

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

В.В. АЛАВЕРДОВ
А.П. АЛЕКСАНДРОВ
Б.С. АЛЕШИН
В.Г. ДМИТРИЕВ
Б.И. КАТОРГИН
П.И. КЛИМУК
Ю.Н. КОПТЕВ
А.А. ЛЕОНОВ
А.М. МАТВЕЕНКО
В.С. МИХАЙЛОВ
С.В. МИХЕЕВ
Н.Ф. МОИСЕЕВ
Ф.Н. МЯСНИКОВ
Б.В. ОБНОСОВ
А.Н. ПЕРМИНОВ
М.А. ПОГОСЯН
Г.М. ПОЛИЩУК
О.Н. РУМЯНЦЕВА
Н.Н. СЕВАСТЬЯНОВ
Г.И. СЕВЕРИН
М.П. СИМОНОВ
В.В. ТЕРЕШКОВА
И.Б. ФЕДОРОВ
Е.А. ФЕДОСОВ

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: И.Н. ПАНАРИН, тел. (495) 975-45-86
ВВС РФ: А.В. ДРОБЫШЕВСКИЙ, тел. (495) 261-43-51
г. Уфа: О.Б. СЕВЕРИНОВА, тел. (3472) 73-07-23
Израиль: И.М. МОНАСТЫРСКИЙ, тел. (03659) 44-14
Франция, Париж: Е.Л. ЧЕХОВ,
тел. (10331) 47-49-28-05
Индия, Нью-Дели: С.А. МИКОЯН (Ярикова),
тел. (10911) 687-37-99

СОДЕРЖАНИЕ

Серьезнов А.Н., Белов В.К., Воронин В.В., Терешин В.Т.
Концепция развития малой авиации гражданского и специального назначения 3

Бахвалов Ю.О. Расчет на прочность, жесткость и устойчивость крупногабаритных металлокомпозитных корпусных деталей РКН с вырезами 10

Гречихин Л.И. Аэродинамика дозвуковых летательных аппаратов 18

В тесном содружестве (интервью с С.Н. Конюховым) 25

Куклев Е.А., Павлов С.С. Движение груза при маневре вертолета по схеме "горка" 29

Назаров А.Е. СЦД-программы коррекций удержания КА в заданной точке "стояния" геостационарной орбиты 35

Разинцев В.И. О применении автономных электрогидравлических следящих приводов в системах управления БПЛА 42

Семина Е.Н. Настройка ЖРД в процессе приемосдаточных испытаний 49

МАКС-2007 – подготовка завершается 54

Клименко Б.М., Ларичев Е.А., Сафронов В.С., Туркин И.К. Экспериментальное исследование несущей способности композитной оболочки при продольном сжатии 57

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.

Адрес редакции: 107076, Москва, Стромьинский пер., 4
Телефоны: 269-48-96; 268-49-69; 268-33-39
Факс: 269-48-97; 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

B.S. ALESHIN

V.G. DMITRIYEV

B.I. KATORGIN

P.I. KLIMUK

Yu.N. KOPTEV

A.A. LEONOV

A.M. MATVEYENKO

V.S. MIKHAILOV

S.V. MIKHEYEV

N.F. MOISEEV

F.N. MYASNIKOV

B.V. OBNOSOV

A.N. PERMINOV

M.A. POGOSYAN

G.M. POLISHCHUK

O.N. RUMYANTSEVA

N.N. SEVASTIYANOV

G.I. SEVERIN

M.P. SIMONOV

V.V. TERESHKOVA

I.B. FEDOROV

E.A. FEDOSOV

Executive secretaries
of the journal

I.N. MYMRINA

D.Ya. TCHERNIS

Editor Organizer

O.S. RODZEVICH

Representatives of the journal:

Kazan: R.I. ADGAMOV, phone (843) 238-46-23

Roscosmos: I.N. PANARIN, phone (495) 975-45-86

Russian AF: A.V. DROBYSHEVSKIY,

phone (495) 261-43-51

Ufa: O.B. SEVERINOVA, phone (3472) 73-07-23

Israel: I.M. MONASTYRSKY, phone (03659) 44-14

France, Paris: E.L. TCHEHOV, phone (10331) 47-49-28-05

India, New Delhi: S.A. MIKOYAN (Yarikova),

phone (10911) 687-37-99

Editorial

Committee

A.M. MATVEYENKO,

Chairman

O.M. ALIFANOV

N.A. ANFIMOV

V.I. BARKOVSKY

I.V. BARMIN

V.F. BEZYAZHCHNYI

B.V. BODIN

V.V. BULAVKIN

A.F. VOINOV

M.B. GUZAIROV

G.L. DEGTYAREV

O.F. DEMCHENKO

N.N. DOLZHENKOV

Yu.S. ELISEYEV

S.Yu. ZHELTOV

L.M. ZELENY

A.I. KANASHCHENKOV

V.A. KARGOPOLTSEV

A.N. KIRILIN

V.A. KOMAROV

V.V. KRYMOV

L.N. LYSENKO

V.A. MENSHIKOV

A.F. MOROZENKO

A.G. MUNIN

T.A. MUSABAYEV

V.E. NESTEROV

A.P. PETROV

N.A. PIROGOV

K.M. PICHKHADZE

V.A. POLETAYEV

P.R. POPOVICH

V.A. POPOVKIN

Yu.A. RYZHOV

V.G. SVETLOV

A.N. SERYOZNOV

V.P. SOKOLOV

A.V. SOLLOGUB

V.A. SOLOV'EV

Yu.S. SOLOMONOV

A.I. TATUEV

B.E. TCHERTOK

I.S. SHEVCHUK

CONTENTS

| | |
|---|----|
| Seryoznov A.N., Belov V.K., Voronin V.V., Tereshin V.T. Development Concept Of Commercial And Special-Purpose Small Aviation | 3 |
| Bakhvalov Yu.O. Rigidity, Strength And Stability Of Large Metal-Composite Parts Of Spacecraft Hulls With Recesses | 10 |
| Grechikhin L.I. Subsonic Aircraft Aerodynamics | 18 |
| Close Ties | 25 |
| Kuklev E.A., Pavlov S.S. Helicopter Cargo Fluctuations At Zoom | 29 |
| Nazarov A.E. SCD-Correction Programs For Keeping Spacecraft In Set Point In Geostationary Orbit | 35 |
| Razintsev V.I. Application Of Self-Sustaining Electro-Hyd- raulical Servo Drives In UAV Control Systems | 42 |
| Semina E.N. Fine-Tuning Of Liquid Propellant Engines During Acceptance Tests | 49 |
| MAKS-2007 – Preparations Nearing End | 54 |
| Klimenko B.M., Larichev E.A., Safronov V.S., Turkin I.K. Experimental Study Of Load-Bearing Capacity Of Composite Hull Under Longitudinal Compression | 57 |

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.

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

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

Fax: 269-48-97; 268-33-39

E-mail address: polet@mashin.ru

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

УДК 629.7

Концепция развития малой авиации гражданского и специального назначения

А.Н. Серьезнов, В.К. Белов, В.В. Воронин, В.Т. Терешин

Приведен анализ текущего состояния и основные задачи государственной поддержки в сфере создания и производства авиационной техники малой авиации. Отмечены роль и место малой авиации в социально-экономической деятельности регионов и страны в целом, в обеспечении потребностей силовых ведомств. Рассмотрены возможные варианты и этапы решения проблемы, вопросы управления и организационно-технические мероприятия по реализации комплекса работ по созданию и организации производства авиационной техники.

A.N. Seryoznov, V.K. Belov, V.V. Voronin, V.T. Tereshin. Development Concept Of Commercial And Special-Purpose Small Aviation

The article gives an overview of the situation and enumerates the main fields where the government supports the development and production of small aviation aircraft. It stresses the role and importance, the small aviation plays in social and economic activities of regions and the country in general, as well as in the operations by the national uniformed agencies. The article scrutinizes possible variants and problems, facing the small aviation, as well as control and technological measures to be taken to step up the development and production of small aircraft.

Объектами государственного регулирования и поддержки в сфере малой авиации являются структурные компоненты гражданской, государственной и экспериментальной авиации по основным функциональным элементам национальной авиационной деятельности:

научно-исследовательские, опытно-конструкторские и производственные предприятия авиационной промышленности, которые осуществляют разработку, сертификацию, производство, ремонт и утилизацию воздушных судов, соответствующих Авиационным правилам, части 23 и 27 (АП-23, АП-27);

авиационная инфраструктура – аэродромы с взлетно-посадочной полосой до 1300 м, грунтовые и с искусственным покрытием (классы Д и Е), грузопассажирские терминалы, центры управления полетами, объекты технического обслуживания, хранения и поддержания летной годности авиационной техники, учебно-тренировочные центры, топливозаправочные комплексы, средства метеорологического обеспечения и т.д.;

система организации воздушного движения (ЕС ОрВД) – комплекс наземных стационарных и мобильных объектов, обеспечивающих информационную поддержку и позиционирование воздушных судов, управление полетами и безопасность воздушного движения в нижнем воздушном пространстве;

авиационная техника – воздушные суда в размерности АП-23 и АП-27, беспилотные и дистанционно-пилотируемые летательные аппараты гражданского и специального назначения, двигатели, бортовое оборудование и агрегаты, тренажеры, технические средства аэронавигации, управления воздушным движением, связи, спасения, а



СЕРЬЕЗНОВ
Алексей Николаевич – директор ФГУП "СибНИА им. С.А. Чаплыгина", профессор, доктор техн. наук



БЕЛОВ
Василий Кириллович – заместитель директора ФГУП "СибНИА им. С.А. Чаплыгина", доктор техн. наук



ВОРОНИН
Валерий Владимирович – ведущий советник Департамента государственных целевых программ и капитальных вложений Минэкономразвития России, кандидат физ.-мат. наук



ТЕРЕШИН
Виктор Титович – начальник отдела ФГУП "ЦЭНКИ"

также машины и оборудование для наземного обслуживания летательных аппаратов (ЛА) и грузо-пассажирских потоков;

авиатранспортный комплекс – региональные гражданские предприятия, обеспечивающие авиационные грузопассажирские перевозки МВЛ, авиационные работы и услуги, субъекты авиации общего назначения, а также авиационные подразделения региональных управлений силовых ведомств и органов административного управления;

органы государственного регулирования авиационной деятельности, осуществляющие сертификацию авиационной техники, учет и технический надзор воздушных судов, аккредитацию авиационной инфраструктуры, контроль безопасности летной эксплуатации и воздушного движения, формирование нормативно-правовой базы национальной авиационной деятельности в сфере малой авиации.

Роль и место малой авиации в социально-экономической деятельности. На малую гражданскую авиацию возлагается широкий круг транспортных задач, решаемых легкомоторными воздушными судами в размерности АП-23 и АП-27. Сюда входят регулярные и нерегулярные грузопассажирские перевозки на расстояния до 1000 км с промежуточными посадками, служебные авиатранспортные операции в интересах региональных административных органов, фельдшерской и почтовой связи, здравоохранения, образования и т.д., авиационные работы и услуги широкого профиля по заказам юридических и физических лиц, а также некоммерческая авиационная деятельность авиации общего назначения.

Спектр авиатранспортных задач малой государственной авиации в интересах национальной безопасности и правопорядка включает следующие виды работ:

первоначальная подготовка пилотов-любителей, развитие авиационно-технических видов спорта, целевая подготовка летного состава ВВС и ВДВ, курсантов летных учебных заведений на учебно-тренировочных самолетах и вертолетах, пилотажных тренажерах;

поддержание навыков пилотирования строевых летчиков ВВС и пилотов запаса, включая полеты на учебно-тренировочных ЛА, тренировки на процедурных и комплексных тренажерах для повышения и контроля профессиональных навыков;

авиационная поддержка антитеррористических операций против небольших маневренных подразделений и диверсионно-террористических групп на урбанизированной или сильнопересеченной местности;

малотоннажное военно-транспортное обеспечение, тыловое обеспечение пограничных застав, отдаленных частей и гарнизонов, специальных объектов,

доставка десантных групп и партий груза;

дорожно-патрульная служба ГИБДД, авиационное сопровождение военно-транспортных колонн, контроль текущей ситуации на автотранспортных магистралях;

охрана сухопутных и морских государственных границ, радиолокационная, магнитометрическая и телевизионная разведка, аэрофотосъемка и картография земной поверхности;

поисково-спасательные и эвакуационные работы, срочная медицинская помощь в труднодоступных и малонаселенных районах;

патрулирование природоохраненных зон, районов ограниченного доступа, зоны стихийного бедствия или техногенной катастрофы;

противопожарная охрана и контроль состояния лесных массивов, нефтепроводов, газопроводов, линий электропередач;

метеорологическое обеспечение, ледовая разведка, экологический, санитарно-эпидемиологический и радиационный контроль местности.

В настоящее время объем авиационных работ малой государственной авиации во много раз превышает объем авиатранспортных работ и услуг малой гражданской авиации. Это определяет первоочередные приоритеты в создании воздушных судов малой авиации.

В силу функциональных особенностей деятельности авиационных подразделений силовых ведомств и органов административного управления, специфических технических и эксплуатационных требований парк легкомоторной государственной авиации должен состоять из воздушных судов отечественной разработки и производства.

Создание авиационной техники и развитие авиационной инфраструктуры является одним из приоритетов государственной технической политики Российской Федерации. Президент Российской Федерации поручил разработать меры государственной поддержки малой авиации, включая возможность передачи ее инфраструктуры в ведение субъектов Российской Федерации. Предполагается развитие региональной авиационной деятельности как системного механизма в целях решения проблем транспортной доступности и мобильности населения регионов Крайнего Севера и Дальнего Востока.

Анализ текущего состояния и основные задачи государственной поддержки в сфере создания и производства авиационной техники малой авиации. По мнению большинства специалистов, к 2010 г. парк воздушных су-

дов, обеспечивающих основной объем перевозок на местных воздушных линиях, сократится на 80 % из-за полной выработки технического ресурса. К этому времени катастрофически сократится парк легких транспортных, учебно-тренировочных, административных, многоцелевых самолетов и вертолетов ведомственной авиации и авиации оборонно-мобилизационного назначения.

В период 1990-х гг. в различных организациях авиационной промышленности находились в разработке более 150 проектов легких воздушных судов. Большинство воздушных судов малой авиации создавалось в инициативном порядке, т.е. предприятие-разработчик самостоятельно формировало техническое задание на создание ЛА, обеспечивало выполнение комплекса НИОКР, наземных и летных испытаний и сертификацию опытной партии ЛА, организацию серийного производства за счет собственных или привлеченных внебюджетных средств.

Из официально анонсированных проектов в полной мере завершены в разработке и сертифицированы самолеты Ан-3Т, М-101Т "Сокол", ряд воздушных судов вместимостью менее четырех пассажиров, вертолеты Ка-226, "Ансат". До настоящего времени не определены требования к техническому облику современного самолета гражданского и двойного назначения в классе 15–19 пассажиров, предназначенного для замены самолетов Ан-28 и Л-410, и в классе 9–12 пассажиров для замены Ан-2, Ан-3Т.

Государственная поддержка в сфере создания и производства авиационной техники малой авиации связана с реализацией комплекса организационно-технических, нормативно-правовых и финансово-экономических мероприятий, которые должны обеспечить:

модернизацию и техническое переоснащение исследовательской, летно-испытательной и учебно-тренировочной базы в части, относящейся к малой авиации;

структурную оптимизацию, модернизацию и технико-технологическое перевооружение производственных предприятий авиационной промышленности в части, относящейся к малой авиации;

внедрение IT-технологий проектирования, производства и контроля качества, поддержания летной годности и управления авиационной деятельностью;

создание и организацию серийного производства современных воздушных судов малой авиации гражданского, двойного и специального назначения, двигателей, агрегатов, бортового радиоэлектронного оборудования;

создание и производство современных технических средств авиационной инфраструктуры и системы организации воздушного движения;

формирование федеральных авиационных правил, регламентирующих создание, сертификацию, производство и эксплуатацию воздушных судов двойного назначения.

Мероприятия по созданию и производству авиационной техники необходимо увязать с целями и задачами, сроками выполнения и объемами финансирования по следующим направлениям:

развитию наземной авиационной инфраструктуры региональных авиатранспортных комплексов, расширению региональных и межрегиональных авиационных грузопассажирских перевозок;

модернизации наземных объектов региональных подсистем ЕС ОрВД, в том числе с учетом современных аэронавигационных технологий АЗН-В и возможностей системы ГЛОНАСС;

развитию ведомственной малой авиации двойного и специального назначения в целях обеспечения национальной безопасности и правопорядка;

развитию малой авиации для обеспечения административного управления и социально важных сфер деятельности.

Таким образом, проблема развития производства авиационной техники малой авиации имеет межведомственный, межотраслевой и межрегиональный характер.

Для решения комплекса взаимоувязанных организационно-технических проблем в части модернизации наземной авиационной инфраструктуры, развития региональной авиационной деятельности, создания и производства воздушных судов малой авиации гражданского, двойного и специального назначения целесообразно использовать действующий механизм программно-целевого планирования. Именно на основе программно-целевого подхода возможно оптимальное решение следующих задач:

увязка целей, организационно-технических мероприятий и сроков выполнения с материальными, производственными, научно-техническими ресурсами;

определение источников и процедур финансирования, механизмов контроля целевого расходования материальных ресурсов и механизмов обеспечения финансово-экономических гарантий;

согласование действий государственных заказчиков и исполнителей по реализации конкретных организационно-технических мероприятий.

Возможные варианты решения проблемы, оценка преимуществ и рисков. В качестве вариантов государственной поддержки в сфере создания и организации

производства воздушных судов малой авиации, двигателей и агрегатов рассматриваются следующие варианты решения проблемы.

Вариант 1. Практическое отсутствие государственной поддержки, создание и производство воздушных судов малой авиации на коммерческой основе.

До недавнего времени государственные приоритеты в создании и производстве воздушных судов малой авиации определялись приложением № 2 к федеральной целевой программе "Развитие гражданской авиационной техники России на 2002–2010 годы и на период до 2015 года" – перечнем воздушных судов, разрабатываемых с середины 1990-х гг. на коммерческой основе.

В новой редакции указанной программы, утвержденной постановлением Правительства Российской Федерации от 24 августа 2006 г. № 519, выполнение мероприятий по созданию, сертификации и производству воздушных судов малой авиации не предусматривается.

Типы и количество построенных к настоящему времени воздушных судов не соответствуют основным задачам малой гражданской авиации, не обеспечивают обновление парка авиационной техники подразделений государственной авиации. По оценкам, за период 1995–2005 гг. суммарные затраты на выполнение НИОКР по созданию и организации производства воздушных судов малой авиации (в отсутствие затрат на развитие производственной базы, разработку двигателей, бортового оборудования, агрегатов и других комплектующих изделий) составляют 5,0...10,0 млрд руб. при практически нулевом социально-экономическом эффекте.

Вариант 2. Поставки импортных воздушных судов малой авиации, организация сборочного производства на основе импортных комплектующих изделий, авиационных двигателей, агрегатов и оборудования.

Импорт и организация в перспективе сборочного производства малых воздушных судов авиации общего назначения (АОН) являются неотъемлемым элементом рыночной экономики, о чем свидетельствует опыт развития автомобилестроения.

По мере восстановления и развития наземной авиационной инфраструктуры, создания надлежащей нормативно-правовой базы АОН, внедрения уведомительного принципа использования воздушного пространства и современных технологий аэронавигации число пользователей АОН будет увеличиваться достаточно быстро. Возрастет инвестиционная привлекательность проектов, связанных с организацией сборочного производства и продажей ультралегких и легких летательных аппаратов АОН, с развитием кор-

поративных авиатранспортных услуг, деловых пассажирских перевозок и с поставками импортных воздушных судов бизнес-класса. Роль государственного регулирования в сфере АОН и авиации бизнес-класса будет сведена к учету и контролю технического состояния воздушных судов, контролю соблюдения мер безопасности летной эксплуатации и воздушного движения.

Однако на основе импортной авиационной техники по ряду причин принципиально невозможно обеспечить развитие малой авиации для нужд национальной безопасности, правопорядка и административно-государственного управления. В частности, это относится к процедуре внесения основных конструктивных изменений при установке специального оборудования с последующей аттестацией летной годности модифицированных воздушных судов, к системе поддержания летной годности и авторскому надзору.

Высокая стоимость импортной авиационной техники и высокие эксплуатационные затраты существенно затрудняют ее использование в сфере региональных грузопассажирских перевозок, социально-важных авиационных работ и услуг, в регионах с низкой транспортной мобильностью населения.

Вариант 3. Создание и производство воздушных судов малой авиации двойного назначения с последующей диверсификацией и расширением номенклатуры производимой авиационной техники.

Наиболее перспективным является вариант государственно-частного партнерства в сфере создания и производства ограниченного типажного ряда воздушных судов двойного назначения в базовой комплектации, оптимизированной в соответствии с требованиями основных государственных заказчиков и региональных авиатранспортных компаний.

На основе базовых вариантов будут созданы модификации, отвечающие специальным требованиям государственных заказчиков, технико-экономическим требованиям региональных авиакомпаний и других потенциальных пользователей, обеспечено производство каждой из модификаций в требуемых объемах при высоком уровне унификации основных элементов конструкции воздушных судов, агрегатов и бортового оборудования.

Такой подход обеспечивает формирование консолидированного заказа на производство авиационной техники государственной авиации – для нужд национальной безопасности, правопорядка, административно-государственного управления и социально-важных сфер деятельности – в объемах, обеспечивающих финансово-экономическую эффективность проекта. Гражданская версия базовой модели воздуш-

ного судна будет адаптирована для нужд региональной авиационной деятельности — регулярных и чартерных грузопассажирских перевозок на местных воздушных линиях, выполнения авиационных работ и услуг, развития парка АОН — и обеспечит дополнительный вклад в консолидированный заказ на производство авиационной техники.

Предварительный анализ структуры и объемов консолидированного заказа на производство воздушных судов позволит определить перечень мероприятий и объемы капитальных вложений на модернизацию и технико-технологическое перевооружение производственной базы авиационной промышленности в части, касающейся малой авиации.

Третий вариант решения определяет меры государственного регулирования и поддержки производства основного типажного ряда воздушных судов в размерности АП-23 и АП-27, зону ответственности органов исполнительной власти и область интересов бизнес-сообщества в реализации инвестиционных проектов развития малой авиации.

При этом на вновь созданной производственно-технической базе авиационной промышленности заинтересованные лица могут реализовать коммерческие инвестиционные проекты по созданию и производству перспективных воздушных судов малой авиации, по организации сборочного производства импортной авиационной техники и другие проекты.

Основные организационно-технические мероприятия и этапы их реализации. Для обеспечения текущего анализа эффективности, своевременного выявления и предотвращения возможных рисков целесообразно разбить организационно-технические мероприятия на три последовательных этапа, которые завершаются конкретными измеряемыми результатами.

Этап 1: выполнение комплекса НИОКР по формированию технического облика и созданию типажного ряда воздушных судов малой авиации двойного назначения; изготовление установочной партии в базовой комплектации, проведение государственных летных испытаний, аттестация летной годности и сертификация; формирование консолидированного твердого заказа на производство воздушных судов малой авиации гражданского, двойного и специального назначения на основе модификации базовых моделей; выполнение НИОКР по системному анализу и организации производства перспективных двигателей малой авиации, агрегатов и бортового оборудования, технических средств наземной инфраструктуры.

