деятельности обуславливает значительный прогнозируемый рост интенсивности космических запусков. Так, по предварительной оценке наших специалистов, потребности в запусках космических аппаратов для решения отмеченных ранее задач возрастают с 25 в 2006 г. до более чем 60 в 2040 г. Для удовлетворения этих потребностей до 2015 г. необходимо завершить ряд важных мероприятий по развитию отечественной системы средств выведения. К ним, в частности, относится своевременный ввод в эксплуатацию ракет-носителей "Союз-2", "Ангара-А5", "Ангара-1.2", "Союз-СТ", "Зенит-М" и создание новой ракеты-носителя среднего класса повышенной грузоподъемности (СКПГ). В период 2016–2025 гг. необходимо завершить летную отработку и начать эксплуатацию РН СКПГ для запуска пилотируемого космического корабля нового поколения и выведения автоматических КА, в том числе на геоста-

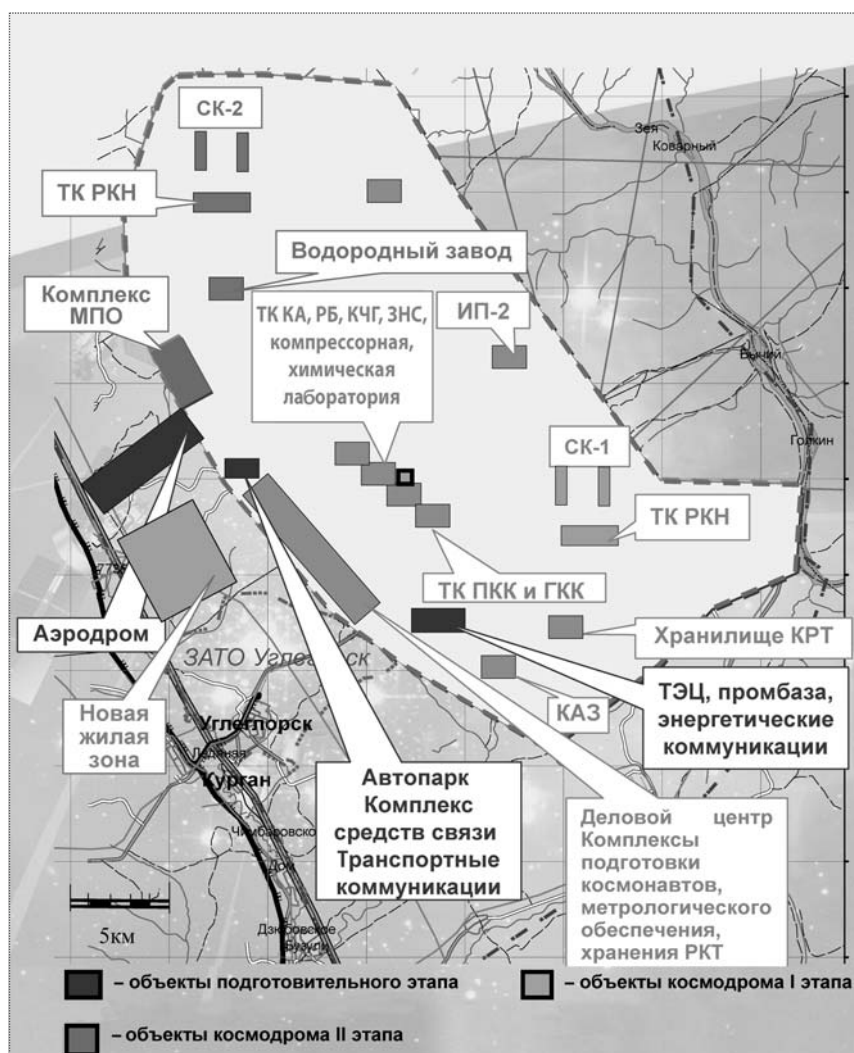


Рис. 2. Предварительный проектный облик космодрома Восточный:

СК-1, СК-2 — стартовые комплексы № 1 и 2; ТК РКН — технический комплекс ракет космического назначения; комплекс МПО — комплекс межпланетного обслуживания; ТК КА, РБ, КГЧ — технический комплекс космических аппаратов, ракетных блоков, космических головных частей; ЗНС — заправочно-нейтрализационная станция; ТК ПКК и ГКК — технический комплекс пилотируемых и грузовых космических кораблей; ИП-1, ИП-2 — измерительные пункты № 1 и 2; хранилище КРТ — хранилище компонентов ракетного топлива; КАЗ — кислородно-азотный завод

ционарную орбиту, а также приступить к отработке принципиально новой многоразовой ракетно-космической системы (МРКС).

Условием реализации после 2040 г. программы пилотируемых полетов, предусматривающей, в частности, проведение марсианских экспедиций, является разработка к этому времени ракеты-носителя сверхтяжелого класса.

Расширению возможностей применения результатов космической деятельности способствует принятие руководством страны решения о создании условий для осуществления космической деятельности с территории Российской Федерации. Реализуется Указ Прези-

дента Российской Федерации от 6 ноября 2007 г. о создании в восточной части России нового космодрома для запуска космических аппаратов социально-экономического и научного назначения. В июле 2008 г. Роскосмос одобрил системный проект создания нового космодрома (рис. 2), в кратчайшие сроки подготовленный ФГУП ЦНИИмаш с участием всех ведущих предприятий отрасли.

В этом проекте определено, что главной задачей космодрома Восточный является обеспечение гарантированного доступа в космическое пространство со своей территории и независимости космической деятельности России во всем спектре решаемых задач

социально-экономического и научного назначения, в том числе по международным и коммерческим программам, включая, в частности, пилотируемые полеты в околоземном космическом пространстве и осуществление амбициозных проектов экспедиций к Луне и Марсу. Однозначно определена необходимость разработки новой ракеты-носителя среднего класса повышенной грузоподъемности с перспективой ее использования для вывода на орбиту новых транспортных автоматических (грузовых) и пилотируемых кораблей.

На перспективу прорабатываются вопросы запуска с этого космодрома принципиально новых средств выведения, включая многоразовую ракетно-космическую систему и сверхтяжелый носитель для реализации в будущем масштабных программ освоения космоса.

Создание нового российского космодрома расширит возможности запускать коммерческие космические аппараты по всему спектру задач, востребованных на мировом рынке запусков.

Создание нового космодрома позволит рационально использовать космодромы Плесецк и Байконур путем перераспределения между ними задач по запуску космических аппаратов различного целевого назначения.

Как сегодня представляется, работы по созданию космодрома целесообразно осуществить в три этапа. На первом этапе (до 2012 г.) планируется проведение необходимых научно-исследовательских, изыскательских и проектных работ по определению состава инфраструктуры и проектированию его элементов.

На втором этапе (в период с 2012 по 2015 г.) обеспечивается строительство первой очереди космодрома, включающей пусковую установку ракет-носителей среднего класса повышенной грузоподъемности, технический комплекс, а также минимально необходимый состав объектов обеспечивающей инфраструктуры. При этом до 2018 г. предполагается создание технических комплексов пилотируемого космического корабля и системы спасения экипажей.

В дальнейшем, до 2025 г., предполагается завершить строительство объектов второй очереди нового космодрома, обеспечив создание стартового и технического комплексов для многоразовой ракетно-космической системы, включая пусковую установку с унифицированными стартовыми комплексами для многоразовой ракетно-космической системы МРКС-1.

Создание пусковой установки с унифицированными стартовыми комплексами обеспечит начало

эксплуатации МРКС-1 — средства выведения космических аппаратов нового поколения, которое за счет качественно новых принципов создания и эксплуатации позволит обеспечить высокий уровень надежности и безопасности. Кроме того, при вводе в эксплуатацию многоразовой системы МРКС-1 появится возможность отказаться от выделения районов падения отделяемых частей, что, в свою очередь, повысит эффективность выполнения перспективных космических программ.

Важное место в составе наземной космической инфраструктуры занимают средства наземного комплекса управления. В соответствии с Федеральной космической программой России на 2006—2015 годы к 2013 г. средства гражданского компонента Единого государственного наземного комплекса управления обеспечат самостоятельное (без привлечения зарубежных средств) управление российской орбитальной группировкой космических аппаратов научного и социально-экономического назначения, включая объекты российского сегмента МКС и автоматические станции дальнего космоса. С учетом прогнозируемого развития орбитальной группировки, наземный автоматизированный комплекс управления должен развиваться в направлении наращивания пропускной способности по числу обслуживаемых КА и внедрению прогрессивных ресурсосберегающих информационных технологий, включая, в частности, использование навигационных полей ГЛОНАСС/GPS, ретрансляционное управление через космическую систему ретрансляции, координатное управление целевым применением космических аппаратов ДЗЗ. Принятые меры обеспечат повышение качества и снижение стоимости управления.

Для решения задач исследований дальнего космоса необходимо восстановление (а фактически — создание нового) российского наземного комплекса управления дальними космическими аппаратами. Необходимо провести комплекс работ по восстановлению и дооснащению существующей инфраструктуры, в частности, центров дальней космической связи в Уссурийске и Медвежьих Озерах, а в дальнейшем рассмотреть возможность создания новых центров дальней космической связи с большими антенными комплексами, в том числе на территории одной из зарубежных стран. В стратегической же перспективе, учитывая уникальный характер любой космической программы, связанной с пилотируемыми полетами к Луне, Марсу и в дальнем космосе, и высокую стоимость обеспечения таких программ, рациональным

является объединение всех национальных средств управления дальними космическими аппаратами, которыми располагают Россия, США, Европейское космическое агентство, Япония, Китай и другие страны, в единую интегрированную глобальную сеть, обеспечивающую все международные и национальные программы исследования дальнего космоса. Основным условием такой интеграции является техническая и функциональная совместимость средств, регламентируемая стандартами и рекомендациями соответствующих международных организаций.

Реализация планов развития космической инфраструктуры, наращивания отечественной орбитальной группировки и внедрения новых, прогрессивных технологий создания космической техники невозможно без поступательного, опережающего развития российской ракетно-космической промышленности. На обеспечение работы в меняющихся условиях направлена принятая и реализуемая в настоящее время "Стратегия развития ракетно-космической промышленности России до 2015 года". Стратегия направлена на формирование экономически устойчивой, развивающейся по инновационному пути, конкурентоспособной, диверсифицированной ракетно-космической промышленности, способной решать стратегические задачи совершенствования и развития ракетно-космических средств страны в интересах национальной безопасности, социально-экономической сферы, науки и международного сотрудничества, обеспечения гарантированного доступа и необходи-

мого присутствия России в космическом пространстве, сохранения и укрепления ее позиций на мировом рынке космических услуг.

Дальнейшее развитие ракетно-космической промышленности будет продолжаться в форме создания больших интегрированных структур по ключевым направлениям разработки, создания и применения ракетно-космической техники в социально-экономической и научной сфере и в интересах безопасности страны. В частности, в настоящее время прорабатывается возможность создания в ближайшие годы в ракетно-космической промышленности государственной корпорации, объединяющей и координирующей научно-производственную деятельность организаций-разработчиков и производителей ракетно-космической техники. Формирование госкорпорации может создать условия для устойчивого и экономически эффективного развития отрасли, повышения надежности выполнения задач космической деятельности при неуклонном выполнении требований государственной политики в области космической деятельности и применении отвечающих современным экономическим реалиям форм организации работ по планированию и реализации национальных космических программ. ФГУП ЦНИИмаш сделает все возможное для продолжения эффективного научного и организационно-методического сопровождения перспективных работ по развитию российской космической техники и космической инфраструктуры.



ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ

РОССИЙСКИЕ КОСМОНАВТЫ ГОТОВЯТСЯ ОПРОБОВАТЬ НОВЫЕ КОМПЬЮТЕРИЗИРОВАННЫЕ СКАФАНДРЫ ДЛЯ ВЫХОДА В ОТКРЫТЫЙ КОСМОС

"Первый выход в открытый космос российских космонавтов в новом отечественном скафандре "Орлан-МК" со встроенным компьютером состоится летом 2009 г.", – заявил начальник отдела РКК "Энергия" по внешней корабельной деятельности Александр Полещук. На борту Международной космической станции находится один скафандр "Орлан-МК". Планируется, что еще два скафандра новой модели доставят на орбиту весной 2009 г.

По словам А. Полещука, старые скафандры "Орлан-М" не будут утилизированы. Их оборудуют научной аппаратурой и отпустят в полет по земной орбите. Первый эксперимент с использованием скафандров, получивший название "Радиоскаф", пройдет в декабре 2009 г., а еще один – в 2010 г.

Вестник Интерфакс – АВН №51 (378), 2008



ВЕЙССХААР
Терренс —
профессор университета
Пурдью (США)



КОМАРОВ
Валерий Андреевич —
директор института авиа-
ционных конструкций
СГАУ, доктор техн. наук,
профессор



ШАХОВ
Валентин Гаврилович —
заведующий кафедрой
СГАУ, кандидат техн.
наук, профессор

Телескопические крылья: весовая и аэродинамическая эффективность

Т. Вейссхаар, В.А. Комаров, В.Г. Шахов

Обсуждается проблема оценки эффективности крыльев нетрадиционных форм с изменяемой геометрией. На примере телескопического крыла рассматривается новая технология весовых оценок. Для оценки аэродинамических характеристик использованы несколько численных методов и эксперименты. Делается вывод о перспективности телескопического крыла.

T. Weisshaar, V.A. Komarov, V.G. Shakhov. Telescopic Wings: Weight And Aerodynamic Efficiency

The problem of efficiency evaluation for the wings with unconventional shape and variable geometry is discussed. By example of the telescopic wing a new method of mass estimation is considered. Several computational methods and experiments are used for aerodynamic characteristic determination. The conclusion on telescopic wing advantages is drawn.

Крылья традиционных форм большого и малого удлинения близки к исчерпанию своих аэродинамических и весовых характеристик. Определенные успехи в улучшении аэродинамических характеристик крыльев большого удлинения в исследованиях последнего времени связаны в основном с модификациями концевых частей. В связи с этим, а также с появлением новых применений летательных аппаратов (беспилотники, самолеты-барражировщики для ретрансляции мобильной связи и т.п.) во всем мире идут интенсивные работы по крыльям с изменяемой геометрией (*morphing wing*). Характерным примером таких поисков может служить возвращение к идее телескопических крыльев в проекте многоцелевого самолета (патенты США ## 5,645,250; 5,850,990; 6,098,927; <http://www.geversaircraft.com>). Отметим, что эта идея имеет довольно большую историю. Одним из первых, кто построил и испытал самолет с телескопическим крылом, был, по-видимому, Г.И. Бакшаев [1]. Описание телескопического крыла Махонина и некоторых других оригинальных идей в этой области можно найти в книге [2].

При проектных исследованиях самолетов с нетрадиционными крыльями сталкиваются с большими трудностями, так как существующие технологии эскизного проектирования [3] базируются на расчетных соотношениях, полученных на основе простейших математических моделей и результатов обработки статистического материала. В частности, известные весовые формулы не могут быть использованы для оценки массы изменяемых крыльев. Аналогичные трудности возникают с оценкой аэродинамического качества таких аппаратов.

В настоящее время взамен традиционной — эволюционной технологии проектирования начинают использовать новую технологию "точного попадания" (*concurrent design*). Эта технология предполагает использование высокоточного математического моделирования на ранних стадиях проектирования для сокращения общего цикла разработки летательного аппарата от предварительного проектирования до его запуска в серийное производство. В статье рассматривается применение новой технологии

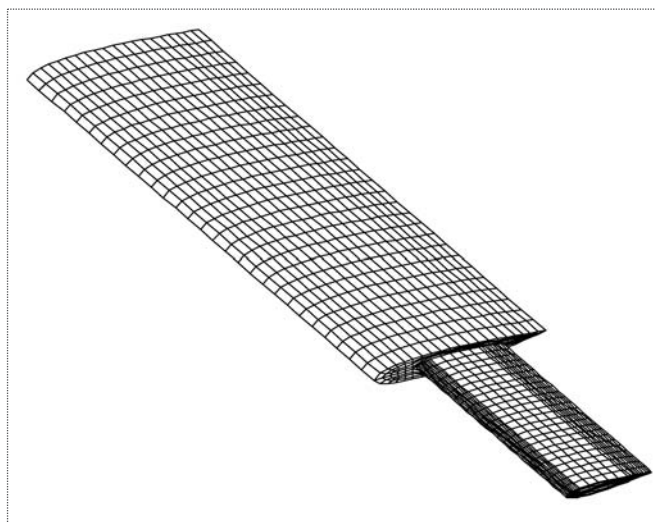


Рис. 1. Расчетная модель телескопического крыла

проектирования на примере телескопического крыла (рис. 1).

Весовой анализ на основе 3D-моделей переменной плотности

Весовой анализ геометрически изменяемых крыльев в принципе может быть выполнен с использованием конечно-элементного моделирования тонкостенных авиационных конструкций. Однако для этого требуется принятие решений о силовых схемах отдельных частей крыла и о конструкции их стыка. При необходимости просмотра ряда вариантов технических решений и известной трудоемкости моделирования тонкостенных конструкций данный подход для ранних стадий проектирования представляется мало приемлемым.

Эти трудности могут быть преодолены за счет использования нового подхода к проектированию нетрадиционных авиационных конструкций.

Идея новой технологии, которая иллюстрируется на примере телескопических крыльев, состоит в следующем.

1. В геометрические ограничения телескопического крыла, учитывающие внутренние полости, вписывается трехмерное упругое тело из материала с переменной плотностью. Предполагается, что местная прочность и модуль упругости этого материала линейно зависят от плотности.

2. Оптимизируется распределение материала (плотности) этой модели по специальному алгоритму. Целевой функцией является силовой фактор G , который выражает одновременно величину и протяженность (путь) действия внутренних усилий в конструк-

ции. В случае трехмерного тела этот критерий вычисляется с помощью выражения

$$G = \int_V \sigma^{eqv} dV, \quad (1)$$

где G — силовой фактор; σ^{eqv} — эквивалентное напряжение; V — объем материала конструкции.

В результате оптимизации получается трехмерное тело с переменной плотностью (трехмерная конструкция из гипотетического материала), которое имеет минимальное значение критерия G для заданных внешних нагрузок, геометрических ограничений и способа связи между неподвижной и подвижной частями телескопического крыла. (Этот процесс подобен биологической оптимизации костей животных, которые имеют ярко выраженную переменную плотность. Особенно это характерно для костей птиц, которые отличаются высочайшим весовым совершенством.)

3. Через значение силового фактора, путем его деления на характерный размер и характерную нагрузку телескопического крыла, определяется безразмерный коэффициент силового совершенства данной конструкции:

$$C_K = \frac{G}{PL}, \quad (2)$$

где C_K — коэффициент силового фактора; P — характерная нагрузка; L — характерный размер. Чем меньше этот коэффициент, тем меньше масса силового материала конструкции.

Если в качестве характерной нагрузки для крыла брать подъемную силу Y_a , а в качестве характерного размера — корень квадратный из его площади S , то можно получить следующие выражения для вычисления относительной $\bar{m}_{кр}$ и абсолютной $m_{кр}$ масс крыла:

$$\bar{m}_{кр} = \frac{\varphi}{[\sigma]} C_K n g \sqrt{S}, \quad (3)$$

$$m_{кр} = \frac{\varphi}{[\sigma]} C_K n m_0 g \sqrt{S}, \quad (4)$$

где φ — коэффициент полной массы, определяемый как отношение полной массы конструкции к теоретически необходимой массе силового материала; $[\sigma]$ — допускаемое напряжение основного конструкционного материала при единичной плотности (удельная прочность); n — расчетная перегрузка; m_0 — взлетная масса летательного аппарата.

Особенности использования гипотетического тела переменной плотности в оптимизации авиационных конструкций более подробно рассмотрены в [4]. Методика весовых оценок авиационных конструкций с использованием силового фактора и безразмерного коэффициента силового фактора описана в [5, 6].

Аэродинамика ступенчатого крыла

Для весового анализа крыла необходимо прежде всего знание распределения аэродинамической нагрузки по его размаху. Обычно оно определяется с помощью расчета распределения безразмерной циркуляции скорости

$$\bar{\Gamma}(\bar{z}) = \frac{\Gamma(\bar{z})}{\Gamma_0}, \quad (5)$$

где $\Gamma(\bar{z})$ – циркуляция скорости в сечении крыла с безразмерной координатой $\bar{z} = \frac{z}{l/2}$, l – размах крыла, z –

координата, отсчитываемая вдоль размаха от плоскости симметрии в сторону правой половины крыла;

$\Gamma_0 = \int_0^{l/2} \Gamma(\bar{z}) d\bar{z}$ – суммарная циркуляция скорости крыла.

Другой важной характеристикой является максимальное аэродинамическое качество $K_{\max}$, которое приближенно определяется по формуле

$$K_{\max} = \frac{1}{2\sqrt{c_{x0}}B}, \quad (6)$$

где c_{x0} – коэффициент сопротивления при нулевой подъемной силе; B – коэффициент отвала поляр.

Для расчета несущих свойств крыла использовался метод дискретных вихрей (МДВ) в линейной постановке [7, 8]. Коэффициент сопротивления крыла при нулевой подъемной силе рассчитывался по эмпирической методике, в основе которой лежит метод эквивалентной плоской пластины.

Характеристики трех ступенчатых крыльев, каждый участок которых имеет прямоугольную форму в плане (рис. 2), сравнивались с соответствующими трапециевидными крыльями с одинаковыми площадями попарно. Все шесть крыльев имеют один и тот же размах, $l = 40$ м. Сужение трапециевидных крыльев $\eta = 2$. Рассмотренные ступенчатые крылья отличаются величиной хорды концевой участка и имеют отношения концевой хорды к корневой $\bar{b}_k = b_k/b_0$, равные 0,75; 0,50; 0,25. Относительная строительная высота

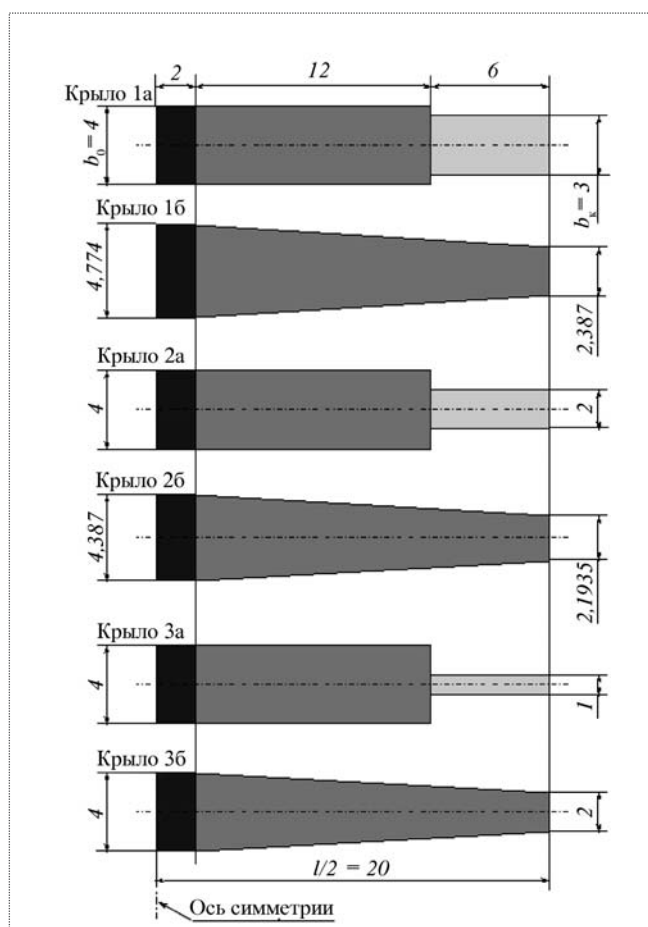


Рис. 2. Геометрические параметры крыльев с подфюзеляжными частями

рассмотренных крыльев 12 %. Геометрические параметры трапециевидных крыльев назначались из соображений определенной эквивалентности для сравнительного анализа характеристик. Коэффициенты профильного сопротивления крыльев рассчитывались при нормальных условиях для скорости набегающего потока, равной 35 м/с.

В табл. 1 приведены результаты вычислений, из которых следует, что для ступенчатого крыла 2а с величиной $\bar{b}_k = 0,5$ максимальное аэродинамическое качество принимает наибольшее значение. Оно даже несколько выше, чем для эквивалентного трапециевидного крыла 2б.

Пример распределения безразмерной циркуляции по размаху крыльев 2а и 2б приводится на рис. 3.

Для оценки достоверности расчетов по МДВ в линейной постановке и изучения особенностей обтекания ступенчатых крыльев выполнен комплекс экспериментальных и численных исследований.

Таблица 1
Аэродинамические характеристики крыльев

Кры- ло	b_k/b_0	λ	c_{ya}^α	B	c_{xa}	$K_{\max}$
1a	0,75	9,818	4,9197	0,0354	0,00636	33,290
1б	0,50	10,058	4,9362	0,0323	0,00643	34,692
2a	0,50	10,800	5,0183	0,0301	0,00639	36,051
2б	0,50	10,941	5,0238	0,0297	0,00653	35,895
3a	0,25	12,000	4,9096	0,0311	0,00638	35,461
3б	0,50	12,000	5,1146	0,0272	0,00663	37,257

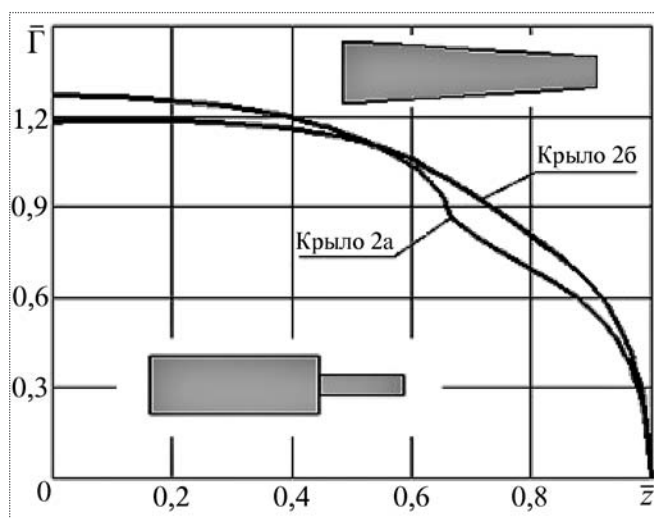


Рис. 3. Распределение безразмерной циркуляции скорости вдоль размаха крыла

Полумодель ступенчатого крыла, использовавшаяся при исследованиях, показана на рис. 4. В шести сечениях по размаху модели располагается по 16 дренажных отверстий. Измерение давления производилось датчиками фирмы Honeywel, результаты обрабатывались автоматизированной системой.

Эта же конфигурация использовалась для расчетов по МДВ (в линейной и нелинейной постановках).

Для численного определения распределения давления применялась расчетная модель в пакете Star-CD™, который предназначен для решения полных уравнений движения жидкости и газа (уравнений Навье—Стокса) методом контрольных объемов. Расчетная сетка содержит более 1200 000 ячеек. Она сгущена к стыку двух частей крыла для того, чтобы обеспечить более точное разрешение больших градиентов параметров течения.

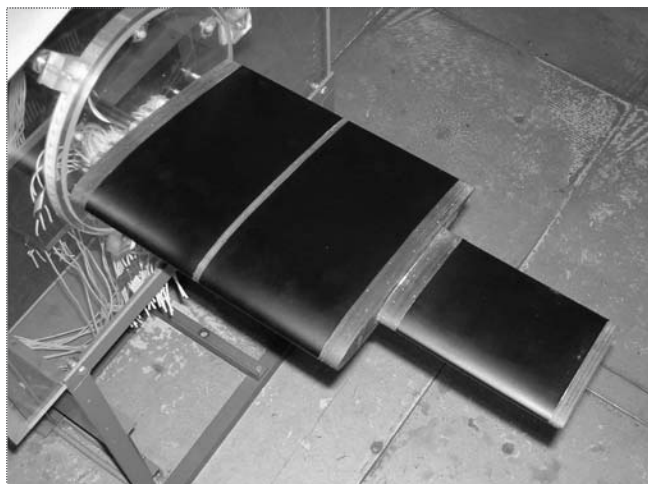


Рис. 4. Общий вид модели крыла, используемой в эксперименте

Расчеты в пакете Star-CD™ дают информацию о силах, действующих в каждой точке на поверхности крыла. Это позволяет стандартными средствами пакета находить коэффициент подъемной силы в каждом сечении крыла: $c_{ya}(\bar{z})$. Затем с помощью уравнения связи вычисляется циркуляция скорости в сечении крыла:

$$\Gamma(\bar{z}) = \frac{1}{2} V_\infty b(\bar{z}) c_{ya}(\bar{z}), \quad (7)$$

где V_∞ — скорость набегающего потока; $b(\bar{z})$ — хорда крыла в сечении с координатой $\bar{z}$.

На рис. 5 приведены графики безразмерной циркуляции, рассчитанной по трем указанным методам и

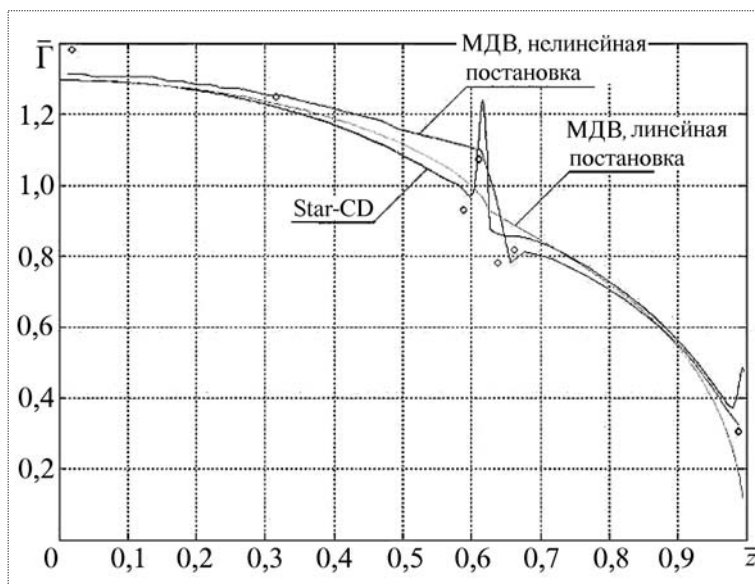


Рис. 5. Экспериментальное (точки) и расчетные распределения безразмерной циркуляции скорости по размаху крыла для $\alpha = 5^\circ$



Рис. 6. Весовая модель

найденной экспериментально для угла атаки $\alpha = 5^\circ$. Видно хорошее качественное соответствие в немонотонном характере изменения циркуляции вдоль размаха в районе стыка основной и концевой частей крыла.