На этом этапе обеспечиваются создание, наземные и летные испытания, сертификация и аттестация лет-

ной годности, производство установочных партий воздушных судов следующего типажного ряда:

учебно-тренировочный самолет первоначальной летной подготовки и комплекс наземных технических средств обучения — пилотажных стендов и тренажеров;

многоцелевой самолет с полезной нагрузкой около 500 кг в различных модификациях и комплектации бортового оборудования;

многоцелевой транспортный самолет с полезной нагрузкой около 1000 кг в различных модификациях и комплектации бортового оборудования;

грузопассажирский самолет местных воздушных линий с полезной нагрузкой около 2000 кг в различных модификациях и комплектации бортового оборудования;

многоцелевой самолет внеаэродромного базирования с шасси на воздушной подушке с полезной нагрузкой до 1000 кг в различных модификациях и комплектации бортового оборудования;

легкий многоцелевой вертолет с полезной нагрузкой около 500 кг в различных модификациях и комплектации бортового оборудования;

многоцелевой беспилотный летательный аппарат двойного назначения с полезной нагрузкой до 200 кг и мобильным наземным комплексом подготовки и управления полетом.

Параллельно с разработкой воздушных судов малой авиации целесообразно организовать работы по созданию и производству легких амфибийных транспортных средств с полной или частичной аэродинамической разгрузкой — аппаратов на статической воздушной подушке, катеров на динамической воздушной подушке.

На этом этапе предусматриваются приобретение лицензионного программного обеспечения САД/САМ, поддержание патентно-лицензионных документов, поддержка внешнеэкономического сотрудничества в целях организации лицензионного производства авиационных двигателей и отдельных агрегатов, а также внедрение ИТ-технологий в систему управления, производства и контроля качества продукции.

Этап 2: модернизация, технико-технологическое перевооружение, материально-техническое развитие производственной базы; организация серийного производства базовых моделей вновь созданных воздушных судов малой авиации; выполнение НИОКР по внесению основных и дополнительных изменений в конструкцию и организация производства воздушных судов, отвечающих требованиям основных государственных заказчиков и региональных авиаперевозчиков; маркетинговые исследования и формирование перспективной программы производства авиационной техники и технических средств авиационной инфраструктуры.

Капитальные вложения на этом этапе направляются на модернизацию испытательных стендов, приобретение экспериментального и контрольно-измерительного оборудования, поставки технологического оборудования и техническое перевооружение производственной базы в целях создания, производства, логистической поддержки, ремонта и утилизации воздушных судов и авиационной техники малой авиации.

Организационно-технические мероприятия включают меры по внедрению системы контроля качества, которая удовлетворяет требованиям различных стандартов и систем сертификации – ГОСТ Р ИСО 9001–2001, ГОСТ РВ 15.002–2000 СРПП ВТ, ФАП-145, – что является обязательным условием для получения лицензий на производство и заказа на поставку авиационной техники гражданского и военного назначения для государственных или муниципальных нужд.

Максимальная эффективность капитальных вложений, надлежащий контроль целевого расходования средств и комплексное решение проблемы технико-технологического обновления производственной базы будут обеспечены, если реализовать концепцию создания технопарка малой авиации.

Необходимо предусмотреть реализацию комплекса мер, обеспечивающих высокий экспортный потенциал авиационной техники гражданского и двойного назначения, а именно:

доработку базовой модели воздушного судна в соответствии с требованиями JAR-23 и JAR-27 и сертификацию по процедуре EASA;

организацию производства экспортного варианта воздушного судна, оснащенного импортными бортовым оборудованием, агрегатами и двигателями;

создание системы поддержания летной годности и технического обслуживания в соответствии со стандартами Def Stan 00-60, MIL-Q-87270.

Этап 3: выполнение программы поставок авиационной техники в соответствии с заказами основных государственных заказчиков и региональных авиатранспортных компаний; расширение производства и обновление парка воздушных судов двойного назначения, переоснащение авиационно-технической базы региональных авиатранспортных комплексов, производство технических средств наземной авиационной инфраструктуры; развитие системы поддержания летной годности малой авиации гражданского и двойного назначения, создание региональных центров ТОиР; производство легкомоторных воздушных судов АОН, созданных на коммерческой основе, в том числе организация лицензионного сборочного производства импортной авиационной техники АОН и бизнес-класса.

На третьем этапе обеспечивается практическое решение системных задач по взаимодействию и координации деятельности федеральных и региональных органов исполнительной власти, по сопряжению организационно-технических мероприятий, направленных на развитие смежных структурных элементов малой авиации.

В частности, в сфере государственно-частного партнерства необходимо обеспечить формирование и реализацию региональных инвестиционных программ по развитию гражданской компоненты малой авиации, которые предусматривают:

системное проектирование оптимальной структуры региональных и местных авиалиний, отвечающей требованиям перспективного развития промышленной и социально-экономической инфраструктуры региона;

определение системы организационно-технических мероприятий по модернизации материально-технической базы региональных авиатранспортных комплексов;

разработку механизмов привлечения и возврата инвестиционных средств, контроля целевого расходования материальных ресурсов, а также иерархической структуры управления реализацией программных мероприятий;

формирование консолидированного заказа на создание и производство авиационной техники для региональных и местных авиалиний, на производство машин и оборудования для аэродромных технических служб;

формирование консолидированного государственного заказа на поставку воздушных судов малой авиации двойного и специального назначения для нужд авиационных подразделений органов национальной безопасности, правопорядка, административного управления и социально-значимых служб;

кадровое обеспечение авиационной деятельности: подготовку инженерно-технических специалистов и летного состава, модернизацию учебно-лабораторной базы, пилотажных стендов и учебно-тренировочных центров.

Вопросы управления организационно-техническими мероприятиями. Эффективная государственная поддержка реализации комплекса организационно-технических мероприятий по созданию и организации производства авиационной техники малой авиации в силу существующего разделения полномочий требует участия нескольких федеральных органов исполнительной власти при общей координации со стороны Министерства промышленности и энергетики Российской Федерации.

В частности, Федеральное агентство по промышленности обеспечивает выполнение мероприятий,

связанных с проведением НИОКР, созданием, сертификацией и производством авиационной техники, с капитальными вложениями в модернизацию производственной базы, с развитием системы логистики и технического обслуживания, центров ТОиР.

При участии Министерства транспорта Российской Федерации должны быть сформированы технико-экономические требования к гражданской версии воздушных судов малой авиации и к средствам авиационно-технической базы аэродромов классов Д и Е совместного базирования, разработаны федеральные авиационные правила, касающиеся эксплуатации и поддержания летной годности воздушных судов, безопасности полетов, подготовки летного и технического персонала малой авиации двойного назначения.

К полномочиям и сфере ответственности Министерства регионального развития Российской Федерации относятся вопросы по следующим направлениям:

координация работ по формированию региональных программ развития малой авиации и межрегиональных авиаперевозок на основе системного анализа социально-экономического развития Российской Федерации;

формирование требований к технико-эксплуатационным характеристикам гражданской версии воздушных судов малой авиации для выполнения административно-управленческих задач, для служебных авиатранспортных работ учреждений связи, здравоохранения и других социально важных сфер деятельности, финансирование которых осуществляется из бюджета субъектов Российской Федерации;

формирование консолидированного заказа на производство и поставки авиационной техники для авиационной инфраструктуры на основе сводного анализа региональных программ развития малой авиации;

координация взаимодействия федеральных ведомств и органов управления субъектов Российской Федерации в целях бюджетного обеспечения капитальных вложений по закупкам авиационной техники и оборудования, создания региональных центров ТОиР и т.д.

К исключительной компетенции силовых ведомств относятся функции государственного заказчика по следующим направлениям:

формирование требований к техническому облику, летно-техническим и технико-эксплуатационным характеристикам воздушных судов малой авиации двойного и специального назначения в соответствии с предложениями заинтересованных силовых ведомств;

размещение заказов на выполнение НИОКР по внесению основных и дополнительных изменений в конструкцию воздушных судов в связи с установкой специального оборудования;

формирование консолидированного заказа силовых ведомств на поставку воздушных судов малой

авиации двойного и специального назначения в рамках государственного оборонного заказа.

Учитывая комплексный межведомственный характер программных мероприятий, целесообразно создать координационный совет из уполномоченных представителей государственных заказчиков и заинтересованных федеральных органов исполнительной власти. Этот совет должен обеспечить:

системный анализ проблемных ситуаций, подготовку рекомендаций по основным направлениям НИОКР и капитальных вложений, финансируемых из средств федерального бюджета;

контроль соответствия целевых индикаторов и результатов поэтапного выполнения подпрограммы, анализ рисков и рекомендации по корректировке программных мероприятий;

подготовку научно-методических и организационно-технических мероприятий сопровождения подпрограммы, рекомендаций по взаимодействию с субъектами Российской Федерации и международному научно-техническому сотрудничеству в сфере малой авиации;

подготовку предложений по целевому расходованию средств по статье "Прочие затраты" в целях решения задач системного и организационно-технического характера по развитию смежных структурных элементов малой авиации;

анализ инвестиционных проектов в рамках подпрограммы и рекомендации по основным направлениям НИОКР и капитальных вложений, финансируемых из внебюджетных источников.

Протокольные решения и экспертные заключения координационного совета в зависимости от уровня согласования имеют рекомендательный или нормативный характер для государственных заказчиков подпрограммы, заинтересованных федеральных ведомств и субъектов Российской Федерации.

Эффективное развитие малой авиации связано с совершенствованием системы федеральных авиационных правил, регламентирующих развитие всех компонентов и взаимоотношения участников авиационной деятельности России в целях создания и производства авиационной техники, использования наземной инфраструктуры и воздушного пространства, организации полетов и подготовки летного состава, поддержания летной годности парка воздушных судов. Расширение этого круга участников существенно усложняет нормативно-правовую базу, требует системного подхода и координации работ по созданию и совершенствованию нормативных актов в авиационной сфере.



БАХВАЛОВ
Юрий Олегович –
первый заместитель генерального конструктора
ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, кандидат техн. наук

Расчет на прочность, жесткость и устойчивость крупногабаритных металлокомпозитных корпусных деталей РКН с вырезами

Ю.О. Бахвалов

Предложены модели напряженно-деформированного состояния и устойчивости корпуса верхней проставки, юбки хвостового отсека и других сетчатых оболочечных структур ракет космического назначения (РКН). Представлены результаты выполненных расчетов и статических испытаний.

Статические испытания корпуса юбки хвостового отсека РКН подтвердили адекватность разработанных моделей. Проведенная доработка конструкции нижнего шпангоута бака горючего РКН позволила увеличить несущую способность корпуса юбки хвостового отсека.

Yu.O. Bakhvalov. Rigidity, Strength And Stability Of Large Metal-Composite Parts Of Spacecraft Hulls With Recesses

Models of deflected mode and steadiness of the upper spacer body, tail section skirt and other lattice shell structures of space rockets (SR) are proposed. Calculation and static tests results are presented.

Static tests of the tail section skirt structure of SR have confirmed the validity of developed models. Implemented modification of the SR fuel tank lower frame design made it possible to increase the bearing capacity of the tail section skirt structure.

Уменьшение массы ракеты космического назначения (РКН) за счет снижения массы элементов конструкции составных частей РКН, в частности массы корпуса верхней проставки (ВП), является одним из эффективных методов модернизации РКН.

Корпус ВП РКН представляет собой сетчатую коническую композитную конструкцию с малым конусом, состоящую из системы спиральных и кольцевых ребер и наружной обшивки, образованных методом непрерывной намотки. Эта конструкция обладает высокой весовой эффективностью и сопротивляемостью к воздействию растягивающих, сжимающих, изгибающих и крутящих нагрузок [1, 2].

В результате проектирования сетчатой конструкции для корпуса ВП был выбран углепластик на основе углеродного волокна УКН/5000, который обеспечивает наилучшие прочностные и жесткостные характеристики, а также технологичность в переработке. В конструкции шпангоута используется кольцевая пластина из углепластика УКН/5000 сетчатой структуры [3].

Расчет нагрузок динамической схемы (НДС) РКН проводился для двух случаев нагружения:

полет на участке $q_{\max}; f = 1,3;$
транспортировка РН, $f = 1.$

Схема нагружения корпуса верхней и нижней проставок, а также величины расчетных нагрузок приведены на рис. 1, а, б.

Расчет НДС отсека проводился с использованием программного комплекса метода конечных элементов (МКЭ) "I-DEAS". Конечно-элементная модель с достаточной

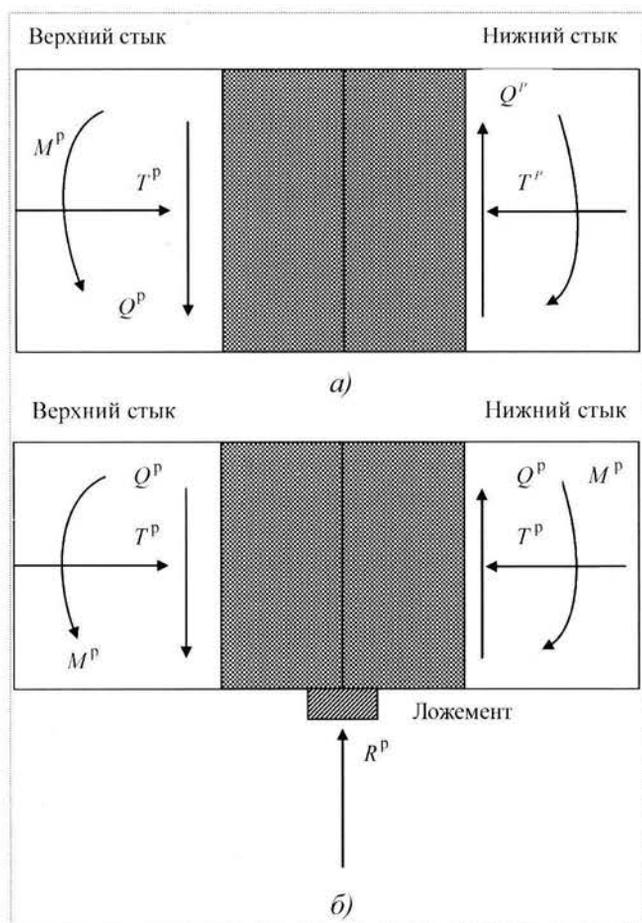


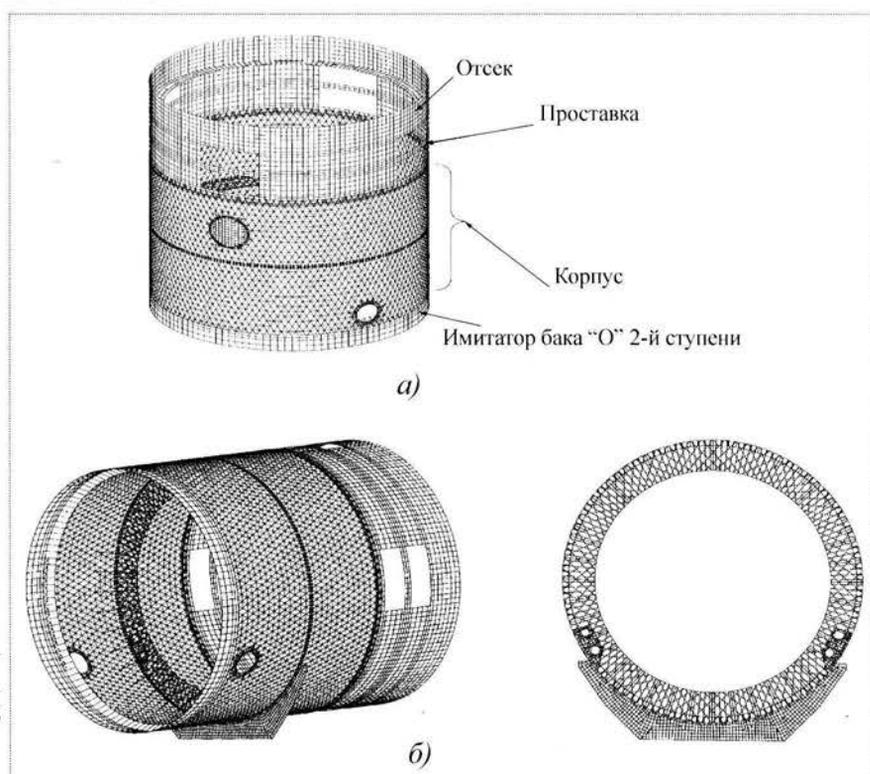
Рис. 1. Схема нагружения корпуса ВП в расчетных случаях " q_{\max} " (а) и "транспортровка" (б)

точностью соответствует конструктивно-силовой схеме корпуса верхней проставки. Кроме того, она включает смежные отсеки: отсек 3-й ступени РКН; проставку отсека верхней 2-й ступени; имитатор бака "О" 2-й ступени РКН.

Для определения НДС отсека в расчетном случае "транспортровка" в модель включен опорный ложемент. Конечно-элементные модели приведены на рис. 2, а, б.

Для определения уровня разрушающих напряжений спиральных ребер

Рис. 2. Конечно-элементная модель корпуса ВП для определения НДС в расчетных случаях " q_{\max} " (а) и "транспортровка" (б)



бер был проведен расчет НДС отсека прототипа в условиях статических испытаний. Отсек-прототип разрушился при нагружении осевой сжимающей силой $T_{\text{разр}}$.

Конечно-элементный анализ показал максимальный уровень напряжений в спиральных ребрах, расположенных напротив балок, окантовывающих вырезы под пороховой ракетный двигатель (ПРД) в отсеке (рис. 3). Таким образом, этот уровень напряжений явился тем критерием прочности, который был использован при проектировании штатного отсека.

При расчете в случае " q_{\max} ", в связи с тем что конструкция корпуса верхней проставки нерегулярная (три выреза под люки, местные усиления в зоне вырезов под ПРД), расчет НДС проводился при нагружении модели усилиями в четырех плоскостях:

плоскость I–III, зона сжатия по оси I стабилизации;

плоскость I–III, зона сжатия по оси III стабилизации (область люка);

плоскость II–IV, зона сжатия по оси II стабилизации;

плоскость нагружения, обеспечивающая сжатие в области люка.

На рис. 4 показан пример деформированного состояния корпуса верхней проставки при нагружении комбинацией нагрузок M^p , Q^p , T^p в указанных выше

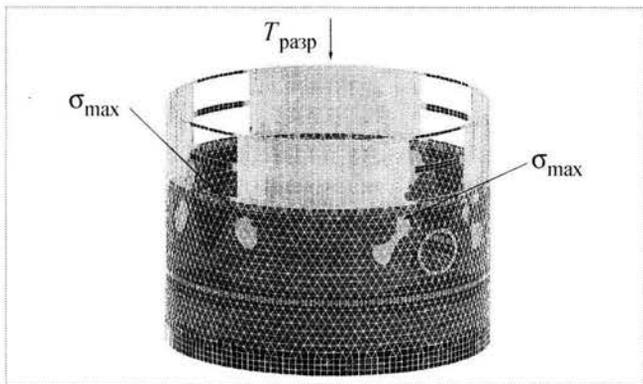


Рис. 3. Зоны максимальных напряжений в спиральных ребрах отсека-прототипа при испытаниях до разрушения $T_{разр}$

плоскостях. В результате расчетов были определены напряжения во всех элементах конструкции.

Анализ проведенных расчетов показал, что наиболее нагруженными элементами конструкции являются спиральные ребра, расположенные в нерегулярных зонах корпуса.

Для определения уровня напряжений в ребрах, расположенных в регулярных зонах, был проведен расчет от эквивалентной сжимающей силы, действующей по нижнему стыку корпуса верхней проставки. Расчет устойчивости корпуса верхней проставки проводился при нагружении комбинацией нагрузок M^p , Q^p , T^p в указанных выше плоскостях [4].

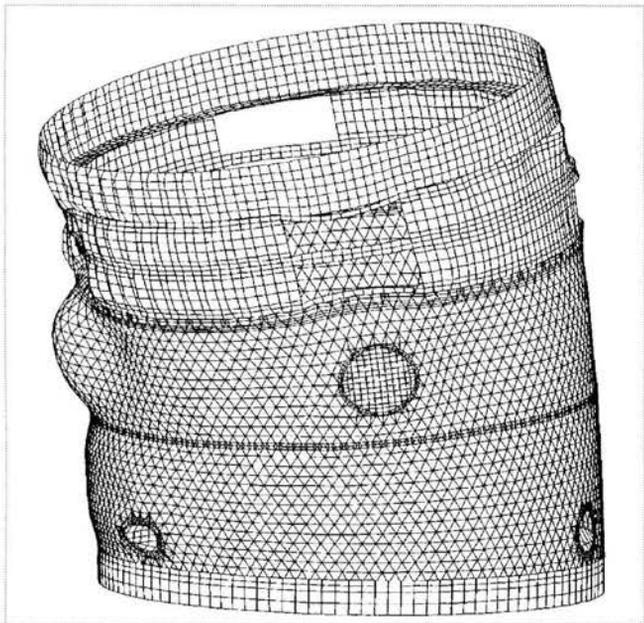


Рис. 4. Деформированное состояние корпуса ВП при нагружении в плоскости, обеспечивающей сжатие в области люка для расчетного случая " q_{max} "

В результате расчетов были определены формы потери устойчивости и значения критической нагрузки. На рис. 5 показан пример первой формы потери устойчивости корпуса верхней проставки (запас устойчивости по отношению к расчетным нагрузкам). Расчеты подтвердили, что конструкция является равноустойчивой в разных плоскостях.

Для определения НДС корпуса верхней проставки в расчетном случае "транспортировка" в модель был включен опорный ложемент. Связь корпуса с ложементом осуществлялась с помощью контактных элементов типа "GAP" (элемент передает только сжимающие усилия). Распределение контактных усилий по ложементу являлось практически равномерным.

Анализ расчетов показал, что наиболее нагруженным элементом конструкции в данном расчетном случае являются спиральные ребра в зоне контакта корпуса и ложемента. Необходимо отметить, что в ребрах реализовано напряженное состояние с преобладанием изгибных напряжений.

Расчет устойчивости при транспортировке показал, что происходит общая потеря устойчивости корпуса верхней проставки одновременно со шпангутом № 4.

При эксплуатации изделия (полетные нагрузки) корпус верхней проставки испытывает внешнее давление. В случае нагружения однослойной цилиндрической оболочки внешним давлением, равномерно распределенным по ее боковой поверхности, потеря ус-

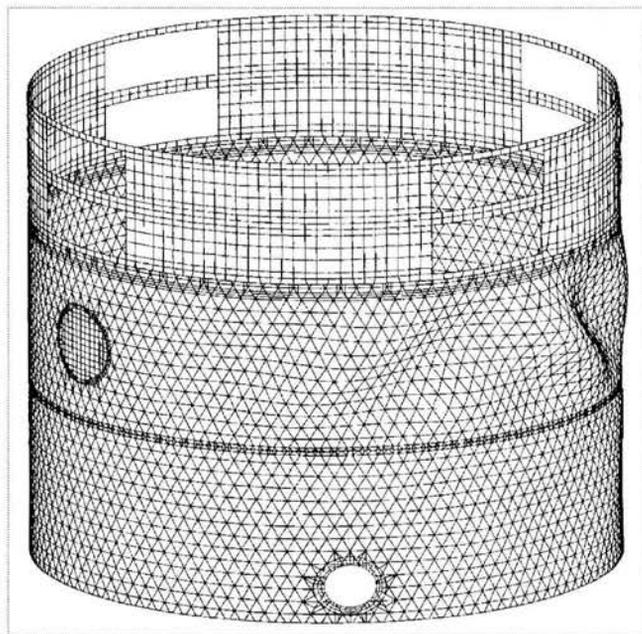


Рис. 5. Первая форма потери устойчивости корпуса ВП при нагружении в плоскости II-IV для расчетного случая " q_{max} "

тойчивости происходит вследствие сжатия оболочки в радиальном направлении. Минимизация потенциальной энергии деформации по числу волн в окружном направлении (в осевом направлении образуется только одна полуволна) приводит к следующему соотношению для определения критического давления:

$$P_{кр} = 0,855 \frac{R \left(\frac{h}{R} \right)^{2,5} E_x^{0,25} E_y^{0,75}}{L \left(R \right) (1 - \mu_x \mu_y)^{0,75}},$$

где R – радиус корпуса ВП; L – длина корпуса ВП; h – минимальная толщина силового слоя корпуса ВП (обшивка + ребро); $E_x = 6800$ МПа и $E_y = 5000$ МПа – средние продольный и окружной модули упругости силового слоя корпуса ВП; $\mu_x = 0,32$; $\mu_y = 0,23$ – коэффициенты Пуассона. С учетом этих исходных данных $P_{кр} = 52$ кПа. Запас по устойчивости составляет

$$n = P_{кр} / p = 1,7,$$

где p – внешнее давление.

На основании теплового расчета при основной работе наружная поверхность обшивки корпуса ВП на участках прогревается до 200°C . При такой температуре основные механические характеристики материала обшивки значительно снижаются (до 80 %). В связи с этим для нижней оценки прочности и устойчивости корпуса ВП за расчетную схему можно принять оболочку сетчатой структуры (семейство спиральных и кольцевых ребер) без учета внешней обшивки. Средний коэффициент снижения прочности и жесткости определялся по формуле

$$K_j = \frac{\sum_i K_j^i \Delta h_i}{H},$$

где Δh_i – толщина i -го прогретого слоя спирального ребра; H – высота спирального ребра. Здесь индекс "i" – характеризует число разбиений спирального ребра, а индекс "j" – коэффициент снижения прочности или жесткости.

Сжимающие напряжения в спиральных ребрах от действия осевой силы определяются по формуле

$$\sigma_{сж} = \frac{T_{сж} a}{4\pi R h h_c \cos^2 \varphi K_1},$$

где $T_{сж}$ – осевая эквивалентная сжимающая сила; H – высота спиральных ребер; h_c – толщина спиральных ребер; R – радиус оболочки; φ – угол намотки спиральных ребер; a – расстояние между спиральными

ребрами; K_1 – средний коэффициент снижения прочности, учитывающий прогрев ребра.

После подстановки численного значения для $T_{сж}$ получим $\sigma_{сж} = 133$ МПа (запас прочности $n = \sigma / \sigma_{сж} = 3,0$), для меньшего значения $T_{сж}$ $\sigma_{сж} = 102$ МПа (запас прочности $n = \sigma / \sigma_{сж} = 3,9$).

Критическая нагрузка определяется из следующего уравнения:

$$T_{кр} = D_x \lambda_m^4 + \frac{D_y (n^2 - 1)^2}{R^4} + C, \quad (1)$$

где $C = \frac{\lambda_m^4}{n^2 \left(\frac{\lambda_n^2}{B_x} + \frac{\lambda_m^2}{B_y} \right)}$; $\lambda_m = \pi m / e$; e – длина корпуса ВП;

$\lambda_n = n / R$; n – число полуволн вдоль кольца; R – радиус оболочки; B_x, B_y – обобщенная жесткость в осевом и кольцевом направлениях соответственно; D_x – изгибная жесткость в осевом направлении; D_y – изгибная жесткость в кольцевом направлении.

Минимизируя уравнение (1) по параметрам λ_n, λ_m методом перебора, найдем минимальное значение критической осевой сжимающей нагрузки.

Запас по устойчивости для различных значений $T_{сж}$ составляет $n = \frac{T_{кр} K_2}{T_{сж}} = 1,67$ или $2,3$.

Одним из специфических видов разрушения, присущих только сетчатым оболочкам, является местная потеря устойчивости спиральными ребрами на участках между узлами пересечения.

Для оценки продольной нагрузки, соответствующей местной потере устойчивости, допустим следующее. Пусть вследствие малой кривизны участка ребра его можно считать прямолинейным. Кроме того, можно считать ребра шарнирно опертыми в узлах пересечения, что подтверждает характер потери устойчивости в эксперименте. Малая длина участков и низкие значения модуля сдвига материала требуют учета трансверсальных сдвиговых деформаций (например, с помощью сдвиговой модели Тимошенко). В такой постановке можно использовать уравнение изгиба балки с учетом осредненной по высоте деформации поперечного сдвига. Принимая условия шарнирной опоры, найдем ограничения по местной потере устойчивости:

$$P_{кр} = K \frac{\pi^2 EI}{l^2},$$

где $K = 0,7$ – коэффициент, учитывающий влияние сдвиговых деформаций; $E = 64\,900$ МПа – продольный модуль упругости материала спирального ребра; l – длина свободного участка спирального ребра.

С учетом этих данных критическая сжимающая нагрузка для спирального ребра соответствует критическому напряжению 265 МПа. Запас по устойчивости $n_y = 265/\sigma_c = 1,2$, где σ_c – напряжение сжатия в спиральном ребре от полетных расчетных нагрузок.

При проектировании узлов соединений корпуса со смежными отсеками наиболее важным является определение усилия затяжки болтов, а затем и нагрузок, действующих на элементы узла стыка при нагружении состыкованных отсеков.

Следует отметить, что основным силовым фактором для отсеков корпуса ВП является изгибающий момент. Поэтому при раскрытии стыка на растянутой образующей нейтральная линия поперечного сечения смещается в сторону сжатой образующей, которая вследствие этого получит дополнительное сжатие. В случае преждевременного раскрытия может произойти нерасчетная потеря устойчивости силовой оболочки отсека на сжатой образующей.

Расчет нагрузок на узлы и результаты разрушающих испытаний на образцах-панелях показали, что минимальный запас прочности для узлов соединений по отношению к расчетным нагрузкам для верхнего узла стыка составляет 1,26, а для нижнего узла стыка – 1,28.

Такелажные кронштейны устанавливаются на шпангоуте № 4 корпуса верхней проставки и крепятся к нему болтами через втулки с прецизионной посадкой. В этом случае несущая способность крепления такелажных узлов определяется в основном прочностью смятия композита. При нагружении такелажного узла болты испытывают действие изгибающего момента и поперечной силы, вследствие чего в композите возникает контактное давление, которое распределяется неравномерно по толщине композита и в кольцевом направлении.

Расчет напряжений смятия в композите и металле, а также напряжений среза для болтов показал, что минимальный запас прочности составляет 1,9 для смятия композита.

Расчету подвергался также корпус хвостового отсека. Схема нагружения корпуса юбки хвостового отсека и величины расчетных нагрузок приведены на рис. 6. Конструктивно-силовая схема корпуса юбки хвостового отсека представляет собой совокупность спиральных и кольцевых ребер, воспринимающих основные нагрузки. Внешняя обшивка обеспечивает аэродинамические свойства отсека. В зоне люков и стыковочных шпангоутов отсек имеет местные усиления,

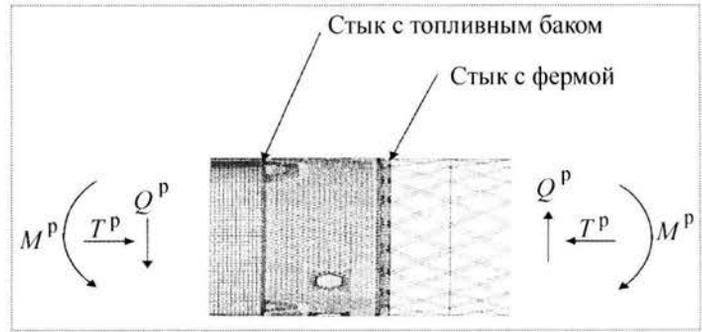


Рис. 6. Схема нагружения корпуса в расчетном случае "полет на участке $n_{x\max}$ "

выполненные с использованием "салфеток" различной толщины.

Расчет НДС и устойчивости отсека проводился с использованием программного комплекса МКЭ "I-DEAS". Конечно-элементная модель включает смежные отсеки:

- имитатор топливного отсека 2-й ступени;
- кольцо переходное;
- ферму переходную;
- шпангоут.

Рассматривались три случая нагружения:

- полет на участке $n_{x\max}$; $f = 1,3$ – расчет на прочность и устойчивость;
- стоянка РКН на пусковой установке; $f = 1,5$ – расчет стыка корпуса с переходным кольцом;
- транспортировка РКН; $f = 1,5$ – расчет стыка корпуса с топливным баком.

На корпус действуют изгибающий момент, осевая сжимающая и перерезывающая силы.

Для материала основной обшивки толщиной 1 мм, усиливающей подмотки 1 мм, шпангоутов и других усилений x – это продольное направление, y – кольцевое направление; для материала ребер x – это направление вдоль ребра.

В связи с тем, что конструкция корпуса юбки хвостового отсека нерегулярная (три выреза под люки, местные усиления в зоне вырезов под гаргроты), расчет НДС проводился при нагружении модели усилиями в четырех плоскостях:

- плоскость I–III, зона сжатия по I оси стабилизации;
- плоскость II–IV, зона сжатия по II оси стабилизации;
- плоскость нагружения, обеспечивающая сжатие в области люка, расположенного под углом $28,125^\circ$ от III оси стабилизации.

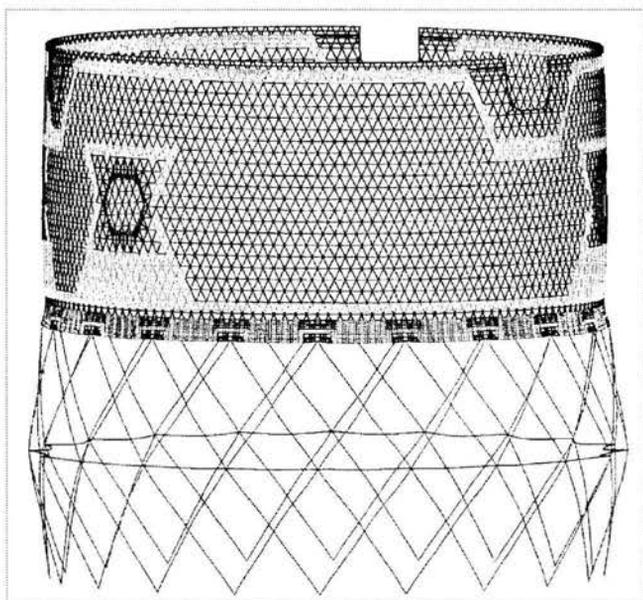


Рис. 7. Деформированное состояние корпуса юбки

На рис. 7 представлено деформированное состояние корпуса юбки хвостового отсека при нагружении комбинацией нагрузок M^p , Q^p , T^p в плоскости, обеспечивающей сжатие в области люка.

В результате расчетов были определены напряжения во всех элементах конструкции. Анализ показал, что наиболее нагруженными элементами конструкции являются спиральные ребра, расположенные в нерегулярных зонах корпуса.

Для определения уровня напряжений в ребрах, расположенных в регулярных зонах, был проведен расчет от эквивалентной сжимающей силы $T_{\text{экв.сж}}^p$, действующей по стыку юбки хвостового отсека.

Расчет устойчивости юбки хвостового отсека проводился при нагружении комбинацией нагрузок M^p , Q^p , T^p в плоскости, обеспечивающей сжатие в области люка. В ходе расчетов были определены форма потери устойчивости и значение критической нагрузки. В первую очередь теряет устойчивость крышка люка-лаза, при этом коэффициент запаса устойчивости составляет 1,14. Коэффициент запаса устойчивости корпуса равен 1,42.

Расчет стыков корпуса юбки хвостового отсека с топливным баком и с переходным кольцом проводился для случаев нагружения, обеспечивающих максимальное растяжение по этим стыкам:

стык с топливным баком — случай "транспортировка РКН";

стык с переходным кольцом — случай "стоянка РКН на ПУ".

В связи с тем, что стык ферм разделения нерегулярный, для определения максимальных усилий в болтах по стыку корпуса с переходным кольцом предварительно был проведен расчет от эквивалентной растягивающей силы $T_{\text{экв.растяж}}^p$. Определено местоположение максимально нагруженного болта стыка переходного кольца с переходной фермой. В дальнейшем нагружение конструкции осуществлялось усилиями M^p , Q^p , T^p в этой плоскости.

При интеграции отсеков из композиционных материалов, заменяющих эксплуатировавшиеся ранее в составе РКН металлические отсеки с продольно-поперечным силовым набором, возникают проблемы совместимости их механических интерфейсов с днищевыми шпангоутами баков.

На рис. 8 показан сетчатый углепластиковый отсек второй ступени РКН, подготовленный к проведению статических испытаний, совместно с межступенной фермой и имитатором бака горючего второй ступени.

Во время испытаний отсека произошло его разрушение по всему периметру в непосредственной близости от его стыка с имитатором бака (в зоне действия краевого эффекта).

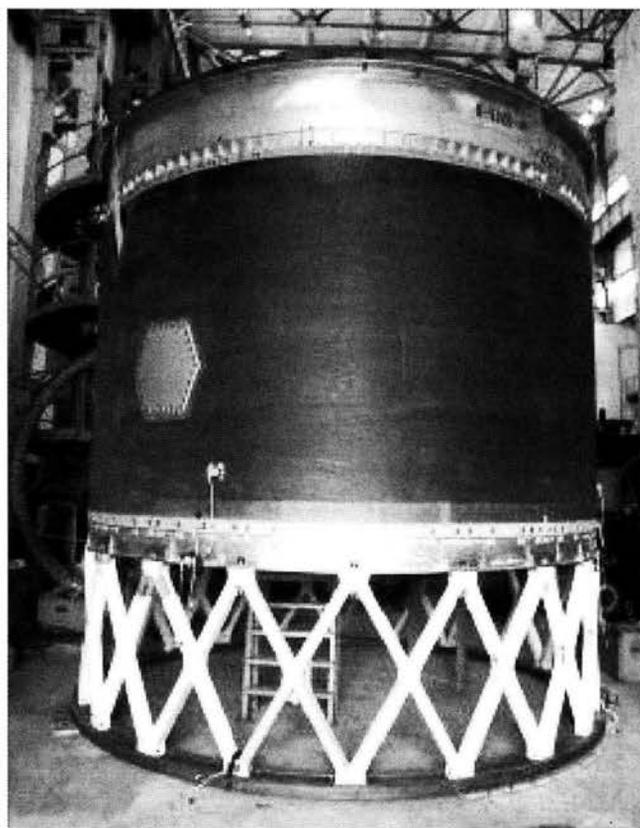


Рис. 8. Хвостовой отсек 2-й ступени РКН

Разрушение отсека произошло при осевой сжимающей нагрузке $T_{сж}$. При этом ожидаемая несущая способность отсека, подтвержденная расчетами и испытаниями образцов, была не менее $1,2T_0$.

Анализ состояния конструкции имитатора бака горючего после испытаний показал, что его продольные ребра имеют значительные остаточные пластические деформации. В результате расчетов с помощью конечно-элементных моделей, учитывающих геометрическую нелинейность поведения конструкции и физическую нелинейность поведения материала бака (сплава АМгб), была выявлена причина преждевременного разрушения углепластикового отсека. Она связана с большими изгибными напряжениями, возникающими в спиральных ребрах сетчатой конструкции (выше 35 Па) при смещении распределенной нагрузки со стороны имитатора бака горючего в направлении оси конструкции из-за потери несущей способности ребер при пластических деформациях.

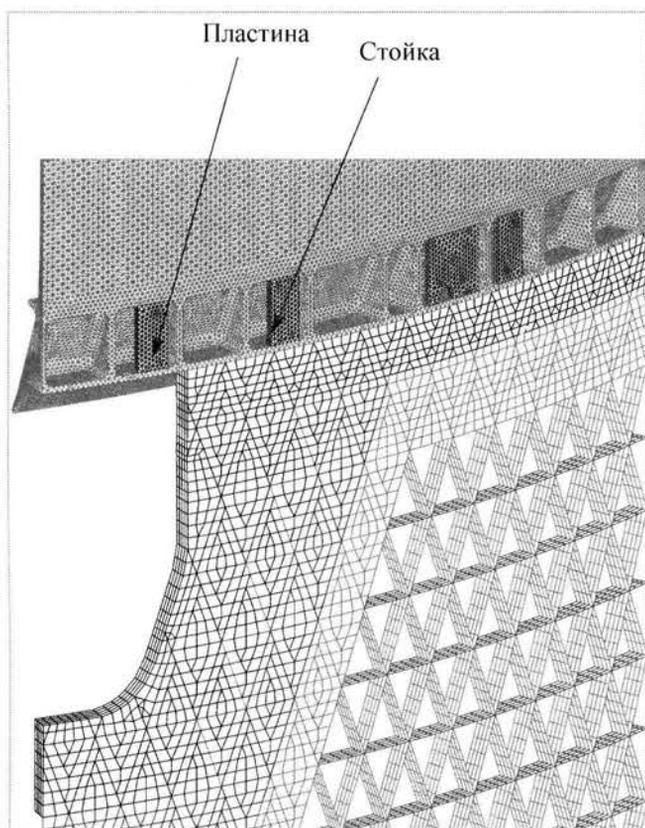


Рис. 9. Фрагмент конечно-элементной модели стыка бака горючего с хвостовым отсеком 2-й ступени (доработанный вариант)

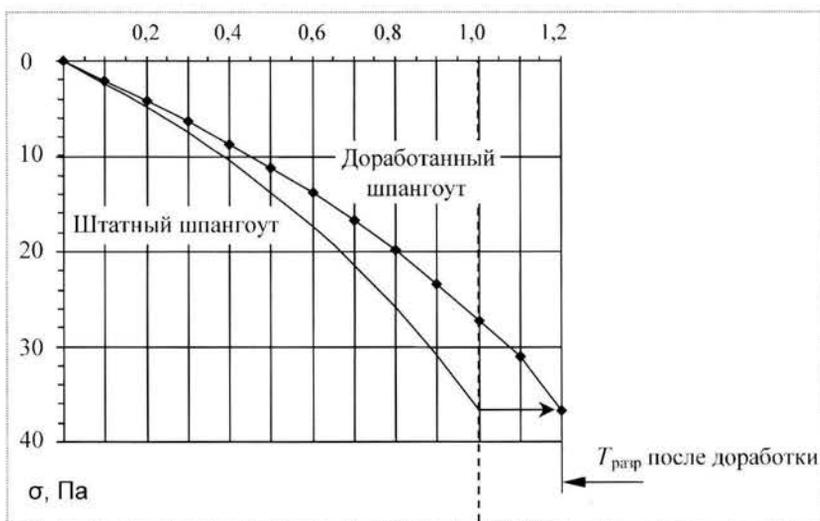


Рис. 10. Изменение максимальных сжимающих напряжений вдоль спирального ребра в зоне выреза хвостового отсека 2-й ступени

Для использования резервов прочности углепластикового сетчатого отсека была проведена простая доработка нижнего шпангоута бака горючего (рис. 9). Она заключалась в закрытии части пространства между ребрами силовыми пластинами-стойками, которые снижали нагрузку на ребра и обеспечивали равномерную загрузку торца углепластикового сетчатого отсека. Расчеты с использованием конечно-элементной модели показали эффективность такой доработки бака.

На рис. 10 показано изменение максимальных напряжений в спиральных ребрах сетчатого углепластикового отсека в зависимости от внешней сжимающей нагрузки. Видно, что проведенная доработка шпангоута бака горючего позволяет увеличить несущую способность отсека минимум в 1,2 раза.

Сводная таблица минимальных запасов прочности углепластикового корпуса верхней проставки приведена на стр. 17.

Анализ выполненных расчетов и результаты испытаний показали, что наиболее нагруженными элементами конструкции сетчатых оболочечных структур являются спиральные ребра, расположенные в нерегулярных зонах корпуса. При этом минимальный коэффициент запаса прочности по отношению к расчетным нагрузкам составляет 1,3 для напряжений сжатия в спиральных ребрах в расчетном случае "транспортровка", а минимальный коэффициент запаса устойчивости – 1,2 для местной потери устойчивости крышки люка-паза юбки хвостового отсека.

Статические испытания корпуса юбки хвостового отсека при нагружении осевой сжимающей силой подтвердили адекватность разработанных моделей, причем доработка конструкции нижнего шпангоута

| Элемент конструкции | Расчетный случай | Коэффициент запаса прочности | Примечание |
|--|-----------------------|------------------------------|--------------------------|
| Корпус ВП | " q_{max} " | 1,59 | Сжатие спирального ребра |
| | "Транспортировка" | 1,3 | |
| | " q_{max} " | 1,38 | Устойчивость |
| | "Транспортировка" | 2,8 | |
| | " q_{max} " | 1,2 | Местная устойчивость |
| Сетчатая оболочка корпуса | "Разделение ступеней" | 1,35 | Устойчивость |
| Стык корпуса с проставкой отсека | "Транспортировка" | 1,26 | Прочность шпилек |
| Стык корпуса с топливным отсеком 2-й ступени | —" | 1,28 | То же |
| Такелажный узел | "Такелаж" | 1,9 | Смятие композита |
| Узел крепления ПРД к корпусу | "Срабатывание ПРД" | 1,22 | Растяжение болта |

бака горючего позволила увеличить несущую способность корпуса юбки хвостового отсека.

Список литературы

1. Егоров В.Н. Комплекс программ KL-1 для проектирования соединений внахлест композиционных стержней и цилиндрических оболочек // Вестник машиностроения. 1996. № 5. С. 17–19.

2. Васильев В.В. Механика конструкций из композиционных материалов. М.: Машиностроение, 1988. 272 с.

3. Бахвалов Ю.О., Кулага Е.С., Громов С.Н. Исследование конструкции клеємеханической законцовки стержня из углепластика // Сб. "РК-техника". М.: Изд. НПО "Композит", 1990.

4. Бахвалов Ю.О., Кулага Е.С. Исследование деформативности клеємеханических нахлесточных соединений элементов из углепластиков // Сб. "РК-техника". М.: Изд. НПО "Композит", 1990.



ДАЙДЖЕСТ **ДАЙДЖЕСТ** **ДАЙДЖЕСТ** **ДАЙДЖЕСТ** **ДАЙДЖЕСТ** **ДАЙДЖЕСТ**

Заключен еще один контракт на запуск иностранного спутника с помощью российской ракеты-носителя "Протон-М"

"Канадский телекоммуникационный спутник Nimiq-5 будет запущен в 2009 г. с помощью российской ракеты-носителя "Протон-М" в соответствии с контрактом с компанией International Launch Services (ILS)", — сообщили в Государственном космическом научно-производственном центре (ГКНПЦ) им. М.В. Хруничева. Космический аппарат Nimiq-5, который изготовит компания Space Systems/Loral, предназначен для обеспечения широкого спектра услуг спутникового телевидения компанией Telesat Canada. С помощью ракеты "Протон" на орбиту были выведены несколько спутников связи и вещания серий Anik и Nimiq для орбитальной группировки этой канадской компании спутниковой связи, обеспечивающей передачу данных и предоставляющей услуги по распространению радиопередачи в Северной Америке. В 1999 г. ракетой "Протон-К" на орбиту был доставлен спутник Nimiq-1. В декабре 2002 г. с помощью ракеты-носителя "Протон-М" был выведен аппарат Nimiq-2. Это был первый коммерческий старт модернизированной ракеты "Протон-М". Затем последовали успешные запуски космических аппаратов Anik F1R (2005 г.), Anik F3 (2007 г.). В 2008 г. планируется запуск Nimiq-4.

В феврале ГКНПЦ им. М.В. Хруничева и International Launch Services (ILS) объявили о подписании двух контрактов на запуск в 2008 г. коммуникационных космических аппаратов для американского провайдера прямого спутникового телевизионного вещания компании EchoStar Communications Corporation и канадского оператора спутниковой связи Ciel satellite group.

В то же время российско-германское совместное предприятие Eurokot Launch Services (участники: EADS Space Transportation и ГКНПЦ им. М.В. Хруничева) объявило о контракте на запуск в 2009 г. с космодрома Плесецк ракетой-носителем "Рокот" японского космического аппарата "SERVIS-2".

Компания International Launch Services, образованная в 1995 г., предоставляет услуги по запуску космических аппаратов с помощью ракеты-носителя "Протон-М". С сентября 2006 г. ее учредителями являются Space Transport Inc., ГКНПЦ им. М.В. Хруничева и РКК "Энергия".