Расчеты в пакете Star-CD™ выявили особенности обтекания места стыка частей крыла. Эти особенности подтверждены экспериментально и представля-

ют большой интерес для дальнейших исследований, связанных с разработкой мероприятий по управлению течением в данной зоне для повышения аэродинамического совершенства ступенчатого крыла.

Экспериментальные исследования интегральных аэродинамических характеристик ступенчатого крыла выполнялись с помощью универсальной модели, которая закреплялась в шестикомпонентных аэродинамических тензовесах. Измерения подъемной силы и силы сопротивления выполнялись как для изолированного схематического корпуса, так и для компоновок корпус–трапецевидное крыло 2б и корпус–ступенчатое крыло 2а (рис. 6), что необходимо для расчета характеристик изолированных крыльев.

Программа экспериментов включала четырехкратное проведение измерений на каждой скорости потока в аэродинамической трубе (25, 30, 35 и 40 м/с). Для исключения влияния несимметрии моделей измерения производились для прямого и перевернутого на 180° положения модели. Эксперименты выполнялись с помощью автоматизированной системы в аэродинамической трубе Т-3 СГАУ. В табл. 2 приведены полученные экспериментальные значения максимального аэродинамического качества этих крыльев. На рис. 7 представлены поляры изолированных крыльев.

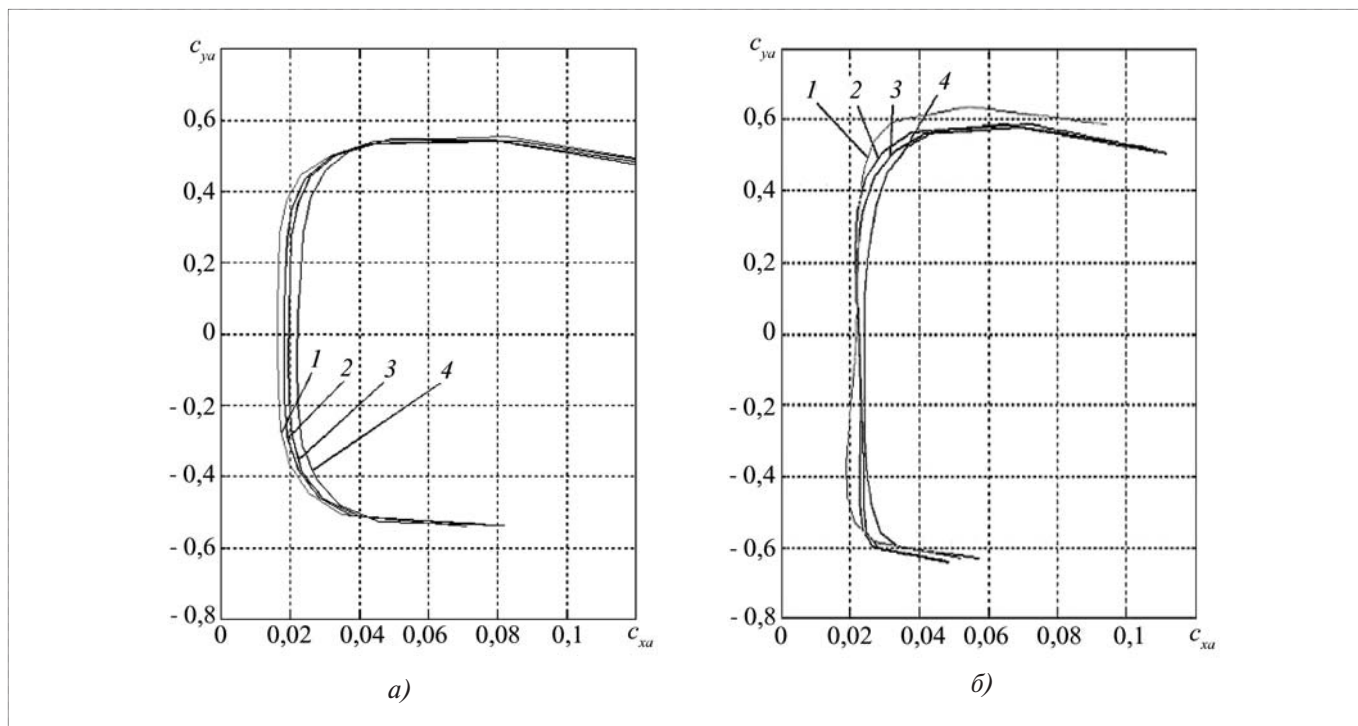


Рис. 7. Поляры изолированного ступенчатого (а) и трапецевидного (б) крыльев:
1 – $V = 40$ м/с; 2 – $V = 35$ м/с; 3 – $V = 30$ м/с; 4 – $V = 25$ м/с

Таблица 2
Экспериментальные значения максимального аэродинамического качества

Скорость, м/с	25	30	35	40
Ступенчатое крыло	15,3	17,0	17,8	19,6
Трапецевидное крыло	14,7	16,4	17,8	20,3

Расчет и эксперимент показывают почти полное совпадение аэродинамической эффективности ступенчатого и трапецевидного крыльев. Расхождение в абсолютных величинах аэродинамического качества, определенного экспериментально (см. табл. 2) и расчетом (см. табл. 1), объясняется разницей в числах Рейнольдса (хорда неподвижной части крыла 4 м, модели – 0,04 м).

В полученных полярах обращает на себя внимание их качественное различие. В случае ступенчатого крыла имеет место более плавное нарастание сопротивления при приближении к критическим углам атаки. Ступенька в распределении хорды крыла по размаху является источником дополнительного вихреобразования.

Весовая эффективность телескопических крыльев

На первом этапе анализа весовой эффективности такой нетрадиционной конструкции, как телескопические крылья, целесообразно решить вопрос о рациональном способе соединения подвижной и неподвижной частей крыла и путях передачи усилий в стыке. С использованием трехмерных тел переменной плотности эта задача решается по следующему алгоритму:

1. Создаются два твердых тела – подвижная и неподвижная части крыла, которые разбиваются на конечные элементы (см. рис. 1).

2. Принимается, что эти твердые тела имеют переменную плотность.

3. Рассматривается соединение тел различными способами (рис. 8): по схеме Джеверса с балками и шарнирными опорами и в виде телескопических соединений с шарнирными и жесткими опорами.

4. Оптимизируется распределение материала внутри частей крыла.

5. Вычисляются силовой фактор G и безразмерный критерий силовой и весовой эффективности C_k для всех вариантов стыка.

Для оптимизации распределения плотности в п. 4, 5 алгоритма для вычисления силового фактора G используется следующая итерационная процедура:

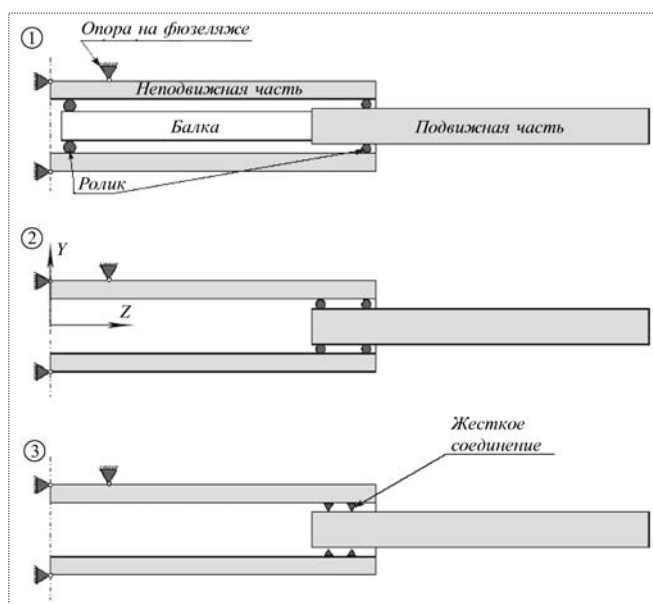


Рис. 8. Схемы соединения частей крыла:

1 – схема Джеверса; 2 – телескопическое соединение с шарнирными опорами; 3 – телескопическое соединение с жесткими опорами

1. Назначается начальное распределение плотности ρ_{0i} , обычно одинаковое для элементов.

2. Определяется напряженное состояние, и для каждого конечного элемента вычисляется эквивалентное напряжение σ_{0i}^{eqv} .

3. Определяются новые плотности элементов ρ_{1i} по соотношению

$$\rho_{1i} = \frac{\sigma_{0i}^{eqv}}{[\sigma]}. \quad (8)$$

Вычисления продолжают до стабилизации распределения плотности.

На каждой итерации после выполнения п. 2 вычисляется значение силового фактора G по формуле (1) для наблюдения за процессом оптимизации.

В предварительном весовом анализе к крылу прикладывалась равномерно распределенная нагрузка. Для геометрической конфигурации телескопического крыла 2а (см. рис. 2) из трех рассмотренных схем стыка наиболее предпочтительной оказалась схема 2 (см. рис. 8). Она имеет на 15 % меньшую теоретическую массу по сравнению со схемой 1, что легко объясняется длинным путем передачи изгибающего момента через внутреннюю балку с небольшой строительной высотой в схеме 1. Схемы 2 и 3 имеют примерно одинаковые теоретические массы, но схема 2 представляется более простой в реализации. Поэтому именно она использована в дальнейших исследованиях.

Таблица 3

Изменение безразмерного коэффициента силового фактора C_K по итерациям для различных крыльев

Номер итерации	Крыло 1а	Крыло 1б	Крыло 2а	Крыло 2б	Крыло 3а	Крыло 3б
1	31,9970	31,5810	33,5743	35,7660	32,8615	40,9904
2	29,4924	27,3511	30,2403	30,9658	28,8096	35,4783
3	28,3572	25,4112	28,5571	28,7560	26,8196	32,9297
4	27,6988	24,2965	27,5169	27,4818	25,6503	31,4570
5	27,2615	23,6102	26,8121	26,6946	24,9175	30,5437
6	26,9466	23,1572	26,3070	26,1767	24,4245	29,9438
7	—	22,8375	25,9323	25,8114	24,0761	29,5208
8	—	22,6049	25,6476	25,5439	23,8219	29,2110
9	—	22,4331	—	25,3466	23,6343	28,9811
10	—	—	—	—	23,4933	—
11	—	—	—	—	23,3864	—

Для весового анализа использовалось распределение нагрузки по размаху, рассчитанное по линейному варианту МДВ (см. рис. 3). Соответствующие нагрузки для конечно-элементной модели прикладывались на 1/4 хорд. Результаты весового анализа для всех шести крыльев представлены в табл. 3.

Отметим, что в процессе оптимизации происходит существенное уменьшение ($\sim 30\%$) коэффициента силового фактора для всех рассмотренных крыльев. Интересно также отметить, что при вычислении коэффициента C_K получаются значения 23,39 для телескопического крыла и 28,98 для эквивалентного трапецевидного (крылья 3а и 3б на рис. 2). В соответствии с весовыми формулами (3) и (4) относительная и абсолютная массы крыльев пропорциональны коэффициенту силового фактора C_K . Из этого следует, что телескопическое крыло может быть даже лег-

че, чем эквивалентное трапецевидное. На первый взгляд этот результат кажется парадоксальным и нуждается в объяснении.

Масса крыльев большого удлинения определяется в основном изгибающим моментом M_x и строительной высотой h аэродинамического профиля. На рис. 9 показано распределение изгибающего момента M_x по размаху для крыльев 3а и 3б. Отметим, что телескопическое крыло имеет значительно меньшее значение изгибающего момента по всему размаху. Масса единицы длины крыла большого удлинения пропорциональна отношению изгибающего момента к строительной высоте: M_x/h . Таким образом, в первом приближении можно считать, что массы крыльев определяются двумя противоречивыми факторами: M_x и h . На рис. 10 показаны распределения по размаху отношения M_x/h для крыльев 3а и 3б. Из сравнения этих распределений становится ясно, почему телескопическое крыло может быть легче, чем трапецевидное.

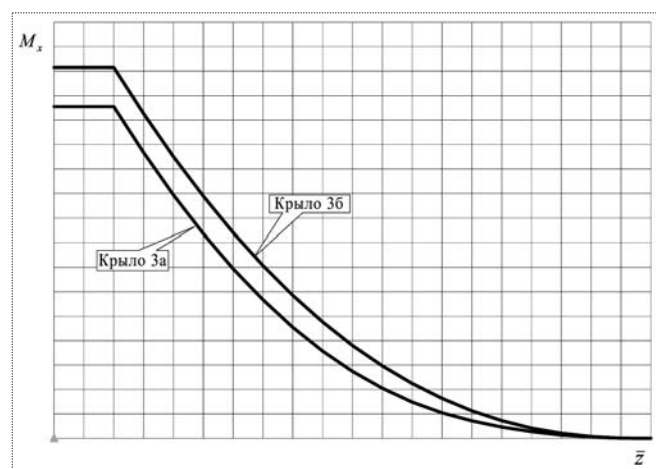


Рис. 9. Распределение изгибающего момента по размаху крыла

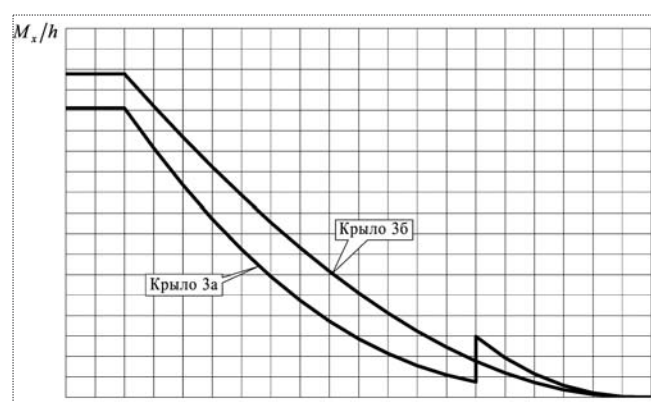


Рис. 10. Распределение величины M_x/h по размаху крыльев 3а и 3б

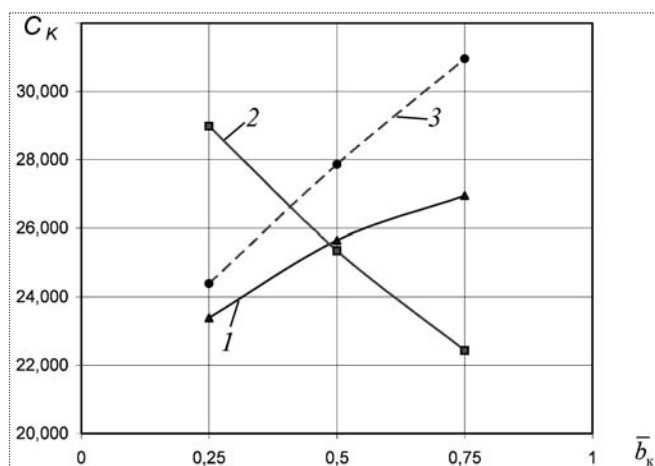


Рис. 11. Весовая эффективность крыльев:

1 – телескопическое; 2 – трапецевидное; 3 – телескопическое с равномерным распределением давления

Специальное исследование для телескопических крыльев показало, что именно стык не дает существенного увеличения коэффициента C_K . Рассматривалось различное положение контактных пар в концевой нервюре неподвижной части крыла. В худшем случае, когда усилие от подвижной части передавалось на неподвижную часть только в зоне ее максимальной строительной высоты, для крыла 1а получено увеличение коэффициента C_K на 2,3 % за счет увеличения нагрузки на концевую нервюру.

Выводы

Итоговые результаты исследования весовой и аэродинамической эффективности телескопических крыльев в сравнении с эквивалентными трапецевидными представлены на рис. 11, 12. Из полученных результатов следует, что рассмотренные телескопические и эквивалентные трапецевидные крылья имеют довольно близкие весовые и аэродинамические характеристики. При некоторых геометрических параметрах телескопические крылья могут иметь меньшую массу, чем эквивалентные трапецевидные.

Учитывая, что телескопические крылья могут иметь самое разнообразное применение и что их эффективность может зависеть не только от соотношения хорд, но и от соотношения длин подвижной и неподвижной частей, положения подвижной части по оси X и т.д., можно считать, что этот тип крыльев заслуживает постановки многопараметрической оптимизационной задачи.

Ступенчатое крыло с неподвижным соединением частей имеет свои преимущества перед трапецевидным: оно может быть легче, может состоять из наборов

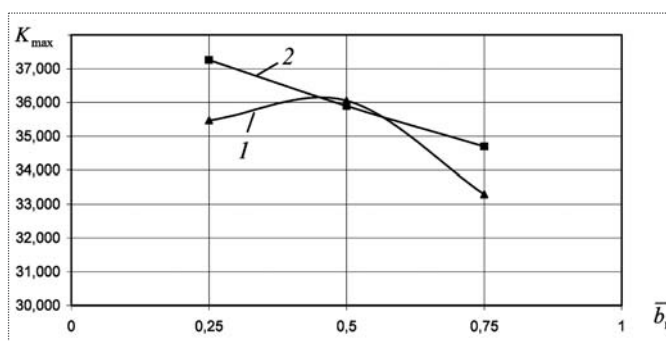


Рис. 12. Максимальное аэродинамическое качество крыльев:

1 – телескопическое; 2 – трапецевидное

нервюр только двух одинаковых профилей и имеет более благоприятную поляру с развитием срыва потока на больших углах атаки в средней части крыла.

Следует также отметить, что выводы об аэродинамических особенностях телескопического крыла хорошо согласуются с результатами исследования по концевым крылышкам [9].

Использованные в проведенном исследовании методы для анализа аэродинамической и весовой эффективности телескопических крыльев обладают достаточной универсальностью и могут быть применены для исследования других нетрадиционных крыльев.

Безразмерный коэффициент силового фактора C_K позволяет поставить в соответствие каждому техническому решению определенное число, через которое, в свою очередь, могут вычисляться относительная и абсолютная массы конструкции с учетом ее специфических особенностей. В случае телескопического крыла этот критерий позволил сделать объективное сравнение различных принципиальных схем стыков подвижной и неподвижных частей. Коэффициент силового фактора – удобный инструмент для накопления числовой информации о различных силовых схемах крыльев.

В [6] высказано предложение накапливать знания о силовых схемах крыльев через C_K , используя вычисление этого коэффициента для случая равномерного распределения давления по крылу. Расчеты, выполненные для телескопических крыльев с применением близких к реальным распределений циркуляции скорости и равномерного распределения давления (пунктирная кривая на рис. 11), показывают, что такой подход дает хотя и несколько завышенные значения C_K , но вполне адекватные для сравнительных анализов на ранних стадиях проектирования.

Некоторые предлагаемые новые типы несущих поверхностей, например замкнутой схемы [10], могут иметь необычное распределение подъемной силы по размаху, которое к тому же может сильно зависеть от

деформаций крыла. В этом случае совместное использование оптимизации тела переменной плотности с учетом зависимости распределения нагрузки от деформаций крыла [4] может помочь найти резервы для снижения массы и избежать грубых ошибок на начальных стадиях проектирования.

Список литературы

1. Шавров В.Б. История конструкций самолетов в СССР (1938–1950 гг.). М.: Машиностроение, 2002. 554 с.
2. Сутугин Л.И. Механизированные крылья. М.: Оборонгиз, 1940. 318 с.
3. Проектирование самолетов / С.М. Егер и др. М.: Машиностроение, 1983. 616 с.
4. Болдырев А.В., Комаров В.А., Лаптева М.Ю., Попович К.Ф. Учет статической аэроупругости на ранних стадиях проектирования // Общероссийский научно-технический журнал "Полет". 2008. № 1. С. 34–39.

5. Комаров В.А. Весовой анализ авиационных конструкций: теоретические основы // Общероссийский научно-технический журнал "Полет". 2000. № 1. С. 31–39.

6. Комаров В.А., Гуменюк А.В. Критерий силового совершенства конструкций крыльев // Общероссийский научно-технический журнал "Полет". 2003. № 6. С. 24–30.

7. Белоцерковский С.М. Приближенный метод определения нестационарных аэродинамических характеристик / В сб. Аэродинамика неустановившихся движений // Тр. ЦАГИ. Вып. 1705. 1975. С. 22–28.

8. Калинин А.И. Суммарные и распределенные аэродинамические характеристики изолированных поверхностей при малых дозвуковых скоростях // Тр. ЦАГИ. Вып. 1503. 1973. 354 с.

9. Влияние на аэродинамику крыла и несущего винта установки небольших концевых крылышек / Б.Н. Бурцев и др. // Учен. записки ЦАГИ. 2005. Т. XXXVI. № 3–4. С. 51–56.

Работа выполнена с поддержкой по гранту CRDF, проект REO-1386. В работе принимали участие А.В. Гуменюк, А.С. Ляскин, Е.В. Тарасова и В.А. Фролов. Модели изготовлены А.А. Кытиковым.

Вниманию читателей журнала "Полет"!

ООО "Издательство "Машиностроение" продолжает принимать подписку на журналы 1-го полугодия 2009 г.

Подпишитесь в Издательстве, и Вы

- получите журналы с первого номера;
- сэкономите на стоимости почтовой доставки;
- узнаете о новых книгах и журналах Издательства.

Обращаем Ваше внимание на то, что в 2009 году со второго полугодия подписка на журнал "Полет" (6 номеров) будет стоить 6000 руб.

Издательство "Машиностроение" предоставляет журналы по минимальной цене. Постоянным подписчикам предоставляется **скидка** на подписку (3%) и публикацию рекламных объявлений. Ежемесячная отправка заказной бандеролью осуществляется за счет издательства.

Присылайте заказ и обращайтесь за дополнительной информацией в редакцию и в отдел продаж, маркетинга и рекламы.

Адрес Издательства: 107076, г. Москва, Строминский пер., д. 4

Тел. редакции: (499) 269-4896, e-mail: polet@mashin.ru.

Тел. отдела продаж, маркетинга и рекламы (499) 269-6600, 269-5298; e-mail: realiz@mashin.ru; факс: (499) 269-4897 <http://www.mashin.ru>

Обращайте внимание на качество журналов, получаемых по подписке!

В последнее время участились случаи контрафактно изданных журналов нашего издательства с нарушением технических стандартов полиграфии. Нередко покупателями некачественных изданий становятся бюджетные организации, заключившие договор с недобросовестными поставщиками в результате тендера.

ООО "Издательство "Машиностроение" обладает исключительными правами на выпуск и реализацию своих периодических изданий, поэтому для оформления подписки у нас не требуется участия в тендерах. Издательство предоставляет все документы, которые необходимы государственным учреждениям. Издательство не несет ответственности за низкое качество журналов, приобретенных у недобросовестных поставщиков, и не принимает их к обмену.

Оптимизация стартовых комплексов для ракет различного назначения

Шалай Виктор Владимирович – ректор Омского государственного технического университета, профессор, доктор техн. наук; **Бельков Валентин Николаевич** – декан факультета Омского государственного технического университета, профессор, кандидат техн. наук; **Ланшаков Владимир Лазаревич** – директор филиала Омского государственного технического университета в Сургуте, профессор, доктор техн. наук; **Ланшакова Наталья Владимировна** – аспирант Омского государственного технического университета; **Ходорева Елена Викторовна** – аспирант Омского государственного технического университета

В работе представлен единый подход к оптимизации стартовых комплексов различного назначения на основе метода геометрического программирования. Приведены математические модели, используемые для оценки затрат на проектирование и эксплуатацию различных стартовых комплексов, а также для минимизации габаритных размеров комплексов как одной из важнейших составляющих их стоимости.

V.V. Shalaj, V.N. Belkov, V.L. Lanshakov, N.V. Lanshakova, E.V. Khodoreva. Optimization Of Starting Complexes For Rockets Of Various Purpose

In article the uniform approach for optimization of starting complexes of various purpose on the basis of a method of geometrical programming is presented. Mathematical models of an estimation of expenses for designing and operation of various starting complexes, and also for minimization of overall dimensions of complexes as one of the major components of their cost, are presented.

Для оценки научно-технического уровня стартовых сооружений для ракет космического назначения (РКН) и пусковых установок (ПУ) для боевых ракет необходимо знать показатели стартовых комплексов (СК) для ракет различного назначения. К числу общих показателей относятся производительность стартовой позиции и уровень автоматизации подготовки к пуску, необходимое число стартовых сооружений в СК для РКН. Кроме того, следует выделить показатели эксплуатационного совершенства СК: гарантийный срок службы, работоспособность в различных климатических условиях (максимальная и минимальная температуры эксплуатации, максимальная ветровая нагрузка), время подготовки ракеты на стартовой и технической позициях, токсичность применяемых компонентов топлива, допустимое число пусков, время межрегламентного периода и подготовки СК к повторному пуску, численность обслуживающего персонала. Необходимо также учитывать возможности промышленности по созданию СК, обеспечивающего безопасный старт ракеты с необходимым запасом топлива. К числу показателей, используемых при оценке уровня СК, можно также отнести их боеготовность, надежность и защищенность от воздействия ядер-

ного взрыва. Важна универсальность стартовых комплексов и пусковых установок, т.е. возможность их доработки под другие модификации ракет. Кроме того, для подвижных СК и обслуживающих средств рассматриваются такие характеристики, как их проходимость, гарантийный пробег и скорость передвижения, а также запас хода по топливу.

Группу экономических показателей составляют стоимости научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ, серийного изготовления, эксплуатации СК. Анализ экономических аспектов создания и эксплуатации ракетно-космического комплекса [1] показывает, что стоимость его основного компонента – СК составляет до 80 % общей стоимости комплекса. В последнее время кроме технико-экономических показателей на облик ракетно-космического комплекса заметное влияние стали оказывать и геополитические аспекты его дислокации. К их числу относятся условия эксплуатации полигонов падения отработанных ступеней РКН, большая номенклатура специфических систем и агрегатов технологического оборудования, работа которых учитывает особенности класса и

типа РКН, а также выбранную технологию подготовки и пуска.

Стоимостные показатели ракетно-космического комплекса C для старта одной РКН находятся из выражения [2]

$$C = C_r^3 \frac{T}{R} + \frac{C_k^c}{R} + C_{РКН},$$

где C_r^3 — годовые затраты на эксплуатацию СК; T — срок службы СК; R — ресурс комплекса (число пусков ракет); C_k^c — стоимость капитального строительства; $C_{РКН}$ — стоимость одной РКН.

Оценочный анализ с использованием представленной формулы показывает, что с увеличением числа пусков стоимость комплекса не должна возрастать. Кроме того, применение многоразовых или возвращаемых элементов РКН должно способствовать снижению себестоимости выведения космического аппарата. В связи с тем, что мировая практика пусков РКН показывает обратное, представляется целесообразным создание более точной математической модели, учитывающей реальные значения и соотношения определяющих параметров. Для решения поставленной задачи вводятся следующие ограничения:

$C_r^3 \leq C_{r \max}^3$ — годовые затраты на эксплуатацию СК должны быть меньше заданных;

$C_k^c \leq C_{k \max}^c$ — стоимость капитального строительства должна быть меньше заданной;

$T \geq T_{\min}$ — срок службы СК должен быть больше заданного;

$R \geq R_{\min}$ — число пусков должно быть больше заданного.

В соответствии с постановкой задачи о минимизации стоимости комплекса C математическая модель сводится к задаче условной оптимизации. Анализ целевой функции и ограничений показывает, что в данном случае целесообразно применение метода геометрического программирования (МГП), причем в качестве целевой функции целесообразно принять только затраты на СК

$$C_{СК} = C - C_{РКН}.$$

Поэтому математическая модель имеет вид

$$C_{СК} = C_r^3 TR^{-1} + C_k^c R^{-1};$$

$$C_r^3 / C_{r \max}^3 \leq 1; C_k^c / C_{k \max}^c \leq 1; T_{\min} T^{-1} \leq 1; R^{-1} R_{\min} \leq 1.$$

Следовательно, математическая модель, содержащая целевую функцию и четыре ограничения, имеет ненулевую степень трудности задачи МГП:

$$d = n - m - 1 = 6 - 4 - 1 = 1,$$

где n — число позиномов; m — число оптимизируемых параметров (C_r^3 , T , R , C_k^c).

Стоимость одной РКН принимается заданной. Для определения оптимальных значений C_r^3 , T , R и C_k^c , обеспечивающих минимальную стоимость СК, необходимо задать $C_{r \max}^3$, $C_{k \max}^c$, $T_{\min}$, $R_{\min}$. Опыт использования данной методики и специально разработанной программы для решения подобных вопросов в области ракетно-космической техники показывает их приемлемую точность и небольшие затраты машинного времени, что особенно важно для решения оптимизационных задач. Следует отметить, что в зависимости от содержательной постановки данную математическую модель можно свести к решению системы линейных уравнений для нулевой степени трудности или к решению системы нелинейных уравнений при $d \geq 1$.

Аналогичный подход возможен и при проектировании зенитных ПУ, где математическая модель учитывает конкретные тактико-технические характеристики установок. Следовательно, целевая функция минимизации затрат на создание и эксплуатацию ПУ для старта одной ракеты имеет вид

$$C_{ПУ} = C_r^3 \frac{T}{R} + \frac{C_{ПУ}^c}{R},$$

где C_r^3 — годовые затраты на эксплуатацию ПУ; T — срок службы ПУ; R — ресурс установки (число пусков ракет); $C_{ПУ}^c$ — стоимость создания ПУ.

Следует отметить, что при проектировании и эксплуатации СК для обеспечения безопасного и надежного старта ракет необходимо знать закономерности аэрогазодинамических процессов, возникающих при взаимодействии струй ракетных двигателей (РД) с газоотражательными устройствами (ГУ) ПУ. Такие процессы являются характерными для комплексов различного типа: возимых и самоходных, шахтных и корабельных, космических стартовых. Достаточно подробное изучение процессов, сопутствующих старту ракеты, вызвано существенными силовым и тепловым воздействиями образующихся течений на газоотражательные устройства ПУ и ракеты. Эти воздействия входят в число основных факторов, варьированием которых решается задача оптимизации при выборе конструктивных характеристик ракетных комплексов в целом, и СК в частности.

При проектировании сложных технических систем, к которым можно отнести ракетные комплексы, эффективно применяются следующие основные аксиомы системного подхода [3...5]:



Блок-схема процесса оптимального проектирования СК

декомпозиция общей задачи на совокупность локальных задач, упорядоченных многоуровневой параллельно-последовательной логической схемой;

прогнозирование исходных данных и ограничений в общей задаче и обмен проектными решениями между функциональными элементами системы;

организация итерационных циклов, которые определяют сходимость решающих процедур;

построение многоуровневого критерия оценки проектных решений.