С 1996 г. компания ILS обеспечила 40 коммерческих запусков ракеты-носителя "Протон": 26 запусков РН "Протон-К", 14 — с использованием ракеты-носителя "Протон-М" с разгонным блоком "Бриз-М".

Вестник Интерфакс — АВН № 16 (291), 2007 г.



ГРЕЧИХИН
 Леонид Иванович — профессор Минского государственного высшего авиационного колледжа, доктор физ.-мат. наук

Аэродинамика дозвуковых летательных аппаратов

Л.И. Гречихин

Разработана молекулярно-кинетическая теория лобового сопротивления и подъемной силы крыла самолета. Предсказана возможность возникновения значительного крутящего момента для крыла самолета в момент посадки.

L.I. Grechikhin. Subsonic Aircraft Aerodynamics

The article presents a theoretical study into the molecular and kinetic parameters of the drag and lifting force on aircraft wings, and predicts high probability of the wing torsional movement at landing.

Аэродинамика летательных аппаратов основана, прежде всего, на подъемной силе крыла самолета. Первая теория подъемной силы крыла самолета была предложена Н.Е. Жуковским [1]. В дальнейшем вихревая теория Н.Е. Жуковского при различных начальных условиях была применена С.А. Чаплыгиным для расчета картины газодинамического обтекания.

В.В. Лебедев применил вихревую теорию для анализа работы разрезного крыла.

Общая система уравнений, которая определяет аэродинамику дозвуковых полетов, имеет вид [2]

$$\begin{aligned} \rho \frac{d\vec{v}}{dt} &= \rho \vec{F} - \nabla p; \\ \frac{1}{\rho} \frac{dp}{dt} &= -\text{div} \vec{v}; \\ \rho \frac{d}{dt} \left(U + \frac{v^2}{2} \right) &= \rho (\vec{F} \vec{v}) - \text{div} p \vec{v} + \rho q. \end{aligned} \quad (1)$$

Здесь v — скорость течения газа; ρ , p , U — плотность, давление, внутренняя энергия газа соответственно; F — внешняя массовая сила; q — внешний приток тепла.

В системе уравнений (1) первое уравнение определяет ускорение частиц газа, возникающее под влиянием градиента давления и воздействия внешних сил. Второе уравнение — закон сохранения массы и третье — закон сохранения энергии. Эта система получена в гидродинамике для описания движения несжимаемой жидкости (при больших скоростях движения воздух также можно считать несжимаемой жидкостью) [3]. Такой подход позволил представить качественную картину аэродинамического обтекания дозвукового летательного аппарата (ЛА). Получаемые количественные характеристики обтекания не соответствовали действительности. В результате до сих пор отсутствует полная ясность в дозвуковой аэродинамике при взлете и посадке самолетов, что влечет за собой аварии преимущественно вследствие воздействия человеческого фактора.

В этой связи назрела необходимость отказаться от модели несжимаемого газа с образованием обратных вихрей и рассмотреть картину дозвукового обтекания с молекулярно-кинетических позиций.

Такой подход оправдан тем, что в газе частицы полностью не зависят друг от друга. Характер распределения давления и плотности газа вокруг обтекаемого тела сложной формы определяется взаимодействием каждой отдельной молекулы набегающего потока газа с поверхностью и возникновением центробежных ускорений в соответствии с радиусом кривизны в рассматриваемой точке обтекаемого тела. Получается, что система уравнений (1) описывает не совокупные действия отдельных трубок тока, а является результатом независимого взаимодействия всех частиц газа с обтекаемым телом. Молекулярно-кинетический подход позволил конкретно рассчитать особо опасные маневры при взлете и посадке.

Лобовое сопротивление и подъемная сила крыла самолета. При разгоне самолета на взлетной полосе затрачивается работа. Когда скорость ЛА достигает значения, при которой он отрывается от взлетной полосы, то кинетическая энергия, сообщенная самолету, представляет собой энергию активации. Если известна сила тяги двигателя, то энергия активации

$$E_a = F_T L_{вз} = mv_a^2 / 2, \quad (2)$$

где F_T — сила тяги двигательных установок; $L_{вз}$ — длина взлетной полосы; m — общая масса самолета; v_a — разгонная скорость, при которой подъемная сила крыльев самолета компенсирует силу тяжести.

Чтобы определить значение разгонной скорости, необходимо знать, каким образом формируется подъемная сила крыла самолета. Н.Е. Жуковский [1], анализируя различные эмпирические формулы, полученные на основе экспериментальных данных, предложил вихревую теорию аэродинамического сопротивления и подъемной силы крыла самолета. В этом случае

$$P = C_p v_0, \quad (3)$$

где P — поддерживающая аэродинамическая сила, перпендикулярная скорости v_0 движения удаленных на бесконечность точек; C — суммарная циркуляция скорости по произвольному охватываемому обтекаемое тело контуру; ρ — плотность воздуха. Значение C не зависит от формы и размеров охватываемого контура. Конкретный расчет вихревого движения воздуха позволил получить следующую формулу для подъемной силы [1]:

$$P = C_0 \rho v^2 S_{кр}, \quad (4)$$

где $S_{кр}$ — площадь крыла; C_0 — безразмерный коэффициент, зависящий от условий обтекания тела.

В дальнейшем С.А. Чаплыгин для ряда конкретных тел и условий их обтекания получил для коэффициента C_0 соответствующие расчетные формулы. В.В. Лебедев произвел расчет разрезного крыла самолета и обратил внимание на точку отрыва струи на задней кромке крыла самолета с образованием за крылом самолета широкого хвоста завихренного воздуха. При этом он предполагал, что завихрение воздуха существенным образом влияет на подъемную силу крыла самолета, особенно когда угол атаки изменяется закрылками (работает разрезное крыло).

В результате сложилось мнение, что подъемная сила крыла самолета возникает вследствие образования разности давлений над крылом и под крылом самолета. При этом разность давлений обусловлена циркуляцией воздушных масс вокруг крыла самолета. В этом случае подъемная сила крыла самолета пропорциональна плотности воздушных масс, квадрату скорости обтекания и площади крыла в соответствии с (4) [1].

Для качественного объяснения подъемной силы крыла самолета обычно используют закон Бернулли. Однако этот закон не описывает такие характерные особенности, наблюдающиеся на опыте, как распределение скоростей потока, и совершенно не разъясняет, каким образом возникает распределение давления, которое изображено на рис. 1 [4].

Давление в каждой точке крыла самолета зависит от кривизны поверхности в этой точке. Более убедительная общая картина обтекания крыла самолета с профилем Жуковского показана на рис. 2 [5]. Четко видно, что поток воздушных масс снизу движется вверх и ударяется о нижнюю поверхность крыла, а сверху, наоборот, поток воздушных масс срывается с верхней поверхности крыла самолета. Круговой вихрь вокруг крыла самолета вследствие закона сохранения момента импульса отсутствует.

Реально движущееся тело возбуждает окружающую среду и она, в свою очередь, действует на тело. Возникает активная составляющая окружающей среды. Когда возбуждается эта активная составляющая, то законы, относящиеся к пассивной окружающей среде, не работают [6]. Поэтому закон сохранения момента импульса применять в данном случае нельзя. При этом формулу (4) следует рассматривать как чисто эмпири-

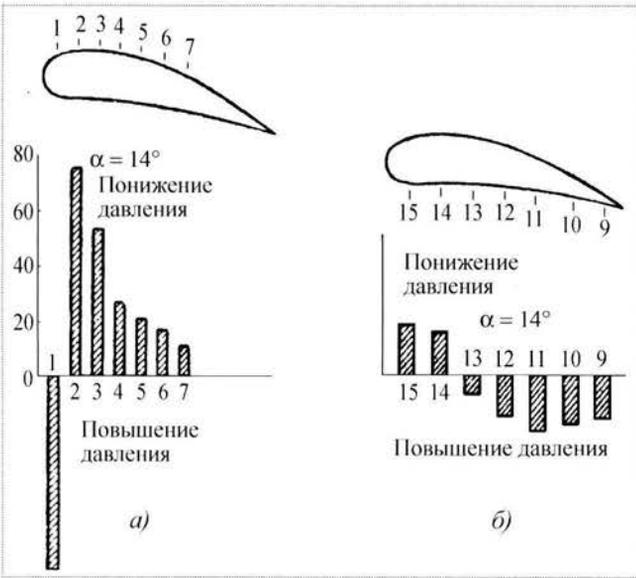


Рис. 1. Распределение давления по профилю крыла самолета: а – для верхней огибающей поверхности; б – для нижней огибающей поверхности [4]

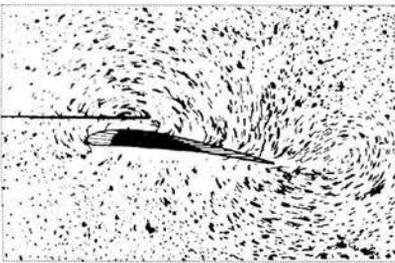


Рис. 2. Визуализация картины обтекания крыла самолета с профилем Жуковского [5]

ческую, в которой коэффициент пропорциональности C_0 определяется опытным путем.

Общая схема профиля Жуковского крыла самолета представлена на рис. 3.

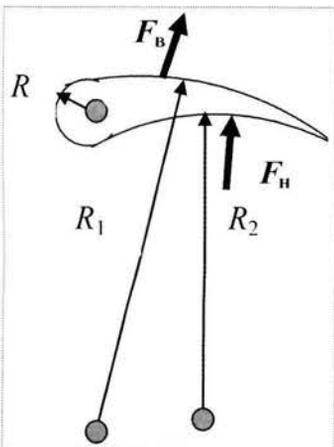


Рис. 3. Общая схема профиля Жуковского крыла самолета

Крыло формируется радиусами: R (радиус цилиндрической поверхности), R_1 (радиус верхней поверхности) и R_2 (радиус нижней поверхности).

В первом грубом приближении рассмотрим лобовое сопротивление шара и профиль Жуковского крыла самолета при их движении в атмосфере Земли. На рис. 4 приведена схема обтека-

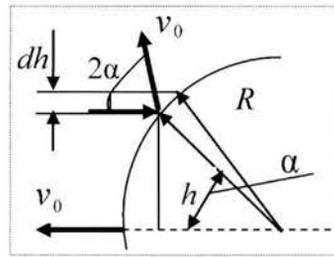


Рис. 4. Схема обтекания лобовой части и крыла самолета

ния, когда угол встречи равен углу отражения. При этом скорость отраженного потока

$$v = v_0 \cos 2\alpha. \quad (5)$$

В свою очередь

$$h = R \sin \alpha;$$

$$dh = R d \sin \alpha.$$

Тогда для результирующей силы торможения получаем следующую формулу:

$$F_{\tau} = \int_S \frac{\rho v^2}{2} dS. \quad (6)$$

Здесь элемент площади для шара $dS = 2\pi h dh = 2\pi R^2 \sin \alpha d(\sin \alpha)$, а для крыла самолета длиной l $dS = 2lR d \sin \alpha$.

После вычисления интеграла (6) получим: для шара

$$F_{\tau, ш} = 0,17 \pi \rho v_0^2 R^2;$$

для крыла самолета

$$F_{\tau, кр} = 0,93 \rho v_0^2 l R.$$

Для биплана с длиной крыла 3 м, радиусом корпуса 0,8 м, радиусом скругления крыла 0,05 м и скоростью движения 180 км/ч конкретные расчеты дают силу сопротивления, равную $3,22 \cdot 10^3$ Н. Мощность двигателя должна быть не менее 215 л.с.

Для моноплана с общей длиной крыльев 20 м, радиусом корпуса 1 м, радиусом скругления крыла 0,05 м и скоростью движения 900 км/ч сила сопротивления составит $118 \cdot 10^3$ Н, а мощность двигателей должна быть $39 \cdot 10^3$ л.с.

Плотность воздуха, обтекающего крыло самолета, определяется по формуле

$$\rho = \rho_0 \left(1 + \frac{0,93 v_0^2}{k_B T} m_B \right), \quad (7)$$

где k_B – постоянная Больцмана; T – температура воздуха; m_v – средняя масса молекул воздуха; ρ_0 – плотность воздуха окружающей среды. Плотность воздуха в лобовой части для биплана будет $1,33 \text{ кг/м}^3$, для моноплана – $2,17 \text{ кг/м}^3$.

Подъемная сила крыла самолета (с молекулярно-кинетических позиций) заключается в создании активной составляющей окружающей среды. В этом случае профиль Жуковского крыла самолета позволяет наиболее эффективно реализовать активную составляющую окружающей среды путем создания центробежных ускорений воздушным массам в одном направлении под крылом и над крылом самолета.

На рис. 3 приведена принципиальная схема возникновения подъемной силы крыла самолета. Масса M воздушного потока, которая вовлекается в процесс, определяется лобовым сечением $S_{\text{л}}$, длиной крыла самолета $L_{\text{кр}}$ и плотностью ρ :

$$M = S_{\text{л}} L_{\text{кр}} \rho. \quad (8)$$

Эта масса при нормальном падении ($\beta = 0$, крейсерский полет) крылом самолета делится примерно на две равные части. С учетом этого центробежная сила

над крылом самолета

$$F_{\text{ш.в}} = \frac{M v_2^2}{2 R_2}, \quad (9)$$

под крылом

$$F_{\text{ш.н}} = \frac{M v_1^2}{2 R_1}. \quad (10)$$

Результирующая сила равна сумме этих сил:

$$F_{\text{рез}} = \frac{M}{2} \left(\frac{v_2^2}{R_2} + \frac{v_1^2}{R_1} \right). \quad (11)$$

Стрела сегмента над крылом и под крылом самолета $H_{\text{кр}}$ всегда меньше внешней и внутренней длины крыла самолета, т.е. $H_{\text{кр}} < L_{\text{кр}}$. Поэтому выражение (11) после несложных преобразований примет вид

$$F_{\text{рез}} \approx \frac{M v^2}{2} \frac{R_1 + R_2}{R_1 R_2} \quad (12)$$

или с учетом (8)

$$F_{\text{рез}} = \frac{S_{\text{л}} L_{\text{кр}} (R_1 + R_2)}{2 R_1 R_2} \rho v^2. \quad (13)$$

В формуле (13) произведение $S_{\text{л}} L_{\text{кр}}$ есть объем воздуха, который вытесняет крыло самолета. Этот объем иначе можно представить в виде произведения $S_{\text{кр}} h_{\text{кр}}$. Тогда подъемная сила крыла самолета окончательно запишется так:

$$F_{\text{рез}} = \frac{h_{\text{кр}} (R_1 + R_2)}{2 R_1 R_2} \frac{\rho}{\rho_0} \rho_0 v^2 S_{\text{кр}}, \quad (14)$$

где $h_{\text{кр}}$ – максимальная толщина крыла самолета в его лобовой части.

При $R_1 = 0,8 \text{ м}$, $R_2 = 0,6 \text{ м}$ и $h_{\text{кр}} = 0,1 \text{ м}$ для коэффициента пропорциональности C_0 имеем

$$C_0 \approx \frac{h_{\text{кр}} (R_1 + R_2)}{2 R_1 R_2} \frac{\rho}{\rho_0}. \quad (15)$$

При скорости движения 180 км/ч $C_0 = 0,16$, а при скорости движения 900 км/ч $C_0 = 0,46$. Для грубых оценок в [5] рекомендуют брать $C_0 = 1/3$. На основании (13) подъемная сила крыльев самолета при крейсерском полете для биплана составляет 582 кгс , а для моноплана 39 тс .

При обтекании воздушным потоком крыла самолета вследствие изменения угла поворота воздушного потока возможен срыв потока. Для рассмотренных выше биплана и моноплана имеет место ламинарное обтекание. Срыв потока происходит только на задней кромке крыла самолета. В результате у задней кромки крыла самолета образуется вихрь. На его образование тратится работа, которая равна изменению энергии частиц воздуха в процессе взаимодействия с лобовой поверхностью летательного аппарата. Поскольку вихрь образуется за крылом самолета, то вихреобразование не следует учитывать в преодолении лобового сопротивления самолета.

Рассмотрим, как изменяется подъемная сила крыла самолета в том случае, когда угол атаки больше нуля ($\beta > 0$, рис. 5). На основании (12) подъемная сила для сложной конфигурации крыла самолета обратно пропорциональна радиусу кривизны в каждой точке крыла самолета.

В верхней части крыла самолета подъемная сила максимальна в начале крыла. По мере распространения потока вдоль крыла радиус скругления возрастает, а подъемная сила падает, как это следует из эксперимента (см. рис. 1).

В нижней части крыла давление сначала падает вследствие малого радиуса кривизны, так как обтекание происходит с возникновением центробежной силы, направленной вниз. Далее поток воздуха на-

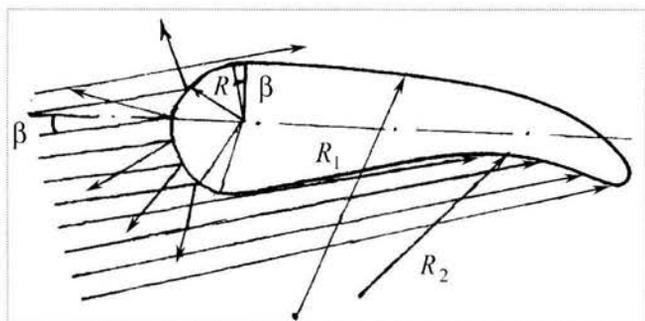


Рис. 5. Схема обтекания крыла самолета на взлете с углом атаки больше нуля

правлен вдоль поверхности крыла и не взаимодействует с поверхностью, при этом центростремительная сила равна нулю. Затем поток воздуха вновь взаимодействует с поверхностью, центростремительная сила давит на крыло, и подъемная сила крыла самолета возрастает.

Для малогабаритного самолета массой 100 кг (площадь крыльев 3 м²), совершающего полет в автоматическом режиме, взлетная скорость определяется по формуле

$$v = \sqrt{\frac{m}{C_{10}\rho S_{кр}}} = 9,2 \text{ м/с (33 км/ч)}, \quad (16)$$

где m — масса летательного аппарата.

Энергия активации, рассчитанная по формуле (2), составит 4,25 кДж. Если разгон совершается за 10 с, то необходимая мощность двигателя должна быть не менее 425 Вт. Для ЛА массой 200 кг (площадь крыльев 5 м²) скорость взлета будет 110 км/ч, энергия активации 94 кДж, необходимая мощность двигателя 9,4 кВт. Для ЛА массой 500 кг (площадь крыльев 10 м²) скорость взлета 123 км/ч, энергия активации 293 кДж, необходимая мощность двигателя 29 кВт.

В случае разрезного крыла во время посадки при поднятых закрылках возникает крутящий момент силы, который выворачивает крыло самолета. Это явление ранее не учитывалось. Авария неизбежно происходит при достаточно убранных закрылках, когда пытаются увеличить скорость снижения самолета.

Таким образом, аэродинамика самолета при дозвуковом полете определяется не образованием обратного вихря вокруг крыла самолета, а возникновением центробежных сил при общем ламинарном обтекании. Ламинарный режим обтекания вокруг крыла самолета не нарушается даже при скоростях, близких к скорости звука. Вихри образуются только в задней

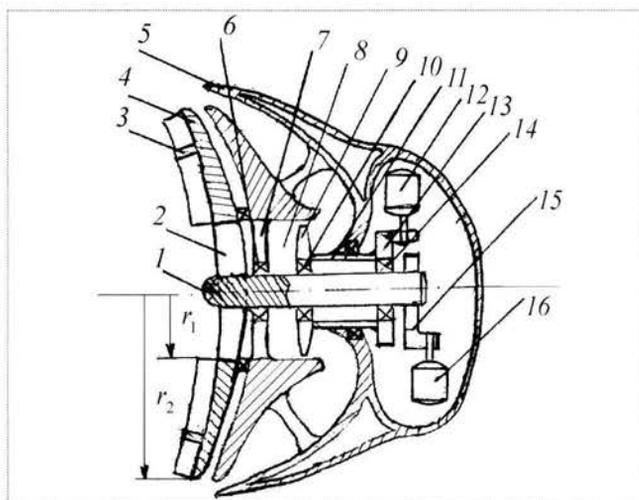


Рис. 6. Компоновка энергетического узла вихрелета:

1 — вал махового колеса; 2 — лопасти компрессора; 3 — направляющие газового потока; 4 — основа махового колеса; 5 — корпус вертолета; 6 — подшипник; 7 — крепежные стойки; 8 — канал турбины; 9 — лопасти турбины; 10 — подшипник турбины; 11 — внутренний корпус турбины; 12 — электрогенератор; 13 — коробка передач электрогенератора; 14 — подшипник турбины и махового колеса; 15 — коробка передач; 16 — электродвигатель махового колеса

части крыла самолета и не влияют на лобовое сопротивление. Энергия, затраченная на преодоление лобового сопротивления, расходуется на образование вихревого движения воздушных масс за движущимся самолетом.

При взлете подъемная сила является результатом сложения действующих воздушных масс сверху и снизу крыла самолета, и при этом не возникает существенных крутящих моментов на крыло самолета. При посадке возникает значительный крутящий момент, который необходимо учитывать при разработке планера самолета. Стрелевидная форма крыла самолета обусловлена более существенным уплотнением воздушных масс под фюзеляжем самолета. Поэтому подъемная сила крыла самолета имеет максимальное значение вблизи фюзеляжа, а дальше от фюзеляжа уплотнение воздушных масс значительно уменьшается, что ведет к резкому уменьшению результирующей подъемной силы крыла самолета.

Летательный аппарат вертолетного типа. Предположим, что вертолет массой $m = 100$ кг имеет винт с шестью лопастями ($n = 6$) размером $\delta \times h \times R = 0,02 \times 0,1 \times 1,5$ м³. Подъемная сила вертолетного винта определится путем интегрирования вдоль лопасти:

$$F_{\text{пез}} = \frac{1}{9} n \rho h \omega^2 R^3. \quad (17)$$

Взлет такого вертолета обеспечивается при скорости вращения винта

$$\omega = \sqrt{\frac{9m}{nphR^3}} \approx 58,6 \text{ об/с.} \quad (18)$$

Оценим энергию активации по формуле

$$E_a = n \frac{J\omega^2}{2}; \quad (19)$$

$$J = \frac{1}{3} \rho_v \delta h R^3, \quad (20)$$

где $\rho_v = 2000 \text{ кг/м}^3$ – средняя плотность винта (керамика).

Получаем $E_a = 46,3 \text{ кДж}$. Если выход на нормальный режим составляет 10 с, то мощность двигателя должна быть не менее 4,6 кВт.

Для вертолета массой 200 кг (длина лопастей 1,8 м) скорость вращения винта при взлете составит 63,1 об/с, энергия активации 92 кДж и мощность двигателя 9,2 кВт. Для вертолета массой 500 кг (длина лопастей 2 м) скорость вращения в момент взлета 85,2 об/с, энергия активации 232 кДж и минимальная мощность двигателя 23,2 кВт.

По энергетике ЛА самолетного и вертолетного типов отличаются незначительно, а при крейсерском полете вертолеты значительно уступают самолетам. У самолета мощность двигателя расходуется только на преодоление лобового сопротивления, вертолеты расходуют энергию еще и на поддержание ЛА на заданной высоте полета.

Летательный аппарат вихревого типа. Рассмотрим в общих чертах более экономичный вариант ЛА, использующего вихрь в качестве активной составляющей окружающей среды. Компонировка такого устройства показана на рис. 6.

Маховое колесо 4 служит для создания вихря в донной части такого ЛА. Оно крепится к основному валу 1 лопатками компрессора 2. Маховое колесо приводится во вращение электромотором 16 через коробку передач 15. Направляющие газового потока 3 формируют вихрь на внешней кромке ЛА.

К основному корпусу ЛА 5 крепятся валы махового колеса и турбины с помощью подшипников 6, 10 и 14. Компрессорные лопатки 2 махового колеса часть воздушного потока направляют в канал турбины 8. Этот поток приводит во вращение лопатки турбины 9. Вращение от лопаток турбины через корпус 11 и коробку передач 13 передается на ротор электрогенератора 12.

Давление потока газа, который маховое колесо превращает в вихрь, определяется выражением

$$p_v = \pi \rho (r_2 - r_1) h \omega r_2, \quad (21)$$

где ρ – плотность окружающего воздуха; r_1 – радиус входного отверстия турбины; r_2 – радиус махового колеса; ω – круговая частота вращения махового колеса; h – высота направляющих газового потока.

Из уравнения неразрывности следует, что

$$p_v = \pi r_2^2 \rho v. \quad (22)$$

Отсюда

$$v = \frac{(r_2 - r_1) h \omega}{r_2} = 2\pi \left(1 - \frac{r_1}{r_2}\right) h v. \quad (23)$$

Давление в потоке газа, который превращается в вихрь, равно давлению окружающей среды. На основании уравнения Бернулли давление в направлении движения потока газа, т.е. газодинамический напор, составит

$$\Delta p = \rho v^2 / 2, \quad (24)$$

а сила тяги, создаваемая вихрем,

$$F_T = \Delta p \pi (r_2^2 - r_1^2) = \pi \frac{\rho v^2}{2} (r_2^2 - r_1^2) \quad (25)$$

или

$$F_T = 2\pi^3 \rho h^2 r_2^2 [1 - (r_1/r_2)^2] (1 - r_1/r_2)^2 v^2. \quad (26)$$

Значения силы тяги для различных частот вращения махового колеса при $r_1 = 0,3 \text{ м}$; $r_2 = 1,0 \text{ м}$; $h = 0,2 \text{ м}$ приведены в табл. 1.

В момент взлета входное отверстие турбины необходимо закрывать, тогда сила тяги возрастет в 2,24 раза. Для ЛА массой 100, 200 и 500 кг частота вращения махового колеса соответственно составит 27, 38 и 60 об/с. Такие частоты вращения существующие электродвигатели постоянного тока вполне могут обеспечить.

Таблица 1

| Частота вращения, об/с | 10 | 20 | 30 | 40 | 50 | 100 |
|------------------------|------|------|-------|-----|-----|------|
| F_T , кгс | 14,3 | 57,2 | 128,7 | 229 | 357 | 1430 |
| F_T (взлет), кгс | 32 | 128 | 288 | 513 | 802 | 3207 |

Таблица 2

| Масса ЛА, кг | 100 | 200 | 500 |
|--------------------------|------|------|-------|
| E_a , кДж | 719 | 2850 | 17765 |
| $N_{\text{двиг}}$, кВт: | | | |
| 10 с | 71,9 | 285 | 1776 |
| 60 с | 12 | 47,5 | 296 |
| 120 с | 6 | 23,7 | 148 |
| N , кВт | 1,2 | 3,3 | 13,1 |
| v , км/ч | 30 | 42 | 67 |

Чтобы разогнать маховое колесо до указанных частот, необходимо затратить работу на преодоление энергии активации:

$$E_a = \pi^2 m r_2^2 v^2. \quad (27)$$

Результаты расчета энергий активации, мощности двигателя $N_{\text{двиг}}$ в зависимости от времени выхода на рабочий режим, а также значения мощности N , вырабатываемой электрогенератором, для различных ЛА приведены в табл. 2. Энергии активации значительные. В зависимости от мощности электродвигателя махового колеса потребуется соответствующее время. Так как время разгона не ограничено, то мощность разгонного двигателя можно резко уменьшить.

В крейсерском полете турбина вырабатывает электроэнергию непосредственно на борту ЛА. При коэффициенте преобразования механической энергии в электрическую $\eta = 0,5$ электрогенератор будет вырабатывать мощность

$$N = 4\pi^4 \rho h^3 \left(1 - \frac{r_1}{r_2}\right)^3 \eta (r_1^2 - r_0^2) v^3, \quad (28)$$

где r_0 — радиус вала махового колеса.

Получаемая мощность от электрогенератора расходуется только на преодоление лобового сопротивления и возникающих узлов трения. При угле атаки α мощность лобового сопротивления составит

$$N_{\text{сопр}} = \frac{\pi^2 r_2^2 \rho v N_A m_a v^2}{\mu} \sin \alpha. \quad (29)$$

Здесь v — скорость движения ЛА; μ — молярная масса воздуха; m_a — средняя масса молекул воздуха; N_A — число Авогадро. Из равенства $N = N_{\text{сопр}}$ определяется скорость движения для ЛА разной массы:

$$v = \sqrt[3]{\frac{2\mu N}{\pi r_2^2 \rho N_A m_a \sin \alpha}}. \quad (30)$$

Результаты расчета скорости движения ЛА по формуле (30) при угле атаки $\alpha = 15^\circ$ приведены в табл. 2. Получается, что такого вида ЛА являются сравнительно тихоходными.

Скорость ЛА можно повысить путем увеличения скорости вращения махового колеса. Так, при скорости вращения махового колеса 6000 об/мин скорость полета можно довести до 200 км/ч. При этом дополнительную энергию на преодоление лобового сопротивления необходимо иметь на борту.

При скоростях, указанных в табл. 2, ЛА вихревого типа после преодоления энергии активации может находиться в полете неограниченное время, преобразуя внутреннюю энергию окружающей среды на преодоление лобового сопротивления, не нарушая закона сохранения энергии.

Активная составляющая окружающей среды работы не совершает, а изменение энергии имеет место. С такой ситуацией сталкиваемся, когда взлетает самолет. По подъему самолета двигатели работу не совершают. Двигатели затрачивают работу только на преодоление лобового сопротивления. При подъеме самолета изменение энергии происходит, причем довольно значительное, а затрачиваемая работа практически равна нулю.

Так как затрачиваемая работа активной составляющей окружающей среды равна нулю [6], то понятие коэффициента полезного действия теряет смысл. В этом случае следует рассматривать коэффициент преобразования. При наличии активной составляющей окружающей среды законы механики совершенно иные, но это не значит, что закон сохранения энергии нарушается. Энергия U , запасенная в окружающей среде (внутренняя энергия), расходуется на изменение энергии тела, находящегося под воздействием активной составляющей окружающей среды, непосредственно, без выполнения промежуточного этапа в виде совершения работы.

Список литературы

1. Жуковский Н.Е. Полное собрание сочинений. Лекции, вып. 1. Теоретические основы воздухоплавания. М.—Л.: ОНТИ НКТП СССР, Главная редакция авиационной литературы, 1938. 539 с.
2. Кочин Н.Е., Кибель И.А., Розе Н.В. Теоретическая гидромеханика. Ч. 1, 5-е изд., М.—Л., 1955.
3. Седов Л.И. Механика сплошной среды. М.: Наука, 1976. Т. 2.
4. Штрауф Е.А. Молекулярная физика. М.—Л.: ГИТТЛ, 1949. 576 с.
5. Поль Р.В. Механика, акустика и учение о теплоте. М.: ГИТТЛ, 1957. 484 с.
6. Гречихин Л.И. Получение и преобразование энергии в открытых системах // Энергетика. Изв. вузов и энергетических объединений стран СНГ. 2004. № 4. С. 76–81.

В тесном содружестве

Генеральный конструктор — генеральный директор Государственного конструкторского бюро "Южное" (ГКБЮ) им. М.К. Янгеля Станислав Николаевич Конохов — доктор технических наук, профессор, академик Национальной академии наук Украины, Академии космонавтики им. К.Э. Циолковского, вице-президент Международной академии астронавтики, Герой Украины, лауреат Государственной премии СССР в области науки и техники, Государственной премии Украины, премии Правительства РФ в области науки. Один из талантливых учеников и последователей М.К. Янгеля и В.Ф. Уткина. Обосновал и разработал принципы проектирования, конструирования и экспериментальной отработки минометной схемы старта тяжелых жидкостных ракет. Руководил работами по созданию уникального ракетно-космического проекта "Морской старт" с ракетой "Зенит-3SL", космического носителя "Днепр" на базе ракеты 15A18, разработками ракетно-космического комплекса "Циклон-4", а также космических аппаратов АУОС, "Січ-1", "Океан-О" и др. Последовательный сторонник продолжения и развития сотрудничества российских и украинских предприятий ракетно-космической отрасли.

12 апреля 2007 г. Станиславу Николаевичу исполнилось 70 лет. Издательство "Машиностроение", Редакционная коллегия и Редакционный совет Общероссийского научно-технического журнала "Полет" сердечно поздравляют юбиляра и желают ему здоровья, счастья и дальнейших творческих успехов!

В связи с юбилеем С.Н. Конохова наши корреспонденты Ю.Н. Мошненко и А.В. Карманов взяли у него интервью.

— Станислав Николаевич, Вы родились в России, в Вологодской области. Какие самые яркие воспоминания Вашего детства остались в памяти?

— Девственная вологодская природа, ее божественная красота... И незабываемый День Победы 1945-го, который праздновали всей деревней... И, конечно же, мои родители: отец, Николай Николаевич — военный юрист, очень умный и терпеливый человек, и мать, Анна Николаевна, хотя и не получившая образования, но наделенная от природы большой житейской мудростью. Запомнились на всю жизнь ее слова: "Чужую боль, сынок, приложи к своему сердцу..."

Когда мне было 9 лет, в связи с новым назначением отца наша семья переехала из Вологодчины в Днепрпетровск.

— Выбор профессии, ставшей смыслом Вашей жизни, был осознанным или случайным?

— Это был осознанный выбор. Я с детства мечтал быть конструктором. Окончив школу с золотой медалью, я поехал в Москву. Прошел собеседование в МВТУ им. Н.Э. Баумана и был принят в этот знаменитый вуз. Однако оказалось, что общежития мне не предоставят, а жить в Москве и снимать квартиру на одну стипендию было практически невозможно. Поэтому пришлось перевестись в Днепрпетровский университет, где на физико-техническом факультете готовили инженеров-механиков по беспилотным летательным аппаратам.

— Вы стали генеральным конструктором в 1991 г., в трудный период — период распада Союза, когда из-за разрыва экономических связей многие предприятия были

поставлены на грань катастрофы. Как Вам удалось удержать КБ на передовых позициях и сохранить кадровый потенциал?

— В декабре 1991 г. произошло эпохальное событие — прекратил свое существование могущественный СССР, распавшись на ряд независимых государств, в число которых вошла и Украина. Были ликвидированы государственные общесоюзные финансовые и хозяйственные структуры, в том числе и Минобщемаш СССР.

КБ "Южное" оказалось в крайне трудном положении — прекратилось финансирование основных заказов, остановилось проектирование новых ракетных комплексов. Наше предприятие было исключено из числа разработчиков единственной разрешенной по СНВ-2 новой стратегической ракеты "Универсал", или СС-25.

Нужно было срочно разработать программу деятельности предприятия в новой политической и экономической обстановке. Главной своей задачей мы поставили сохранение научно-технического потенциала предприятия и его рациональное использование в последующих работах. Тремя главными направлениями, на которые должна была опираться производственная деятельность коллектива КБ "Южное", стали: традиционные работы в области ракетно-космической техники, предложения по созданию ракетно-реактивного вооружения для Вооруженных Сил Украины и, наконец, конверсионные программы.

Я считаю, что мы поступили правильно и очень дальновидно, решив использовать свои разработки в



Станислав Николаевич Конюхов

международных коммерческих проектах. Нам удалось найти зарубежных стратегических партнеров — "Спейс Лореаль" (тема "Глобалстар") и, главное, "Боинг". В результате немалых усилий мы объединили ракетно-космические потенциалы четырех стран — России, США, Норвегии и Украины — в проекте "Морской старт", который помог нам устоять в те нелегкие времена, а сейчас успешно развивается. Продолжаем тесное сотрудничество с российскими разработчиками — это российско-украинский проект "Днепр" (запуск космического аппарата (КА) конверсионной ракетой 15A18). Близится к завершению отработка созданного нами перспективного жидкостного двигателя для четвертой ступени ракеты-носителя (РН) "Вега", разрабатываемого Европейским космическим агентством.

— Прежде чем стать генеральным конструктором КБ "Южное", Вы прошли практически все ступеньки карьерной лестницы: работали конструктором, ведущим конструктором, начальником отдела, начальником отделения — заместителем главного конструктора КБ стратегических ракет и космических носителей, начальником отделения — заместителем начальника проектного комплекса, начальником и главным конструктором КБ космических аппаратов, первым заместителем генерального конструктора. Какое место работы оказало на Ваше становление наибольшее влияние и какие моменты предыдущей деятельности произвели самое сильное впечатление?

— Помнится мощная психологическая нагрузка при отработке минометного старта (так называемые бросковые испытания) в Павлограде, где я был техническим руководителем. Пришлось решать много и организационных, и научно-технических проблем. Результаты испытаний подтвердили проектные и расчетные характеристики старта. Были сложности в отработке разделяющихся головных частей. И вообще трудностей было много. Так сложилось, что меня назначали в подразделения, где возникали новые проблемы, так что я работал, как сейчас говорят, проблемным менеджером.

Хочу отметить, что работа в нашей области достаточно сложна и запоминаются и удачные пуски, и аварии.

— Вы работали рядом с выдающимися деятелями в области ракетно-космической техники дважды Героями Социалистического Труда академиками М.К. Янгелем и В.Ф. Уткиным и являетесь их достойным учеником и преемником. А кого бы еще Вы могли назвать своими учителями?

— Академика В.С. Будника — одного из корифеев ракетно-космической техники. Василий Сергеевич работал заместителем С.П. Королева. В 1951 г. он был переведен в Днепропетровск главным конструктором завода № 586 (ныне "Южмаш"). Затем работал в КБЮ первым заместителем М.К. Янгеля, был одним из руководителей Института технической механики (ИТМ) Национальной академии наук Украины. Я учился у него, когда он работал и в КБЮ, и в ИТМ. Да и сейчас я часто советуюсь с Василием Сергеевичем.

А вообще мне в жизни повезло: я встречался и сотрудничал со многими умными, талантливыми людьми, у которых учился. Это и коллеги по КБ М.И. Галась, Ю.А. Сметанин, Н.Ф. Герасюта, И.И. Иванов, и академики В.П. Глушко, Н.А. Пилюгин, Ю.Б. Харитон, Б.Е. Патон, генералы Г.С. Титов, Г.Н. Малиновский, Ю.А. Яшин, Ю.М. Рюмкин, руководители заводов Л.В. Смирнов, А.М. Макаров, Л.Л. Ягджиев, Ю.С. Алексеев, В.М. Шкурченко, В.И. Сичевой, это и слесарь-сборщик ЮМЗ В.З. Елисеев и многие другие.

— Ваша оценка состояния и перспектив сотрудничества российских и украинских ракетно-космических предприятий?

— Все уникальные достижения КБ "Южное", по большому счету, являются результатом работы сотен организаций — конструкторских бюро, институтов, заводов, войсковых частей, испытательных полигонов, объединенных нашим предприятием во имя общей цели. В создании ракетного комплекса "Зенит" принимали участие более 900 предприятий и организаций, из них добрая половина — российские. РН "Зе-



Перед запуском "Циклона" (Плесецк)

нит", в принципе, можно считать совместной украинско-российской разработкой: стартовый комплекс разработан нашими давними и надежными смежниками — КБТМ, двигатель первой ступени — НПО Энергомаш, система управления — НИИ АП. Системы и агрегаты наземного оборудования "Зенита" обеспечивают предстартовую подготовку и пуск РН в полностью автоматизированном режиме, без участия обслуживающего персонала. В значительной степени именно последнее качество — безлюдный старт — стало определяющим при выборе экологически чистого носителя среднего класса для международного космического проекта "Морской старт". РН "Зенит" стала базовой моделью для этого проекта еще и благодаря тому, что была дополнена совершенным по конструкции разгонным блоком "ДМ" (третья ступень) разработки РКК "Энергия", который позволяет РН "Зенит-3SL" выводить с экватора на геопереходную орбиту космические объекты массой более 6 т. К сожалению, 24-й пуск по этому проекту оказался аварийным. Я надеюсь, что совместно с российскими коллегами мы установим причину аварии, устраним ее и еще не один космический аппарат будет выведен этим носителем. Всего же РН "Зенит" вывела на орбиту более пяти десятков спутников, запущенных в интересах промышленных и коммерческих компаний из десяти стран мира.

Нашим предприятием в настоящее время ведется активная работа по международному проекту "Наземный старт", согласно которому предполагается осуществлять пуски модернизированных РН "Зенит-М" с космодрома Байконур. В проекте участвуют украинские и российские предприятия при поддержке международной компании Sea Launch. Он позволит расширить возможности по запуску космических аппаратов и снизить эксплуатационные затраты. Первый пуск РН "Зенит-М" планируется осуществить в этом году. Важно отметить, что "Наземный старт" не станет конкурентом для "Морского старта". Дело в том, что из-за разности географических широт стационарного и мобильного космодромов возможности обеих ракет-носителей по запуску спутников связи на геопереходную орбиту принципиально различны. Для "Зенит-3SL" (пуск с экватора) — это более 6 т, а для "Зенит-М" (пуск с Байконура) — только 3,6 т. Таким образом, один и тот же носитель будет "закрывать" оба основных сегмента рынка

по запуску спутников связи: традиционный, связанный с запуском многофункциональных, следовательно, тяжелых аппаратов, и новый, связанный с использованием специализированных малых спутников. Ракеты-носители "Зенит-3SL" и "Зенит-М" будут не конкурировать между собой, а дополнять друг друга.

В настоящее время ГКБЮ совместно с российскими партнерами (КБТМ, НПЦ АП и др.) работает над сложным международным проектом по созданию ракеты-носителя "Циклон-4" для запуска космических объектов с бразильского космодрома Алкантара.

Продолжаются совместные работы по продлению срока эксплуатации ракеты 15A18M и комплекса П118M, находящихся на боевом дежурстве в России. Для КБЮ было бы интересным участие в перспективном проекте многоэтажного космического корабля "Клипер", так как РН "Зенит-2" по своим эксплуатационным и энергетическим характеристикам полностью соответствует этому проекту как средство выведения корабля. РН "Зенит" изначально проектировалась и отрабатывалась как носитель, в том числе и для пилотируемых космических кораблей.

Кроме перечисленных выше Национальным космическим агентством Украины и Федеральным космическим агентством Российской Федерации, предприятиями России и Украины, а также их националь-



Стартует "Зенит"

ными академиями наук ведутся работы по целому ряду совместных научных проектов – "Радиоастрон", "Коронас-Фотон", серия экспериментов на российском сегменте Международной космической станции и др.



Чрезвычайный и Полномочный Посол РФ в Украине В.С. Черномырдин вручает награду С.Н. Конохову

В связи с интенсивностью совместной ракетно-космической деятельности в рамках Комитета по вопросам экономического сотрудничества украинско-российской межгосударственной комиссии создана подкомиссия по вопросам сотрудничества в области космической промышленности. Следует отметить, что работа подкомиссии проходит в дружеской атмосфере с пониманием важности взаимодействия наших стран.

Можно утверждать, что содружество между предприятиями России и Украины в области ракетно-космической техники развивается успешно и может служить хорошим примером для предприятий других отраслей.



ДАЙДЖЕСТ ☸ **ДАЙДЖЕСТ** ☸ **ДАЙДЖЕСТ** ☸ **ДАЙДЖЕСТ** ☸ **ДАЙДЖЕСТ** ☸ **ДАЙДЖЕСТ**

Международная авиационная федерация зарегистрировала мировой рекорд высоты для дирижаблей, установленный российским пилотом

Международная авиационная федерация FAI официально подтвердила регистрацию абсолютного мирового рекорда высоты для всех классов дирижаблей – 8180 м, установленного российским пилотом Станиславом Федоровым на дирижабле "Полярный гусь" 17 августа 2006 г.

Российский дирижабль "Полярный гусь" почти на километр перекрыл легендарный рекорд немецкого дирижабля "Zeppelin L-55", продержавшийся 90 лет. Рекорд "Полярного гуся" стал первым шагом в выполнении программы "Высокий старт" амбициозного проекта по запуску легких космических аппаратов с высотных дирижаблей. В случае успеха этого проекта в России будет создан передовой аэростатно-космический комплекс, способный относительно недорого выводить на орбиту частные спутники массой до 10...15 кг.

Вестник Интерфакс – АВН № 16(291), 2007 г.

УДК 629.7

Движение груза при маневре вертолета по схеме "горка"

Е.А. Куклев, С.С. Павлов

В результате аппроксимации типичных зависимостей по изменению высоты и скорости на криволинейных участках траектории получены количественные характеристики составляющих ускорения и сил инерции, действующих на груз. В статье проводится анализ движения вертолета по криволинейной траектории в форме "горки" и дается оценка его влияния на кинематические характеристики колебаний груза, транспортируемого на внешней подвеске вертолета.

E.A. Kuklev, S.S. Pavlov. Helicopter Cargo Fluctuations At Zoom

An approximation of regularities observed in the course of height and speed changes at curved flight path segments made it possible to assess the values of acceleration and inertia applicable to helicopter cargoes. The article scrutinizes helicopter movement at curved flight path at "zoom" and gives an assessment of the effect it exerts on kinematic parameters of fluctuations of cargoes, carried at external load slings.

Возникшие колебания груза, транспортируемого на внешней подвеске вертолета (ВПВ), можно существенно уменьшить или погасить на какое-то время, если снизить скорость вертолета в продольном направлении или выполнить маневр вертолета, известный под названием "горка".

"Горка" — маневр, выполняемый в вертикальной плоскости для быстрого увеличения высоты полета за счет уменьшения кинетической энергии вертолета, приобретенной на горизонтальном участке полета [1]. Траектория движения вертолета при выполнении "горки" соответствует S-образной кривой, и она условно состоит из следующих участков (рис. 1):

- криволинейный ввод "в горку" (участок ВС);
- прямолинейный участок АВ набора высоты;
- криволинейный участок СД вывода из "горки".

Маневр "горка" рекомендуется начинать при достижении скорости вертолета не менее 150 км/ч.

Изменение кинематических величин точки подвеса и их аппроксимация. При движении вертолета по криволинейной траектории возникают тангенциальная и нормальная составляющие ускорения. Это означает, что сама точка подвеса груза на отдельных участках полета движется с ускорением. Будем считать, что тросовая подвеска, соединяющая вертолет и груз, выполнена по двухзвеньеовой схеме с шарнирами в точках крепления троса к вертолету и к грузу.

Для описания поведения груза на ВПВ используют модель математического маятника (ММ) или физического маятника (ФМ) [2]. Строго говоря, модель ММ не подходит, так как перевозимый груз не является материальной точкой. Не подходит и модель ФМ, так как тросовая система, соединяющая вертолет и груз, не является твердым жестким телом, способным передавать любые движения точки подвеса, т.е. вертолета, к грузу. А это является очень важным обстоятельством, которое должен учитывать пилот при своих действиях.

В дальнейшем будем полагать, что движение груза на ВПВ описывается с помощью модели ММ с корректировкой на работу связи — тросовую систему, которая не во всех случаях передает воздействие в виде сил инерции от вертолета к грузу.