Одним из основополагающих принципов, который используется в системном подходе, является принцип максимальной эффективности функционирования системы. Под ним понимается максимальная мера соответствия системы своему назначению и удовлетворения определенным критериям качества. Чтобы конкретизировать эти понятия применительно к рассматриваемым методам и средствам, необходимо оценить их роль в составе систем более высокого порядка, а именно в комплексе всех инженерных расчетов и процессе проектирования в целом. Такая роль иллюстрируется блок-схемой, приведенной на рисунке. Подчеркивается итерационный характер процесса оптимального проектирования СК, который состоит в том, что для выполнения условий работоспособности комплекса сначала проводится параметрическая оптимизация его конструктивных ха-

рактеристик. Если перебор всех вариантов оптимизируемых параметров не дает желаемого результата, то необходимо рассматривать другие конструктивные проработки, т.е. проводить структурную оптимизацию.

Происходящие при старте аэрогазодинамические процессы во многом определяют технический облик создаваемой техники. Ее надежность в значительной степени обеспечивается соответствующим выбором газодинамических схем старта, конструкционных материалов, прочностных, жесткостных, массогабаритных характеристик отдельных узлов и деталей. Обоснованный учет этих аэрогазодинамических воздействий без соответствующих расчетов и исследований невозможен. Эмпирический подход при экспериментальных отработках натурных образцов технической и экономически неэффективен

из-за большого числа факторов, сложным образом влияющих на выбор конструктивных параметров, а также уникальности и высокой стоимости изделий РКТ. Принципиальные трудности в разработках методов аэрогазодинамического расчета системы "ракета – СК" обусловлены отсутствием строгой физико-математической теории турбулентности. Характеризуя в целом достигнутый уровень изучения проблем стартовой газодинамики, можно отметить, что были выявлены и содержательно описаны за небольшим исключением характерные особенности наиболее существенных аэрогазодинамических процессов, сопутствующих стартам ракет различного назначения [6].

При решении задач старта ракет требуется рассматривать возможности использования имеющихся СК под пуски ракет с большой тяговооруженностью, учитывать экономические требования, изыскивая пути применения недорогих материалов и технологий. Приходится выявлять резервы надежности строящихся СК для боевых ракет и РКН, когда изменяются характеристики разрабатываемых ракет, но отсутствуют возможности внесения изменений в проектные параметры пусковых установок. Задачи обеспечения надежности создаваемых комплексов часто усложняются и отсутствием возможности проведения натурных испытаний с воспроиз-

ведением аэрогазодинамических воздействий в различных неблагоприятных сочетаниях. Наряду с указанными задачами для зенитных ПУ (ЗПУ) актуальными являются вопросы повышения их мобильности и защищенности стартовых позиций.

Минимизация размеров СК проводится на основе расчета двух определяющих параметров: угла встречи оси струи с ГУ φ и расстояния от среза сопла до ГУ l . Начальным этапом является выбор компоновочной схемы СК. Следует отметить, что конструкторские разработки для РКН направлены, в частности, на обеспечение их безопасного старта с использованием подачи вентиляторами или насосами в стартовые сооружения охлаждающей среды. Отличительной особенностью конструкций ЗПУ является использование энергии струи РД для наведения или установки ракет на угол стрельбы.

Математическая модель для минимизации размеров ЗПУ с учетом газодинамических процессов содержит целевую функцию

$$f(x) = 2l^2 \operatorname{tg} \varphi + \frac{b}{2} \operatorname{ctg} \varphi,$$

где b — расстояние от поверхности качающейся части до оси ракеты. В математическую модель также входят следующие ограничения, по которым проверяются условия работоспособности:

распределение статического давления на ГУ;
нагрузки на приводы вертикального и горизонтального наведения и элементы ПУ;
перегрузки, действующие на ракету.

Все эти факторы (g_i) определяются основными конструктивными характеристиками ЗПУ:

$$g_i(x) = F_i(l, \varphi).$$

Анализ методов оптимизации показывает целесообразность использования метода геометрического программирования [7, 8], поскольку целевая функция уже содержит полиномы. Для оптимизации ограничения необходимо привести к требуемому виду:

$$g_1(x) = K_1 l^{c_{11}} \operatorname{tg}^{c_{1\varphi}} \varphi \leq 1; \quad g_2(x) = K_2 l^{c_{21}} \operatorname{tg}^{c_{2\varphi}} \varphi \leq 1; \quad ; \\ g_3(x) = K_3 l^{c_{31}} \operatorname{tg}^{c_{3\varphi}} \varphi \leq 1.$$

Для СК РКН целевая функция имеет вид

$$f(x) = \frac{1}{2} l^2 \operatorname{tg} \varphi + al + \frac{1}{2} l^2,$$

где a — горизонтальный участок СК.

Ограничениями являются:

тепловое воздействие течений, сопутствующих старту, на ракету и элементы СК;

силовое воздействие стартовых течений на ракету и элементы СК.

При реализации представленного единого подхода для оптимизации СК различного назначения возможен структурный синтез на основе конструкторских разработок, а параметрический анализ сводится к задачам геометрического программирования. Для получения значений определяющих параметров: угла встречи оси струи с ГУ φ и расстояния от среза сопла до ГУ l используется следующий алгоритм:

составляется матрица коэффициентов системы уравнений двойственных переменных;

решается методом Гаусса полученная система уравнений;

из системы нелинейных уравнений равновесия определяются базисные переменные;

из условия соотношения арифметического и геометрического средних определяются оптимальные значения целевой функции и оптимизируемых параметров.

Коэффициенты $K_i, c_{il}, c_{i\varphi}$, входящие в системы уравнений оптимизации, следует уточнять путем обработки результатов вычислительного эксперимента, который необходимо выполнять в соответствии с техническим заданием на проектирование или модернизацию комплекса. Расчеты, выполненные для реальных стартовых сооружений и ЗПУ, обосновывают возможность уменьшения габаритных размеров СК до 30 % путем подбора значений угла встречи оси струи с ГУ φ и расстояния от среза сопла до ГУ l при соблюдении условия безопасного старта ракет.

Список литературы

1. Основы проектирования ракетно-космических комплексов (методологическое обеспечение облика комплекса) / Г.П. Бирюков, Б.К. Гранкин, В.В. Козлов, В.Н. Соловьев. СПб.: Алфавит, 2002. 398 с.
2. Бирюков Г.П. Структурный анализ и обоснование тактико-технических характеристик технологического оборудования ракетно-космических комплексов. М.: Изд-во МАИ, 2003. 312 с.
3. Джонс Дж.К. Методы проектирования. М.: Мир, 1986. 322 с.
4. Построение современных систем автоматизированного проектирования / под ред. К.Д. Жука. Киев: Наук. думка, 1983. 247 с.
5. Норенков И.П. Введение в автоматизированное проектирование технических устройств и систем. М.: Высш. шк., 1986. 304 с.
6. Структурно-элементное моделирование газодинамических процессов при старте ракет / Е.В. Афанасьев, В.И. Балобан, С.В. Бобышев, И.Л. Добросердов. СПб., Балт. гос. техн. ун-т, 2004. 416 с.
7. Зенер К. Геометрическое программирование и техническое проектирование. М.: Мир, 1973. 111 с.
8. Керимов Э.Г., Багиров С.А. Автоматизированное проектирование конструкций. М.: Машиностроение, 1985. 224 с.

Ремонт авиационного двигателя как объект реинжиниринга

А.Н. Стрижов

Показана необходимость реорганизации производства на авиадвигателестроительных предприятиях. Основной целью реорганизации является снижение затрат и повышение качества ремонта. Такая задача может быть решена в ходе реинжиниринга бизнес-процессов и предприятия в целом.

A.N. Strizhov. Repair Of Aviaton Engine As A Matter For Reengineering

In the given work are considered prospects to reorganization production on aircraft engines aircraft engine enterprise. The basic purpose to reorganization is a reduction of the expenses and increasing quality repair. Such problem can be solved in the course of reengineering business-processes and enterprises as a whole.

Авиационные газотурбинные двигатели (ГТД) являются сложными изделиями, от надежности которых зависит жизнь многих людей. В связи с этим при их изготовлении и ремонте ко всем деталям и узлам ГТД предъявляются предельно жесткие требования. Необходимо использовать все возможности для повышения надежности, экономичности и межремонтного ресурса двигателей.

Существующая в настоящее время организация ремонта авиационных ГТД на большинстве российских авиадвигателестроительных предприятий сложилась в те времена, когда каждое предприятие было монополистом в своей сфере деятельности. При этом детали для ремонта производятся в тех же подразделениях, что и новые. Это объясняется некоторой общностью применяемых технологических процессов, необходимостью использования дорогостоящего оборудования и оснастки. Такая организация, однако, вызывает целый ряд трудностей.

Кроме того, существующая в настоящее время жесткая конкуренция вынуждает предприятия всемерно уменьшать издержки производства, в том числе и ремонтного. Так, несмотря на то, что в основном и ремонтном производствах изготавливаются детали одинакового наименования, существуют значительные различия в используемых технологиях, а также в требованиях к организации и планированию производства. Например, детали, используемые при ремонте ГТД, могут быть не заменяемыми при ремонте, заменяемыми на новые (полностью идентичные использовавшимся или с ремонтными размерами) или восстанавливаемыми при ремонте из изношенных.

В связи с этим возникает задача реорганизации производства на авиадвигателестроительных предприятиях в целях снижения затрат и повышения качества ремонта. Она может быть успешно решена только в ходе радикальной перестройки (реинжиниринга) бизнес-процессов и предприятия в целом. Проблемы, которые приходится решать в ходе реинжиниринга, очень важны и обычно характеризуются высокой степенью сложности.

Необходимость реинжиниринга обусловлена высокой динамичностью современного делового мира. Изменения в технологиях, рынках сбыта, потребностях клиентов стали обычным явлением. Компании, стремясь сохранить конкурентоспособность,



СТРИЖОВ
Александр Николаевич —
аспирант Рыбинской
государственной авиаци-
онной технологической
академии

вынуждены непрерывно перестраивать корпоративную стратегию и тактику.

Реинжиниринг бизнес-процессов (BPR) — это технология фундаментального переосмысления и радикального перепроектирования бизнес-процессов предприятия, в ходе которых коренным образом должны быть улучшены ключевые показатели деятельности организации.

Существуют минимум два основных подхода к реинжинирингу бизнес-процессов:

революционный (по М. Хаммеру), когда при внедрении нового происходит резкая и довольно болезненная ломка всего старого механизма (способа ведения бизнеса, организационной структуры, внутренней культуры предприятия). В этом случае проекты по реинжинирингу являются высокодоходными, но рискованными мероприятиями (успешное проведение реинжиниринга позволяет повысить эффективность процесса в разы, однако 50...70 % проектов по реинжинирингу заканчиваются неудачей);

эволюционный (по Томасу Х. Дэвенпорту), когда реинжиниринг сочетается с постепенным улучшением качества процессов. При реализации данного подхода большое внимание уделяется вопросам управления изменениями. Здесь процесс перемен сопряжен с меньшим риском. (Данный подход приоритетен для государственных учреждений и организаций США.)

В комплексных проектах обычно применяется смешанный подход к реинжинирингу. По нашему мнению, именно такой подход необходим для рассматриваемой реорганизации производства на авиадвигательностроительных предприятиях. Должна быть создана четкая система планов по реинжинирингу бизнеса. Опыт неудач первых лет развития этого направления показал, что успешный реинжиниринг не может быть осуществлен без твердой методологической основы.

При осуществлении такой реорганизации важен обоснованный выбор деталей и узлов, изготовление и ремонт которых должны быть выделены в самостоятельное производство. Основными факторами, влияющими на выбор, являются следующие:

- экономические. Они могут быть оценены количественно по изменению себестоимости:

$$E = \frac{C_c}{C_n} a,$$

где E — общий экономический показатель; C_c и C_n — полная технологическая себестоимость соответственно для старого и нового вариантов (изменение себестоимости продукции достаточно точно можно опре-

делить по имеющимся методикам); a — общий вес экономического показателя;

- организационные. Они могут быть оценены лишь качественно;
- вопросы обеспечения качества. Они могут быть оценены количественно по изменению затрат на качество;
- прочие.

Основная сложность оценки организационных факторов заключается в получении непосредственной количественной оценки. Однако данная задача может быть решена с использованием балльной экспертной системы оценки:

$$O = b \sum_{i=1}^n \left(\frac{O_{in}}{O_{ic}} b_i \right),$$

где O — общий организационный показатель; O_{in} и O_{ic} — балльные оценки i -го организационного показателя для нового и старого вариантов соответственно; b_i — вес i -го организационного показателя; b — общий вес организационного показателя.

Для оценки изменения затрат на качество исходят из того, что оба варианта должны, безусловно, обеспечивать требуемое качество, однако затраты, необходимые для этого, могут быть разными. Для получения количественной оценки в данном случае может быть использована модель "предупреждения, оценки и отказов" (PAF). Согласно этой модели затраты на качество распадаются на две главные категории:

связанные с достижением соответствия по качеству — предупредительные затраты (стоимость любых действий, направленных на исследование, предупреждение или уменьшение дефектов и отказов), оценочные затраты (стоимость оценки достигнутого качества);

связанные с несоответствием по качеству — издержки, обусловленные внутренними (расходы, которые несет организация в связи с неудачей в достижении установленного качества) и внешними (затраты, возникающие за пределами организации в результате неудачи в достижении установленного качества) отказами.

Таким образом, общий показатель затрат на качество можно оценить по формуле

$$K = \frac{Z_c}{Z_n} c.$$

Здесь c — общий вес показателя затрат на качество; Z_c и Z_n — затраты на обеспечение качества для старого и но-

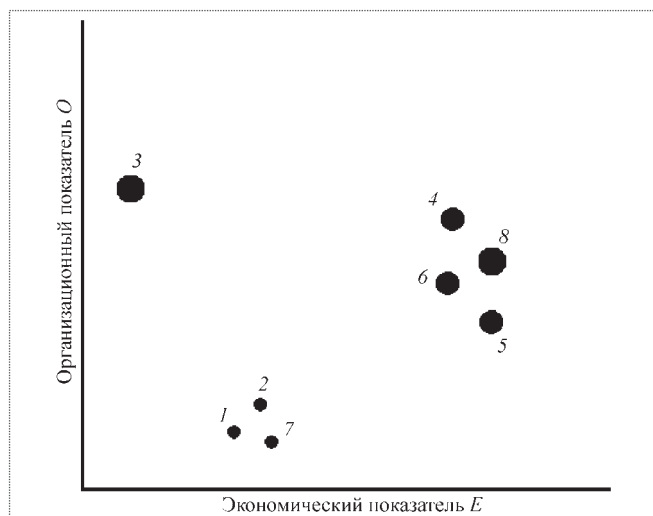


Рис. 1

вого вариантов соответственно, определяемые выражениями

$$З_c = З_{cc} + З_{cn}; З_n = З_{nc} + З_{nn},$$

где $З_{cc}$, $З_{cn}$, $З_{nc}$, $З_{nn}$ — затраты на достижение соответствия и затраты, связанные с несоответствием по качеству, для старого и нового вариантов.

Для определения весов отдельных показателей может быть использован экспертный метод. Поскольку экономические факторы и факторы, связанные с качеством ремонта, носят однородный характер и выражаются в одних и тех же единицах (денежных), их вес должен быть одинаковым и большим, чем вес организационного фактора. В качестве первого приближения рекомендуется принять $a = c = 0,4$, $b = 0,2$.

Прочие факторы весьма многообразны, изменчивы и могут включать, например, оценку перспективности и конкурентоспособности рассматриваемого изделия, планы по его модернизации и т.д. Формализовать и оценить их количественно не представляется возможным. В связи с этим окончательное решение о передаче деталей и узлов в самостоятельное ремонтное производство должна принимать рабочая команда реинжиниринга.

Рабочая команда реинжиниринга — это группа работников предприятия (менеджеры, технологи, работ-

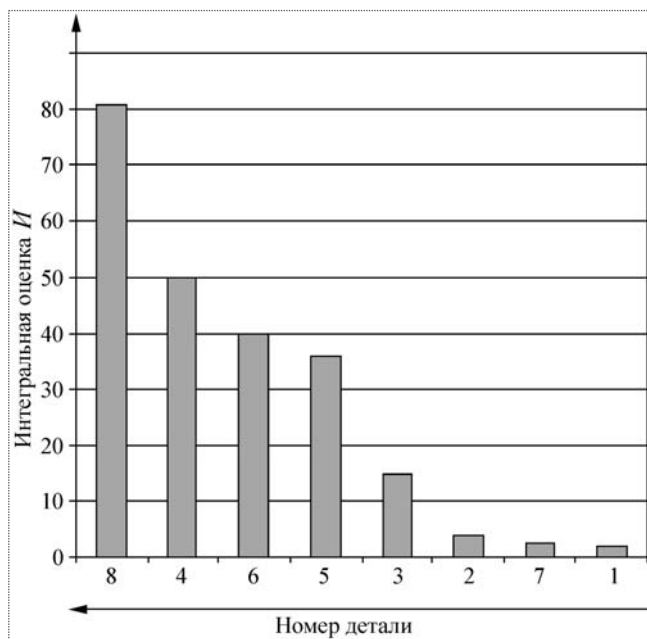


Рис. 2

ники службы качества), а также внешние участники (консультанты, разработчики), которые осуществляют непосредственную работу по реинжинирингу процесса ремонта ГТД.

Для решения стоящих перед ними сложных и многоплановых задач предлагается последовательно использовать матричную (рис. 1) и столбчатую (рис. 2) диаграммы.

Номер кружка на матричной диаграмме (см. рис. 1) соответствует номеру рассматриваемой детали, а его диаметр — целесообразности затрат на качество K . Интегральная оценка $I = EOK$ приведена на рис. 2.

В данном случае (см. рис. 1, 2) наиболее целесообразна передача в отдельное ремонтное производство деталей под номерами 8, 4, 6, 5 (сильная экономическая и организационная необходимость, заметное уменьшение затрат на качество), а также детали 3 (сильная организационная необходимость, очень существенное уменьшение затрат на качество). Для деталей под номерами 2, 7 и 1 срочной необходимости в ремонте нет.



ДМИТРАКОВ
Филипп Игоревич —
ведущий
научный сотрудник
ЦНИИ машиностроения,
кандидат техн. наук

Концепция многоуровневой адаптации ракетных комплексов

Ф.И. Дмитриков

Обосновывается концепция многоуровневой адаптации ракетных комплексов, основным элементом которой являются перспективные модульные изделия, модернизируемые в условиях производства и эксплуатации при минимальных издержках.

F.I. Dmitrakov. Concept Of Multi-Level Space Rocket System Adaptation

The paper substantiates a concept of the multi-level adaptation of space rocket systems, based on the modularity of their components, which are designed to cause minimal production and operational costs.

Одним из перспективных направлений совершенствования ракетных комплексов является реализация всех адаптивных возможностей разрабатываемого и уже развернутого стратегического оружия.

Экономические преимущества создания адаптивных ракетных комплексов, например, приспособляемых к изменившимся условиям путем модернизации базового изделия, весьма значительны. Они достигаются за счет снижения затрат на проектирование, испытания, серийное производство и обслуживание ракетных комплексов при эксплуатации.

Другое преимущество связано со спецификой ракетного комплекса как сложной технической системы, проектируемой в расчете на работу в течение длительного времени. С момента создания условия функционирования ракетного комплекса (РК) могут существенно измениться. При развертывании адаптивных РК реализуется возможность компенсации негативных последствий этих перемен за счет оперативных и малозатратных модернизаций, обеспечивающих приращение эффективности ответных действий и ее поддержание на высоком уровне.

Формальный механизм приращения эффективности $\Delta W_{\text{адапт}}$ заключается в формировании при помощи различных уровней адаптации [1] множества стратегий $X_{\text{адапт}}$ развития и применения ракетных комплексов, описываемых вектор-функцией $\tilde{x} = x(y)$, которые используются при поступлении текущей информации об изменившихся условиях их функционирования y :

$$\Delta W_{\text{адапт}} = \sup_{\tilde{x} \in X_{\text{адапт}}} \inf_{y \in Y} W(\tilde{x}, y) - \sup_{x \in X} \inf_{y \in Y} W(x, y),$$

где X — множество всех стратегий, формируемых без учета возможности использования информации, поступающей в будущем, и описываемых функциями $\tilde{x} = x = \text{const}$; Y — множество значений параметров, описывающих возможные условия функционирования ракетных комплексов с учетом организованного противодействия; W — оценка эффективности ракетного комплекса.

Рассмотрим, какие обстоятельства способствуют увеличению приращения эффективности $\Delta W_{\text{адапт}}$ и насколько большим оно может быть.

Во-первых, величина $\Delta W_{\text{адапт}}$ зависит от конкретных условий функционирования РК и информации, поступающей оперирующей стороне об изменениях, произошедших во внешней среде. Например, при использовании только априорной информации о районе патрулирования мобильного объекта вероятность его поражения одним средством может быть оценена значением менее 0,01. Если же целеуказание формируется на основе информации о конкретных координатах объекта, полученной от систем космической разведки непосредственно перед началом удара, то вероятность поражения может быть близка к единице (увеличение эффективности почти в 100 раз!). В то же время при неизменных условиях функционирования или если

оперирующей стороне ничего не известно о произошедших изменениях, то значение $\Delta W_{\text{адапт}}$ может быть близким к нулю.

Во-вторых, $\Delta W_{\text{адапт}}$ определяется гибкостью технических решений, заложенных при проектировании ракетных комплексов и определяющих множество $X_{\text{адапт}}$. Другими словами, $\Delta W_{\text{адапт}} \geq 0$ не есть предопределенное неравенство, оно является результатом продуманной технической политики, направленной на формирование рациональных адаптивных свойств проектируемых РК. Например, для его выполнения достаточно, чтобы множество $X_{\text{адапт}}$ содержало хотя бы одну гарантирующую для X стратегию, а для увеличения приращения необходимо наращивание числа стратегий вида $\tilde{x} = x(y)$.

Возможность расширения множества стратегий определяется имеющимися у оперирующей стороны ресурсами (финансовыми, материальными и т.п.). Поэтому величина $\Delta W_{\text{адапт}}$ зависит от объемов этих ресурсов и затрат на реализацию различных способов адаптации (стратегий $\tilde{x}$, включаемых в множество $X_{\text{адапт}}$).

На рис. 1 показан процесс преобразования критерия эффективности ракетного комплекса со структурой, которая может меняться за счет изменения качественного и количественного состава элементов (модулей), описываемого вектором x_i , некоторых его i -х ($i \in \{1, \dots, L\}$) подсистем.

В условиях, характеризующихся отсутствием ресурсов, необходимых для изменения структуры ракетного комплекса, его эффективность может оставаться на уровне эффективности образца с жесткой структурой, так как в будущем исключается возможность компенсации отклонений условий функционирования комплекса от расчетных, принятых при проектировании.

С увеличением объемов ресурсов появляется возможность менять структуру ракетного комплекса за счет изменения качественного и количественного состава элементов его подсистем (например, с номерами $j = i, \dots, L$) в зависимости от поступающей информации о развитии сил противника. Реализация такой возможности приводит к преобразованию критерия эффективности, который теперь формализуется в виде максиминимакса. Наконец, при наличии больших объемов ресурсов (или при использовании оперативных и малозатратных способов адаптации), обеспечивающих возможность изменения всех составляющих ракетного комплекса, критерий эффективности преобразуется в минимаксный. Отсюда же следует, что при фиксированных ресурсах существенное увеличение эффективности РК достигается при использовании оперативных и малозатратных способов адаптации.

Возможность увеличения эффективности РК позволяет экономить значительные финансовые средства. На рис. 2 представлены оценки затрат на реализацию программ развертывания ракетных комплексов, группировки которых обеспечивают выполнение требования по эффективности ответных действий в различных гипотетических условиях. Оценки приведены в процентах по отношению к затратам, необходимым для развертывания группировки только ракетных комплексов с жесткой структурой (т.е. со структурой

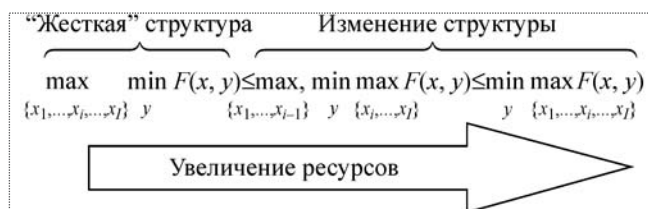


Рис. 1. Схема преобразования критерия эффективности в зависимости от объема имеющихся ресурсов

рой, изменения которой не компенсируют весь спектр реализуемых угроз противника).

Существенные затраты при использовании РК с жесткой структурой обусловлены тем, что с учетом неопределенности развития систем противника развертывается большое количество ракетных комплексов различных типов. В качестве альтернативы рассматривается развертывание адаптивных ракетных комплексов на основе гипотетической унифицированной ракеты различного вида базирования с адаптивно-модульным боевым оснащением. В этом случае возможные последствия изменения будущих условий функционирования компенсируются за счет изменения структуры адаптивных ракетных комплексов, и в составе группировки развертывается меньшее их количество. На рис. 2 столбцы соответствуют суммарным ожидаемым затратам на развертывание группировки с адаптивными ракетными комплексами и их модернизацию с учетом создания унифицированных сменных модулей и конструкций, обеспечивающих их комплексирование с базовыми модулями, а также на осуществление замен в условиях производства и эксплуатации. Видно, что в случае, когда затраты на модернизацию адаптивного РК минимальны (~ 10 % от расходов на создание РК с жесткой структурой), суммарные затраты на их группировку по сравнению с вариантом, характеризующимся развертыванием только ракетных комплексов с жесткой структурой, могут быть приблизительно в два раза меньше.

Вместе с тем при росте затрат на модернизацию адаптивных РК эффект от их использования уменьшается. Например, при расходах на модернизацию ракетного комплекса около 40 % от стоимости образца с жесткой структурой затраты на поддержание требуемого уровня эффективности

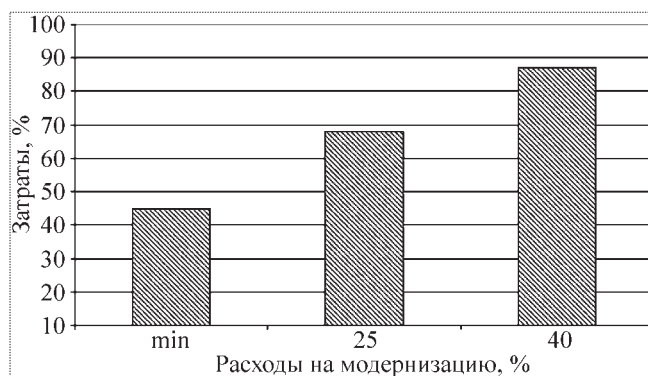


Рис. 2. Сравнение затрат при фиксированном уровне эффективности

составляют уже ~85 %. Это подчеркивает важность разработки и использования прогрессивных конструкторских и технологических решений, обеспечивающих изменение характеристик и структуры ракетных комплексов при минимальных издержках. Адаптация, требующая значительных расходов, может привести к снижению эффективности группировки при фиксированном уровне затрат на программу ее развития или, наоборот, привести к существенным затратам при фиксированном уровне эффективности ответных действий.

Проведенный анализ позволяет сделать следующие выводы:

величина приращения $\Delta W_{\text{адапт}}$ и конкретный вид критерия эффективности ракетных комплексов определяются адаптивными свойствами, сформированными на этапе проектирования, способами и условиями их реализации, а также имеющимися ресурсами;

увеличение эффективности ракетных комплексов стратегического назначения возможно при использовании оперативных и малозатратных способов их адаптации, а в ходе боевых действий — посредством получения и использования информации о реализующихся в ходе конфликта стратегиях противника.

Выявленные обстоятельства и теоретическая возможность увеличения эффективности РК позволяют сформулировать перспективную концепцию их дальнейшего развития.

Концепция многоуровневой адаптации ракетных комплексов заключается в следующем:

пополнение перспективных группировок ракетными комплексами, совокупность которых является инвариантной к возможным направлениям развития противника за счет адекватной реакции на угрозы, возникающие в ходе строительства отечественных стратегических сил сдерживания, посредством оперативных и малозатратных модернизаций РК, осуществляемых посредством различных уровней адаптации в условиях производства, воинских частей и флота;

эффективное использование адаптивных свойств оружия (гибкое боевое применение) в зависимости от складывающейся в ходе конфликта обстановки за счет получения и использования оперирующей стороной информации о реализуемых стратегиях применения средств противника.

Развитие РК в рамках предложенной концепции позволит обеспечить планомерное и эволюционное наращивание эффективности группировки за счет оперативных и малозатратных модернизаций, осуществляемых в соответствии с реализуемой угрозой. Ее воплощение может существенным образом уменьшить поле для рефлексивного влияния противника на ход строительства отечественных стратегических сил сдерживания. Появляется возможность не только реализовать идею [3], заключающуюся в сдерживании противника от развертывания эшелонированной обороны за счет существующего технологического задела, но и использовать совокупность НИР и ОКР по разработке новых технологий

(например, требуемых для серийного производства перспективных сменных модулей) в качестве самостоятельной активной стратегии противодействия угрозам противника.

Здесь имеется в виду следующее. При использовании ракетных комплексов с жесткой структурой, на создание которых затрачиваются значительные временные и финансовые ресурсы, выполнение требований по эффективности ответных действий обуславливает необходимость их развертывания до предполагаемого срока реализации угроз противника. Это может привести к колоссальным затратам. Заметим, что противник после развертывания новых отечественных ракетных комплексов может и не последовать своим ранее провозглашенным планам или реализовать их в неполном объеме при минимальных издержках.

Многоуровневая адаптация позволяет противодействовать угрозам посредством замены одних модулей на более перспективные или при помощи других малозатратных и оперативных способов приспособления ракетных комплексов. Экономия средств возможна за счет разработки опережающими темпами технологий модернизаций, а не путем использования затратного механизма постоянного развертывания новых образцов вооружений.

Действительно, с учетом полученных выше теоретических выводов при фиксированном составе группировки РК стратегического назначения эффективность мероприятий по их модернизации можно оценить по формуле

$$W_{x_{\text{тех}}} = \min_y \max_{x_{\text{тех}} \in X_{\text{тех}}} W(x_{\text{тех}}, y),$$

где $x_{\text{тех}}$ — набор технологий, используемых при модернизации в зависимости от реализованного варианта развития противника, описываемого вектором y .