КУКЛЕВ
Евгений Алексеевич — проректор по научной и инновационной работе ФГОУ ВПО "Санкт-Петербургский государственный университет гражданской авиации", профессор, доктор техн. наук



ПАВЛОВ
Сергей Семенович — доцент ФГОУ ВПО "Санкт-Петербургский государственный университет гражданской авиации", кандидат техн. наук

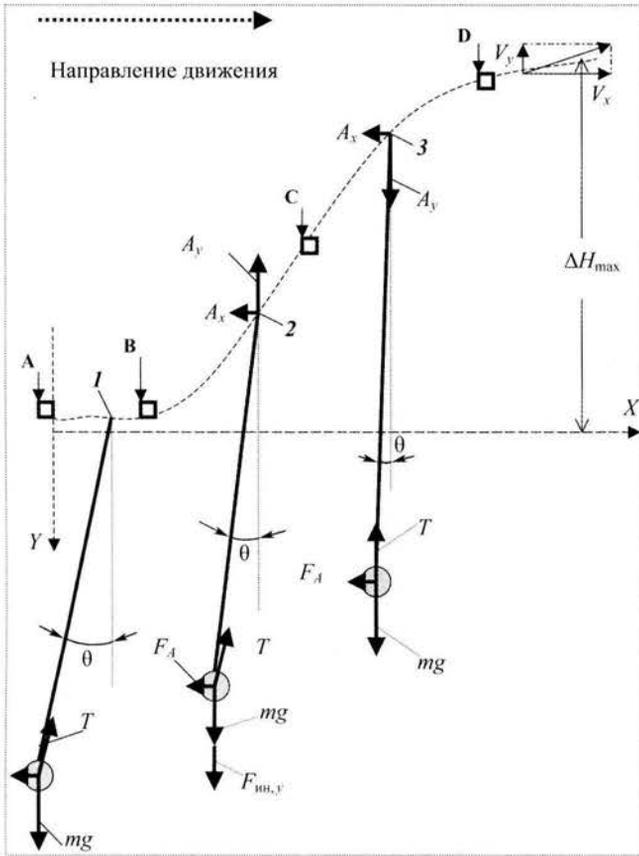


Рис. 1. Силы, действующие на груз при выполнении маневра "горка" (θ – угол отклонения троса)

Итак, точка подвеса груза, т.е. сам вертолет, движется с ускорением. Какое влияние оказывает это движение на кинематические характеристики колебаний груза? Предварительный анализ позволяет проследить изменение проекций скорости V_x, V_y и ускорения A_x, A_y при выполнении маневра "горка" (см. рис. 1).

Характерные кривые $\Delta H = f(t), V = f(t)$ типичного изменения кинематических параметров продольного движения при выполнении "горки" и при пикировании на вертолете Ми-8 приведены в работе [1]. Они построены на основании данных бортовых самописцев, регистрирующих изменение параметров во время полета. Эти экспериментальные данные характерны для большинства полетов, хотя в каждом отдельном случае эти кривые могут иметь свои особенности.

Криволинейные участки траектории, соответствующие S-образным кривым, можно аппроксимировать, используя математические

функции, содержащие гиперболический тангенс. На рис. 2 сплошные кривые отражают зависимости $\Delta H = f(t)$ и $V = f(t)$ после аппроксимации данных типичных кривых с помощью гиперболического тангенса. Величина ΔH равна текущему значению разности высот при выполнении "горки". Отклонение, характеризующее погрешность аппроксимации, составляет 13,5 % по высоте и 3,7 % по скорости при выполнении данного маневра.

Как известно [3], уравнение гиперболического тангенса имеет вид

$$\text{th}(y) = (e^x - e^{-x}) / (e^x + e^{-x}). \quad (1)$$

В соотношении (1) x зависит от $t: x = t/p$. Задаваясь уравнением маневра в виде $\Delta H = \Delta H_{\text{гор}} \text{th}(t/p)$, можно подобрать параметры маневра $\Delta H_{\text{гор}}$ ($\Delta H_{\text{гор}} = \Delta H_{\text{max}}/2$) и $1/p$ (интенсивность маневра) таким образом, чтобы кривые реальных траекторий и кривые аппроксимирующих траекторий близко совпадали. Конкретные уравнения аппроксимирующих кривых имеют следующий вид:

$$\Delta H = 108 \text{th}(t/6) \text{ – для высоты,}$$

$$V_{\text{гор}} = 15 \text{th}(t/4,4) \text{ – для скорости при выполнении маневра "горка".}$$

Такое представление кинематических величин в виде аналитических зависимостей является удобным, так как, используя полученные уравнения, можно определить изменение составляющих V_x, V_y, A_x, A_y в разных точках криволинейной траектории (рис. 3).

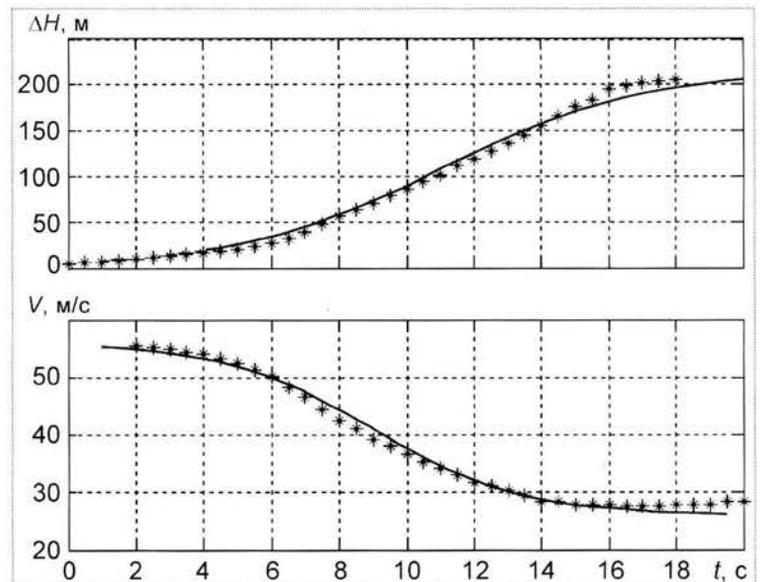


Рис. 2. Аппроксимация (сплошная кривая) кинематических величин при выполнении "горки" с помощью гиперболического тангенса

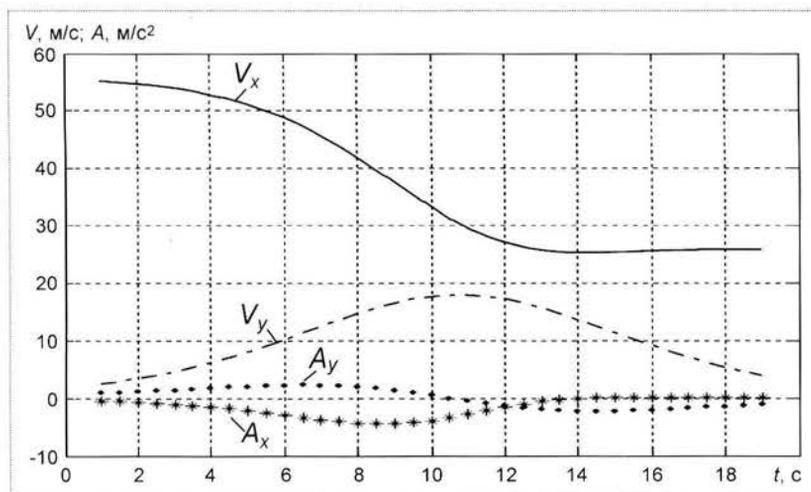


Рис. 3. Графики кинематических величин при выполнении "горки", полученные в результате обработки функций, представленных на рис. 2

Оценка влияния действия сил на кинематические характеристики колебаний груза на ВПВ при движении вертолета по криволинейной траектории. Вернемся к анализу действия сил (см. рис. 1) на кинематические характеристики колебаний груза.

На груз в общем случае действуют физические силы (сила тяжести, аэродинамическая сила, сила натяжения троса), силы инерции (переносная сила инерции и сила инерции Кориолиса), а также продольный момент аэродинамических сил.

Сила тяжести является массовой силой, она во время движения не изменяется.

Аэродинамическую силу, являющуюся равнодействующей поверхностных сил, обычно представляют в виде совокупности силы лобового сопротивления и подъемной силы, которые зависят от формы, размеров тела и скоростного напора. При маневре вертолета в вертикальной плоскости аэродинамическая сила изменяется существенно.

Силу натяжения троса следует рассматривать как результат взаимодействия вертолета и груза. Она зависит от силы тяжести груза, аэродинамической силы, а также от ускорения, с которым груз движется.

Переносная сила инерции обусловлена неравномерностью движения. Величина ее может быть легко определена, если известны проекции ускорения A_x и A_y .

Если вертолет с грузом на внешней подвеске движется по криволинейной траектории, то можно сказать, что точка подвеса участвует в двух движениях: переносном движении вертолета в целом и относительном движении точки подвеса вокруг центра масс вертолета. В этом случае точка подвеса испытывает ускорение Кориолиса

$$A_{\text{кор}} = 2[\omega_e \times V_r],$$

где ω_e — угловая скорость переносного движения; V_r — линейная скорость относительного движения.

Угловая скорость переносного движения ω_e зависит от мгновенной скорости движения вертолета по траектории и радиуса кривизны траектории:

$$\omega_e = V/R. \quad (2)$$

Мгновенная линейная скорость вертолета известна (см. рис. 2), а радиус кривизны траектории можно найти из соотношения

$$R = \frac{(V_x^2 + V_y^2)^{3/2}}{V_x A_y - V_y A_x}, \quad (3)$$

где V_x, V_y, A_x, A_y — соответственно проекции скоростей и ускорений в разных точках по траектории движения вертолета. Эти значения ранее найдены и представлены в виде массивов, на основании которых построены графики (см. рис. 3). Напомним, что радиус кривизны считается положительной величиной. Если движение тела происходит вдоль прямой, то $R \rightarrow \infty$; если движение тела происходит по правильной окружности, то $R = R_{\text{окр}}$.

Зависимости $\omega_e = f(t)$ и $R = f(t)$ представлены на рис. 4. На этих графиках, построенных по результатам расчетов, четко видна переходная область между участками ввода и вывода из "горки".

Линейная скорость относительного движения — это скорость движения груза относительно точки подвеса. Здесь возможны два случая.

Если груз при маневре вертолета движется вверх ровно и спокойно, то его линейная скорость

$$V_r = L_p \dot{\Omega}.$$

Изменение $\dot{\Omega}$ угла наклона траектории показано на рис. 5.

Если же при подъеме вертолета в "горку" наблюдаются колебания груза, то линейная скорость относительного движения будет значительно выше:

$$V_r = L_p \dot{\theta},$$

где $\dot{\theta}$ — угловая скорость колебаний груза в продольной плоскости.

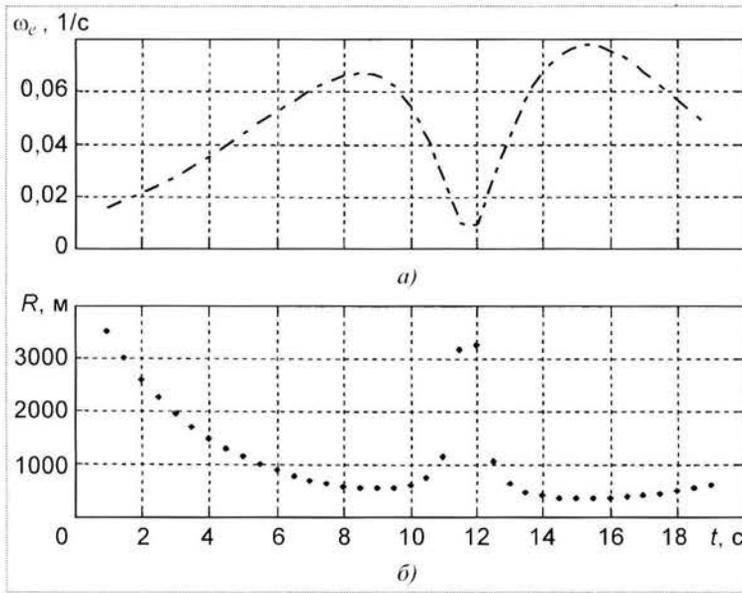


Рис. 4. Изменение угловой скорости вертолета как материальной точки при выполнении маневра "горка" (а) и радиус кривизны траектории (б)

Вектор ускорения Кориолиса согласно правилу Н.Е. Жуковского направлен под углом 90° к вектору линейной скорости, если вращать его в направлении вектора ω_c .

При движении вертолета по траектории "горка" вектор $A_{кор}$ на участке ввода в "горку" направлен вверх, перпендикулярно вектору скорости. На участке вывода из "горки" вектор $A_{кор}$ направлен вниз, к земле. Сила инерции Кориолиса соответственно направлена в противоположную сторону.

Итак, нашли, что точка подвеса груза испытывает кориолисово ускорение. Но будет ли на груз действо-

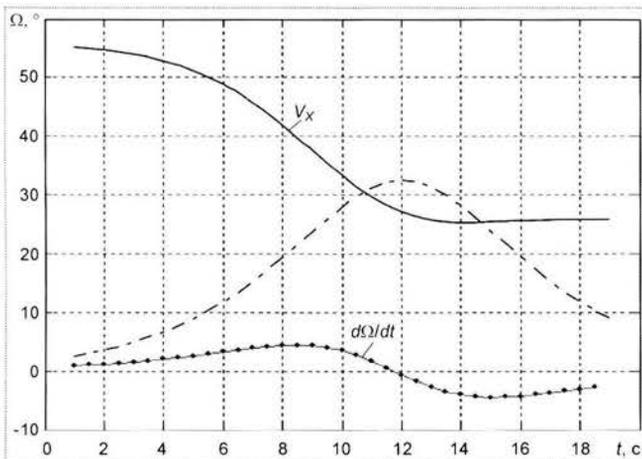


Рис. 5. Изменение угла наклона траектории при движении вертолета по "горке"

вать сила инерции Кориолиса? Это будет зависеть от вида связи между вертолетом и грузом. Если связь жесткая, то все усилия от точки подвеса передаются грузу. Если связь нежесткая (в виде тросовой системы), то не все усилия, испытываемые точкой подвеса, передаются грузу, а только те, которые способны вызвать растяжение троса.

Поясним сказанное следующим примером. Пусть вертолет движется со скоростью 200 км/ч на горизонтальном участке траектории (точка 1 на рис. 1). Допустим также, что на ВПВ находится груз, на который при данной форме груза и площади поперечного сечения действует аэродинамическая сила F_A , равная (1400 ± 200) Н. При таком соотношении сил среднее отклонение груза от местной вертикали составляет $\theta = (8,1 \pm 1,2)^\circ$. Среднее значение угла отклонения соответствует среднему значению аэродинамической силы при данной скорости полета, максимальное и минимальное значения угла отклонения возможны из-за несимметричности формы груза, что проявляется при крутильных колебаниях груза. Такой угол отклонения груза близок к реальному значению при компактной форме груза.

Результаты оценочных расчетов по влиянию ускорения вертолета при выполнении маневра в вертикальной плоскости на кинематические характеристики колебаний груза на ВПВ (в частности, на угол отклонения груза в продольной плоскости) представлены в табл. 1.

В табл. 1 величина $\text{tg}(\theta)$ представляет собой отношение $(F_A + F_{ин,x}) / (mg + F_{ин,y})$. По ней можно найти среднее значение угла отклонения груза в продольной

Таблица 1

| Параметр | Точка 1 на рис. 1 | Точка 2 на рис. 1 | Точка 3 на рис. 1 |
|------------------------------|----------------------|-------------------|-------------------|
| t, c | 0 | 6 | 14 |
| $V_x, м/с$ | 55,1 | 45,7 | 25,4 |
| $A_x, м/с^2$ | 0 | -3,7 | 0,18 |
| $A_y, м/с^2$ | 0 | +2,3 | -2,25 |
| $mg, Н$ | +9800 | +9800 | +9800 |
| $F_{A\text{ ср}}, Н$ | -1380 | -950 | -290 |
| $F_{ин,x}, Н$ | На груз не действует | | |
| $F_{ин,y}, Н$ | — | +2270 | — |
| $\text{tg}(\theta)$ | 0,14 | 0,082 | 0,062 |
| $\theta_{\text{ср}}, ^\circ$ | 8,1 | 4,7 | 3,6 |

Таблица 2

| t, c | 0,5 | 2 | 6 | 10 | 14 | 18 |
|---------------------------------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|
| $V_x, m/c$ | 54,9 | 53,9 | 46,4 | 31,3 | 25,4 | 25,9 |
| $V_y, m/c$ | -3,0 | -4,7 | -11,3 | -17,9 | -12,5 | -4,7 |
| $A_x, m/c^2$ | -0,53 | -1,0 | -3,3 | -3,3 | +0,12 | +0,05 |
| $A_y, m/c^2$ | -0,98 | -1,42 | -2,30 | 0 | +2,30 | +1,26 |
| R, m | 3600 | 1940 | 787 | 770 | 977 | 553 |
| $\dot{\Omega}_z, 1/c$ | 0,0184 | 0,0278 | 0,0565 | 0,0428 | 0,0737 | 0,0511 |
| $(\dot{\theta}_{гр})_{cp}, 1/c$ | 0,01 | 0,01 | 0,01 | 0,0024 | 0,0024 | 0,0024 |
| $V_{отп}, m/c$ | 0,2 | 0,2 | 0,2 | 0,048 | 0,048 | 0,048 |
| $A_{кор} \cdot 10^3$ | 73 | 110 | 126 | 4,1 | 7,0 | 4,9 |
| $V_{гр}^*, m/c$ | 1,2 | 1,2 | 1,2 | 1,2 | 1,2 | 1,2 |
| $A_{кор}^* \cdot 10^3$ | 45 | 66 | 135 | 103 | 177 | 122 |
| mg, H | 9800 | 9800 | 9800 | 9800 | 9800 | 9800 |
| F_A, H | -01370 | -1320 | -980 | -445 | -290 | -305 |
| $F_{ин, x}, H$ | - | - | - | - | 120 | 50 |
| $F_{ин, y}, H$ | +980 | +1420 | +2300 | - | - | - |
| $F_{кор, x}, H$ | - | - | - | - | -79 | -24 |
| $F_{кор, y}, H$ | +45 | +65 | +125 | +90 | - | - |
| $tg\theta_{расч}$ | 0,126 | 0,118 | 0,080 | 0,04 | 0,037 | 0,033 |
| $\theta_{расч}, ^\circ$ | 7,2 | 6,7 | 4,6 | 2,6 | 2,1 | 1,9 |

плоскости. Кроме того, при проведении расчетов предполагали, что аэродинамическая сила, действующая на груз, изменяется пропорционально квадрату отношения скоростей груза.

При подъеме вертолета в "горку" период колебаний груза будет уменьшаться, а частота колебаний возрастать. Но по завершению этого маневра и при полете в горизонтальном направлении период колебаний по-прежнему будет зависеть только от длины подвеса.

В табл. 1 не приведены значения проекций ускорения и сил Кориолиса. Это связано с трудностью нахождения их в первом приближении. Используя полученные данные по изменению среднего угла отклонения груза $\theta_{cp}, ^\circ$, а также проекции скорости и ускорения точки подвеса груза, можно провести оценку составляющих ускорения и сил Кориолиса.

Ускорение Кориолиса и проекции силы Кориолиса на координатные оси находим из соотношений

$$A_{кор} = 2\omega_e V_r; \quad (4)$$

$$A_{корx} = 2\omega_e V_r (V_y / V); \quad (5)$$

$$A_{корy} = 2\omega_e V_r (V_x / V); \quad (6)$$

$$F_{корx} = -mA_{корx}; \quad (7)$$

$$F_{корy} = -mA_{корy}. \quad (8)$$

Приведенные в табл. 2 данные получены на основании расчетов, выполненных с учетом соотношений (2–8). Знаки у проекций скоростей, ускорений и сил поставлены в соответствии с выбранной системой координат. Средние значения угловой скорости груза $(\dot{\theta}_{гр})_{cp}$ приведены по данным расчетов, представленных в табл. 1. Среднее значение скорости $V_{гр}^*$ записано для случая, когда при совершении маневра вертолета наблюдаются колебания груза.

В табл. 2 приведены расчетные значения кинематических величин и действующих сил при выполнении вертолетом маневра "горка" с грузом на внешней подвеске. Расчетные точки отстоят друг от друга на 4 с. Силы инерции и силы инерции Кориолиса не на всех участках траектории оказывают воздействие на груз, что связано с особенностями работы гибкой связи между вертолетом и грузом. Силы инерции Кориолиса составляют примерно 5 % от сил инерции; они не оказывают заметного влияния на величину отклонения груза при движении вертолета по криволинейной траектории. Основной эффект уменьшения углового отклоне-

ния груза от вертикали обусловлен уменьшением аэродинамического сопротивления.

Из сказанного можно сделать следующий качественный вывод: выполнение маневра в форме "горки" приводит к уменьшению амплитуды колебаний груза и препятствует дальнейшей раскачке груза. Этот вывод подтверждается и количественно: на основании расчетов среднее значение угла отклонения груза при выполнении "горки" уменьшается более чем в три раза.

Ранее [4] проводились анализ и моделирование процесса гашения колебаний груза с помощью маневра вертолета в горизонтальной плоскости. Такой маневр по продолжительности занимает 2,5...3,0 с и должен быть точно выполнен, когда вертолет и груз находятся в определенной фазе по отношению друг к другу. Продолжительность маневра в вертикальной

плоскости составляет 16...20 с, что существенно больше продолжительности маневра в горизонтальной плоскости. Это свидетельствует о том, что выполнение маневра в горизонтальной плоскости требует от пилота более точных и аккуратных действий и выполняется пилотами, имеющими более высокую квалификацию.

Список литературы

1. Володко А.М. Основы летной эксплуатации вертолетов (динамика полетов). М.: Транспорт, 1986.
2. Ишлинский А.Ю. Классическая механика и силы инерции. М.: Наука, 1987.
3. Выгодский М.Я. Справочник по высшей математике. М.: ГИФМЛ, 1963.
4. Павлов С.С. Моделирование процессов гашения поперечных колебаний груза на ВПВ при боковом маневрировании вертолета // Научный вестник Академии ГА, 2003. № 1.



ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ

ОАК до 2012 г. должна выпустить 431 самолет – больше чем за последние 15 лет

"Межведомственная рабочая группа по решению вопросов развития авиационной отрасли одобрила план производства гражданских самолетов в 2008–2012 гг.", – сообщила пресс-служба ОАО "Объединенная авиастроительная корпорация" (ОАК).

В общей сложности одобрено производство 431 самолета: пятнадцати Ил-96, восьмидесяти четырех Ту-204/214, двухсот тридцати шести SSJ 100 или Ту-334 и девяносто шести Ан-148.

За последние пятнадцать лет в РФ было произведено самолетов меньше, чем предстоит в ближайшую пятилетку. Так, в 2005 г. в России всего было произведено 18 гражданских самолетов, в 2004 г. – 17 самолетов, в 2003 г. – 11 самолетов. Наибольшее число самолетов было выпущено в 1997 г. – 70.

Согласно решению рабочей группы, государственная поддержка авиастроения в рамках плана будет осуществляться путем субсидирования процентных ставок по долгосрочным кредитам, предоставления государственных субсидий по лизинговым платежам и оплаты дополнительных эмиссий ОАО "ОАК".

Как сообщалось, на оплату увеличения уставного капитала до 2010 г. будет выделяться 6 млрд руб. ежегодно. Запланированный объем субсидий по лизинговым платежам, отмечается в сообщении ОАК, позволит обеспечить эффективную лизинговую ставку для авиакомпаний на уровне 0,8...0,9 % от стоимости самолета.

ОАК, в которой Россия консолидирует авиастроительные активы, была зарегистрирована в конце ноября прошлого года. Доля государства в компании с уставным капиталом 96,7 млрд руб. составит более 90 %, остальное получают миноритарии – в том числе частные лица-акционеры ОАО "Научно-производственная корпорация "Иркут". Помимо пакета акций "Иркут" в уставный капитал ОАК вносятся 100 % акций АХК "Сухой", 15 % внешнеэкономического объединения "Авиаэкспорт", 38 % акций ОАО "Ильюшин Финанс Ко", 25,5 % акций ОАО "Комсомольское-на-Амуре авиационное объединение им. Ю.А. Гагарина", 86 % акций АО "Межгосударственная авиастроительная компания "Ильюшин", 38 % акций ОАО "Нижегородский авиастроительный завод "Сокол", 25,5 % ОАО "Новосибирское авиационное производственное объединение им. Чкалова", 90,8 % акций ОАО "Туполев", 58 % акций ОАО "Финансовая лизинговая компания".

Вестник Интерфакс – АВН № 14 (289), 2007 г.

Военный, гражданский и транспортный дивизионы ОАК планируется сформировать до конца года

"До конца 2007 г. в составе Объединенной авиастроительной корпорации (ОАК) будут сформированы военный, гражданский и транспортный дивизионы", – сообщил президент ОАК Алексей Федоров. При этом он отметил, что ситуация в сегменте боевой авиации является достаточно благополучной, координация работ АХК "Сухой" и РСК "МиГ" уже ведется. Дивизион транспортной авиации также уже начал формироваться на базе МАК "Ильюшин". В гражданской авиации, по словам А. Федорова, положение сложнее. "Мы должны быстро принять точные решения и по структуре управления этим блоком, и по конфигурации дивизиона, имея в виду конструкторские бюро и серийные заводы", – сказал глава ОАК.

А. Федоров сообщил также, что до конца лета 2007 г. в состав ОАК войдут РСК "МиГ" и Казанское производственное объединение. Кроме того, предстоит решить, войдет ли в состав корпорации дочерняя структура "Рособоронэкспорта" – "Оборонпром", который сейчас занимается созданием вертолетного холдинга. "Оборонпром" и "Рособоронэкспорт" имеют ряд активов, которые нужны ОАК, например акции ОКБ "Сухого". С другой стороны, ОАК и РСК "МиГ" управляют акциями КБ Камова, которые нужны "Оборонпрому". В обоюдных интересах будет происходить процесс взаимного обмена", – отметил А. Федоров.

Вестник Интерфакс – АВН № 16 (291), 2007 г.

УДК 629.7

СЦД-программы коррекций удержания КА в заданной точке "стояния" геостационарной орбиты

А.Е. Назаров

Рассматривается возможность использования для коррекции орбиты геостационарного космического аппарата (КА) стационарных циклических детерминированных программ (СЦД-программ). Применение таких программ особенно актуально для обеспечения автономного функционирования КА, оснащенных двигателями коррекции малой тяги. Программы коррекции обеспечивают многократное включение двигательной установки КА на заданном интервале управления и предназначены прежде всего для коррекции наклона орбиты.

Приведены характерные особенности СЦД-программ, а также формулы для расчета их параметров. Рассмотрен векторный механизм коррекции положения плоскости орбиты протяженными корректирующими импульсами.

A.E. Nazarov. SCD-Correction Programs For Keeping Spacecraft In Set Point In Geostationary Orbit

The article scrutinizes the use of stationary cyclic determination programs (SCD programs) to adjust the orbit of geostationary satellites. Such programs are primarily important to ensure spacecraft self-sustained operations with the help of small-thrust engines. The pre-set correction programs will ensure multiple startups of the spacecraft's engines at a set control stage, and are primarily intended to adjust orbit inclinations.

The article also presents peculiar parameters of SCD programs, and formulas for their calculation. It suggests a vectored mechanism to correct the spacecraft's orbit inclination by short adjusting pulses.

Использование для коррекции орбиты (прежде всего для коррекции наклона) двигательных установок (ДУ) с большой удельной тягой обусловлено длительными сроками активного существования современных КА на геостационарных орбитах (ГСО) и жесткими требованиями к точности их удержания в заданной точке "стояния". В качестве таких ДУ успешно используют электрореактивные двигательные установки (ЭРДУ).

Высокий (более 1400 с) удельный импульс тяги входящих в ЭРДУ двигателей коррекции (ДК) позволяет существенно сократить запасы топлива на борту и, следовательно, увеличить срок активного существования КА. К сожалению, величина тяги таких двигателей мала, что приводит к росту частоты и продолжительности коррекций. Так, для удержания КА по широте посредством коррекции наклона орбиты может потребоваться ежесуточное проведение до двух коррекций на витке с длительным временем работы ЭРДУ. При этом, как правило, необходимо выполнять требование по сроку автономного функционирования (САФ) КА, которое состоит в отсутствии передачи на борт КА командно-программной информации (КПИ) на интервале автономности (до 10–30 сут).

Таким образом, для коррекции наклона должна быть принята стратегия, в соответствии с которой возможно многократное включение двигательной установки по программе, действующей на заданном интервале управления, большем или равном САФ. Исходные данные для таких программ коррекции могут рассчитываться на Земле и периодически передаваться на борт КА в составе КПИ. Важное значение для



НАЗАРОВ
Анатолий Егорович –
заместитель начальника
отделения
НПО им. С.А. Лавочкина,
кандидат техн. наук

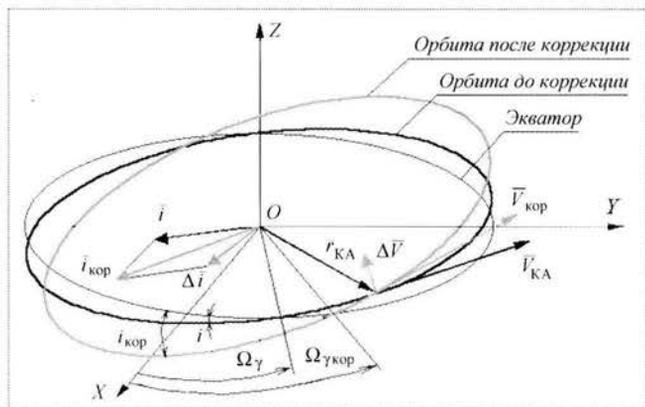


Рис. 1. Изменение вектора наклона бинормальным корректирующим импульсом

осуществления таких программ имеет минимизация числа исходных данных, передаваемых в составе КПИ.

Изменение положения плоскости орбиты в процессе эволюции происходит в результате действия бинормального возмущающего ускорения от гравитационного влияния Луны и Солнца и соответствует изменению таких элементов орбиты, как наклонение i и долгота восходящего узла Ω_γ . В данном случае положение плоскости ГСО удобнее определять в виде двумерного вектора наклона \vec{i} с компонентами

$$\vec{i} = \begin{pmatrix} I_x \\ I_y \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \sin i \sin \Omega_\gamma \\ \sin i \cos \Omega_\gamma \end{pmatrix}. \quad (1)$$

В силу малости наклона ГСО модуль этого вектора можно считать равным угловому значению наклона плоскости орбиты i .

Вектор наклона орбиты после приложения бинормального корректирующего импульса $\vec{i}_{кор}$ можно

определить как сумму векторов $\vec{i}_{кор} = \vec{i} + \Delta\vec{i}$, где $\Delta\vec{i}$ – вектор изменения наклона. Вектор $\vec{i}_{кор}$ будет определять новые (скорректированные) значения двух внеплоскостных параметров орбиты $i_{кор}$ и $\Omega_{\gamma\text{кор}}$.

На рис. 1 показаны орбиты и рассматриваемые векторы в абсолютной геоцентрической системе координат (АГСК) $OXYZ$ до и после приложения бинормального импульса характеристической скорости $\Delta\vec{V}$ в точке орбиты с радиусом-вектором $\vec{r}_{КА}$ текущего положения КА.

Поддержание наклона и соответственно положения КА по широте заключается в своевременном парировании на каждом витке всех возмущающих (в данном случае бинормальных) ускорений с помощью приложения соответствующих корректирующих импульсов. При этом, если добиваться только устранения векового "ухода" наклона орбиты на заданном интервале поддержания, достаточно создать корректирующие импульсы, противоположные по действию результирующему возмущающему воздействию (т.е. результирующий вектор корректирующего импульса $\Delta\vec{i}_{кор}$ должен быть противоположен результирующему вектору изменения наклона $\Delta\vec{i}_\Sigma$).

Можно показать, что для интервалов поддержания наклона более месяца среднее направление результирующего вектора изменения наклона $\Delta\vec{i}_\Sigma$ в абсолютном пространстве практически совпадает с осью OX АГСК. На рис. 2 в качестве подтверждения этого факта представлен график изменения результирующего вектора наклона в течение года для характерных астробаллистических ситуаций. Кривые, обозначенные "min", "mid" и "max", соответствуют ситуациям, когда угол между плоскостью эклиптики и плоскостью лунной орбиты имеет значения, при которых Луна оказывает минимальное, среднее и максимальное воздействие на изменение вектора наклона.

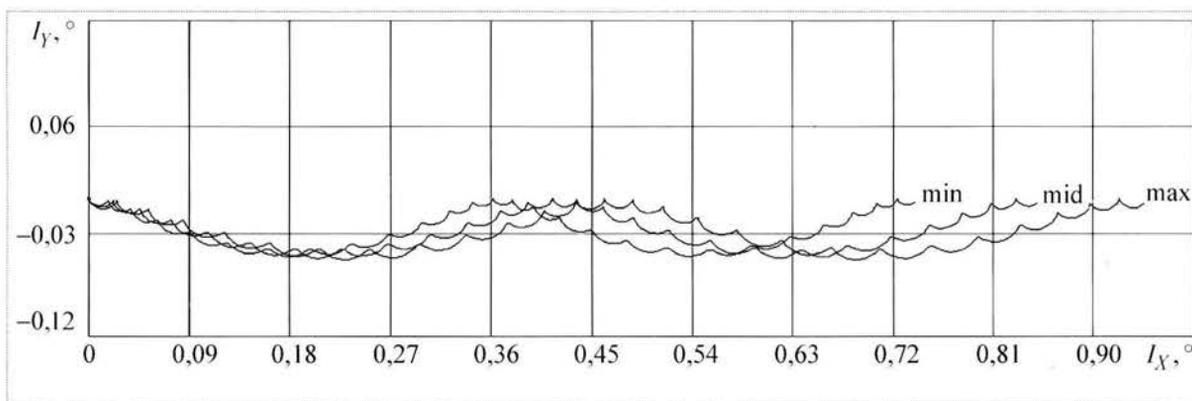


Рис. 2. Изменение результирующего вектора наклона в течение года

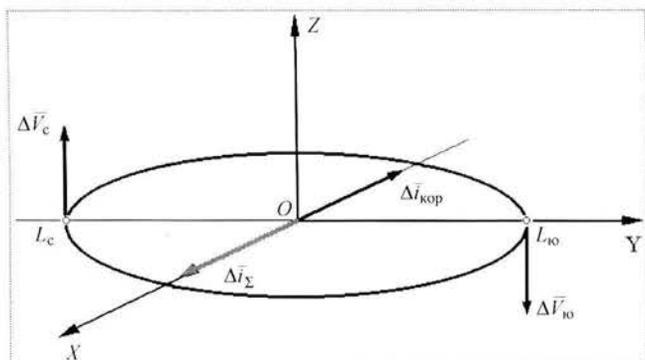


Рис. 3. Схема приложения бинормальных корректирующих импульсов для парирования изменения вектора наклонения

Для парирования изменения вектора наклонения в результате эволюции управляющее воздействие следует осуществлять в противоположном направлении, т.е. по оси $-OX$ АГСК (рис. 3).

Реализовать требуемый вектор управления $\Delta \bar{i}_{кор}$ можно с помощью соответствующих бинормальных корректирующих импульсов. Поскольку требуемое направление управляющего воздействия известно, то известно и его место приложения в абсолютном пространстве корректирующего импульса. Таких точек приложения корректирующего импульса две: это точки $L_{ю}$ и L_c на рис. 3. Они определяются как точки пересечения ГСО с плоскостью YZ АГСК. При этом направление бинормальных корректирующих импульсов $\Delta \bar{V}_{ю}$ и $\Delta \bar{V}_c$ в этих точках должно быть различным.

В точке $L_{ю}$ корректирующий импульс должен быть направлен по оси $-OZ$, а в точке L_c – по оси $+OZ$ АГСК. В литературе такие импульсы коррекции наклонения известны как "южный" и "северный". Парировать результирующий вектор изменения наклонения $\Delta \bar{i}_{\Sigma}$ можно путем коррекции наклонения в одной из указанных точек либо с помощью двух последовательных корректирующих импульсов $\Delta \bar{V}_{ю}$ и $\Delta \bar{V}_c$.

В связи с невысоким уровнем тяги ЭРДУ для коррекции наклонения можно реализовать только протяженные корректирующие импульсы. При этом целесообразно обеспечивать их постоянную ориентацию в бинормальном направлении. Эффективность действия такого протяженного импульса будет зависеть от текущего угла отклонения точки его приложения ϑ соответственно от точки $L_{ю}$ или L_c .

На рис. 4 показаны мгновенные векторы $d\bar{i}$ изменения наклонения в зависимости от действия протяженного бинормального импульса, расположенного симметрично относительно точки $L_{ю}$ и имеющего угловую протяженность 2θ . Симметричное расположение им-

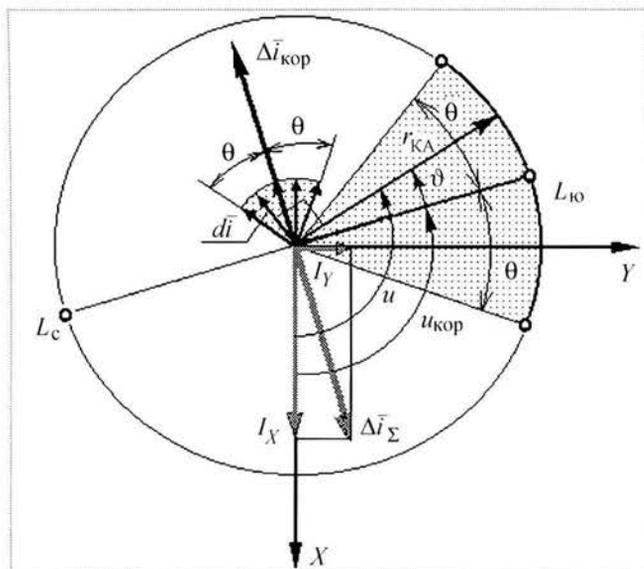


Рис. 4. Расположение мгновенных векторов изменения наклонения $d\bar{i}$ при действии протяженного бинормального импульса

пульса необходимо для того, чтобы вектор $\Delta \bar{i}_{кор}$ был направлен противоположно парируемому вектору $\Delta \bar{i}_{\Sigma}$.

Учитывая, что $u = u_{кор} + \vartheta$ и $u_{кор} = \text{const}$ (u , $u_{кор}$ – соответственно угловые дальности текущего положения КА и середины интервала приложения корректирующего импульса, отсчитываемые от направления из центра Земли на точку пересечения орбиты с плоскостью XZ АГСК), в общем виде вектор изменения наклонения $\Delta \bar{i}_{кор}$ на рассматриваемом участке работы двигателей коррекции (ДК) можно записать в следующем виде:

$$\Delta \bar{i}_{кор} = \int_{u_{кор}-\theta}^{u_{кор}+\theta} d\bar{i} du = \int_{-\theta}^{+\theta} d\bar{i} d\vartheta. \quad (2)$$

Направление результирующего вектора $\Delta \bar{i}_{кор}$ (см. рис. 4) можно определить как противоположное направлению вектору $\Delta \bar{i}_{\Sigma}$. Значение модуля мгновенного вектора изменения наклонения в зависимости от действия корректирующего импульса $d\bar{i}$ является постоянным на всем интервале работы ДК, однако его проекция на результирующее направление будет зависеть от текущего угла ϑ . Эту проекцию можно определить как $d\bar{i} \cos \vartheta$.

Величину $d\bar{i}$ можно рассматривать как изменение модуля вектора наклонения Δi на бесконечно малом интервале времени Δt или при перемещении КА по орбите на угол $\Delta \vartheta$. Ввиду малости величины Δi ее можно определить по формуле

$$\Delta i = \frac{\Delta V}{V_{КА}} = \frac{a_b \Delta t}{V_{КА}} \frac{a_b r_{КА}^2 \Delta \vartheta}{\mu}, \quad (3)$$

где $a_b = F_{\text{ДК}}/m_{\text{КА}}$ – модуль бинормального управляющего ускорения от работы ДК; μ – гравитационный параметр, который для Земли равен $398600,4 \text{ км}^3/\text{с}^2$.

Таким образом, можно записать, что $di = a_b r_{\text{КА}}^2 d\vartheta / \mu$. Учитывая влияние угловой протяженности корректирующего импульса на эффективность изменения наклона и принимая во внимание выражение (2), можно определить величину модуля $\Delta i_{\text{кор}}$:

$$\Delta i_{\text{кор}} = \int_{-\theta}^{+\theta} \frac{a_b r_{\text{КА}}^2}{\mu} \cos\vartheta d\vartheta = \frac{a_b r_{\text{КА}}^2}{\mu} \sin\vartheta \Big|_{-\theta}^{+\theta} = 2 \frac{a_b r_{\text{КА}}^2}{\mu} \sin\theta. \quad (4)$$

В результате коррекции изменение модуля $\Delta i_{\text{кор}}$ должно быть равно по величине модулю парированного вектора $\Delta \vec{i}_{\Sigma}$, поэтому можно записать равенство

$$2 \frac{a_b r_{\text{КА}}^2}{\mu} \sin\theta = \sqrt{I_x^2 + I_y^2}. \quad (5)$$

Рассматривая (5) как уравнение относительно неизвестной величины θ , можно определить требуемое значение половины интервала работы ДК:

$$\theta = \arcsin\left(\frac{\mu}{2a_b r_{\text{КА}}^2} \sqrt{I_x^2 + I_y^2}\right). \quad (6)$$

Зная период обращения КА T , с учетом (6) можно найти полное время работы ДК $\tau_{\text{кор}}$:

$$\tau_{\text{кор}} = \frac{T\theta}{\pi} = \frac{T}{\pi} \arcsin\left(\frac{\mu}{2a_b r_{\text{КА}}^2} \sqrt{I_x^2 + I_y^2}\right). \quad (7)$$

Точку середины интервала работы ДК можно определить из следующей системы уравнений относительно переменной $u_{\text{кор}}$:

$$\begin{aligned} \sin\left(u_{\text{кор}} - \frac{\pi}{2}\right) &= \frac{I_y}{\sqrt{I_x^2 + I_y^2}} = -\cos u_{\text{кор}}; \\ \cos\left(u_{\text{кор}} - \frac{\pi}{2}\right) &= \frac{I_x}{\sqrt{I_x^2 + I_y^2}} = -\sin u_{\text{кор}}. \end{aligned} \quad (8)$$

Составляющие I_x и I_y парированного вектора $\Delta \vec{i}_{\Sigma}$ в выражениях (5) и (7) представляют собой компоненты рассмотренного ранее двумерного вектора наклона (1). При проведении расчетов параметров планируемой коррекции наклона значения этих параметров орбиты могут быть получены путем численного интег-

рирования дифференциальных уравнений возмущенного движения центра масс КА.

Точки $L_{\text{ю}}$ и $L_{\text{с}}$ следует рассматривать как середины возможных интервалов работы ДК. Так как эффективность корректирующего импульса по мере удаления от этих точек падает, целесообразно стремиться к сокращению его продолжительности и, следовательно, реализовать на витке два участка коррекции наклона в каждой из этих точек. В этом случае середину второго интервала работы ДК можно определить как $u_{\text{кор}} + \pi/2$.

На рис. 5 схематично показано расположение на орбите участков работы двигателей коррекции КА с тягой $F_{\text{ДК}}$ для парирования бинормального возмущающего воздействия δF_b .

В общем случае для полного парирования изменения наклона расположение точек $L_{\text{ю}}$ и $L_{\text{с}}$ на орбите будет определяться конкретными значениями компонент I_x и I_y . Однако, как было указано ранее, на интервалах времени более месяца результирующим направлением изменения вектора наклона является ось $+X$ АГСК и потому эти точки будут располагаться в точках пересечения орбиты с плоскостью YZ АГСК. Это очень важный факт, который позволяет *детерминировать* выбор моментов приложения корректирующих импульсов в течение года вне зависимости от конкретных параметров орбиты. Кроме того, такое расположение корректирующих импульсов в пространстве позволяет уже на этапе проектирования сделать важный вывод о том, что участки работы ЭРДУ не будут совпадать с интервалами нахождения КА в тени Земли.

Таким образом, предлагается парировать изменение положения плоскости орбиты путем приложения двух протяженных импульсов с серединами в точках пересечения орбиты с плоскостью YZ АГСК, т.е. в точ-

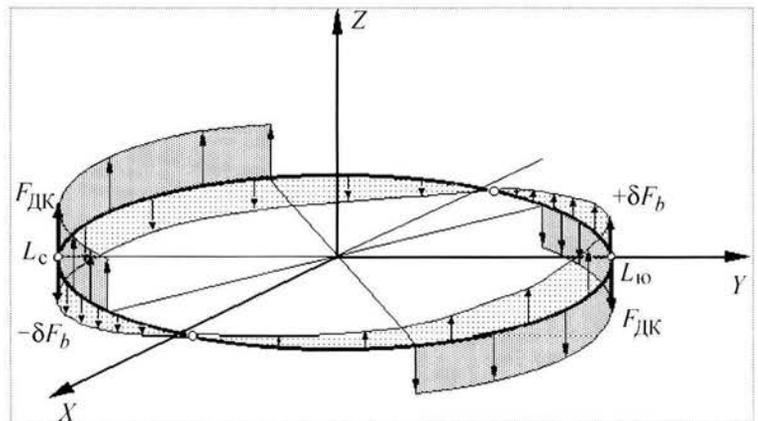


Рис. 5. Схема расположения на орбите участков работы двигателей коррекции КА с тягой $F_{\text{ДК}}$ для парирования бинормального возмущающего воздействия δF_b

ках с текущим значением абсолютной долготы КА соответственно $L_{ю} = 90^\circ - S_0$ и $L_c = 270^\circ - S_0$ (S_0 – начальное звездное время на дату проведения коррекции в градусах). При условии поддержания географической долготы "стояния" КА $\lambda_{КА}$, $^\circ$, соответствующие моменты всемирного времени прохождения КА этих точек $t_{ю}$ и t_c можно определить в секундах:

$$\begin{aligned} t_{ю} &= 21600 - 240(S_0 + \lambda_{КА}); \\ t_c &= 64800 - 240(S_0 + \lambda_{КА}). \end{aligned} \quad (9)$$

Вектор импульса при реализации импульса с центром в точке $L_{ю}$ должен быть направлен противоположно бинормали, а при реализации другого импульса – по бинормали.

Для учета конкретного характера изменения вектора наклона и точного определения моментов приложения корректирующих импульсов необходимо решить систему уравнений (7) относительно переменной $u_{кор}$. Суммарный импульс должен рассчитываться исходя из необходимой компенсации эволюции плоскости орбиты на рассматриваемом интервале управления. При этом существенно, что на каждом витке достаточно парировать не все текущие уходы параметров в результате эволюции, а лишь только среднюю составляющую этих уходов на всем интервале управления. Такой подход позволит избежать излишних потерь топлива, обеспечить постоянство включений ДК на всем интервале управления и, следовательно, перейти к использованию стационарных программ включения ДК.

Заметим, что можно обойтись и одним импульсом на витке. Это может потребоваться, например, в случае планирования каких-либо работ с КА на интервале времени, совпадающим со смежным участком коррекции, или при наличии неисправностей на борту КА, не позволяющих организовать на витке второй участок коррекции. При этом из-за уменьшения эффективности корректирующего импульса, обусловленного увеличением его протяженности, возникнет дополнительный расход топлива.

Моменты прохождения КА точек $L_{ю}$ и L_c для известных значений долготы точки "стояния" КА $\lambda_{КА}$ и даты проведения коррекции являются детерминированными. Этот факт являлся определяющим при разработке предлагаемых программ коррекций поддержания наклона. При удержании КА в заданной точке "стояния" КА эти моменты от витка к витку будут иметь практически постоянный (с точностью поддержания постоянства сидерического периода обращения КА на рассматриваемом интервале управления) сдвиг по вре-

мени суток. Этот сдвиг равен примерно 240 с за виток. Следовательно, все моменты включения ДК могут быть заранее определены и программа включений ДК будет являться детерминированной.