Учитывая, что проведенные НИОКР по созданию нового способа модернизации ракетных комплексов расширяют множество технологий $X_{\text{тех}}$ (существующий технологический задел) до множества $\tilde{X}_{\text{тех}}$, можно оценить неотрицательный эффект от их разработки по формуле

$$\Delta W_{\text{НИОКР}} = W_{\tilde{X}_{\text{тех}}} - W_{X_{\text{тех}}}.$$

Подтверждение перспективности предлагаемой концепции с иллюстрацией возможных значений $\Delta W_{\text{НИОКР}}$ можно найти уже сейчас при анализе предложений по модернизации существующих ракетных комплексов.

Список литературы

1. **Дмитраков Ф.И.** Адаптация ракетных комплексов стратегического назначения // Стратегическая стабильность. 2005. № 3.
2. **Дмитраков Ф.И.** Методологические основы адаптации ракетных комплексов // Космонавтика и ракетостроение. 2006. № 4.
3. **Новиков А.В.** Сдерживание ПРО США средствами СЯС в русле активной стратегии экономического разорения // Стратегическая стабильность. 2001. № 3.

Управление двигателем по закону $T_g^* = \text{const}$ с применением регрессионной модели определения T_g^*

Н.С. Мельникова, А.О. Кузьмичева



МЕЛЬНИКОВА
Нина Сергеевна –
начальник отдела ФГУП
"ММПП "Салют"



КУЗЬМИЧЕВА
Анастасия Олеговна –
инженер-программист
ФГУП "ММПП "Салют"

Приведен анализ влияния уровня температуры газа перед турбиной T_g^* на тягово-экономические показатели двигателя. Рассмотрено управление двигателем по закону $T_g^* = \text{const}$, основанное на определении неизмеряемого параметра T_g^* в реальном масштабе времени по регрессионной модели с использованием показаний штатных датчиков двигателя.

Ключевые слова: двигатель, управление, температура газа, регрессия, численный эксперимент, статистическая информация, неизмеряемый параметр, датчик, ошибка измерений и вычислений.

N.S. Melnikova, A.O. Kuzmicheva. The Engine Control From $T_g^* = \text{constant}$ Based On The Adaptation Of Regressive Model Of Assessment Of T_g^*

The analysis of the influence of temperature level of T_g^* in front of turbine on engine's trust and economical indexes is presented. The engine control from $T_g^* = \text{constant}$ was considered. It was based on determination of unmeasured parameter T_g^* in actual time scale in line with the regressive model using readings of engine regular sensors.

Key words: engine, management, gas temperature, regression, numerical experiment, statistical information, nonmeasurable parameter, sensor, calculation and telemetry error.

В ОАКБ "Темп" ФГУП ММПП "Салют" разработана методика получения неизмеряемых параметров двигателя: температуры газа перед турбиной высокого давления T_g^* , расхода воздуха через компрессор G_b , суммарного коэффициента избытка воздуха в форсажной камере сгорания $\alpha_{ф.к\Sigma}$, адиабатических КПД узлов и др., — с использованием показаний штатных датчиков двигателя для вычисления в реальном масштабе времени на борту летательного аппарата основных эксплуатационных характеристик с помощью электронных цифровых регуляторов двигателя.

Разработанные авторами новые алгоритмы управления двигателем позволяют осуществлять оптимальное управление по выбранной функции цели с учетом изменения характеристик узлов двигателя в серийном производстве и при выработке ресурса в процессе эксплуатации.

Постановка задачи. Из теории ГТД известно [1, 2], что при неизменных внешних условиях тяга R и экономичность двигателя определяются температурой газа в камере сгорания T_g^* наряду со степенью повышения давления компрессора π_k^* , суммарной степенью повышения полного давления в двигателе π_Σ и степенью двухконтурности m . Кроме того, величина T_g^* определяет ресурс двигателя: по данным зарубежной печати [3], увеличение температуры лопаток T_d на 5 К приводит к уменьшению ресурса на 10 %. В связи с тем, что современный двигатель работает вблизи своих функциональных, прочностных и температурных ограничений, возникает проблема предотвращения средствами системы автоматического управления выхода параметров двигателя за границы, определяемые допустимыми значениями максимальной температуры газа $T_{g\max}^*$, минимального запаса устойчивости компрессора $\Delta K_{y\min}$, максимальных частот вращения вентилятора $n_{1\max}$ и компрессора $n_{2\max}$ и т.д.

На практике регулирование ГТД обычно осуществляется по параметрам, косвенно характеризующим величины π_k^* , T_g^* , температуру топлива в форсажной камере

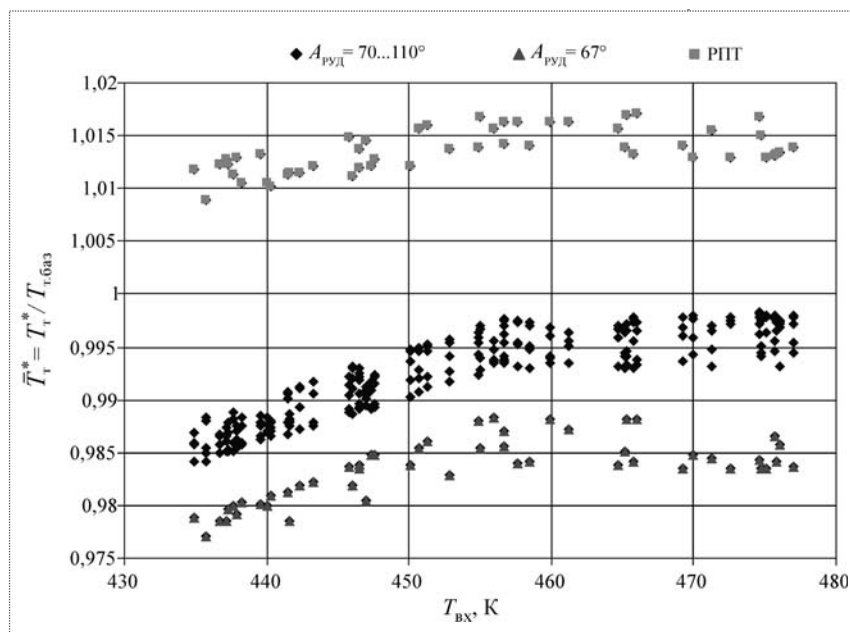


Рис. 1. Программы управления двигателем $T_t^* = f(T_{вх})$:

$\bar{T}_t^*$ — относительная температура газа за турбиной; T_t^* — температура газа за турбиной; $T_{t, баз}$ — базовое значение температуры газа за турбиной; $A_{руд}$ — положение рычага управления двигателем; РПТ — положение рычага управления двигателем, соответствующее режиму повышенной тяги; незначительный разброс по температуре T_t^* связан с настройкой САУ

$T_{ф.к}^*$, что вызвано сложностью измерения названных параметров. К числу таких косвенных параметров относятся: частоты вращения роторов n (для характеристики π_k^*), температура газа за турбиной T_t^* и температура лопаток турбины $T_{л}$ (вместо температуры T_t^*), комплекс параметров, представляющий собой отношение расхода топлива в форсажную камеру сгорания к давлению воздуха за компрессором $G_{тф}/p_k^*$ (вместо коэффициента суммарного избытка воздуха α_Σ и $T_{ф.к}^*$) и ряда других.

Одним из важных требований, предъявляемых к характеристикам управления ГТД [1, 2], является высокая точность поддержания заданной температуры газа T_t^* : ожидаемые погрешности регулирования температуры газа на установившихся режимах в перспективе не должны превышать 5...7 К, а на переходных режимах допустимая

величина "заброса" температуры должна составлять 30...50 К за время не более 0,5...1,0 с. При этом скорость изменения температуры газа на переходных режимах может достигать 500 К/с.

Из результатов анализа параметров эксплуатируемых двигателей, проведенного специалистами ЦИАМ им. П.И. Баранова, СНТК им. Н.Д. Кузнецова, 13 Института МО и других организаций, известно, что существуют факторы, влияющие на отклонение характеристик двигателя от значений, предъявленных во время проведения Государственных сдаточных испытаний (ГСИ). Анализ отклонений показывает, что с увеличением наработки в эксплуатации отклонение характеристик от исходных значений увеличивается. На ФГУП "ММП "Салют" по результатам экспериментальных работ, летных испытаний накоплен достаточный статистический материал, иллюстрирующий разброс параметра T_t^* двигателя одной серии. Так, при управлении двигателями по температуре газа за турбиной по известной программе, в которой температура газа за тур-

биной регулируется в соответствии с внешними условиями $T_{вх}$, т.е. $T_t^* = f(T_{вх})$, и разбросе значений темпера-

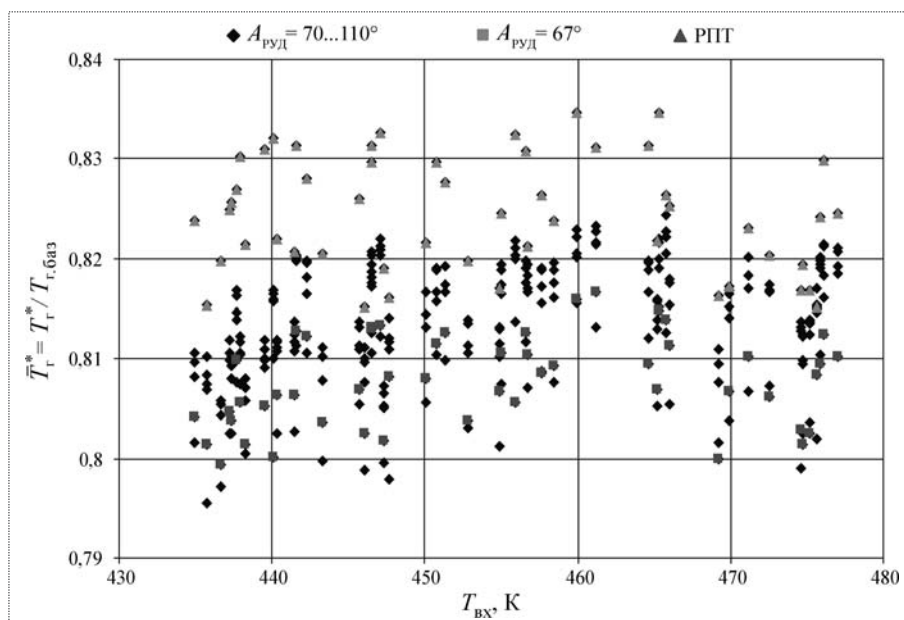


Рис. 2. Разброс температуры $\bar{T}_t^* = T_t^* / T_{t, баз}^*$ на двигателях при выработке ресурса:

$A_{руд}$ — положение рычага управления двигателем; РПТ — положение рычага управления двигателем, соответствующее режиму повышенной тяги; $\bar{T}_t^*$ — относительная температура газа перед турбиной; T_t^* — температура газа перед турбиной; $T_{t, баз}$ — базовое значение температуры газа перед турбиной

туры газа за турбиной $\Delta T_r^* \approx 5$ К (рис. 1), зависящем от настроек двигателей, разброс температуры газа перед турбиной составляет $\Delta T_r^* \approx 50...60$ К (рис. 2), что с учетом изложенного выше может повлечь разброс по тяге до значений $\Delta R \approx 6$ %.

Очевидно, что для оптимального управления двигателем, с учетом ухудшения характеристик его узлов в процессе эксплуатации, целесообразно использовать такой важный параметр, как T_r^* . При этом необходимо точно знать его текущее значение. Но параметр T_r^* в настоящее время не измеряется в процессе работы ГТД в полете. Поэтому задача разработки методики определения неизмеряемого параметра T_r^* становится весьма актуальной.

Решение проблемы. Авторы предлагают вычислять значение T_r^* по регрессионной модели с использованием показаний штатных датчиков двигателя с целью дальнейшего формирования в электронном регуляторе алгоритма управления двигателем в процессе полета по закону $T_r^* = \text{const}$.

Работа по построению регрессионной модели определения температуры газа перед турбиной по замерам штатных датчиков проводилась по следующим этапам:

- отбор параметров, изменение которых в процессе эксплуатации влияет на основные показатели двигателя и ресурс;
- формирование матрицы планирования эксперимента;
- создание идентифицированной математической модели "двигатель – САУ";
- выбор вида опорной (целевой) функции – функции определения T_r^* ;
- генерация статистической информации на основе численного эксперимента;
- формирование и оптимизация регрессионной зависимости для опорной функции;
- оценка прогнозирующих свойств сформированной регрессионной модели определения T_r^* .

Получение точной модели определения целевой функции (в нашем случае T_r^*) с использованием экспериментальных данных предполагает проведение широкомасштабных испытаний на реальном объекте, что при ограниченных сроках исследования и минимизации финансовых затрат не представляется возможным. Для генерации статистической информации на основе матрицы планирования вместо натурного эксперимента был проведен численный эксперимент на ЭВМ с использованием поэлементной динамической математической модели объекта,

идентифицированной с реальным двигателем, прошедшим ГСИ.

Отбор параметров влияния на состояние двигателя. Формирование матрицы планирования эксперимента. Предварительно были рассмотрены различные параметры двигателя и их влияние на его состояние, среди которых на основании данных организаций, эксплуатирующих двигатели, и экспертных оценок ведущих специалистов были выявлены 20 основных параметров и определены диапазоны их изменения (табл. 1).

Основной задачей при генерации массива статистических данных являлась минимизация затрат при получении максимальной информации, что было достигнуто использованием плана эксперимента, полученного на основании теории планирования эксперимента [4].

Формирование плана (матрицы) планирования включает в себя:

- 1) трансформирование многофакторного пространства параметров влияния в единичную гиперсферу путем нормирования переменных. Нормированное значение переменной $\tilde{\chi}_i$ определяется по формуле

$$-1 \leq \tilde{\chi}_i = \frac{X_i - X_{\text{ср}i}}{\Delta X_i} \leq 1.$$

Обратный пересчет в натуральную форму производится как

$$X_i = \tilde{\chi}_i \Delta X_i + X_{\text{ср}i},$$

Таблица 1
Параметры влияния на состояние двигателя и диапазоны их изменения

№	Параметры влияния	Обозначение параметра	Отклонение параметров	
			max	min
1	Отклонения внешних условий от МСА	$\Delta T_{\text{вх}}, \text{ К}$	+10	–10
2		$\Delta p_{\text{вх}}, \%$	+5	–5
3	Изменения механического КПД	$\Delta \eta_{\text{мех}}, \%$	+1	–1
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮
19	Отклонения характеристик ТВД	$\Delta \eta_{\text{ТВД}}, \%$	+0,01	–0,03
20		$\Delta G_{\text{ТВД}}, \%$	+ 3	–3

где $X_{ср i} = \frac{X_{\max i} + X_{\min i}}{2}$ — центр эксперимента;

$\Delta X_i = \frac{X_{\max i} - X_{\min i}}{2}$ — диапазон варьирования от мак-

симального ($X_{\max i}$) до минимального ($X_{\min i}$) значения переменной;

2) случайную выборку значения параметра из диапазона варьирования с выполнением условия равновероятной выборки:

$$P(-1 \leq \tilde{\chi}_i \leq 1) = \text{const};$$

3) ортонормирование вектора состояния двигателя, включающее в себя:

а) приравнивание нулю скалярного произведения векторов:

$$(\tilde{\chi}_i \tilde{\chi}_r) = 0;$$

б) полную ортогонализацию плана эксперимента по рекуррентным формулам Грама—Шмидта:

$$\tilde{X}_i = X_i;$$

$$\tilde{X}_i = X_i - \sum (\tilde{\chi}_k X_i) \tilde{\chi}_k;$$

$$\tilde{\chi}_{ij} = \frac{\tilde{\chi}_i}{\|\tilde{X}_i\|},$$

где X_i — исходный вектор; $\tilde{\chi}_i$ — нормированный вектор; $\tilde{X}_i$ — ортогональный вектор; $\tilde{\chi}_i$ — ортонормированный вектор.

В нашем случае составленная матрица планирования эксперимента представляет собой числовой массив размером [50×20]. Комплекс параметров каждой строки этой матрицы можно рассматривать как ухудшения некоего двигателя. Таким образом, мы получили парк из 50 виртуальных двигателей одного типа для проведения численного эксперимента на ЭВМ по выявлению влияния параметров ухудшения на изменения характеристик двигателя.

Краткие сведения об используемой математической модели. Математическая модель представляет собой систему нелинейных алгебраических и дифференциальных уравнений в обыкновенных производных с переменными коэффициентами.

Решение дифференциальных уравнений производится численным интегрированием по явной схеме методом Эйлера. Для обеспечения устойчивости численного решения был принят шаг интегрирования по времени $\Delta t = 0,001$ с. В модели учтены следующие динамические факторы: инерция вращающихся масс роторов газогенератора; сжимаемость газа в емкостях основной и форсажной камер сгорания, во втором контуре и межтурбинном пространстве; накопление тепловой энергии в массе газа в камерах сгорания; отбор воздуха из компрессора на охлаждение турбин; участие части охлаждающего воздуха в работе турбин; охлаждение воздуха, направляемого на охлаждение турбины в теплообменнике второго контура; полнота сгорания топлива; изменение показателя адиабаты удельной теплоемкости и теплосодержания воздуха и газа по тракту газогенератора; механические коэффициенты полезного действия роторов; гидравлические потери полного давления по тракту.

Характеристики компрессоров низкого и высокого давлений задаются в табличной форме в виде стандартных функций приведенного расхода воздуха $G_{пр}$ и адиабатического коэффициента полезного действия η_k в зависимости от приведенной частоты вращения ротора $n_{к.пр}$, степени сжатия воздуха π_k^* и положения лопаток входного или направляющих аппаратов $\phi_{НА}$:

$$G_{пр} = f(n_{к.пр}, \phi_{НА}, \pi_k^*);$$

$$\eta_k = f(n_{к.пр}, \phi_{НА}, \pi_k^*).$$

Характеристики турбин высокого и низкого давления задаются таблично в виде функций коэффициента приведенного расхода газа A и адиабатического коэффициента полезного действия η_t в зависимости от приведенной частоты вращения ротора $n_{т.пр}$ и степени расширения газа на турбине π_t^* :

$$A = f(n_{т.пр}, \pi_t^*);$$

$$\eta_t = f(n_{т.пр}, \pi_t^*).$$

Модель включает в себя также модели агрегатов гидромеханической и электронной частей системы автоматического управления (САУ), в которых реализован весь комплекс программ управления рассматриваемого двигателя: "двигатель—САУ".

Была проведена идентификация математической модели "двигатель—САУ" с реальными установившимися (рис. 3) и переходными процессами (рис. 4) двигателя, прошедшего ГСИ, и проведено численное

воспроизведение погасания форсажной камеры сгорания в условиях стенда (рис. 5) с учетом догорания топлива в коллекторах и динамики тягоизмерительного устройства. Расчетные и экспериментальные данные имеют высокую сходимость: не хуже 1...3 %.

Генерация статистической информации. Для генерации статистической информации, предназначенной для получения регрессионных моделей определения T_{Γ}^* , были рассчитаны параметры рабочих процессов для 51 виртуального двигателя в 16 высотно-скоростных условиях эксплуатации на высотах от $H = 0$ до $H_{\max}$ при скоростях полета, соответствующих числу Маха от $M = 0$ до $M_{\max}$, на дроссельных и форсажных режимах при изменении положения рычага управления двигателем $A_{\text{руд}}$ от малого газа до полного форсажа. Общее число расчетных опытов составило 14 154.

Для генерации статистической информации, предназначенной для оценки прогнозирующих свойств регрессионных зависимостей с помощью математической модели дополнительно были рассчитаны 2856 режимов в четырех высотно-скоростных условиях эксплуатации.

В дальнейшем весь числовой материал был использован для построения регрессионной модели определения температуры газа перед турбиной по показаниям штатных датчиков: условно числовой материал был поделен на обучающий, на основании которого определялись коэффициенты регрессионной зависимости, и экзаменационный, с помощью которого проверялись прогнозирующие свойства регрессионной модели.

В табл. 2 представлен общий вид обучающего и прогнозирующего массивов.

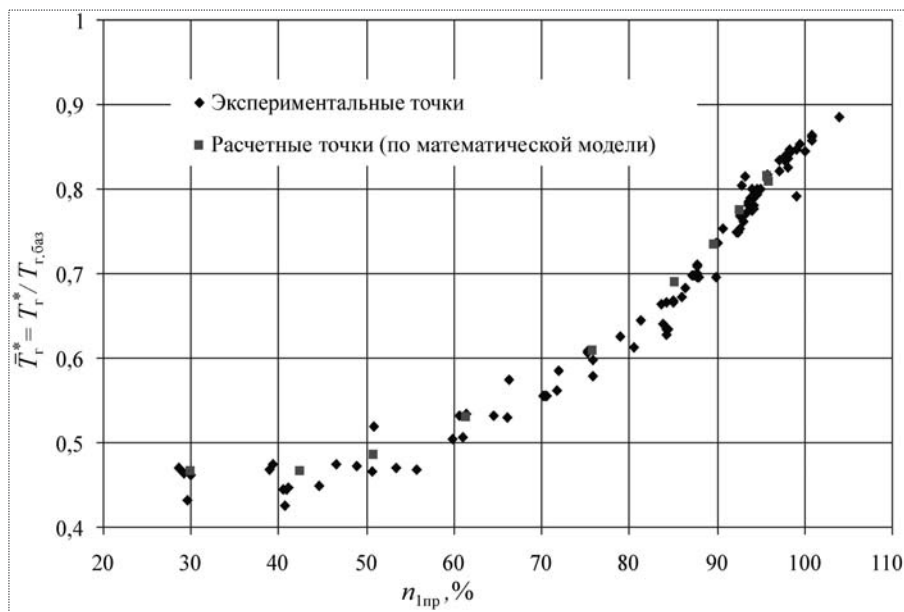


Рис. 3. Результаты идентификации двигателя по T_{Γ}^* на установившихся режимах: $n_{\text{лпр}}$ — приведенное значение частоты вращения вентилятора

Формирование регрессионной модели для температуры газа и оценка ее прогнозирующих свойств. Будем рассматривать в качестве искомой функции температуру

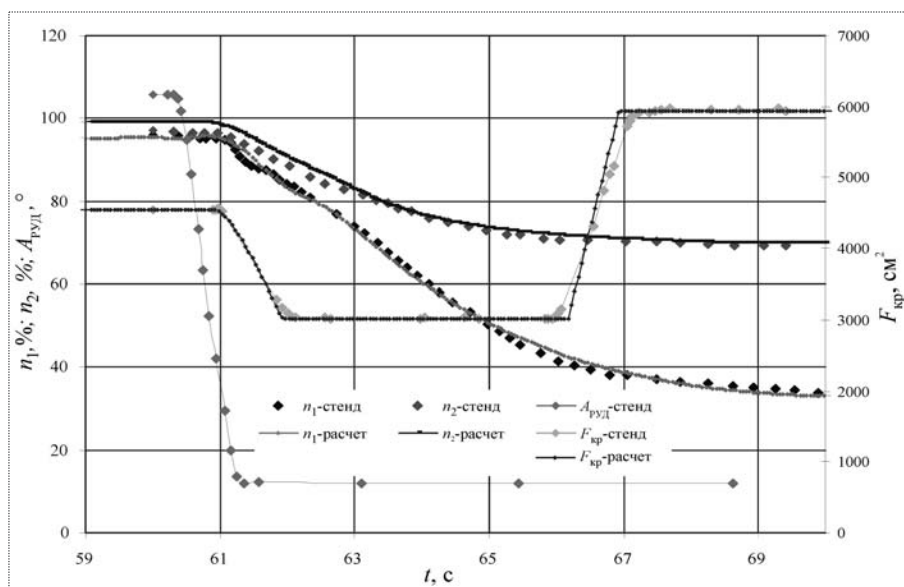


Рис. 4. Идентификация двигателя по параметрам n_1 , n_2 , $F_{\text{кр}}$ на переходном режиме сброса: n_1 -стенд — частота вращения вентилятора — экспериментальные точки, замеренные на стенде; n_1 -расчет — частота вращения вентилятора — точки, рассчитанные с помощью математической модели "двигатель-САУ"; n_2 -стенд — частота вращения компрессора — экспериментальные точки, замеренные на стенде; n_2 -расчет — частота вращения компрессора — точки, рассчитанные с помощью математической модели "двигатель-САУ"; $F_{\text{кр}}$ -стенд — площадь критического сечения сопла, замеренная на стенде; $F_{\text{кр}}$ -расчет — площадь критического сечения сопла, рассчитанная с помощью математической модели "двигатель-САУ"; $A_{\text{руд}}$ — положение рычага управления двигателем

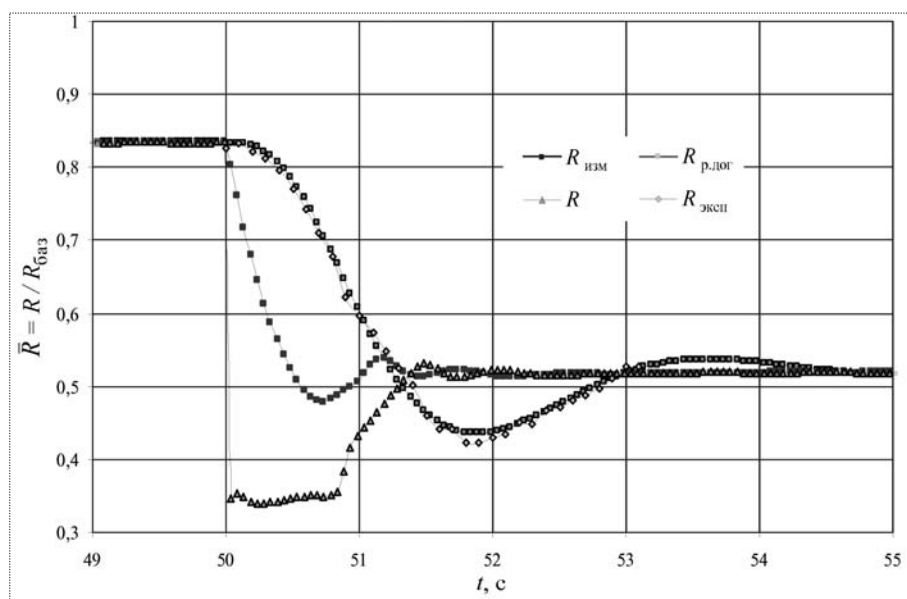


Рис. 5. Расчетное воспроизведение погасания форсажной камеры сгорания в условиях стенда, в относительных величинах:

$R_{изм}$ — значение тяги, измеренное на стенде тяговоизмерительным устройством; $R_{р.лог}$ — значение тяги, рассчитанное с учетом догорания топлива в коллекторах; R — значение тяги, рассчитанное с помощью программы "двигатель-САУ", без учета догорания топлива в коллекторах и динамики тяговоизмерительного устройства; $R_{эксп}$ — значение тяги, рассчитанное с учетом догорания топлива в коллекторах и динамики тяговоизмерительного устройства; $\bar{R} = R/R_{баз}$; $R_{баз}$ — выбранное базовое значение тяги

Таблица 2

Генерация статической информации для построения регрессионной модели и оценки ее прогнозирующих свойств

Опы- ты	Аргументы (измеряемые параметры)							Расчетные параметры				
	X_1	X_2	X_3	...	X_i	...	X_{ij}	T_r^*	$\alpha_{фкс}$	η_k	...	Y_i
Числовой материал для расчета регрессии												
1												
2												
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	...	⋮
14150												
Числовой материал для оценки прогнозирующих свойств регрессии												
1												
2												
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	...	⋮
2856												

газа перед турбиной, в качестве аргументов — показания штатных датчиков, т.е. в общем случае

$$T_r^* = f(X_1, X_2, X_3, \dots, X_i),$$

где X_i — параметры, т.е. сигналы от штатных датчиков двигателя.

Опорная (целевая) функция для определения T_r^* была выбрана в виде произведения степеней штатно измеряемых параметров X_i , как наиболее точно воспроизводящего вид основных уравнений в двигателе (уравнений расходов, степеней сжатия и расширения и проч.):

$$T_{rij}^* = C_{0j} \prod_1^i X_i^{C_{ij}},$$

где T_{rij}^* — температура газа перед турбиной; C_{0j} — постоянный коэффициент; C_{ij} — показатель степени i -го аргумента для j -й функции.

Целесообразность такого выбора доказана результатами работ О.Ф. Гизатуллина, Г.В. Добрянского и др. [5, 6].

Коэффициенты регрессионной модели C определялись с использованием обучающего массива по известному методу наименьших квадратов. Обучающий массив был сгенерирован по результатам численного эксперимента, проведенного во всей области высотно-скоростных условий эксплуатации исследованного виртуального парка двигателей. Первоначальная регрессионная модель содержала 15 измеряемых параметров-аргументов, но для использования таких громоздких моделей в бортовом электронном регуляторе потребовалось бы большое число датчиков на двигателе.

Из теории планирования эксперимента известно, что величина ошибки определения косвенного параметра по показаниям штатных замеров возрастает с ростом числа датчиков и средств измерения. В связи с этим решалась задача минимизации регрессионной модели с целью получения допустимых ошибок измерений и

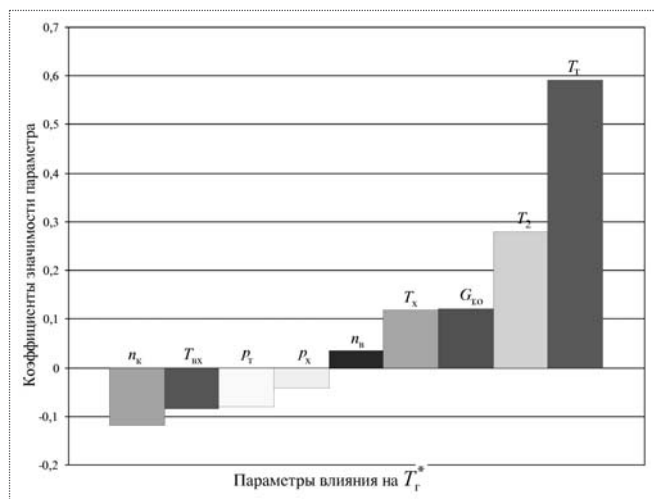


Рис. 6. Весовые коэффициенты (коэффициенты значимости) аргументов регрессионной модели:

$T_{вх}$ — температура воздуха на входе в двигатель; T_x — температура воздуха за вентилятором; p_x — давление воздуха за вентилятором; T_2 — температура воздуха за компрессором; p_t — давление газа за турбиной; T_t — температура газа за турбиной; $G_{т.о}$ — расход топлива в основную камеру сгорания; n_b — частота вращения вентилятора; n_k — частота вращения компрессора

аппроксимации при управлении двигателем по косвенным параметрам. При этом анализировались весовые коэффициенты каждого аргумента (рис. 6).

Аргументы, весовые коэффициенты которых были ниже некоторого условного уровня, отбрасывались. На следующем уровне селекции проводили формирование новой регрессионной модели с оставшимися аргумен-

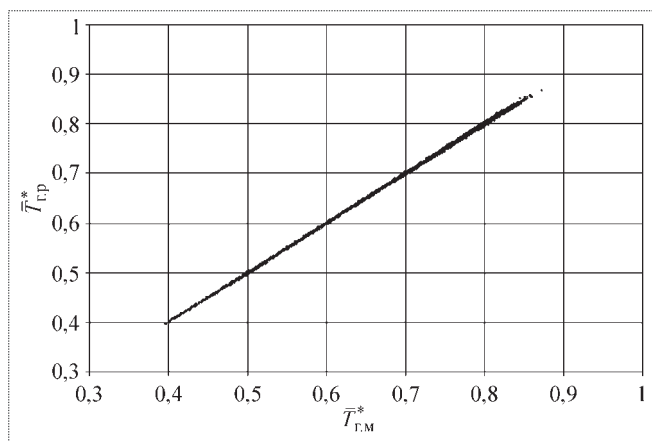


Рис. 7. Сравнение результатов расчета по регрессионной $T_{г.п}^*$ и математической модели $T_{г.м}^*$ (более 14 000 опытов):

$\bar{T}_{г.п}^*$ — относительное значение температуры газа, рассчитанное по регрессионной модели, $\bar{T}_{г.п}^* = T_{г.п}^* / T_{г.баз}^*$; $T_{г.п}^*$ — текущее значение температуры газа, рассчитанное по регрессионной модели; $T_{г.баз}^*$ — базовое значение температуры газа; $\bar{T}_{г.м}^*$ — относительное значение температуры газа, рассчитанное по математической модели, $\bar{T}_{г.м}^* = T_{г.м}^* / T_{г.баз}^*$; $T_{г.м}^*$ — текущее значение температуры газа, рассчитанное по математической модели

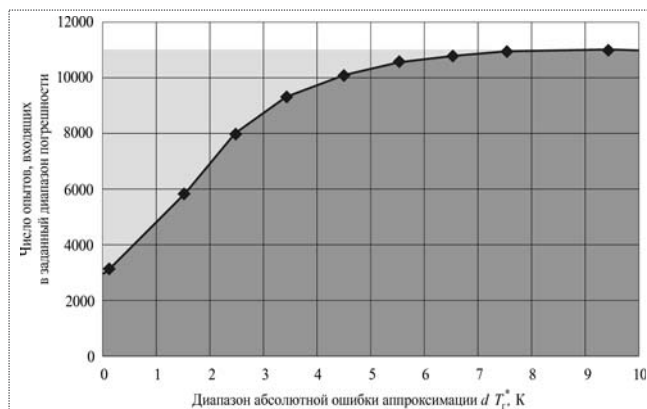


Рис. 8. Зависимость между абсолютной ошибкой аппроксимации $dT_{г.т}^*$ и числом проведенных опытов, на базе которых получена и проверена регрессионная модель (более 14 000 опытов):

$$dT_{г.т}^* = |\Delta T_{г.т}^*|$$

тами и т.д. На каждом этапе селекции модели анализировали ошибки определения по регрессионной модели $T_{г.п}^*$ и по полной математической модели $T_{г.м}^*$ во всем высотном-скоростном диапазоне эксплуатации двигателя (рис. 7).

На рис. 8 представлена зависимость между абсолютной величиной ошибки аппроксимации $dT_{г.т}^* = |\Delta T_{г.т}^*|$ и числом проведенных опытов, на базе которых получена и проверена регрессионная модель (свыше 14 000 опытов). При доверительном интервале вероятности $p = 0,95$ ошибка аппроксимации составляет ± 5 К. Сформированная на данном этапе работ регрессионная модель определения температуры газа имеет следующий вид:

$$\bar{T}_{г.т}^* = \exp^{C_0} \left(\frac{\bar{T}_x^{C_1} \bar{T}_2^{C_2} \bar{T}_t^{C_3} \bar{n}_b^{C_4} \bar{G}_{т.о}^{C_5}}{\bar{p}_x^{C_6} \bar{T}_{вх}^{C_7} \bar{p}_t^{C_8} \bar{n}_k^{C_9}} \right),$$

где $\bar{T}_{вх}$ — относительная температура воздуха на входе в двигатель; $\bar{T}_x$ — относительная температура воздуха перед компрессором; $\bar{T}_2$ — относительная температура воздуха за компрессором; $\bar{T}_t$ — относительная температура газа за турбиной; $\bar{p}_x$ — относительное давление воздуха перед компрессором; $\bar{p}_t$ — относительное давление газа за турбиной; $\bar{G}_{т.о}$ — относительный расход топлива через основную камеру сгорания; $\bar{n}_b$, $\bar{n}_k$ — относительные частоты вращения вентилятора и компрессора.

Суммарная относительная погрешность определения параметра $\Delta \bar{T}_{г.с}^2$ по регрессионной модели включает в себя:

- относительную ошибку измерения штатных параметров $\Delta T_{г.и}^2$, входящих в модель;

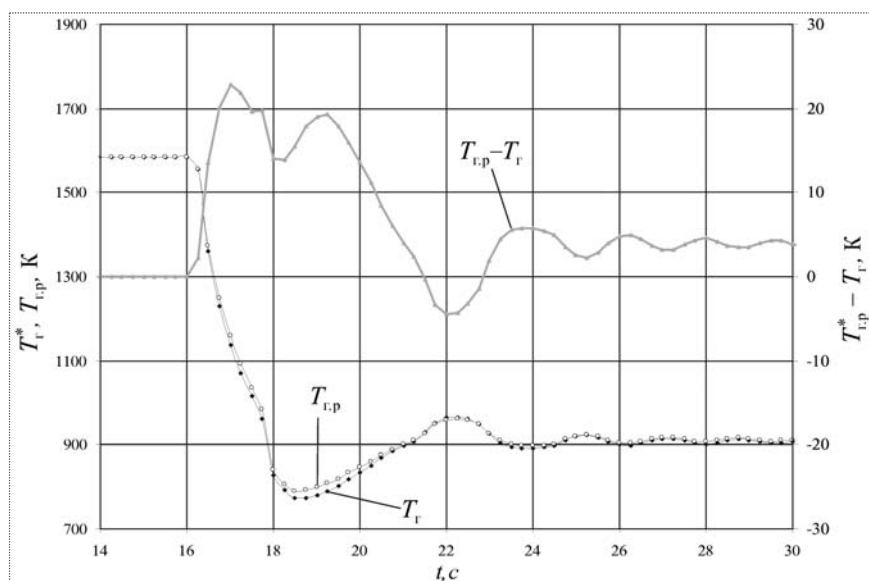


Рис. 9. Изменение температуры газа перед турбиной при управлении двигателем по закону $T_{г.т}^* = \text{const}$:

$T_{г.п}^*$ — результаты вычисления температуры газа по регрессионной модели; $T_{г.т}^*$ — результаты вычисления температуры газа по полной динамической поузловой математической модели двигателя

• относительную ошибку аппроксимации $\Delta \bar{T}_{г.в}^2$ (вычисления по регрессионной модели). При этом

$$\Delta \bar{T}_{г.с}^{*2} = \Delta \bar{T}_{г.и}^{*2} + \Delta T_{г.в}^{*2};$$

$$\Delta \bar{T}_{г.и}^{*2} = \Delta T_{г.и}^{*2} / T_{г.баз}^{*2};$$

$$\Delta \bar{T}_{г.в}^{*2} = \Delta T_{г.в}^{*2} / T_{г.баз}^{*2},$$

где $T_{г.баз}^*$ — базовое значение температуры $T_{г.т}^*$.

Ошибка измерения для произведения степенных функций находится из известных выкладок [7]:

$$\Delta T_{г.и}^{*2} = \sum_{i=1}^n \left(\frac{T_{г.о}^*}{\bar{X}_{i0}} C_{ij} \Delta \bar{X}_i \right)^2;$$

$$\Delta \bar{X}_i = \frac{\Delta X_i}{X_{i0}},$$

где $\Delta \bar{X}_i$ — относительная ошибка измерения i -го параметра датчика X_i ; $\bar{T}_{г.о}^*$ — относительное значение замеренной температуры, $\bar{T}_{г.о}^* = T_{г.о}^* / T_{г.о.баз}^*$; X_{i0} — базовое значение измеряемого параметра; C_{ij} — значение показателя степени i -го параметра.

Проанализирована ошибка измерения $\Delta \bar{T}_{г.и}^{*2}$ по показаниям используемых на рассматриваемом двигателе датчиков. При современной точности измерений $\Delta T_{г.и}^* = \pm 6,06$ К.

Были рассчитаны показатели точности вычисления по регрессионной модели для $T_{г.т}$. При этом сред-

неквадратичная ошибка $\sigma = 3,6978$ К; индекс корреляции приближается к единице ($\rho = 0,99987$); критерий Фишера по информативной способности модели существенно выше табличного значения ($F_{табл} = 1,83$, см. [4]) и составляет $F_{и} = 41377041,43 \gg 1,83$; критерий Фишера по адекватности модели намного ниже табличного значения и составляет $F_{а} = 0,0077 \ll 1,83$; математическое ожидание ошибки $m = 0,04487$ К.

Суммарная среднеквадратичная ошибка получения среднемассовой температуры газа по регрессионной модели составляет $\Delta T_{г.п}^* = \pm 7,8$ К при доверительном интервале вероятности $p = 0,95$.

На основании полученной выше регрессионной модели определения среднемассовой температуры газов в камере сгорания перед турбиной по показаниям комплекса датчиков, установленных на двигателе, проведен

синтез регулятора управления расходом топлива в основную камеру сгорания двигателя.

Результаты расчетов показали, что во всех высотно-скоростных условиях эксплуатации с учетом изменения характеристик двигателя в процессе увеличения наработки при эксплуатации обеспечивается поддержание заданного значения $T_{г.зад}^*$ с погрешностью на статических режимах $\Delta T_{г.ст}^*$, не превышающей ± 5 К (рис. 9). Динамическая ошибка $\Delta T_{г.д}^*$ на режиме приемистости не превышает 30 К (кратковременно, в течение 0,5 с).

Список литературы

1. **Теория** и расчет воздушно-реактивных двигателей. Под ред. С.М. Шляхтенко. М.: Машиностроение, 1987. 568 с.
2. **Нечаев Ю.Н., Федоров Р.М.** Теория авиационных газотурбинных двигателей. Ч. 1, 2, М.: Машиностроение, 1978. 312 и 367 с.
3. **Khan M.A., Allemand C., Eagar T.W.** Noncontact temperature measurement // Revue of Scientific Instruments. 1991. V. 62. № 2. P. 392–409.
4. **Адлер Ю.П., Маркова Е.В., Грановский Ю.В.** Планирование эксперимента при поиске оптимальных условий. М.: Наука, 1976. 280 с.
5. **Гизатуллин О.Ф.** К вопросу об упрощенных математических моделях силовых установок // Прикладные задачи идентификации, оценивания и управления летательными аппаратами и их оборудованием. Научно-методические материалы. М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского. 1988. С. 93–97.
6. **Добрянский Г.В., Мартынова Т.С.** Динамика авиационных газотурбинных двигателей. М.: Машиностроение, 1989. 240 с.
7. **Румшинский Л.З.** Математическая обработка результатов эксперимента: справочное руководство. М.: Наука, 1971. 192 с.

Определение сил, воздействующих на элементы стартового сооружения

В.В. Цепляев



ЦЕПЛЯЕВ
Вячеслав Вячеславович —
ведущий инженер
ГКНПЦ им. М.В. Хруни-
чева

В работе рассматривается расчет силового воздействия на быстроразъемные соединения магистралей горючего и окислителя от струй, истекающих из сопел двигательной установки при старте ракеты космического назначения GSLV. Проводятся анализ и сравнение результатов расчетов указанного воздействия, выполненных при помощи различных программ и системы численного трехмерного моделирования сложных течений.

V.V. Tseplyaev. The Determination Of Forces Acting Upon Launch Structure Parts

The calculation of the force acting upon quick-acting connectors of fuel and oxidant lines is considered. This force is created by jets discharging from engine's nozzles during GSLV launching. In order to calculate a mentioned force various software and the system of 3-D modeling of complex currents were used. Analysis and comparison of results of respective calculations were carried out.

При старте ракеты космического назначения (РКН) струи, истекающие из сопел двигательной установки (ДУ), воздействуют на элементы стартового сооружения, что может привести к их повреждению. Поэтому необходимо оценить уровень этих нагрузок. Такая оценка особенно важна на ранних этапах проектирования РКН и стартового сооружения, когда до конца не известны их конструктивные особенности. Отображение максимально полной физической картины явлений на этом этапе может стать решающим фактором в создании всего ракетно-космического комплекса. Кроме того, данная оценка влияет на определение допустимых при осуществлении пуска РКН величины и направления приземного ветра.

В статье рассматривается случай, когда индийская РКН GSLV, предназначенная для запуска спутников на геостационарную орбиту, движется по направлению к наземной части быстроразъемных соединений (БРС) кислородно-водородного разгонного блока в условиях соответствующего приземного бокового ветра при заданном ИСРО (индийским космическим агентством) азимуте ветра в 135° с учетом возможного небольшого отклонения траектории вдоль защитного козырька башни обслуживания при малом отклонении направления ветра от указанного азимута. Быстроразъемные соединения магистралей горючего (БРС "Г") и окислителя (БРС "О") при старте РКН находятся в убранном положении и прикрыты защитным козырьком.

РКН GSLV имеет пакетную схему. Первая ступень состоит из четырех боковых блоков с жидкостными двигателями L40H — по одному на каждом блоке, а вторая ступень — центральный блок, оснащенный твердотопливным двигателем S139 [1, 2]. Стартовая система координат и принятое расположение РКН перед стартом относительно нее показаны на рис. 1.

Как известно, давление на элементы конструкции определяется скоростным напором струи [3]. Из рис. 1, 2, а также данных проведенных оценок видно, что воздействие на БРС "Г" и "О" при заданной траектории движения оказывают близлежащие двигатели соответствующих боковых блоков № 1 и № 4. Струи от

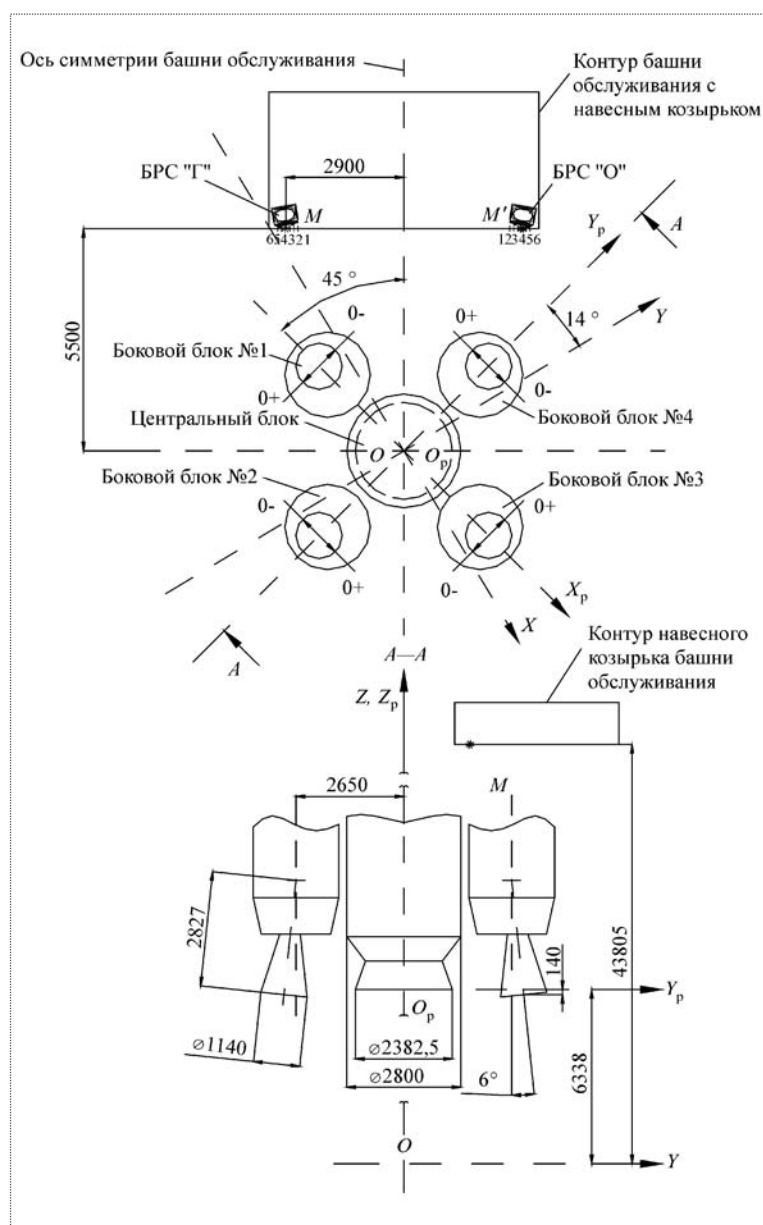


Рис. 1. Стартовая система координат $OXYZ$ и система координат $O_pX_pY_pZ_p$, связанная с РКН:

0+ и 0- — направления отклонения сопел, большее и меньшее 0° соответственно; M и M' — характерные точки сечения козырька, в которых корпуса БРС занимают максимально близкое положение к его краю при обтекании струями от блоков № 1 и № 4

остальных двигателей экранируются струями боковых блоков № 1 и № 4 или же их воздействие пренебрежимо мало.

Для определения момента максимального воздействия струй двигателей на БРС "Г" и БРС "О" на краю козырька было выбрано 12 точек (точки 1...6 на рис. 1, 2), расположенных над БРС попарно с двух сторон от

оси симметрии башни обслуживания на различных расстояниях от нее [1, 2].

По результатам расчета параметров струи по программе ЦНИИМаш [4] было установлено, что при заданном ИСРО боковом ветре максимальный скоростной напор для БРС "Г" приходится на край козырька в точке № 3 и составляет ~ 860 кПа в момент времени $t = 4,9$ с, отсчитываемый от момента контроля подъема РКН (ось струи в это время практически находится в данной точке козырька); а для БРС "О" — на край козырька в точке № 1 и составляет ~ 175 кПа в момент времени $t = 4,92$ с. Таким образом, скоростной напор для БРС "Г" почти в четыре раза больше, чем для БРС "О". А поскольку конструкции и расположение относительно башни стартового сооружения у БРС "Г" и БРС "О" практически идентичны (см. рис. 1 и 2), можно утверждать, что соотношения максимальных сил, воздействующих на данные БРС, будут пропорциональны соотношениям скоростных напоров на краю козырька в соответствующих точках. Это утверждение справедливо, поскольку углы наклона векторов скорости набегающего потока, действующего на БРС "Г" и БРС "О", будут несильно отличаться друг от друга (см. рис. 2). Таким образом: во-первых, максимальные силы, воздействующие на БРС "Г", будут приблизительно в четыре раза больше, чем максимальные силы, воздействующие на БРС "О", и, во-вторых, в дальнейшем будем рассматривать силовое воздействие только на БРС "Г" (рис. 3), кроме специально оговоренных случаев. Следует отметить, что поскольку газодинамический расчет струи центрального блока не был проведен, то считаем, что отношения радиусов сопел на срезе к максимальному поперечному размеру струй у двигателей бокового и центрального блоков одинаковы (см. рис. 2).

Расчет натекания струи на БРС "Г" производится методом локального воздействия. Струя натекает на защитный козырек с некоторым углом к нормали, проведенной к его плоскости (рис. 4). Так как струя на краю козырька является недорасширенной, то она расширяется до атмосферного давления, осуществляя поворот вокруг кромки козырька, и смешивается с окружающим воздухом [4].

Примем, что, во-первых, смешение будет происходить по профилю турбулентного смешения [4] (см. рис. 4); во-вторых, параметры расширения

рассчитываются по закону Прандтля–Майера; в-третьих, избыточные поля температур и концентраций изменяются пропорционально профилю скорости; в-четвертых, влияние самого козырька на набегающую струю отсутствует.

Разобьем струю на зоны, и в каждой зоне параметры струи будем считать постоянными. Поскольку параметры течения в разных зонах струи различны, то вблизи БРС будем иметь зоны течения с различными параметрами (см. рис. 4). Кроме того, примем, что геометрически БРС "Г" можно представить, как набор различных по площади площадок, расположенных под разными углами относительно натекающей струи. Однако в связи с довольно сложной геометрической формой корпуса БРС и выступающих за переднюю кромку его элементов (трубопроводы, крепления, датчики давления, штуцера), а также разделением струи на зоны БРС был поделен на площадки сечениями, параллельными оси струи, истекающей из двигателя L40H, и была определена ширина указанных площадок. Силы, воздействующие на наклонные площадки, находятся по формулам локального воздействия. При их определении используются координаты БРС "Г" $X_{\text{БРС}}, Y_{\text{БРС}}, Z_{\text{БРС}}$. В дальнейшем для упрощения они обозначаются X, Y, Z .

Просуммировав значения силы по каждому участку для всего сечения, а затем по всем сечениям, получают искомые значения поперечной, продольной и вертикальной сил для БРС "Г".

Результирующие силы от натекающей на защитный козырек струи из сопла бокового блока № 1, воздействующие на БРС "Г", имеют следующие значения [1]:

$$F_x = 394,5 \text{ кгс}; F_y = 13,3 \text{ кгс}; F_z = 1866 \text{ кгс}; \\ F_{\Sigma} = 2100 \text{ кгс}.$$

Для БРС "О" [1]

$$F_x = 99 \text{ кгс}; F_y = 3,3 \text{ кгс}; F_z = 466,5 \text{ кгс}; \\ F_{\Sigma} = 525 \text{ кгс}.$$

Разброс значений полученных газодинамических сил составляет 20 %.

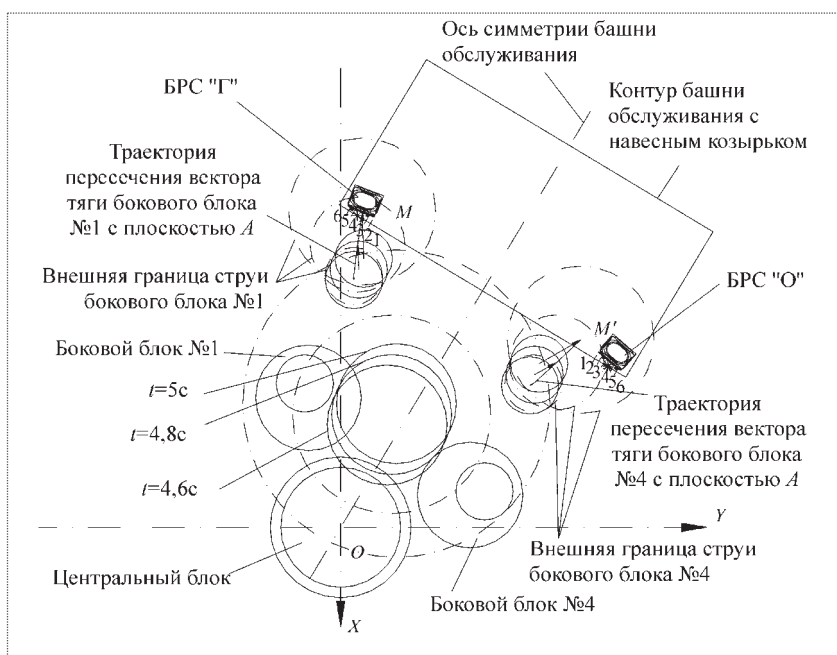


Рис. 2. Траектории движения центров боковых и центрального блоков, а также траектории пересечения векторов тяги с плоскостью A , проходящей через характерные точки M и M' и параллельной плоскости OXY

Уровень допустимых силовых нагрузок на БРС составляет 500 кгс. Рассчитанные значения его значительно превышают. Поэтому автором статьи предлагаются следующие мероприятия по снижению уровня воздействующих на БРС силовых нагрузок [1]:

1) уменьшение зазора между козырьком и БРС до минимально возможного;

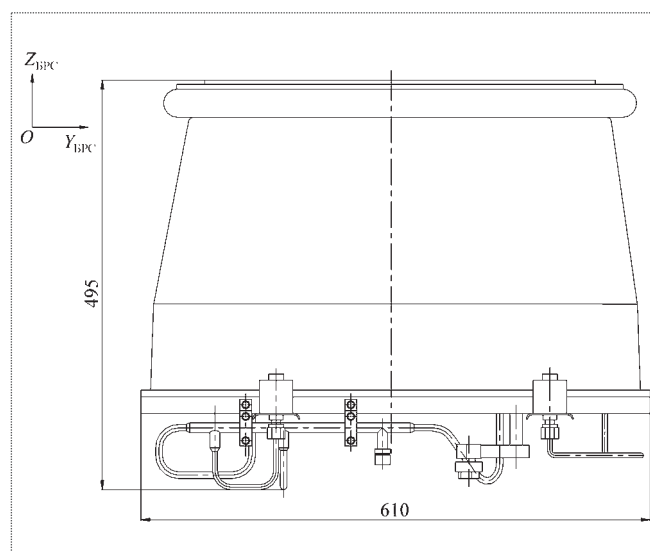


Рис. 3. Блок быстроразъемных соединений магистрали горючего

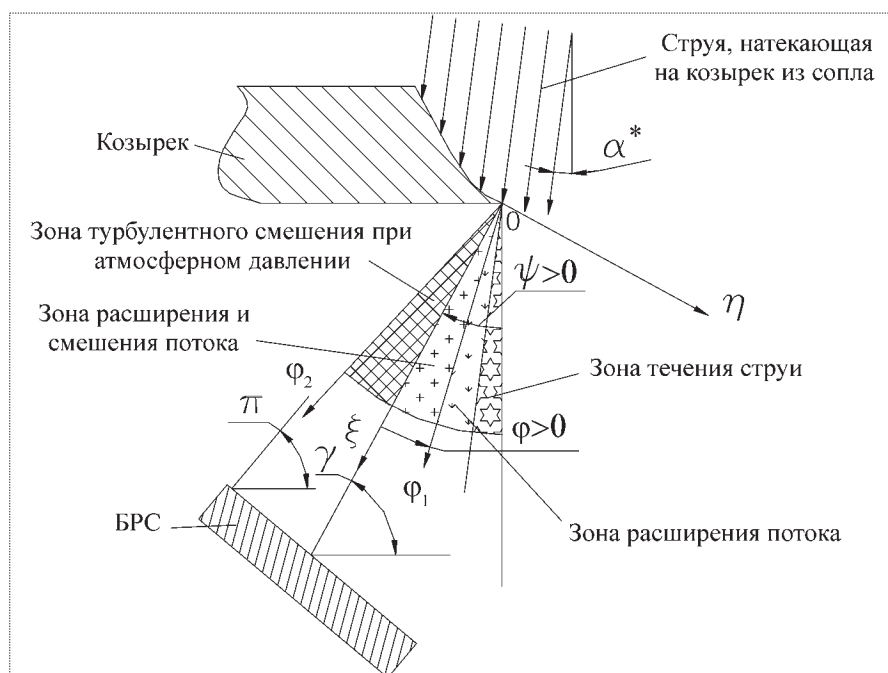


Рис. 4. Схема к расчету параметров воздействия скоростного напора на БРС "Г":

α^* — угол натекания струи на козырек; ψ — угол, характеризующий общее течение; φ — угол течения Прандтля–Майера; π , γ — углы, характеризующие взаимное расположение потока и БРС

2) удлинение защитного козырька по направлению к РКН до максимально возможного;

3) увеличение дистанции отвода БРС под защитный козырек;

4) удаление со стороны, обращенной к РКН, всех выступающих за переднюю кромку корпуса БРС элементов — трубопроводов, датчиков, креплений, штуцеров.

Если же оставить конструкцию стартового сооружения неизменной, то при заданном ИСПО сочетании силы и направления приземного ветра возможно разрушение БРС и потребуются дополнительное директивное решение о возможности пуска РКН GSLV при данных условиях.

Как было указано, расчет параметров струи производился при помощи программы, разработанной в ЦНИИМаш [4]. Программа позволяет рассчитывать одиночную струю. Результаты расчета струй по данной программе многократно подтверждены экспериментами. Представляет интерес сравнение результатов расчета, полученных при помощи указанной программы и программы, предназначенной для оценки уровня воздействия на ранних этапах проектирования, разработанной автором на основе базового метода инвариантного преобразования координат для изотермических свободных струйных течений не-

сжимаемой жидкости [5–7]. Кроме того, в целях более адекватной оценки полученных результатов целесообразно сравнить последние с результатами, полученными с использованием системы численного трехмерного моделирования сложных течений AeroShape 3D [8].

Поскольку на ранних этапах проектирования конструкция БРС досконально неизвестна, для расчетов была принята упрощенная схема их конструкции (рис. 5). Это также позволило упростить расчеты. Исходя из указанных соображений были убраны все выступающие за переднюю кромку корпусов БРС элементы.

Расчет был проведен для БРС "Г" и "О" в момент максимального воздействия, в момент времени $t = 4,96$ с, отсчитываемый от момента контроля подъема РКН. Этот момент времени был принят как расчетный, поскольку определенные ранее моменты максимального воз-

действия на БРС практически совпадают, а также воздействие на БРС "Г" больше, чем на БРС "О".

Были проведены расчеты струй. Задача истечения струи из сопла бокового блока № 1 (воздействует на БРС "Г", см. рис. 1 и 2), решаемая с использованием системы AeroShape 3D, имеет следующие параметры: суммарное число ячеек 748 510, в области границы раздела твердого тела и среды 12 194 ячеек, в расчетной области 726816 ячеек; число итераций 5244, суммарное машинное время 57 ч 23 мин. Задача решена с двумя однократными газодинамическими делениями: на 2410-й итерации и на 4820-й итерации.

Параметры аналогичной задачи для струи из сопла бокового блока № 4 (воздействует на БРС "О",

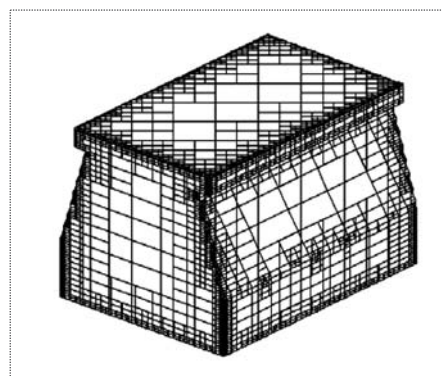


Рис. 5. Упрощенная схема конструкции БРС

см. рис. 1 и 2): суммарное число ячеек 562 135, в области границы раздела твердого тела и среды 11 866 ячеек, в расчетной области 540 924 ячейки; число итераций 6318, суммарное машинное время 62 ч 03 мин. Задача решена без газодинамического деления.

Для более точного представления картины течения сравним параметры струй, полученные при помощи указанных программ. Поскольку для струи определяющими являются параметры на ее оси, то сравнение будем производить по этим параметрам (рис. 6). Из анализа рис. 6 видно, что:

1) характер изменения параметров, определенных при помощи рассматриваемых программ, сходен;

2) значения параметров в точках максимума и минимума, определенные при помощи системы AeroShape 3D (AS3D), несколько ниже, чем значения соответствующих параметров, определенные при помощи других программ, что можно объяснить спецификой математического ядра, заложенного в AeroShape 3D, и требует введения поправочного коэффициента, равного 1,3, который определен из условия сохранения импульса. Следует отметить, что при сравнении результатов расчета, полученных при помощи программы, разработанной в ЦНИИМаш, и экспериментальных данных выявлено, что при эксперименте такого резкого пикообразного изменения параметров не наблюдается, а имеет место более гладкое их изменение [4]. Увеличение числа ячеек при расчете с использованием AeroShape 3D способствует более точному отражению картины течения. Кроме того, для задач, решаемых при помощи системы AeroShape 3D и имеющих различное деление области расчета, наблюдается практически полное совпадение расчетных параметров на расстоянии от среза сопла до 7,5 калибров (x/r_a), неплохое совпадение (до 30 %) наблюдается на расстоянии до 17,5 калибров, после этого имеет место рассогласование результатов расчета, что подтверждает некоторые трудности расчета на большом расстоянии от среза сопла, отмеченные разработчиками системы AeroShape 3D [8];

3) значения параметров, рассчитанные по программе, предназначенной для оценки уровня воздействия на ранних этапах проектирования, практи-

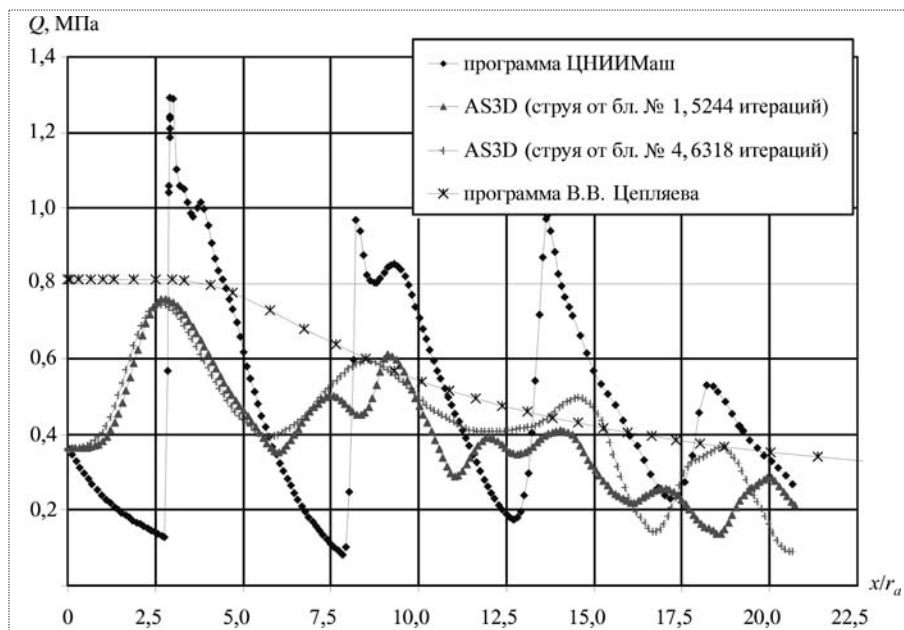


Рис. 6. Распределение скоростного напора по оси струи:
x — продольная координата; r_a — радиус сопла на срезе

чески во всем диапазоне расчета несколько превышают значения, полученные при помощи системы AeroShape 3D, но несколько ниже значений, полученных при помощи программы, разработанной в ЦНИИМаш, поэтому необходимо ввести поправочный коэффициент, равный 1,25 (определен из условия сохранения импульса).

Зная параметры струи, а также взяв за расчетную площадку весь БРС и используя метод локального воздействия, можно определить газодинамические силы.

По программе, разработанной в ЦНИИМаш, были получены следующие значения сил (сила F_y мала, поэтому не приводится):

для БРС "Г" $F_x = 1673$ кгс; $F_z = 2276$ кгс; $F_\Sigma = 2825$ кгс;

для БРС "О" при определении сил, как для более точного расчета, $F_x = 418,2$ кгс; $F_z = 569$ кгс; $F_\Sigma = 706,2$ кгс и при определении сил, как для приближенного расчета сил, воздействующих на БРС "Г", $F_x = 118,8$ кгс; $F_z = 149,1$ кгс; $F_\Sigma = 190,6$ кгс.

Результаты расчета по программе, предназначенной для оценки уровня воздействия на ранних этапах проектирования:

для БРС "Г" $F_x = 1523$ кгс; $F_z = 2017$ кгс; $F_\Sigma = 2527$ кгс;

для БРС "О" $F_x = 825,8$ кгс; $F_z = 1068$ кгс; $F_\Sigma = 1350$ кгс.

Результаты расчета с использованием системы AeroShape 3D:

для БРС "Г" $F_x = 1431$ кгс; $F_z = 2047$ кгс; $F_\Sigma = 2498$ кгс;

для БРС "О" $F_x = 155,1$ кгс; $F_z = 168,3$ кгс; $F_\Sigma = 228,9$ кгс.

Из анализа приведенных результатов можно заключить, что:

значения сил, воздействующих на БРС "Г", полученные в приближенных расчетах при помощи различных программ, весьма близки между собой и, кроме того, они выше, чем значения, полученные при более точном расчете;

значения сил, воздействующих на БРС "О", полученные в приближенных расчетах при помощи различных программ, различаются более значительно, чем для БРС "Г", однако данные значения в половине случаев превышают значения, полученные при более точном расчете, и могут рассматриваться в качестве предварительной оценки на ранних этапах проектирования;

система AeroShape 3D позволяет получать результаты приближенных расчетов, наиболее близкие (с учетом введенного поправочного коэффициента) к более точным значениям, однако вследствие своей специфики (длительность расчета, сложность в постановке задачи и т.д.) она является малоприменимой для предварительных расчетов;

подтверждена возможность использования для предварительных расчетов на ранних этапах проектирования программы, разработанной автором на основе базового метода инвариантного преобразования координат для изотермических свободных струйных течений несжимаемой жидкости [5–7], точность расчета при использовании данной программы с учетом поправочного коэффициента составляет $\pm 85\%$.

Таким образом:

1) определены максимальные газодинамические силовые нагрузки, воздействующие на БРС от струй, истекающих из сопел ДУ РН GSLV, стартовой в условиях бокового ветра с азимутом 135° ;

2) в связи с превышением максимального допустимого уровня силового воздействия на БРС кислородно-водородного разгонного блока выработаны рекомендации по снижению уровня данного воздействия;

3) на основе упрощенного расчета подтверждена возможность использования для предварительных оценок на ранних этапах проектирования программы, разработанной автором на основе базового мето-

да инвариантного преобразования координат; после сравнения результатов расчета с использованием данной программы с результатами, полученными при помощи другой узкоспециализированной программы и системы численного трехмерного моделирования сложных течений, в программу, разработанную автором, был введен специальный поправочный коэффициент и определен диапазон разброса верхних и нижних оценок газодинамических сил, определяемых при помощи представленной программы. Можно сделать вывод, что использование указанной программы на ранних этапах проектирования изделий аэрокосмической техники поможет получить наиболее достоверные результаты при минимальных временных затратах.

Список литературы

1. Тарнопольский М.Д., Цепляев В.В. Расчет сил, действующих на БРСы от струй ДУ при старте РН "GSLV". М., ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, 2003. 115 с.
2. Цепляев В.В. Сравнение параметров струи маршевого жидкостного двигателя L40H РКН "GSLV" при старте, рассчитанных при помощи методики разработанной в ЦНИИМАШ и универсальной прикладной системы численного моделирования сложных турбулентных течений "AeroShape 3D". М., ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, 2008. 58 с.
3. Теория турбулентных струй / Г.Н. Абрамович, Т.А. Гиршович, С.Ю. Крашенинников и др. / под ред. Г.Н. Абрамовича. М.: Наука, 1984. 720 с.
4. Сафронов В.М. Разработка программы расчета газодинамических параметров струй с целью математического моделирования взаимодействия с конструкциями // НТО. Королев. Академия космонавтики, 1998. 220 с.
5. Белоглазов Б.П. Об одном преобразовании уравнений свободных струйных течений несжимаемой жидкости, основанном на их инвариантах. ДАН СССР, 1971. Т. 198. № 3. С. 543–546.
6. Белоглазов Б.П., Цепляев В.В. Сравнение и анализ результатов применения трех методов расчета плоской ламинарной затопленной струи // Науч. тр. кафедры "Автоматизированное проектирование летательных аппаратов". Вып. № 1 / Сост. В.В. Цепляев, М.В. Покровский, В.С. Лопанов. М.: Спутник+, 2005. С. 229–238.
7. Цепляев В.В. Преобразование исходных координат для изобарических плоских неизотермических свободных струйных течений газа // Сб. трудов молодежной научно-технической конференции "Аэрокосмическая техника: исследования, разработки, пути решения актуальных проблем", посвященной 50-летию начала космической эры. М.: Компания Спутник+, 2008. С. 123–130.
8. AeroShape 3D. Техническое описание. М., Computational Aerodynamics Systems Co., 1999. 59 с.

Методики весового проектирования боевых самолетов

И.С. Коскин



КОСКИН
Иван Сергеевич —
начальник бригады
ОАО "ОКБ Сухого"

Представлен комплекс методик весового проектирования боевых самолетов, позволяющий повысить точность расчета массы в начале разработки при дефиците статистических данных и ресурсных ограничениях, оптимизировать проектную массу с учетом точности весовых расчетов и повысить вероятность выполнения тактико-технического задания.

I.S. Koskin. The Methods Of The Combat Aircrafts Weight Design

The paper presents the methods which afford higher accuracy of the combat aircrafts weight analysis at the initial stages of the development under lack of statistics data, manpower and time schedule constraints. The methods afford also optimization of the target weight of the aircraft with account of weight analysis accuracy thus enhancing the probability of compliance to the Aircraft Performance Specifications.

Актуальность рассматриваемого вопроса определяется двумя основными факторами: назревшей необходимостью разработки отечественных боевых самолетов (БС) нового поколения и комплексом проблем весового проектирования, сопровождающих их разработку.

В настоящее время за рубежом появились БС пятого поколения с качественно новым уровнем боевых возможностей, в ближайшее время ожидается перевооружение военной авиации большинства развитых стран на БС пятого поколения. Поэтому разработка отечественных БС нового поколения является одним из главных приоритетов "Государственной программы развития вооружения на 2007–2015 годы".

Фактически к концу XX в. назрел целый комплекс проблем весового проектирования БС. Результаты разработки в США и России многофункциональных БС пятого поколения наглядно подтверждают, что отсутствие эффективного управления качеством и ресурсами весового проектирования сильно снижает эффективность проектирования в целом. Например, программа разработки БС F-35 была задержана на год для ликвидации превышения массы пустого самолета, при этом общие экономические потери составили более 10 млрд дол.

Анализ показывает, что актуальными проблемами весового проектирования БС являются:

- повышение требований к качеству проектирования, в том числе к точности прогнозирования массы БС в начале разработки, связанное с ростом цены проектной ошибки вследствие увеличения стоимости разработки и производства современных БС, а также выбором головного разработчика и единственного реализуемого облика уже на начальной стадии проекта;
- отсутствие эффективных методов управления качеством и ограниченными ресурсами (сроки, трудозатраты) весового проектирования БС;
- недостаток статистической информации по массам БС, а также современных весовых формул и методик расчета массы БС с известными показателями точности и областями удовлетворительного применения.

Теоретические основы и методы весового проектирования летательных аппаратов (ЛА) достаточно глубоко проработаны и изложены в работах Н.Н. Фадеева, Л.С. Зинина, П.М. Знаменского, Г. Дригса, А.В. Лебедева, Ф.Р. Шэнли, Н.А. Фомина, В.А. Киселева, Е. Торенбика, В.М. Шейнина, В.И. Козловского, А.А. Бадягина, В.А. Комарова, А.И. Блинова и многих других известных отечественных и зарубежных авиационных ученых и специалистов ОКБ, НИИ и вузов. Однако большинство известных весовых формул и методик разработано в период с 1910 по 1990 г. для весовых расчетов гражданских ЛА и для БС применяется ограниченно. По тематике весового проектирования современных БС работ мало, а уровень предлагаемых в них весовых формул и методик соответствует предварительным расчетам. В современной теории весового проектирования ЛА недостаточно проработаны вопросы управления его качеством и ограниченными ресурсами, не предложено решения очень актуальной для проектирования БС проблемы статистического анализа характеристик точности весовых формул в условиях ограниченной статистики.

Данные обстоятельства обуславливают необходимость серьезного усовершенствования методологии весового проектирования БС, модернизации старых и разработки новых весовых методик, формул и моделей в целях повышения качества проектирования.

Ниже приведены основные результаты проведенного автором исследования, целью которого являлась разработка комплекса методик весового проектирования БС для повышения эффективности проектирования.

Анализ состояния методологии весового проектирования БС

Для решения поставленной задачи были рассмотрены методологические основы весового проектирования ЛА, проблемы и особенности весового проектирования современных БС, выполнен анализ путей повышения точности весовых расчетов, рассмотрены методологические основы оптимизации эффективности проектирования БС как функции параметров весового проектирования, сформулирована математическая постановка задачи исследования.

По результатам анализа источников ошибок и оценки эффективности методов повышения точности весовых расчетов БС сформированы следующие требования к методике повышения точности весовых расчетов:

вычисление теоретической точности расчета на основе положений теории вероятностей и математической статистики;

учет изменения массы при внедрении новаций, а также роста массы в ходе разработки;

работоспособность методики в условиях дефицита статистики;

доступность освоения для специалистов различной квалификации;

высокая производительность в работе.

Для обеспечения эффективного управления качеством и ресурсами весового проектирования кроме возможности их численного определения необходима методика оптимизации весового расчета как процесса с исходными данными и трудоемкостью на входе и весовой сводкой и характеристиками точности расчета на выходе. Эта методика должна содержать набор критериев и методов оптимизации весового расчета, позволяющий реализовать все основные способы повышения его эффективности, быть простой и производительной.

Для определения функциональной взаимосвязи между характеристиками весового проектирования и эффективности БС исследованы применяемые критерии качества проектирования. Критерий боевой эффективности малоприменим для решения оптимизационных задач проектирования в ОКБ из-за низкой чувствительности к вариации проектных параметров, высокой сложности и неопределенной точности вычисления, а при использовании критерия массы требуется сравнение с массой "идеального аналога" при равной эффективности. Поэтому вводится новый критерий качества проектирования БС — эффективность проектирования, которая заключается в создании при определенных ограничениях БС минимальной размерности, удовлетворяющего с заданной вероятностью всем требованиям тактико-технического задания (ТТЗ).

В математической постановке задача исследования сводится к оптимизационной задаче поиска максимума критерия эффективности проектирования БС по параметрам весового проектирования. Результатами ее решения являются зависимости оптимальных значений критерия эффективности проектирования БС от параметров весового проектирования.

Комплекс методик весового проектирования БС

В результате исследования разработан комплекс методик весового проектирования БС:

вероятностная методика повышения точности весовых расчетов БС;

методика оптимизации весового расчета и определения оптимальных точностей весовых расчетов частей БС;

методика оптимизации эффективности проектирования как функции параметров весового проектирования и определения оптимальной проектной массы БС. (Проектная масса определяет все основные проектные параметры и тактико-технические характеристики ЛА.)

Комплекс методик раскрывает не реализованный до сих пор потенциал применения аппарата теории вероятностей и математической статистики в весовом проектировании БС: сейчас он применяется лишь в статистическом анализе показателей точности весовых формул и методе множественных вычислений [1].

При исследованиях использован следующий общий методологический подход: массы частей и БС в целом, а также ошибки весовых формул считаются непрерывными случайными величинами с нормальным законом распределения вероятностей и описываются стандартными числовыми характеристиками математического ожидания (МО), дисперсии и среднеквадратического отклонения (СКО) [2].

Вероятностная методика повышения точности весовых расчетов БС

В вероятностной методике используется следующий общий методологический подход: серийная масса БС в конце разработки представляется суммой трех независимых случайных величин — расчетной массы, определяемой по весовым формулам, изменения массы из-за внедрения новаций и роста массы в ходе разработки.

Гипотеза о независимости масс частей ЛА является важнейшей предпосылкой, которая сильно упрощает практические весовые расчеты ЛА. Она принимается благодаря итерационному характеру расчетов — в каждой итерации массы частей ЛА считаются при фиксированных исходных данных, поэтому в расчете не влияют друг на друга через значение суммарной массы. Существующее взаимовлияние между массами частей ЛА различные исследователи предлагали учитывать путем использования коэффициентов роста массы, но их значения сильно зависят от расчетных условий и постоянно изменяются в ходе разработки, поэтому для весовых расчетов ЛА на ЭВМ более точными и эффективными являются итерационные методы расчета.

Вероятностная методика повышения точности весовых расчетов БС основана на применении положений и формул теории вероятностей. В ее состав входят пять самостоятельных методик:

Методика оптимизации и коррекции весовых формул БС — служит для оптимизации весовых формул по параметрам точности методом наименьших квадра-

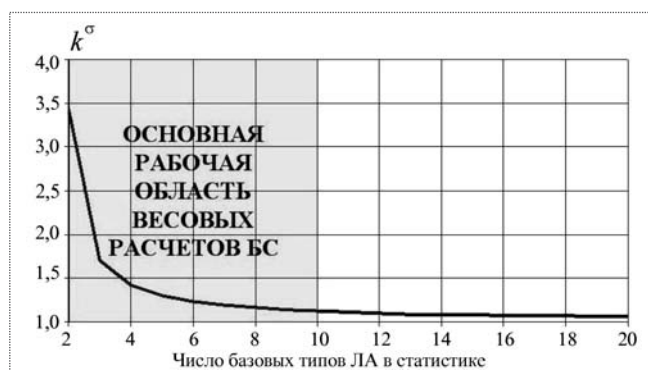


Рис. 1. Поправочный коэффициент для СКО ошибки весовой формулы

тов и коррекции формул с ненулевым МО ошибки. Для коррекции весовой формула умножается на коэффициент k^m ,

$$k^m = 1/(1 + \tilde{m}),$$

где $\tilde{m}$ — точечная оценка МО ошибки весовой формулы.

Методика расчета параметров точного статистического и аппроксимирующего нормального распределений вероятности ошибки весовой формулы — позволяет на порядок снизить минимально необходимый объем статистики для анализа показателей точности весовых формул, чем устраняет серьезные ограничения на использование аппарата теории вероятностей [3].

Алгоритм методики построен на использовании интервальных оценок МО и СКО ошибки весовой формулы, в практических расчетах применяется поправочный коэффициент СКО ошибки весовой формулы k^σ (рис. 1)

$$k^\sigma = 1 + 1/(n^{\text{баз}} - 1,6),$$

где $n^{\text{баз}} \in [2; n]$ — число базовых типов БС в проверочных расчетах; n — число БС в статистике для проверочных расчетов.

МО $\bar{m}$ и СКО $\bar{\sigma}$ аппроксимирующего нормального распределения вероятности ошибки весовой формулы вычисляются следующим образом:

$$\bar{m} = (1 + \tilde{m})k^m - 1 = 0;$$

$$\bar{\sigma} = \tilde{\sigma}k^mk^\sigma,$$

где $\tilde{\sigma}$ — точечная оценка СКО ошибки весовой формулы.

Примечания:

1. Точное статистическое распределение вероятности ошибки весовой формулы математически более строго следует называть средневероятным, асимптотически сходящимся к точному при большом количестве расчетов частей ЛА в подобных условиях.

2. Для существующей методики статистического анализа весовых формул требуется минимальный объем статистики на уровне 20 ЛА, иначе достоверность точечных оценок характеристик распределения ошибки резко снижается. Проблема статистического анализа случайных величин при ограниченном объеме данных известна в математической статистике как проблема малой выборки.

3. В весовых расчетах БС объем статистики обычно не превышает 10 ЛА, что резко ограничивает использование существующей методики статистического анализа весовых формул и аппарата теории вероятностей в целом.

4. На основе интервальных оценок строятся интегральные функции точных распределений вероятности МО и СКО ошибки весовой формулы:

$$F(\bar{m}) = \int_{-\infty}^{\bar{m}} f(\bar{m}) d\bar{m} \quad \text{и} \quad F(\bar{\sigma}) = \int_0^{\bar{\sigma}} f(\bar{\sigma}) d\bar{\sigma}.$$

Интегральная функция точного распределения вероятности ошибки весовой формулы определяется так:

$$F(\Delta\bar{m}) = \int_{-\infty}^{+\infty} \int_0^{+\infty} \Phi^* \left(\frac{\Delta\bar{m} - \bar{m}}{\bar{\sigma}} \right) f(\bar{m}) f(\bar{\sigma}) d\bar{m} d\bar{\sigma},$$

где $\Phi^* \left(\frac{\Delta\bar{m} - \bar{m}}{\bar{\sigma}} \right)$ — интегральная функция нормального распределения вероятности ошибки весовой формулы; $\Delta\bar{m}$ — ошибка весовой формулы; $\bar{m}$ — МО ошибки весовой формулы; $\bar{\sigma}$ — СКО ошибки весовой формулы.

Точное распределение вероятности ошибки весовой формулы аппроксимируется нормальным распределением $F^{apr}(\Delta\bar{m})$ с минимизацией критерия точности аппроксимации K^{apr} :

$$K^{apr} = \max \left(\frac{F^{apr}(\Delta\bar{m})}{F(\Delta\bar{m})}; \frac{1 - F^{apr}(\Delta\bar{m})}{1 - F(\Delta\bar{m})} \right).$$

5. Сравнительный анализ МО и СКО нормального аппроксимирующего распределения вероятности ошибки весовой формулы с точечными оценками показал разницу только по величине СКО, которая зависит лишь от объема статистики.

6. Базовым типом называется первая серийная версия в ряду модификаций и модернизаций модели БС.

Методика расчета параметров распределения вероятности расчетной массы БС — разработана для сложившейся трехуровневой системы проектных весовых расчетов и весовых формул, учитывает требования к выходным данным для последующих весовых расчетов. В методике используются известные из теории вероятностей формулы параметров распределений сумм, произведений и линеаризованных функций независимых случайных величин.

МО m^p и СКО σ^p расчетной массы БС на третьем уровне весовых расчетов определяются так:

$$m^p = \sum_{i=1}^N m_i^p,$$

где $m_i^p = f(X_i^p)$ — расчетная масса i -й части БС, полученная по весовой формуле; $X_i^p = \{X_{i_1}^p, \dots, X_{i_{n^p}}^p\}$ — параметры весовой формулы расчетной массы i -й части БС; n_i^p — число параметров весовой формулы расчетной массы i -й части БС; N — число расчетных частей БС;

$$\sigma^p = \sqrt{\sum_{i=1}^N (\sigma_i^p)^2},$$

где σ_i^p — СКО расчетной массы i -й части БС, $\sigma_i^p = \bar{\sigma}_i^p m_i^p$; $\bar{\sigma}_i^p$ — СКО ошибки расчета массы i -й части БС по весовой формуле.

В формулах для МО и СКО расчетной массы БС первого и второго уровней весовых расчетов используются статистические и расчетные МО и СКО абсолютных масс постоянных (не зависящих от размерности) частей и относительных масс переменных (зависящих от размерности) частей.

Методика расчета изменений массы при внедрении новаций и параметров распределения вероятности теоретической массы БС — позволяет рассчитать МО и СКО изменений массы при внедрении новаций, которые не учитываются в формулах для расчетной массы, и теоретической массы БС. Например, для маневренных БС третьего поколения характерной новацией было крыло изменяемой геометрии, для четвертого поколения — крыло с передними корневыми наплывами и маневренной механизацией, для пятого поколения — внутреннее размещение оружия. Оценку изменения массы БС от внедрения новаций удобно производить по отдельным формулам.

МО m^T и СКО σ^T теоретической массы БС на третьем уровне весовых расчетов определяются так:

$$m^T = \sum_{i=1}^N m_i^T,$$

где m_i^T — МО теоретической массы i -й части БС, $m_i^T = m_i^p + m_i^{\text{нов}}$; $m_i^{\text{нов}}$ — МО изменения расчетной массы i -й части БС, $m_i^{\text{нов}} = m_i^a + m_i^b$; m_i^a — МО переменного изменения расчетной массы i -й части БС, $m_i^a = \bar{m}_i^a m_i^p$; $\bar{m}_i^a$ — МО множителя расчетной массы i -й части БС, $\bar{m}_i^a = \sum_{f=1}^F \bar{m}_{if}^a$; $\bar{m}_{if}^a$ — МО множителя расчетной массы i -й части БС для новации f ; m_i^b — МО посто-

янного изменения расчетной массы i -й части БС, $m_i^b = \sum_{f=1}^F m_{if}^b$; m_{if}^b – МО постоянного изменения расчетной массы i -й части БС для новации f ; F – число новаций, внедренных на БС;

$$\sigma^T = \sqrt{\sum_{i=1}^N (\sigma_i^T)^2},$$

где σ_i^T – СКО теоретической массы i -й части БС, $\sigma_i^T = \sqrt{(\sigma_i^p)^2 + (\sigma_i^{\text{нов}})^2}$; $\sigma_i^{\text{нов}}$ – СКО изменения расчетной массы i -й части БС, $\sigma_i^{\text{нов}} = \sqrt{(\sigma_i^a)^2 + (\sigma_i^b)^2}$; σ_i^a – СКО переменного изменения расчетной массы i -й части БС, $\sigma_i^a = \sqrt{(\sigma_i^p)^2 (\bar{\sigma}_i^a)^2 + (m_i^p)^2 (\bar{\sigma}_i^a)^2 + (\bar{m}_i^a)^2 (\sigma_i^p)^2}$; $\bar{\sigma}_i^a$ – СКО множителя расчетной массы i -й части БС, $\bar{\sigma}_i^a = \sqrt{\sum_{f=1}^F (\bar{\sigma}_{if}^a)^2}$; $\bar{\sigma}_{if}^a$ – СКО множителя расчетной массы i -й части БС для новации f ; σ_i^b – СКО постоянного изменения расчетной массы i -й части БС, $\sigma_i^b = \sqrt{\sum_{f=1}^F (\sigma_{if}^b)^2}$; σ_{if}^b – СКО постоянного изменения расчетной массы i -й части БС для новации f .

В формулах для МО и СКО теоретической массы БС первого уровня весовых расчетов используются статистические и расчетные МО и СКО единого коэффициента теоретической массы. Это удобно для решения задач внешнего проектирования и быстрой оценки размерности БС, но не позволяет получить корректную весовую сводку для теоретической массы. Поэтому для внутреннего проектирования БС логично применять сразу формулы теоретической массы второго уровня весовых расчетов – в них используются статистические и расчетные МО и СКО индивидуальных коэффициентов теоретической массы частей.

Методика расчета роста массы в ходе разработки и параметров распределения вероятности серийной массы БС.

Прогнозирование роста массы в ходе разработки традиционно относится к разделу весового планирования, однако для БС особенно остро стоят вопросы обеспечения заданной центровки из-за узкого диапазона эксплуатационных центровок и большого смещения положения центра масс в ходе разработки. Поэтому необходимо объемно-весовую компоновку БС выполнять с учетом роста массы в ходе разработки, т.е. для серийного БС. Рассматриваемая методика позво-

ляет в рамках весового расчета вычислить МО и СКО прироста массы в ходе разработки и серийной массы БС.

МО m^t и СКО σ^t серийной массы БС на третьем уровне весовых расчетов определяются так:

$$m^t = \sum_{i=1}^N m_i^t,$$

где m_i^t – МО серийной массы i -й части БС, $m_i^t = m_i^T + m_i^{\text{рост}}$; $m_i^{\text{рост}}$ – МО роста теоретической массы разрабатываемых элементов i -й части БС, $m_i^{\text{рост}} = m_i^{\text{разр}} \bar{m}_i^{\text{рост}}$; $\bar{m}_i^{\text{рост}}$ – МО множителя роста массы разрабатываемых элементов i -й части БС; $m_i^{\text{разр}}$ – МО теоретической массы разрабатываемых элементов i -й части БС, $m_i^{\text{разр}} = m_i^T - m_i^{\text{гот}} = m_i^T \bar{m}_i^{\text{разр}}$; $m_i^{\text{гот}}$ – МО теоретической массы готовых (серийных) элементов i -й части БС; $\bar{m}_i^{\text{разр}}$ – МО доли теоретической массы разрабатываемых элементов i -й части БС, $\bar{m}_i^{\text{разр}} \in [0; 1]$;

$$\sigma^t = \sqrt{\sum_{i=1}^N (\sigma_i^t)^2},$$

где σ_i^t – СКО серийной массы i -й части БС, $\sigma_i^t = \sqrt{(\sigma_i^T)^2 + (\sigma_i^{\text{рост}})^2}$; $\sigma_i^{\text{рост}}$ – СКО роста теоретической массы разрабатываемых элементов i -й части БС, $\sigma_i^{\text{рост}} = \sqrt{(\sigma_i^{\text{разр}})^2 (\bar{\sigma}_i^{\text{рост}})^2 + (m_i^{\text{разр}})^2 (\bar{\sigma}_i^{\text{рост}})^2 + (\bar{m}_i^{\text{рост}})^2 (\sigma_i^{\text{разр}})^2}$; $\sigma_i^{\text{разр}}$ – СКО теоретической массы разрабатываемых элементов i -й части БС, $\sigma_i^{\text{разр}} = \sqrt{(\sigma_i^T)^2 (\bar{\sigma}_i^{\text{разр}})^2 + (m_i^T)^2 (\bar{\sigma}_i^{\text{разр}})^2 + (\bar{m}_i^{\text{разр}})^2 (\sigma_i^T)^2}$; $\bar{\sigma}_i^{\text{рост}}$ – СКО множителя роста массы разрабатываемых элементов i -й части БС; $\bar{\sigma}_i^{\text{разр}}$ – СКО доли теоретической массы разрабатываемых элементов i -й части БС.

В формулах для МО и СКО серийной массы БС первого уровня весовых расчетов используются статистические и расчетные МО и СКО единого коэффициента роста теоретической массы БС в ходе разработки, а в формулах для серийной массы второго уровня весовых расчетов – статистические и расчетные МО и СКО индивидуальных множителей роста теоретической массы частей БС.

Эффективность вероятностной методики повышения точности весовых расчетов БС определяется реализацией всех функциональных требований к ее разработке и высокой универсальностью: она пригодна для весовых расчетов любых ЛА на всех стадиях внешнего и внутреннего проектирования.

Методика оптимизации весового расчета и определения оптимальных точностей расчета масс частей БС

В методике оптимизации весового расчета и определения оптимальных точностей расчета масс частей БС используются критерии эффективности весовой формулы W_i^Φ и весовой методики $W^{\text{мет}}$ типа эффективность—стоимость, которые отражают соотношение между качеством (точностью) и затратами (трудоемкостью) весового расчета и определяются следующими выражениями:

$$W_i^\Phi = \frac{1}{(\bar{\sigma}_i^t)^2 n_i^t},$$

где $\bar{\sigma}_i^t$ — СКО ошибки расчета серийной массы i -й части БС, $\bar{\sigma}_i^t = \sigma_i^t / m_i^t$; n_i^t — число параметров весовой формулы для серийной массы i -й части БС;

$$W^{\text{мет}} = \frac{1}{(\bar{\sigma}^t)^2 n^t},$$

где $\bar{\sigma}^t$ — СКО ошибки расчета серийной массы БС, $\bar{\sigma}^t = \sigma^t / m^t$; n^t — число параметров, учитываемых методикой расчета серийной массы БС, $n^t = \sum_{i=1}^N n_i^t$.

Число параметров весовой формулы для серийной массы i -й части БС является суммой чисел параметров всех промежуточных весовых формул, в том числе для расчетной и теоретических масс, и отражает трудоемкость расчета серийной массы i -й части БС. Число параметров, учитываемых методикой расчета серийной массы БС, отражает трудоемкость весового расчета БС.

Задача предварительной оптимизации весового расчета БС решается следующими методами:

оптимизации весовых моделей:

$$N^{\text{opt}} = \arg(W_i^\Phi, W^{\text{мет}} \rightarrow \max);$$

оптимизации весовой формулы:

$$m_i^t, \bar{\sigma}_i^t = f^{\text{opt}}(X_i^t) = \arg(W_i^\Phi \rightarrow \max);$$

оптимизации весовой методики

$$m^t, \bar{\sigma}^t = f^{\text{opt}}(X^t) = \arg(W^{\text{мет}} \rightarrow \max).$$

Оптимизация весовой методики включает в себя оптимизацию системы формул, величины невязки (рассогласования между массой в исходных данных и расчетной массой ЛА) и числа итераций весовых расчетов.

Для оптимизации весового расчета БС при заданной точности, трудоемкости или числе параметров расчета используются следующие критерии и методы:

оптимальное СКО ошибки расчета серийной массы i -й части БС $\bar{\sigma}_i^{\text{opt}} = \bar{\sigma}_i^t \sqrt{m^t / m_i^t}$;

эквивалентное СКО ошибки расчета серийной массы i -й части БС $\bar{\sigma}_i^{\text{экр}} = \bar{\sigma}_i^t \sqrt{m_i^t / m^t}$;

оптимальное число параметров в расчете серийной массы i -й части БС $n_i^{\text{opt}} = n_i^t m_i^t / m^t$;

эквивалентное число параметров, учитываемых весовой формулой i -й части БС $n_i^{\text{экр}} = n_i^t m^t / m_i^t$;

метод оптимизации весовой методики при заданной трудоемкости или числе параметров весового расчета: $m^t, \bar{\sigma}^t = f^{\text{opt}}(X^t) = \arg(W^{\text{мет}} \rightarrow \max, (n^t)^{\text{зад}})$;

метод оптимизации весовой методики при заданной точности весового расчета: $m^t, \bar{\sigma}^t = f^{\text{opt}}(X^t) = \arg(W^{\text{мет}} \rightarrow \max, (\bar{\sigma}^t)^{\text{зад}})$.

П р и м е ч а н и я:

1. Весовая модель отражает в виде суммы масс иерархическую структуру сложной системы и может быть представлена в виде уравнения существования ЛА.

2. Оптимальное СКО ошибки расчета серийной массы i -й части БС определяется по концепции оптимальных точностей расчета массы частей БС.

3. Эквивалентное СКО ошибки расчета серийной массы i -й части БС соответствует точности расчета массы БС, если для всех частей будет выполняться концепция оптимальных точностей расчета массы частей БС.

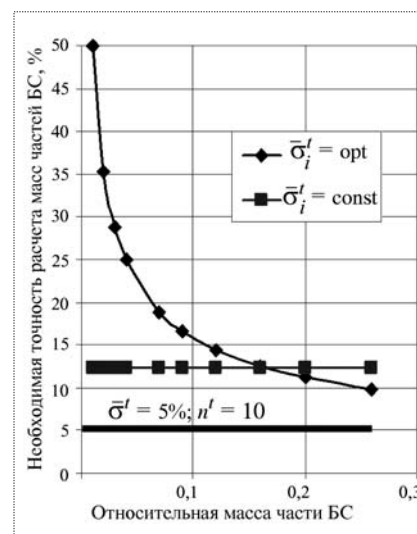
4. Оптимальное число параметров в расчете серийной массы i -й части БС соответствует выполнению концепции оптимальных точностей расчета массы частей БС и равенства критериев эффективности весовых формул частей БС ($W_i^\Phi = \text{const}$).

5. Эквивалентное число параметров, учитываемых весовой формулой i -й части БС, соответствует числу параметров весового расчета БС, если для всех частей будет выполняться концепция оптимальных точностей расчета массы частей БС и равенство критериев эффективности весовых формул частей БС.

Концепция оптимальных точностей расчета масс частей БС в сравнении с традиционной стратегией равных точностей позволяет при заданной точности расчета массы БС снизить

точности расчета для большинства частей (рис. 2), что определяет снижение общей трудоемкости расчета. Кроме того, концепция очень удобна при оптимизации весового расчета путем

Рис. 2. Сравнение подходов обеспечения заданной точности весовых расчетов БС



вариации весовой модели: в отличие от традиционного подхода (равных точностей весового расчета всех частей) деление какой-либо части на составляющие не влияет на оптимальные СКО ошибок весового расчета остальных частей.

Концепция базируется на условии равенства долей (или их отношения) дисперсии и МО масс частей БС:

$$\left(\frac{D'_i}{m'_i}\right)^{\text{opt}} = \frac{\sum_{i=1}^N D'_i}{\sum_{i=1}^N m'_i} = \frac{D'}{m'},$$

где D' — дисперсия серийной массы БС, $D' = \sum_{i=1}^N D'_i$;

D'_i — дисперсия серийной массы i -й части БС, $D'_i = (\sigma'_i)^2$.

Методика оптимизации весового расчета и определения оптимальных точностей расчета масс частей БС позволяет получить максимальное качество весового расчета при ограниченных ресурсах, что обеспечивает его высокую эффективность, и пригодна для оптимизации весовых расчетов любых ЛА на всех стадиях разработки.

Методика оптимизации эффективности проектирования как функции параметров весового проектирования и определения оптимальной проектной массы БС

Обеспечение оптимальной эффективности проектирования БС по определению требует компромисса между взаимозависимыми и разнородно влияющими факторами — параметрами проектирования: размерностью при заданном ТТЗ и вероятностью выполнения этого ТТЗ. В методике оптимизации эффективности проектирования как функции параметров весового проектирования и определения оптимальной проектной массы БС используется критерий эффективности проектирования БС типа эффективность—стоимость, который отражает соотношение между весовыми эквивалентами боевой эффективности и стоимости БС (его жизненного цикла с боевым применением):

$$W^{\text{пр}} = P^{\text{пр}}(m' < m^{\text{пр}}) W^m,$$

где $P^{\text{пр}}(m' < m^{\text{пр}}) = \Phi^*\left(\frac{m^{\text{пр}} - m'}{\sigma'}\right)$ — вероятность отсутствия превышения проектной массой БС серийной массы; W^m — критерий эффективности весового проектирования БС, $W^m = m'/m^{\text{пр}} = 1/K^m$; $m^{\text{пр}}$ — проектная масса БС, $m^{\text{пр}} = m' + \sigma' \arg \Phi^*(P^{\text{пр}}(m' < m^{\text{пр}}))$; K^m — коэффициент завышения проектной массы БС относительно МО серийной массы.

Функция $P^{\text{пр}}(m' < m^{\text{пр}})$ является весовым эквивалентом боевой эффективности БС: она равна МО вероятности выполнения ТТЗ (достижения заданной боевой эффективности БС) и МО боевой эффективности БС (относительно заданной) по фактору превышения проектной массы в ходе разработки.

Критерий эффективности весового проектирования БС отражает меру приближения к размерности "идеального" БС, определенной без ошибок весового расчета. Обратная функция является весовым эквивалентом стоимости БС, который отражает влияние точности весовых расчетов и параметров весового планирования на размерность и стоимость БС.

Оптимизационная задача имеет вид

$$(W^{\text{пр}})^{\text{opt}} = \left[\Phi^*\left(\frac{m^{\text{пр}} - m'}{\sigma'}\right) \frac{m'}{m^{\text{пр}}} \right] \rightarrow \max.$$

Оптимальные параметры весового проектирования определяются так:

оптимальная вероятность отсутствия превышения проектной массы БС серийной массой:

$$(P^{\text{пр}}(m' < m^{\text{пр}}))^{\text{opt}} = \arg(W^{\text{пр}})^{\text{opt}};$$

оптимальный критерий эффективности весового проектирования БС:

$$(W^m)^{\text{opt}} = (W^{\text{пр}})^{\text{opt}} / (P^{\text{пр}}(m' < m^{\text{пр}}))^{\text{opt}};$$

оптимальный коэффициент завышения проектной массы БС относительно МО серийной массы:

$$(K^m)^{\text{opt}} = 1 / (W^m)^{\text{opt}};$$

оптимальная проектная масса БС:

$$(m^{\text{пр}})^{\text{opt}} = \frac{m'}{(W^m)^{\text{opt}}} = (K^m)^{\text{opt}} m'.$$

На рис. 3, 4 показано графическое решение оптимизационной задачи. На рис. 3 приведена функция критерия эффективности проектирования БС от вспомогательного параметра — завышения проектной массы в СКО серийной массы $(m^{\text{пр}} - m')/\sigma'$. Круглыми точками показаны экстремумы этой функции для ряда значений параметра точности весового расчета. На рис. 4 приведены результаты оптимизации критерия эффективности проектирования БС в зависимости от СКО ошибки расчета серийной массы и графики оптимальных параметров весового проектирования, включая оптимальный коэффициент завышения проектной массы. Функциональная зависимость оптимального коэффициента завышения

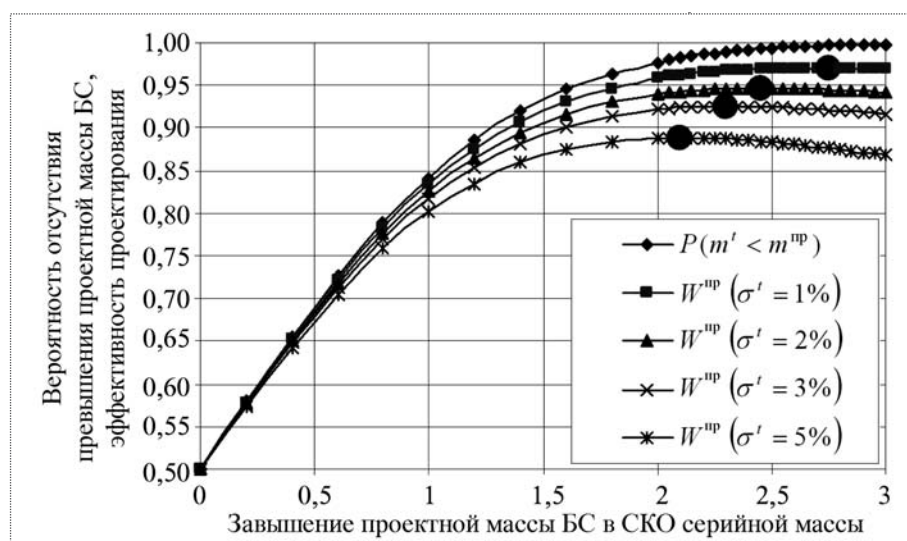


Рис. 3. Эффективность проектирования БС как функция параметров весового проектирования

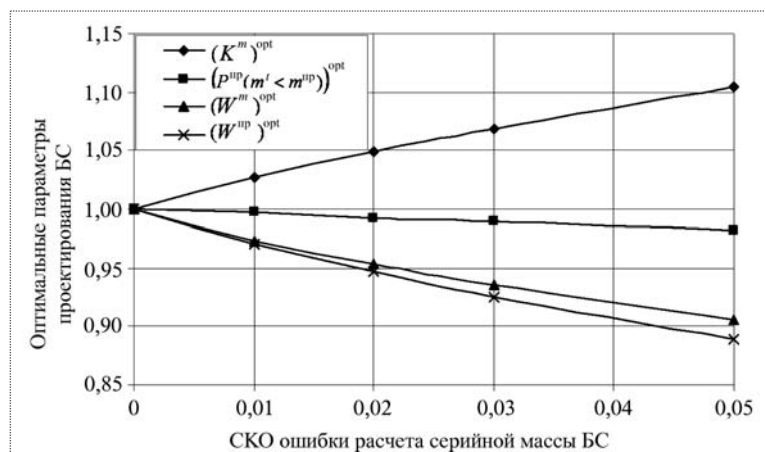


Рис. 4. Оптимальные параметры проектирования БС как функция точности весового расчета

проектной массы БС от СКО ошибки расчета серийной массы получена методом регрессионного анализа:

$$(K^m)^{opt} = 1 + 1,2774(\bar{\sigma}^t)^{0,8333}.$$

В заключение можно сделать следующие выводы:

1. Разработанный комплекс методик весового проектирования БС позволяет значительно (примерно вдвое) повысить эффективность решения задач весового проектирования, а также эффективность общего проектирования БС. С использованием нового комплекса методик проектирование БС выходит на качественно другой уро-

вень — оптимизируется проектная масса и практически исключается невыполнение ТТЗ из-за ее превышения.

2. Разработанная вероятностная методика повышения точности весовых расчетов БС позволяет с повышенной точностью (средняя коррекция по СКО около 1,5 раз) рассчитать параметры распределения вероятностей серийной массы частей и БС в целом на любом этапе разработки в характерных для весовых расчетов БС условиях. До разработки этой методики точность весового расчета не определялась и обеспечивалась концепцией формул равной точности, что не позволяло проводить оптимизацию весо-

вого расчета и проектирования БС, а статистический анализ при скудной статистике давал завышенную точность формул.

3. Разработанная методика оптимизации весовых расчетов БС позволяет повысить точность весовых расчетов или сократить их трудоемкость, количественно определять качество любых весовых формул и методик весового расчета БС. Использование ресурсов весового расчета с применением методики улучшается вдвое, становится возможной оптимизация весовых методик для конкретного БС.

4. Разработанная методика оптимизации эффективности проектирования БС как функции параметров весового проектирования позволяет повысить эффективность проектирования БС и определить оптимальные параметры весового проектирования. В настоящее время вероятность выполнения ТТЗ проектируемыми отечественными БС из-за проблемы превышения проектной массы менее 50 %. Использование комплекса приведенных методик позволяет поднять ее минимум вдвое при небольших весовых затратах.

Список литературы

1. Шейнин В.М., Козловский В.И. Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолетов. М.: Машиностроение, 1984. 552 с.
2. Вентцель Е.С. Теория вероятностей, М.: Наука, 1969. 576 с.
3. Гаскаров Д.В., Шаповалов В.И. Малая выборка. М.: Статистика, 1978. 248 с.

Механизмы колебательных процессов горения металлической частицы и их аналитическое представление

В.Д. Головатенко, А.В. Головатенко

В статье экспериментально наблюдаемые световые пульсации, сопровождающие горение частицы металла, объясняются с помощью трех механизмов: физического — собственно-го механического вращения за счет истекающих с поверхности капли продуктов горения, химического — через образование и диспропорционирование химических соединений и массообменного — через диффузию в зоне горения исходных компонентов и продуктов горения.

V.D. Golovatenko, A.V. Golovatenko. Oscillatory Processes Of Metal Particle Burning And Their Analytical Representation

The article shows that the light pulsations observed in experiments at burning of the metal particles may be explained through three mechanisms, namely, the physical one that is the rotation of particles caused by the combustion products coming off from the surface, the chemical one that is the buildup and disproportionation of chemical compounds, and the one of the mass transfer, which is the diffusion of the initial components and combustion products in the combustion zone.

В работе [1] рассматривался химический механизм возникновения колебательно-го процесса горения алюминиевой частицы, который обуславливается образованием соединений алюминия с кислородом и азотом типа субоксидов алюминия и оксинитрида алюминия. Присутствие в атмосфере пламени водорода, очевидно, приведет к образованию и оксигидрида алюминия. Характерной особенностью этих соединений является их диспропорционирование во времени, при котором выделяется чистый металл в изолированном объеме — сфере, стенка которой состоит из высшего оксида — оксида алюминия. Масса королька металла в зависимости от вида диспропорционирующего соединения может быть значительной и составит до 1/3 от исходной массы сгорающей частицы алюминия. Испытатели этот остаток относят к неполноте сгорания топлива и, соответственно, снижению удельного импульса двигателя, но с физико-химической стороны это не соответствует реальностям.

Для случая образования при горении частицы алюминия оксида алюминия, субоксида и оксинитрида алюминия (или оксигидрида алюминия) и диспропорционирования двух последних соединений система уравнений, описывающая выход продуктов горения, записывается в виде [1]

$$\left. \begin{aligned} \frac{dm}{dt} &= K_1 m - K_2 m z \\ \frac{dz}{dt} &= K_3 m z - K_4 z \\ \frac{dy}{dt} &= K_5 m y - K_6 y \end{aligned} \right\},$$

где m , z и y — массы перечисленных выше соединений, а $K_1 \dots K_6$ — коэффициенты при этих переменных.



ГОЛОВАТЕНКО
Владислав Денисович —
ведущий инженер-конструк-
тор ОАО "ОКБ "Новатор"



ГОЛОВАТЕНКО
Андрей Владиславович —
консультант ОАО "ОКБ "Но-
ватор"

Эта система имеет прямое аналитическое решение:

$$\frac{y^{K_5} \exp(K_3 m + K_2 z) + m^{K_4} z^{(K_1 + K_3)} \exp\left(\frac{K_4}{K_3} - \frac{K_6}{K_5} t\right)}{m^{K_4} z^{K_1} y^{K_5}} = \frac{y_0^{K_5} \exp(K_3 m_0 + K_2 z_0) + m_0^{K_4} z_0^{(K_1 + K_3)} \exp\left(\frac{K_4}{K_3} - \frac{K_6}{K_5} t\right)}{m_0^{K_4} z_0^{K_1} y_0^{K_5}}.$$

Это решение может оказаться формальным, так как по теории проточного культиватора одно из соединений при достижении стационарного процесса горения будет вымыто, причем останется тот продукт реакции, скорость образования которого больше. Время сгорания частицы может оказаться меньшим, чем время, необходимое для установления стационарного состояния. Последнее определяется условиями горения и размером частиц, поэтому вопрос о предельном их диаметре для этого случая остается открытым. Однако и сверхмалые частицы (фактически "пыль") должны быть исключены из рассмотрения, так как они, обладая пирофорными свойствами, способны одномерно образовывать конечный продукт горения [2].

Ниже рассматривается массообменный механизм колебательного горения частицы металла.

В случае образования наряду с оксидом алюминия только одного субоксида алюминия (или любого другого соединения алюминия) система дифференциальных уравнений с учетом диффузии будет иметь вид

$$\left. \begin{aligned} \frac{\partial x}{\partial t} &= ax - by + D_x \frac{\partial^2 x}{\partial s^2} \\ \frac{\partial y}{\partial t} &= cx - dy + D_y \frac{\partial^2 y}{\partial s^2} \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

Здесь через x обозначена скорость образования высшего оксида, через y — скорость образования продуктов реакции высшего оксида с алюминием (или азотом, или водородом), D_x и D_y — коэффициенты диффузии вновь образованного высшего оксида через ранее образовавшийся жидкий оксид и диффузии паров алюминия через жидкий оксид с образованием субоксида (AlO).

Очевидно, что $D_x > D_y$, а если предположить, что вновь образовавшийся оксид алюминия откладывается на внутреннюю поверхность ранее образовавшейся пленки оксида

(последняя, естественно, расширяется), то $D_x \gg D_y$.

Известно, что малые возмущения, воздействующие на системы, подобные (1), представляются суперпозицией волн, а решения ищутся [3] в предположении, что:

$$x = \alpha_x \exp\{P_x t + iKS\}; \quad (2)$$

$$y = \alpha_y \exp\{P_y t + iKS\} \quad (3)$$

с граничными условиями

$$\left. \frac{\partial x}{\partial s} \right|_{r=0} = \left. \frac{\partial y}{\partial s} \right|_{r=0}.$$

В этих уравнениях P_x — символ главного значения интеграла; K — волновое число системы, которое связано с длиной волны соотношением $K = \frac{2\pi}{\lambda_k}$.

Используя решения (2) и (3) в системе (1), получим дисперсионное уравнение, связывающее комплексные частоты, длины волн и коэффициенты системы (1), при этом считаем, что это дисперсионное уравнение будет иметь нетривиальное решение в виде

$$P_k = \Delta\omega_k \pm i\omega_k. \quad (4)$$

Здесь $\Delta\omega_k$ — область частот пульсирующего горения частиц металла; ω_k — частота; i — мнимая единица.

Учитывая (2) и (3), система (1) после преобразования перейдет в дисперсионное уравнение:

$$P_x^2 - P_x [(a-d) - (D_x + D_y)K^2] - [(ad-bc) + K^2(ad_y - dD_x) - D_x D_y K^4] = 0,$$

решение которого для главного значения интеграла будет:

$$P_{x1,2} = \frac{[(a-d) - (D_x + D_y)K^2]}{2} \pm \sqrt{\frac{[(a-d) - (D_x + D_y)K^2]^2}{4} + [(ad-bc) - K^2(D_x d - D_y a) - D_x D_y K^4]}. \quad (5)$$

Сравнивая ожидаемое решение (4) с полученным (5), видим, что в нашем случае

$$2\Delta\omega_k = (a-d) - K^2(D_x + D_y);$$

$$\omega_k = \sqrt{\frac{[(a-d) - (D_x + D_y)K^2]^2}{4} + [(ad-bc) - K^2(D_x d - D_y a) - D_x D_y K^4]}.$$

Если частота наблюдаемого прерывистого горения частицы металла значительна по величине (а экспериментальные данные [4], [5] это подтверждают), то подкоренное выражение всегда будет иметь отрицательное значение, т.е. $\omega_k \gg \Delta\omega_k$.

В итоге значение корня, соответствующее мнимой части ($J_m P_{k1,2}$), определит величину частоты колебания около положения равновесия системы. Так как решение дисперсионного уравнения связывает вещественную ($R_e P_{k1,2}$) и мнимую ($J_m P_{k1,2}$) части $P_{k1,2}$, то по их значениям можно определить виды устойчивости системы. Так (и в соответствии с [3]):

если оба корня решения (5) имеют положительные значения, т.е. $R_e P_{k1,2} > 0$, то в этом случае устойчивость системы уравнений, описывающая прерывистое горение капли металла, будет характеризовать особая точка — неустойчивый узел (или фокус);

если у одного корня $R_e P_{k1} > 0$, а у второго $R_e P_{k2} < 0$, то решение будет характеризоваться особой точкой в виде седла;

если $R_e P_{k1} < 0$ и $R_e P_{k2} < 0$, то система будет иметь особую точку в виде устойчивого узла (или фокуса).

Кроме этого, если, согласно [3], наблюдается при решении системы (5) четное число корней, как в нашем случае, и когда величина полосы пропускания больше нуля, неустойчивость будет автоколебательной.

Особая точка решения системы (5) вблизи положения равновесия для нашего случая прерывистого горения частицы металла, определяемого диффузионной неустойчивостью, будет неустойчивым фокусом [3], когда

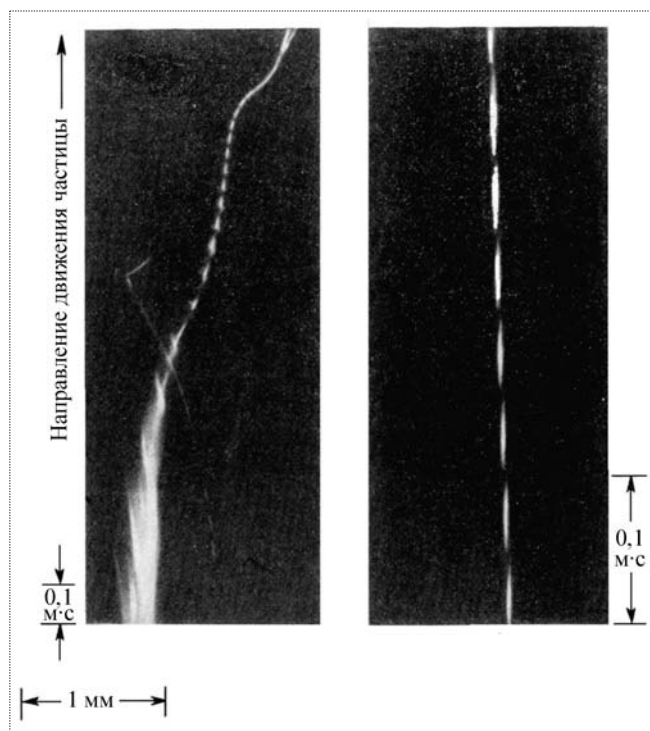
$$(a-d) > \frac{K^2(D_x + D_y)}{2}. \quad (6)$$

Учитывая соотношение для критической длины волны $\lambda_{кр} = \frac{2\pi}{K}$, получим следующее соотношение (учитывая (6) с заменой знака "больше" на знак равенства):

$$\lambda_{кр} = \pi \sqrt{\frac{2(D_x + D_y)}{a-d}}. \quad (7)$$

Если по какой-либо причине окажется, что $D_x = D_y$, то

$$J_m P_{k1,2} = \pm \sqrt{a^2 - 4bc}.$$



Экспозиция во времени движущихся по вертикали одиночных вращающихся частиц алюминия диаметром 30...35 мкм [4]

Из последнего равенства следует, что при определении частоты колебаний при $D_x = D_y$ процессы диффузии веществ в зоне пламени вокруг горящей частицы не будут влиять на частоту колебаний в системе.

Отметим, что исследованная система уравнений (1) подобна системе уравнений, описывающей генератор Ван-дер-Поля [3] и, так же как и генератор Ван-дер-Поля, будет устойчивой по амплитуде. При этом любое отклонение амплитуды от стационарного значения будет стремиться к списанию случайного воздействия. Что касается фазы, то любое начальное отклонение (если в дальнейшем не будет других воздействий), полученное при возникновении пульсирующего горения частицы, таким и останется во времени. На рисунке, заимствованном из работы [4], видно, что освещенность частицы от одного следа к другому остается постоянной (но уменьшается размер следа по мере сгорания частицы) после выхода горения на пульсирующий режим; остается постоянной и фаза (несимметрия в следе фотографируемой частицы).

Если положить, что диспропорционирование соединения AlO или других подобных соединений происходит вне зоны горения и обратно этот процесс на горение капли не оказывает влияния, тогда система уравнений (1) запишется в виде

$$\left. \begin{aligned} \frac{\partial x}{\partial t} &= ax - by + D_x \frac{\partial^2 x}{\partial s^2} \\ \frac{\partial y}{\partial t} &= cx + D_y \frac{\partial^2 y}{\partial s^2} \end{aligned} \right\} \quad (8)$$

Как и для системы (1), можно записать дисперсионное уравнение для главного значения интеграла в виде

$$P_x^2 + P_x (D_y K^2 + D_x K^2 - a) + (bc + D_x D_y K^4 - D_y a K^2) = 0,$$

а его решение

$$P_{x1,2} = \frac{[a - (D_x + D_y)K^2]}{2} \pm \sqrt{\frac{[a - (D_x + D_y)K^2]^2}{4} - (bc + D_x D_y K^4 - D_y K^2 a)}.$$

Тогда

$$\begin{aligned} 2\Delta\omega_k &= a - K^2(D_x + D_y); \\ \omega_k &= \sqrt{\frac{[a - K^2(D_x + D_y)]^2}{4} + [bc + D_x D_y K^4 - D_y K^2 a]}. \end{aligned}$$

А значение критической длины волны

$$\lambda_{кр} = \pi \sqrt{\frac{2(D_x + D_y)}{a}}. \quad (9)$$

При $D_x = D_y$ будем иметь:

$$J_m P_{k1,2} = \pm \sqrt{a^2 - 4bc}.$$

Как отмечалось выше, экспериментально установлено [2], что продуктами горения частиц алюминия являются сферические образования: шарики из оксида алюминия, а внутри сферы содержится значительное количество (до 1/3 части от исходной массы металла частицы) алюминия, который образуется при диспропорционировании соединений типа AlO (оксинитрида или оксигирида алюминия или аналогичных соединений). Этот процесс описывается формулой $3AlO \rightarrow Al_2O + Al$.

Система уравнений (1) подобна системе уравнений, полученной и исследованной А.М. Тьюрингом, анализ которого формально применим и к рассматриваемому случаю горения металла. Согласно этому анализу в результате, например, местного утонения (или

разрыва) пленки из оксида алюминия увеличивается приток кислорода к расплавленной капле металла, следовательно, увеличится образование Al_2O_3 и соответственно получит приращение выход в зоне горения AlO (или оксинитрида алюминия). Но это приводит к понижению температуры в зоне горения и, соответственно, к замедлению выхода AlO (или оксинитрида алюминия) в данном месте на поверхность капли.

Процесс повторяется и, в результате, возникает стоячая волна (или, по [3], — автоколебания), что должно регистрироваться как смена в освещенности поверхности горящей частицы. При этом не исключается, что происходит и вращение частицы под воздействием истекающих с ее поверхности продуктов горения.

Частота колебаний, описываемая системой уравнений (1) или (8), обусловленных диффузией исходных компонентов и продуктов горения в зоне пламени, может быть оценена из следующих соображений.

Согласно уравнениям (7) и (9) и в соответствии с [3] длина "диффузионной" волны определяется как

$$\lambda = 2\pi \sqrt{\frac{D_x + D_y}{2\delta_0}},$$

где D_x и D_y — коэффициенты диффузии соответствующих компонентов; $2\delta_0$ — полоса пропускания "контура", которая тем меньше, чем выше его добротность. Здесь, в соответствии с (7) или (9) $\delta_0 = (a - d)$ или $\delta_0 = a$.

С другой стороны, длина волны теплового потока может быть найдена из соотношения

$$\lambda = \frac{\chi}{lf},$$

где χ — коэффициент температуропроводности; l — толщина слоя продуктов горения на поверхности капли металла (толщина пламени); f — частота колебаний.

Исходя из этих соотношений для колебательного процесса горения капли металла за счет диффузии можно записать:

$$f = \frac{\chi}{2\pi l \sqrt{\frac{D_x + D_y}{2\delta_0}}}.$$

Для получения оценочного значения частоты положим, что толщина продуктов горения, покрывающих каплю к моменту начала колебательного процесса, около 10 % от размера горящей частицы. Величину

температуропроводности продуктов горения примем, вслед за Б.Н. Новожиловым [6], равной $10^{-7} \text{ м}^2/\text{с}$.

Значение коэффициента диффузии, полученное Кучинским и др. [7] при исследовании процесса спекания шариков из оксида алюминия, находится в пределах $10^{-9} \text{ м}^2/\text{с}$.

Расстройку "контуров" (полосу пропускания) положим равной 10 %.

В итоге после вычисления частота диффузионной неустойчивости может составить величину порядка 500 Гц, но ошибка в исходных данных увеличит или уменьшит ее на порядок. Реально наблюдаемая частота пульсаций свечения горячей капли металла по [5] достигает величины 100 000 Гц. Частота вращения частицы в случае асимметричного истечения продуктов горения или паров металла с ее поверхности сравнима по порядку величины с приведенной выше для случая "диффузионной неустойчивости".

Для описания наблюдаемых изменений в освещенности горячей частицы металла могут быть привлечены три механизма, которые в результате составят вместе кластер. Чтобы ответить на вопрос, какой конкретно механизм на определенной стадии горения капли будет доминирующим, требуется проведение дополнительных теоретических и экспериментальных исследований.

Физико-химические процессы, протекающие на поверхности горячей частицы, имеющей микронные размеры и температуру в зоне горения (3000...4000) К, регистрируются как переменные через оптическое явление с периодом около 10 микросекунд [5]. Длительность периода в нашем случае фактически определяет время синхронного диспропорционирования "коллектива" (ансамбля) молекул субоксида и, с некоторой долей вероятности, — фактически длительность процесса диспропорционирования одной молекулы. На практике изменением исходных размеров частиц металла добиваются образования одного вида соединений и предотвращения появления других как увеличивающих время появления конечного продукта реакции или, наоборот, для их появления с целью выстраивания требуемой цепочки по выходу конкретного вида соединений.

В заключение следует оговорить особо, что соединения типа субоксидов (оксинитридов, оксигидридов и др.) алюминия не являются промежуточными продуктами реакций, а должны рассматриваться как самостоятельно образующиеся соединения в тех условиях, которые наблюдаются при горении металла. Согласно [8] образование соединений низших оксидов для химических элементов с переменной валентностью является общим явлением. В качестве примера

Схема образования соединений при горении вещества с переменной валентностью

Исходные вещества	Продукт реакции	Физический и химический пути сохранения продукта реакции	Конечные продукты реакции
$\text{Al} + \text{O} \rightarrow$	Al_2O_3	$-Q$ с "третьей частицей"	Al_2O_3
		$\rightarrow$	
		$-Q$ на выполнение работ	Al_2O_3
		$\rightarrow$	
	$+ \text{Al} \rightarrow$	$\begin{matrix} \text{AlO} \\ \text{Al}_2\text{O} \\ \text{Al}_2\text{O}_3 \end{matrix}$	Диспропорционирование $\rightarrow$
	Частичная диссоциация		$\text{Al}_2\text{O}_3; \text{Al}; \text{O}_2$
Здесь — Q обозначает теплоту, отбираемую третьей частицей.			

приведем схему образования конечного (требуемого) продукта для случая горения алюминия.

Представленная схема процесса горения предопределяет, в частном случае, путь протекания реакции. Не вдаваясь в детализацию, отметим только, что для выбранного направления необходимо обеспечить требуемый уровень скорости отвода теплоты образования продуктов химического соединения для их сохранения (или, что то же самое, протекание требуемых структурных преобразований за лимитированный промежуток времени).

Список литературы

1. Головатенко В.Д. К анализу горения частицы алюминия. Условия образования высшего оксида алюминия в камере сгорания // Сб. "Проектирование, производство и эффективность летательных аппаратов". Изд. ЮРГУ, Челябинск, 2006.
2. Соснова Г.С. О сгорании бора и алюминия до их высших оксидов при высоких давлениях и температуре // Сб. "Горение и взрыв", М.: Наука, 1972.
3. Романовский Ю.М., Степанов Н.В., Чернавский Д.С. Математическая биофизика. М.: Наука, 1984.
4. Мачек А., Фридман Р., Сэмпл Дж. Методы исследования процесса горения частиц берилла и алюминия // Сб. "Гетерогенное горение". М.: Мир, 1967.
5. Похил П.Ф. и др. Горение порошкообразных металлов в активных средах. М.: Наука, 1972.
6. Новожилов Б.Н. Нестационарное горение твердых ракетных топлив. М.: Наука, 1973.
7. Кучинский, Эбернети, Аллен. Механизмы спекания окиси алюминия // Сб. "Кинетика высокотемпературных процессов". Под ред. Кинджери. М.: Металлургия. 1965.
8. Савина Е.Д. Дискуссия // Сб. "Механизм и кинетика восстановления металлов". М.: Наука, 1970. С. 231.



ХАРЛАМОВ
Александр Владимирович —
научный сотрудник
ФГУП "ЦИАМ
им. П.И. Баранова"

Метод расчета образования ледяного нароста при обледенении ЛА

А.В. Харламов

Описаны физико-математическая модель процесса обледенения и этапы метода расчета льдообразования на аэродинамическом профиле. Приведено сравнение результатов расчета с экспериментальными данными.

A.V. Kharlamov. Calculation Method Of Ice Growth At An Airfoil Icing

The description of physical and mathematical model and calculation method stages of airfoil icing process is given. Comparison of calculation results with experimental data is performed.

Обеспечение безопасности полетов гражданских самолетов в сложных метеорологических условиях, приводящих к обледенению, — актуальная проблема современной гражданской авиации. Обледенение летательного аппарата происходит в переохлажденных, ниже 0°C , капельножидких облаках. Оно существенно ухудшает его аэродинамические характеристики и отрицательно влияет на работоспособность силовой установки.

Дорогостоящие экспериментальные исследования в этой области дополняет численное моделирование, которое в настоящее время базируется на известной термодинамической модели льдообразования Мессинжера (Messinger) [1]. Развитие различных модификаций модели Мессинжера и построенные на ее основе методы расчета приведены в [2]. В данной статье уточнен по сравнению, например, с [3] метод расчета льдообразования на аэродинамическом профиле. Основное усилие направлено на разработку метода расчета коэффициента внешней теплоотдачи.

Физико-математическая модель метода расчета льдообразования. При математическом моделировании обледенения заданное время процесса разбивается на ряд элементарных шагов Δt . Задача решается в двумерной постановке.

Течение воздушного потока — потенциальное и несжимаемое. Водное облако считается монодисперсным. При движении капли не влияют друг на друга, не воздействуют на воздушное поле скоростей, не коагулируют и не дробятся. Теплофизические свойства каждой фазы на временном шаге постоянны, фазовые превращения происходят мгновенно, тепловой поток излучения не учитывается. В поперечном сечении тонкой растекающейся по поверхности пленки незакристаллизовавшейся воды отсутствуют градиенты скорости и температуры. Рост слоя льда происходит по нормалю к поверхности, взятой на начало временного шага.

Для определения поля скоростей около плоского аэродинамического профиля здесь применена модификация используемого в работах [2] известного классического панельного метода — метод присоединенной вихревой пелены [4]. В основе метода лежит принцип размещения на контуре обтекаемого тела вихревой особенности с распределенной интенсивностью γ , которая индуцирует некоторое потенциальное поле скоростей. Считается, что интенсивность вихревой пелены на каждой панели, на которые разбивается контур профиля, меняется линейно.

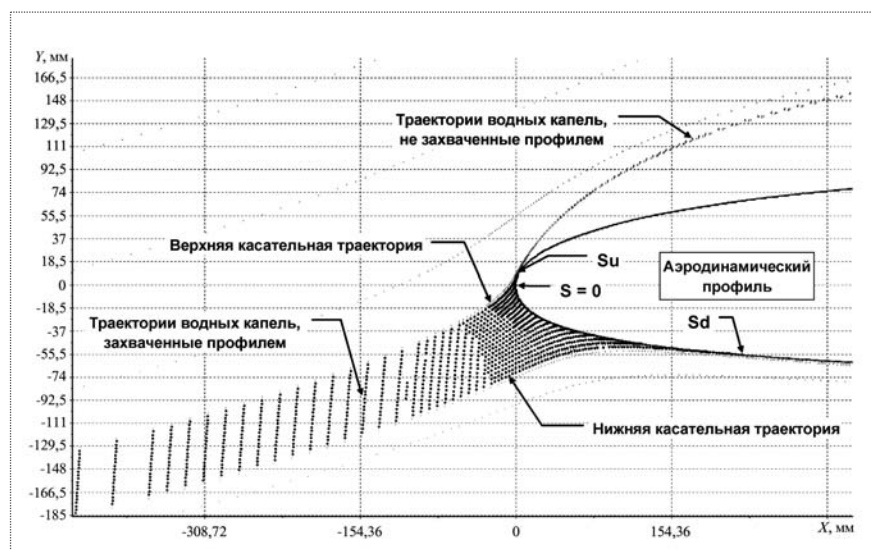


Рис. 1. Траектория водных капель

Для определения γ ставится граничное условие "непротекания" жидкости сквозь поверхность, дополненное гипотезой Жуковского—Чаплыгина. В результате решения системы линейных алгебраических уравнений определяется распределение значения интенсивности вихревой пелены $\gamma(s)$ по контуру профиля, которая равна тангенциальной $W_\tau(s)$ составляющей к поверхности абсолютной скорости потока [4].

Возмущения в воздушном потоке, производимые движущимся в нем аэродинамическим профилем, передаются на переохлажденные капли водного облака. Капли будут двигаться по некоторым траекториям, которые могут проходить мимо профиля или пересекать его поверхность (рис. 1).

Пусть на каплю с диаметром d действуют аэродинамическая сила сопротивления и гравитационная сила [5]. В зависимости для коэффициента сопротивления сферической частицы вводится коэффициент, учитывающий деформацию капли при приближении ее к обтекаемой поверхности [5]. Уравнения динамики движения капли редуцируются к системе четырех обыкновенных нелинейных дифференциальных уравнений первого порядка относительно неизвестных координат траекторий и составляющих скорости капли. Система решается численно методом Кутты — Мерсона четвертого порядка точности с автоматическим выбором шага. С помощью

специального алгоритма определяются границы зоны улавливания и распределение локального коэффициента улавливания капель по поверхности [3].

Согласно модели Мессинжера [1], количество воды, замерзающей на обледеневающей поверхности, определяется на основе уравнений теплового и массового балансов в контрольном объеме (рис. 2).

В общем случае в контрольном объеме могут существовать одновременно три фазы: лед, вода и пар. Термодинамическое состояние характеризуется некоторой температурой T , которая установится в результате всех межфазных превращений.

Уравнение баланса масс выражает равенство между источниками и стоками потоков массы в контрольном объеме (см. рис. 2, а):

$$\dot{m}_{ev} + \dot{m}_{out} + \dot{m}_{ice} = \dot{m}_{in} + \dot{m}_\beta. \quad (1)$$

Здесь $\dot{m}_{in}$ — втекающий поток массы в виде пленки либо ручейка незакристаллизовавшейся воды; $\dot{m}_\beta$ — поток массы воды от улавливания капель; $\dot{m}_{ev}$ — поток массы испаряющейся воды; $\dot{m}_{ice}$ — поток массы закристаллизовавшейся воды; $\dot{m}_{out}$ — поток массы воды, стекающей по поверхности в следующий контрольный объем.

Уравнение теплового баланса выражает равенство между источниками и стоками потоков теплоты в контрольном объеме (см. рис. 2, б):

$$\begin{aligned} \dot{Q}_{in} + \dot{Q}_{freeze} + \dot{Q}_{aero\ heat} + \dot{Q}_{ke\ d} + \dot{Q}_{ice\ cool} = \dot{Q}_{conv} + \\ + \dot{Q}_{d\ warm} + \dot{Q}_{ev} + \dot{Q}_{out}. \end{aligned} \quad (2)$$

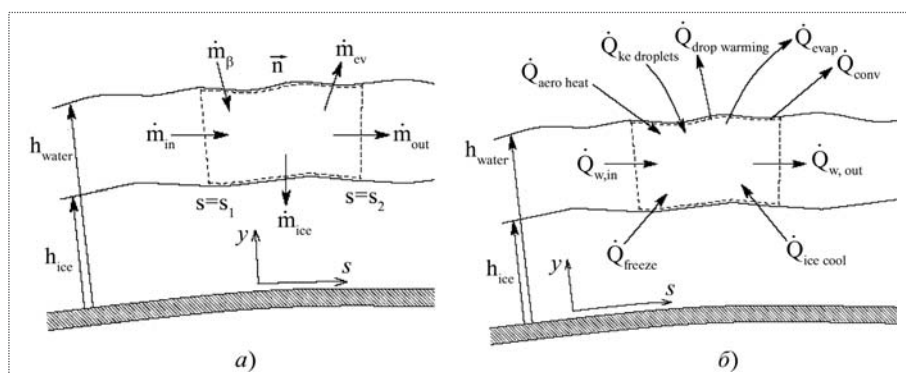


Рис. 2. Схема потоков массы (а) и теплоты (б) в контрольном объеме

Здесь $\dot{Q}_{in}$ — поток теплоты, приходящей вместе с потоком втекающей массы воды; $\dot{Q}_{freeze}$ — поток теплоты, выделяющейся в процессе кристаллизации воды; $\dot{Q}_{aero\ heat}$ — поток теплоты, идущей на нагрев поверхности за счет торможения газа в пограничном слое; $\dot{Q}_{ke\ d}$ — поток теплоты от кинетического нагрева, возникающей в результате соударения переохлажденных капель с поверхностью; $\dot{Q}_{ice\ cool}$ — поток теплоты, идущей на охлаждение закристаллизовавшейся воды от температуры кристаллизации $T_f = 273,15^\circ\text{C}$ до температуры T ; $\dot{Q}_{conv}$ — поток теплоты, отводящейся от поверхности в результате внешней конвекции; $\dot{Q}_{d\ warm}$ — поток теплоты, идущей на нагрев улавливаемых переохлажденных капель воды от температуры невозмущенного потока T_∞ до температуры T ; $\dot{Q}_{ev}$ — поток теплоты, идущей на процесс испарения воды; $\dot{Q}_{out}$ — поток теплоты, покидающей контрольный объем вместе с потоком незакристаллизовавшейся массы воды.

Анализ уравнений балансов (1) и (2) показывает, что при известной величине $\dot{m}_{in}$ в уравнениях содержатся три неизвестных переменных: $\dot{m}_{out}$, $\dot{m}_{ice}$ и температура поверхности раздела фаз T . Для однозначного решения задачи в модель было введено допущение, что одновременное присутствие двух фаз вода–лед может быть только при температуре кристаллизации T_f . Кроме того, было введено понятие фактора замерзания: $f_{ice} = \dot{m}_{ice} / (\dot{m}_\beta + \dot{m}_{in})$, выражающее отношение потока массы закристаллизовавшейся воды к суммарному потоку массы жидкой воды, попадающей в контрольный объем.

В начале расчета неизвестная температура поверхности раздела фаз T принимается равной температуре кристаллизации T_f , и затем решаются уравнения (1), (2). В зависимости от значения фактора замерзания различают три фазовых режима (рис. 3).

Если $f_{ice} < 0$ (фазовый режим I), то в контрольном объеме лед не образуется: $\dot{m}_{ice} = 0$; $\dot{m}_{out} = \dot{m}_{in} + \dot{m}_\beta$. Незвестная температура T вычисляется из уравнения (2).

Если $f_{ice} > 1$ (фазовый режим II), то вся выпадающая на поверхность жидкая вода замерзает, т.е. $\dot{m}_{ice} = \dot{m}_{in} + \dot{m}_\beta$; $\dot{m}_{out} = 0$. Незвестная температура T вычисляется из уравнения (2).

Если $0 \leq f_{ice} \leq 1$ (фазовый режим III), то начальное значение T , принятое равным T_f , является корректным, и оставшаяся неизвестная величина $\dot{m}_{out}$ напрямую вычисляется из уравнения баланса масс (1).

Решение уравнений (1), (2) последовательно выполняется для всех контрольных объемов. Далее рассчитываются локальные толщины льда:

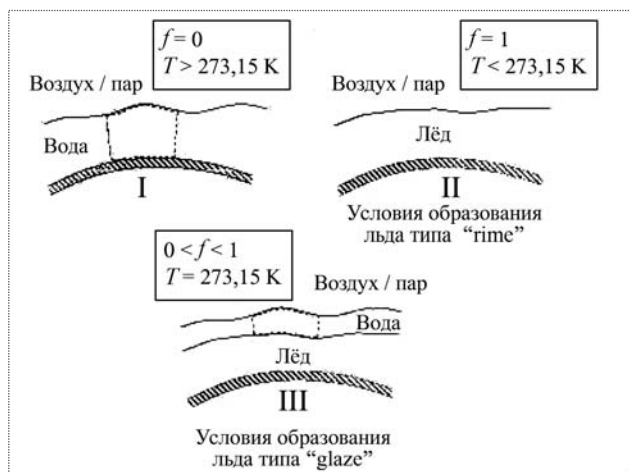


Рис. 3. Фазовые режимы в контрольном объеме

$$\delta_{ice} = \dot{m}_{ice} \Delta \tau / (\rho_{ice} \Delta s),$$

где ρ_{ice} — плотность льда, определяемая по эмпирическим зависимостям [2].

Найденные локальные толщины откладываются по направлениям внешних нормалей к поверхности, взятой на начало временного шага. В результате определяется новый слой льда на конец временного шага.

Исследование процесса обледенения выявило существенное влияние на кристаллизацию жидкой фазы внешнего коэффициента теплоотдачи (определяет до 70 % величины теплового стока с поверхности). Был разработан метод расчета коэффициента теплоотдачи, основанный на решении интегральных уравнений несжимаемого пограничного слоя, которые замыкаются эмпирическими зависимостями для коэффициента трения и безразмерного теплового потока [7].

Решение интегрального уравнения количества движения в ламинарной области проводится по известному методу Твейтса, а теплового слоя — по методу Смита–Сполдинга. Решение интегральных уравнений пограничного слоя в турбулентной области начинается с расчета толщины потери импульса:

$$\theta = \left(\frac{0,28 v^{0,25}}{U_e^{4,113}} \left(\int_{Str}^s U_e^{3,86} ds \right) \right)^{0,8}.$$

Зная θ , можно вычислить местный коэффициент трения на шероховатой поверхности:

$$\frac{C_f}{2} = \left(0,41 / \log \left(\frac{8640}{k_s} + 2,568 \right) \right)^2,$$

где k_s – эквивалентная песочно-зернистая шероховатость обледеневающей поверхности [2].

Окончательно определяется текущее число Нуссельта на шероховатой поверхности:

$$Nu_x = \frac{0,5C_f Re_x Pr}{Pr_t + \sqrt{0,5C_f (0,52 Re_{k,r}^{0,45} Pr^{0,8})}},$$

где $Pr = 0,72$; $Pr_t = 0,9$ – ламинарное и турбулентное числа Прандтля соответственно; Re_x – текущее число Рейнольдса на границе пограничного слоя; $Re_{k,r} = u_r k_s / \nu$ – число Рейнольдса, вычисленное по динамической скорости и шероховатости.

По мере развития пограничного слоя, начиная с некоторой точки, может начаться область перехода ламинарного режима течения в турбулентный режим. Здесь учитывалось несколько критериев начала перехода [8], которые основаны на вычислении критического числа Рейнольдса.

Критическое число Рейнольдса, вычисленное по формпараметру H , определяется выражением

$$Re_{\theta_{кр}} = \exp(29,1 - 9H).$$

Критическое число Рейнольдса, вычисленное по формпараметру профиля скорости f , определяется формулой

$$Re_{\theta_{кр}} = 0,055(1 - f/f_s)^{2/3} / Tu^{5/3},$$

где f_s – значение формпараметра в точке отрыва ламинарного пограничного слоя; Tu – изотропная турбулентность внешнего потока (приводится в %).

Считалось, что если текущее ламинарное число Рейнольдса, вычисленное по толщине потери импуль-

са, $Re_{\theta} \geq Re_{\theta_{кр}}$, то в данном сечении пограничного слоя начинается переход.

Дополнительно вычислялось еще одно критическое число Рейнольдса, составленное по высоте шероховатости:

$$Re_k = U_k k_s / \nu,$$

где U_k – продольная составляющая скорости потока на высоте шероховатости. Если $Re_k \geq 600$, то в данном сечении пограничного слоя происходит переход.

В процессе расчета проводилась проверка одновременно всех указанных выше критериев перехода. Как только какой-либо критерий удовлетворялся, считалось, что в данном месте начинается переход.

Результаты тестовых расчетов. Описанный метод включает несколько расчетных этапов, последовательно решаемых на одном шаге по времени. Поэтому вначале тестировалась каждая задача в отдельности, а затем проводилось общее тестирование на получение конечных форм льда.

Результаты расчета поля скоростей, выполненного для плоского аэродинамического профиля ОА209 с хордой 210 мм, сравнивались с результатами расчетов по вязкой модели "RANS-2D" и с экспериментальными данными ONERA. Результаты расчета локального коэффициента улавливания сопоставлялись с экспериментальными данными Гуффонда [2] и с расчетами по другим алгоритмам.

Проверка метода расчета внешней теплоотдачи проводилась путем сравнения результатов расчета с экспериментальными данными работы Ван-Фоссена [6] и данными экспериментов, выполненных на установке ЦИАМ (исследовались как гладкие, так и шеро-

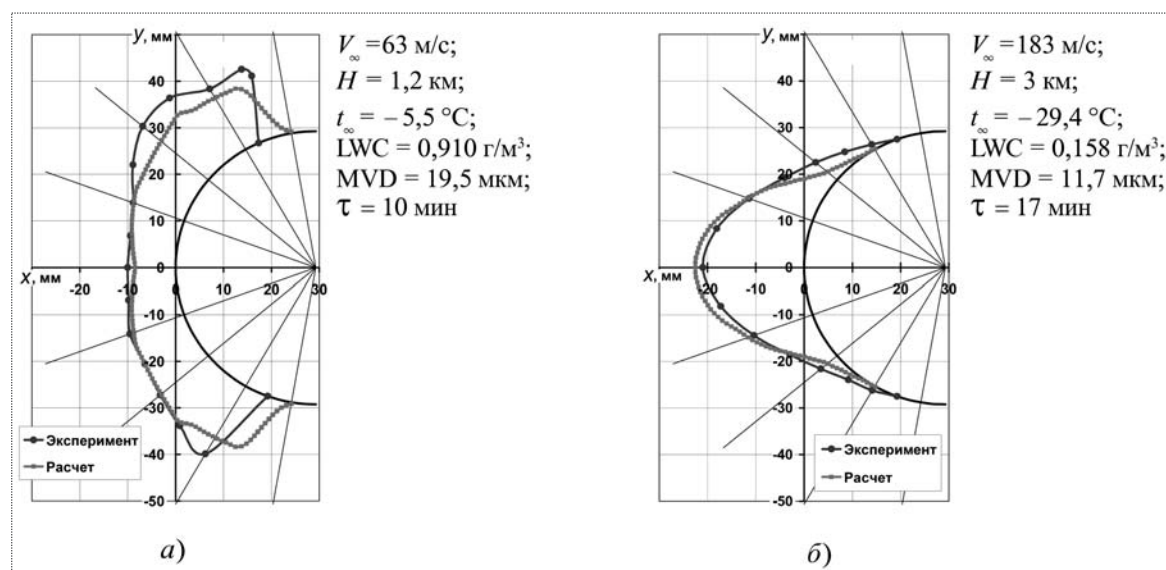


Рис. 4. Сопоставление форм льда на цилиндре ($d = 58,5$ мм): а – рогообразная; б – клинообразная

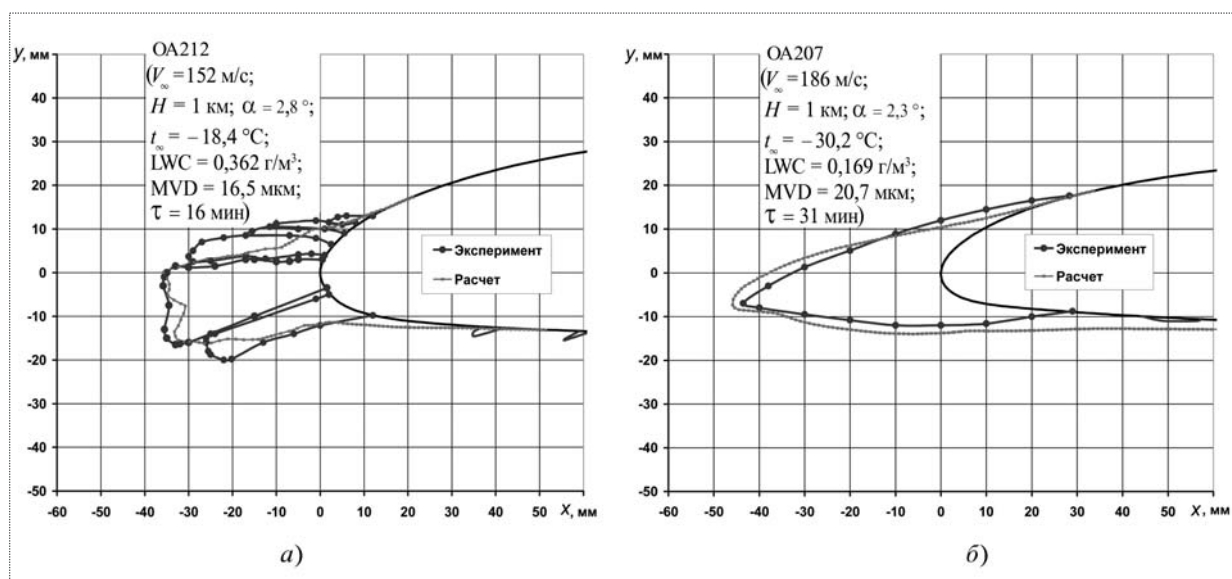


Рис. 5. Сопоставление форм льда на профилях:
 а – трапециевидная; б – клинообразная

ховатые модели характерных ледяных наростов). Результаты расчетов конечных форм льда сравнивались с экспериментальными данными льдообразований на цилиндре и на профилях, полученными в ЦИАМ для режимов, указанных на рис. 4, 5.

Сопоставление расчетных и экспериментальных данных на всех этапах выполнения алгоритма расчета показало хорошее совпадение. Сравнение экспериментальных форм льда и границ его отложения с расчетными данными на цилиндре и профиле показало некоторое отличие в размерах льдообразований рогообразной формы (рис. 4, а) и трапециевидной формы (рис. 5, а). Как и следовало ожидать, почти точное совпадение получено для клинообразного нароста льда, где не было растекания воды по поверхности и вся улавливаемая вода замерзала (рис. 4, б, 5, б).

Список литературы

1. Messinger B.L. Equilibrium temperature of the unheated icing surface as a function of air speed / Journal of the Aeronautical Sciences. Vol. 20. No. 1. 1953. P. 29–42.
2. Ice accretion simulation. AGARD Advisory Report 344. Brussels, 1997.
3. Левченко В.С., Тенишев Р.Х., Антонов А.Н., Харламов А.В. Особенности расчетно-экспериментального метода определения формы и размеров имитаторов льда // Восьмой междунар. симпозиум ASTEC'03. Жуковский, Россия. 26–28 ноября 2003 г. (Электронное издание).
4. Лифанов И.К. Метод сингулярных интегральных уравнений и численный эксперимент. М.: ТОО "Янус", 1995. 520 с.
5. Стасенко А.П., Толстых А.И., Ширококов Д.А. Динамика деформируемых капель у поверхности крыла в вязком воздухе // Изв. Академии наук: Механика жидкости и газа. 2002. № 5. С. 180–190.
6. Van Fossen G.J. et al. Heat transfer distribution around nominal ice accretion shapes formed on a cylinder in the NASA lewis icing research tunnel // AIAA 84-0017. 1984.
7. Antonov A.N., Harlamov A.V. et al. Calculation method of heat transfer ratio on icing surfaces // 2nd International conf. on icing technology, Rome, Italy, 7–8 September 2006. (Электронное издание).

Журнал зарегистрирован в Государственном комитете Российской Федерации по печати. Свидетельство о регистрации № 017751 от 23.06.98. Учредитель: ООО "Машиностроение-Полет"

Журнал распространяется по подписке, которую можно оформить в любом почтовом отделении (индекс по каталогу "Роспечать" 48906, каталогу "Пресса России" 29188 и каталогу "Почта России" 60258) или непосредственно в редакции журнала

Перепечатка материалов Общероссийского научно-технического журнала "Полет" возможна при письменном согласовании с редакцией журнала. При перепечатке материалов ссылка на Общероссийский научно-технический журнал "Полет" обязательна

Ордена Трудового Красного Знамени ОАО "Издательство "Машиностроение"/ ООО "Машиностроение-Полет", 107076, Москва, Стромынский пер., 4

Редакторы номера О.Г. Красильникова, И.Н. Мырина, Д.Я. Чернис

Технический редактор Т.И. Андреева. Корректоры Л.И. Сажина, Л.Е. Сонюшкина

Сдано в набор 08.12.08. Подписано в печать 06.02.09. Формат 60×88/8. Усл. печ. л. 7,35. Уч.-изд. л. 8,07. Зак. 31. Свободная цена. Оригинал-макет и электронная версия подготовлены в ООО "Издательство "Машиностроение".

Отпечатано в ООО "Подольская Периодика". 142110, Московская обл., г. Подольск, ул. Кирова, д. 15