В общем случае время одного цикла включений ДК может быть более одного витка (суток). Для многосуточных циклов с N_c витками в одном цикле сдвиг по времени суток в программах будет равен $240N_c$.

Таким образом, в качестве программы коррекции поддержания наклона предлагается стационарная детерминированная последовательность корректирующих импульсов, включающая последовательность повторяющихся циклов включения ДК (т.е. она является еще и циклической). Такая программа включений ДК может быть полностью определена значением временного сдвига и характеристиками одного цикла, в частности первого цикла включений ДК на данном интервале управления.

В качестве характеристик цикла включения ДК будем рассматривать номер (имя) ДК, время включения и длительность работы ДК.

Стационарную циклическую детерминированную программу коррекции (СЦД-программу) предлагается использовать в качестве программы коррекции поддержания наклона и в качестве базового решения общей задачи удержания КА в заданной точке "стояния" ГСО.

СЦД-программа представляет собой последовательность повторяющихся циклов работы ДУ. В общем случае – это последовательность включений соответствующих ДК, входящих в состав двигательной установки (ДУ), с различной продолжительностью их работы.

С учетом потенциальной возможности проведения коррекции наклона на двух участках орбиты в сутки цикл работы ДУ может быть, например, следующим: односуточным, состоящим из одного или двух включений в сутки;

двухсуточным, имеющим четыре включения (по два в каждые сутки) либо два включения (по одному в каждые сутки);

четырёхсуточным, состоящим из четырех включений (по одному в каждые сутки).

Для решения задачи коррекции наклона тип цикла не имеет принципиального значения. Однако выбор этого типа может оказать определяющее влияние при последующем решении задачи коррекции долготы.

Реализация СЦД-программ коррекций на борту КА менее проблематична и требует меньших вычислительных ресурсов бортового вычислительного комплекса. Анализ возможных вариантов СЦД-программ

коррекции позволил выявить особенности их бортовой реализации, в том числе в условиях автономности функционирования КА:

- постоянство продолжительностей и интервалов между включениями одноименных ДК на всем интервале управления;
- СЦД-программы могут быть заранее рассчитаны для любого интервала управления, поскольку моменты включений детерминированы;
- последовательность корректирующих импульсов представляет собой последовательность повторяющихся циклов включения ДК;
- состав ДК и порядок их включений постоянны от цикла к циклу;
- моменты включений ДК от цикла к циклу имеют постоянный сдвиг по времени суток;
- число исходных данных для бортовой программы включения ДК невелико и не зависит от продолжительности интервала управления.

Рассмотрим порядок расчета параметров СЦД-программы для решения задач коррекции наклона. Поиск решения будем вести на ограниченном интервале времени – интервале управления $T_{упр}$. Этот интервал равномерно разделим на ограниченное число временных циклов (ВЦ) $N_{ВЦ}$. В качестве параметров, определяющих тип ВЦ, будем рассматривать продолжительность цикла $T_{ВЦ}$ (витки, сутки) и число включений ДК в цикле $n_{и}$.

Коррекция наклона осуществляется с целью целенаправленного изменения вектора наклона \vec{i} в зависимости от характера эволюции этого параметра на интервале управления $T_{упр}$. Для полного парирования этого изменения на всем интервале управления результирующий вектор корректирующего импульса $\Delta\vec{i}_{кор}$ должен быть противоположен по направлению результирующему вектору изменения наклона $\Delta\vec{i}_{\Sigma}$. Модуль вектора $\Delta\vec{i}_{\Sigma}$ на интервале $T_{упр}$ определим через компоненты двумерного вектора наклона:

$$\Delta i_{\Sigma} = \sqrt{I_X^2 + I_Y^2}, \quad (10)$$

где I_X и I_Y – расчетные значения соответствующих компонент в конце рассматриваемого интервала $T_{упр}$.

Рассматривая $T_{упр}$ как совокупность ВЦ с определенным числом включений ДК $n_{и}$, требуемую величину коррекции наклона на заданном интервале управления можно равномерно распределить между всеми включениями ДК. Таким образом, величину

коррекции наклона для одного включения ДК можно определить так:

$$\Delta i_{кор} = \frac{\sqrt{I_X^2 + I_Y^2}}{N_{ВЦ} n_{и}}. \quad (11)$$

Используя выражения (7) и (11), можно определить соответствующее время работы ДК при одном i -м включении τ :

$$\tau_i = \frac{T}{N_{ВЦ} n_{и} \pi} \arcsin\left(\frac{\mu}{2 a_b r_{КА}^2} \sqrt{I_X^2 + I_Y^2}\right). \quad (12)$$

Моменты середин приложения корректирующих импульсов являются детерминированными и могут быть определены соответственно для "северного" и "южного" импульсов с помощью зависимостей (9). С учетом определенного времени работы ДК при одном включении τ_i , московское время включения ДК для реализации соответствующих импульсов на первом ВЦ можно рассчитать следующим образом:

$$t_{и1} = t_L - \frac{\tau_i}{2} + 10\,800, \quad (13)$$

где t_L – всемирное время прохождения КА соответствующей экстремальной точки.

Времена последующих включений ДК в непрерывной шкале времени можно определить, исходя из выбранной периодичности корректирующих импульсов, т.е. зная число включений $n_{и}$ ДК на одном ВЦ и продолжительность $T_{ВЦ}$ самого ВЦ:

$$t_{иi} = t_{и1} + \frac{T_{ВЦ}}{n_{и}} (i-1). \quad (14)$$

Моменты включения ДК будут иметь от витка к витку практически постоянный сдвиг по времени суток $\Delta t_{иi}$, поэтому бортовая программа включений ДК может быть полностью определена значением этого временного сдвига и характеристиками первого ВЦ. В общем виде характеристики цикла включения ДУ, состоящей из n двигателей коррекции, которые должны быть переданы на борт КА, можно представить следующим образом:

| Имя ДК | Время включения ДК | Время работы ДК |
|--------|--------------------|-----------------|
| ДК_1 | $t_{и1}$ | τ_1 |
| ДК_2 | $t_{и2}$ | τ_2 |
| ... | ... | ... |
| ДК_n | $t_{ин}$ | τ_n |

Следует заметить, что здесь времена включений и работы ДК приводятся индивидуально для каждого

ДК, т.е. предполагается возможность осуществления программы включений с различными длительностями работы ДК. Необходимость этого будет показана ниже, тем не менее, последовательность корректирующих импульсов равной продолжительности τ_i , которая в принципе решает задачу удержания наклона и представляет собой типичную СЦД-программу, можно принять в качестве базового решения общей задачи удержания КА в заданной точке "стояния".

Чем же не устраивает это базовое решение? Прежде всего, оно не учитывает характер изменения долготы точки "стояния" КА при реализации корректирующих импульсов. Даже если реализовать идеальные бинормальные корректирующие импульсы при коррекции наклона, то и в этом случае будет иметь место некоторое изменение периода обращения КА, а следовательно, и соответствующий дрейф долготы точки "стояния".

Тем более этот эффект будет значителен при отклонении вектора тяги ДК от бинормали из-за конструктивных особенностей расположения ДК. Поэтому реализация последовательности корректирующих импульсов равной продолжительности неизбежно приведет к нежелательному дрейфу долготы.

Таким образом, после определения базовой программы коррекции наклона для определенной схемы включения двигателей необходимо перейти к решению задачи управления долготой КА. Решение этой задачи для конструкции ДУ КА, предусматривающей наличие трансверсальной составляющей тяги ДК, может быть реализовано также в рамках рассмотренных СЦД-программ и заключаться в соответствующей корректировке базовой СЦД-программы в части, касающейся перераспределения суммарного времени работы ДК в цикле.



ДАЙДЖЕСТ ♣ ДАЙДЖЕСТ ♣ ДАЙДЖЕСТ ♣ ДАЙДЖЕСТ ♣ ДАЙДЖЕСТ ♣ ДАЙДЖЕСТ

Без модернизации машиностроительного комплекса невозможно обеспечить инновационное развитие страны

На состоявшихся в "Рособоронэкспорте" открытых общественных слушаниях по проблемам отечественного машиностроения намечены основные направления его развития. Слушания завершились принятием итогового документа. В нем изложены основные рекомендации по выработке современной модели промышленного производства и государственной стратегии в области отечественного машиностроения. В документе отмечается, что без развития промышленности и ее основы – машиностроительного комплекса – невозможно изменить структуру российской экономики, обеспечить инновационное развитие страны и занять ведущие позиции в мире.

Участники слушаний единодушно поддержали идею создания Совета по промышленной и инновационной политике, который может стать важным элементом формирующейся в России системы комплексной поддержки инновационной деятельности, развития производства, повышения конкурентоспособности и экспорта наукоемкой продукции.

Кроме того, они высказались за создание авторитетной организации, способной отстаивать интересы машиностроительного комплекса. Такой отраслевой организацией признан стать Союз машиностроителей России, который позволит объединить усилия органов государственной власти и управления, крупнейших предприятий машиностроительной отрасли вне зависимости от формы собственности и фактически станет механизмом согласования интересов машиностроительного комплекса и других секторов промышленности.

Организаторами слушаний выступили комитет Общественной палаты РФ по инновациям, высокотехнологичным научным и инженерным проектам, ФГУП "Рособоронэкспорт" и Федеральная инициативная группа по созданию Общероссийской общественной организации "Союз машиностроителей России". В заседании приняли участие секретарь Общественной палаты РФ академик Евгений Велихов, гендиректор ФГУП "Рособоронэкспорт", руководитель Федеральной инициативной группы по созданию Общероссийской общественной организации "Союз машиностроителей России" Сергей Чемезов, вице-президент РНЦ "Курчатовский институт" академик Владимир Бетелин, представители научно-исследовательских организаций, предприятий машиностроительных отраслей России, центральных российских средств массовой информации.

Вестник Интерфакс – АВН № 16 (291), 2007 г.



РАЗИНЦЕВ
 Валерий Иванович –
 главный научный сотрудник
 ФГУП "ЦНИИ автоматики
 и гидравлики",
 доктор техн. наук

О применении автономных электрогидравлических следящих приводов в системах управления БПЛА

В.И. Разинцев

В статье рассматриваются научно-технические аспекты применения автономных электрогидравлических следящих приводов объемно-дрессельного регулирования в системах управления беспилотных летательных аппаратов.

V.I. Razintsev. Application Of Self-Sustaining Electro-Hydraulic Servo Drives In UAV Control Systems

The article highlights the scientific and technical aspects of application of self-sustaining servo drives with throttling-and-displacement regulation in the control systems of unmanned aerial vehicles.

В отечественной технике в отличие от зарубежной продолжает существовать неоправданно большое число схем электрогидравлических следящих приводов (ЭГСП) для систем управления беспилотных летательных аппаратов (БПЛА). Основные причины этого феномена были указаны в работе [1]. В качестве иллюстрации был рассмотрен ЭГСП с импульсным управляющим сигналом и с электромеханическим преобразователем в виде шагового двигателя – ЭГСП(Ш). Он был впервые применен в системе управления БПЛА в конце 1960-х гг. и используется до настоящего времени, в том числе и для вновь разрабатываемых систем управления ряда БПЛА. Было показано, что ЭГСП(Ш) по основным характеристикам (важным для этого класса систем) является далеко не оптимальным вариантом. Его схема предопределяет конкретное конструктивное исполнение и в некоторых случаях конкретный тип шагового двигателя, что не позволяет формировать унифицированный ряд ЭГСП двойного назначения.

В настоящей статье рассматривается еще один вариант ЭГСП – автономный ЭГСП объемно-дрессельного регулирования (АЭГСП) [2]. Принципиальная схема этого ветерана ракетной техники (середина 1970-х гг.) приведена на рис. 1. Основная идея схемы АЭГСП – экономия электроэнергии (веса источника электропитания) благодаря учету специфики циклограммы работы системы управления БПЛА на траектории полета, когда основное время работы выходное звено исполнительного механизма привода (шток гидроцилиндра) находится в фиксированном положении, как правило, в режиме удержания специфической для БПЛА нагрузки. Такой вид нагрузки обусловлен либо асимметрией вектора тяги, если применяются поворотные камеры сгорания или поворотные сопла маршевого двигателя, либо смещением аэродинамического центра давления руля относительно оси его вращения, если применяются аэродинамические рули. Следует отметить, что величина и знак этой нагрузки заранее не известны. Обычно в задании на привод указывается модуль максимальной величины данной нагрузки. В режиме удержания такой нагрузки потребление электроэнергии определяется расходом утечек (в электрогидравлическом усилителе мощности (ЭГУ) и в насосе) и величиной давления нагнетания p_{II}^* , которое в АЭГСП регулируется в зависимости от нагрузки и может быть существенно меньше своего максимального значения p_{II}^{\max} . Давление p_{II}^* определяется нагрузкой на руль БПЛА. При

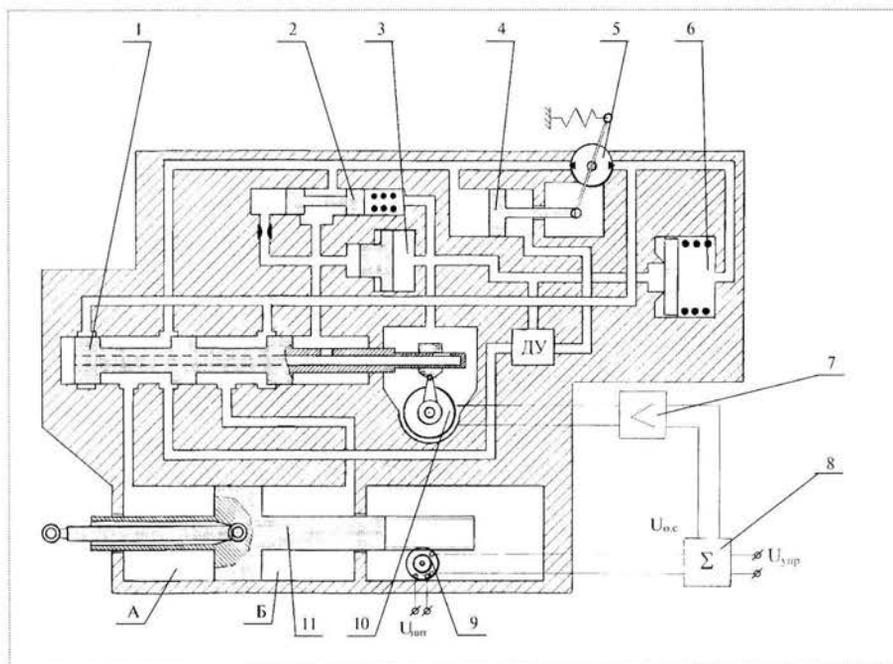


Рис. 1. Принципиальная схема АЭГСП:

1 – золотник; 2 – редуктор; 3 – компенсатор; 4 – поршень регулятора; 5 – насос; 6 – переливной клапан; 7 – электрический усилитель мощности; 8 – суммирующий усилитель мощности; 9 – датчик обратной связи; 10 – электромеханический преобразователь; 11 – гидроцилиндр

увеличении нагрузки, например, в том направлении, при котором увеличится давление p_1 в одной из полостей гидроцилиндра (полость А) (см. рис. 1), нарушается баланс сил на плунжере регулятора насоса; изменяется угол наклона регулировочной шайбы насоса. Начинает увеличиваться давление нагнетания насоса. Регулятор начинает движение к исходному положению, которое продолжается до тех пор, пока на его плунжере не установится равенство сил при новом (в рассматриваемом случае – увеличенном) значении давления p_1 и давления нагнетания насоса p_n^* .

Рассмотрим достоинства АЭГСП, заявленные авторами схемы этого типа привода: способность экономить электропотребление на траектории полета БПЛА и инвариантность к нагрузке коэффициента усиления по скорости.

Экономия электроэнергии при неподвижном руле

На рис. 2 приведен график утечек конкретного АЭГСП (здесь и ниже по тексту все числовые примеры будут соответствовать конкретному АЭГСП, примененному в одном из БПЛА,

находящемся в стадии внедрения) со следующими параметрами:

| | |
|--|--------|
| Давление нагнетания | |
| p_n , МПа | 4...19 |
| Тормозное усилие p_T , кгс | 1900 |
| Максимальная скорость штока $(dx_n/dt)^{max}$, мм/с | 180 |
| Максимальный расход рабочей жидкости Q^{max} , л/мин | 10,8 |
| Давление в сливной магистрали | |
| $p_{сл}$, МПа | 0,8 |
| Площадь поршня F_n , см ² | 10 |

Определим утечки при заторженном руле и при действии рассмотренной выше специфической для БПЛА нагрузки. Для удержания руля в этом случае привод должен развивать определенное усилие, которое обеспечивает необходимый перепад давлений на поршне гидроцилиндра при давлении нагнетания p_n^* . Величина постоянного усилия нагрузки составляет некоторую долю от тор-

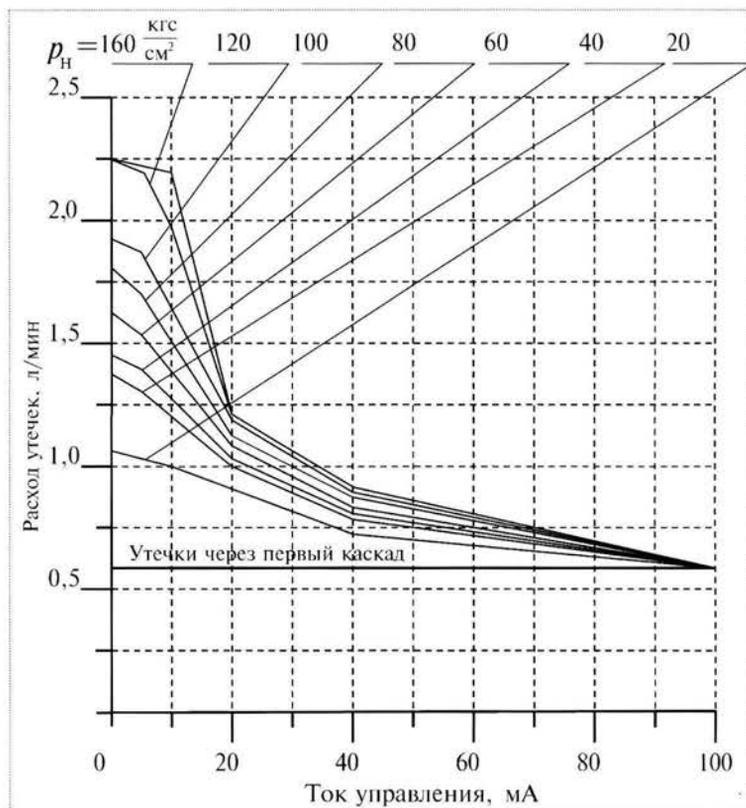


Рис. 2. Экспериментальные зависимости для утечек через гидроусилитель АЭГСП

мозного усилия — mP_T (так обычно эта нагрузка указывается в техническом задании на привод). Как правило, коэффициент $m \leq 0,4...0,6$.

Величина $p_{и}^*$ может быть определена с помощью выражения

$$p_{и}^* = \frac{mP_T}{F_{и}} + p_{сл}$$

В соответствии с этой формулой для рассматриваемого конкретного АЭГСП $p_{и}^* = 8,4$ МПа при $m = 0,4$; $p_{и}^* = 10,3$ МПа при $m = 0,5$; $p_{и}^* = 12,2$ МПа при $m = 0,6$.

В соответствии с графиком утечек (см. рис. 2) с учетом того, что силовая характеристика в золотниковых гидрораспределителях реализуется в пределах изменения управляющего сигнала 7...10 % от максимального значения тока управления, утечки составят: 1,6 л/мин при $m = 0,4$; 1,7 л/мин при $m = 0,5$; 1,8 л/мин при $m = 0,6$. Мощность утечек: 0,22 кВт при $m = 0,4$; 0,286 кВт при $m = 0,5$; 0,358 кВт при $m = 0,6$.

Сравним эти данные с соответствующими показателями для реального ЭГСП, выполненного по схеме классического привода дроссельного регулирования (рис. 3). Привод прошел конструкторские испытания. Было изготовлено более 100 экземпляров. В дальней-

шем будем обозначать этот тип привода ЭГСП(А). Привод имел следующие параметры:

| | |
|--|------------|
| Тормозное усилие P_T , кгс | 2500 |
| Максимальная скорость штока $(dx_{и}/dt)^{max}$, мм/с | 180 |
| Давление нагнетания $p_{и}$, МПа | 17 |
| Давление в сливной магистрали $p_{сл}$, МПа | До 1 |
| Утечки $Q_{ут}$, л/мин: | $\leq 1,2$ |
| первый каскад | $\leq 0,6$ |
| второй каскад | $\leq 0,6$ |

Если пересчитать утечки на тормозное усилие 1900 кгс и давление 19 МПа, то ширина щели золотника второго каскада уменьшится в 1,2 раза. Соответственно уменьшатся и утечки, они составят 1,0 л/мин. Следует отметить, что утечки на втором каскаде, составляющие 0,6 л/мин, в процессе серийного изготовления золотников на Ковровском электромеханическом заводе были уменьшены до 0,45 л/мин. Так что для сравнения с АЭГСП можно брать значение утечек ЭГСП(А) 0,85 л/мин. Соответственно мощность утечек составит 0,236 кВт.

Если соотнести эту мощность с мощностью утечек АЭГСП, то получим

$$\frac{0,236}{0,22} = 1,07 \text{ при } m = 0,4; \frac{0,236}{0,286} = 0,825 \text{ при } m = 0,5;$$

$$\frac{0,236}{0,398} = 0,59 \text{ при } m = 0,6.$$

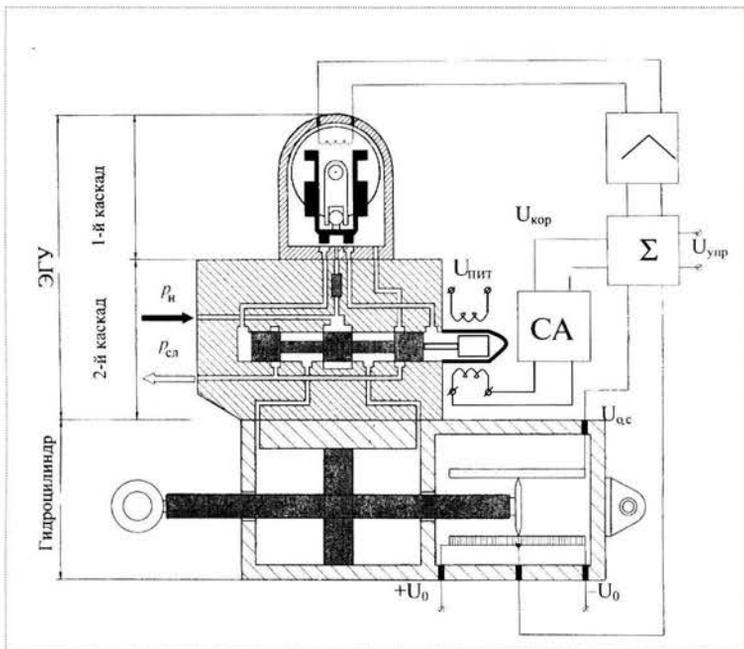


Рис. 3. Принципиальная схема ЭГСП(А): СА — согласующая аппаратура; Σ — суммирующий операционный усилитель

Для оценки выигрыша в весе будем исходить из данных по конкретному АЭГСП (см. выше). Полный вес электробатарей у этого привода составляет 18 кгс (12 шт. по 1,5 кгс). Перевес будет у ЭГСП(А) 1,35 кгс при $m = 0,4$, а при $m = 0,5$ перевес будет уже у АЭГСП — 3,15 кгс. Перевес наблюдается также у АЭГСП при $m = 0,6$, он составит 3,9 кгс.

Сравнение по электропотреблению в других режимах работы ЭГСП (перекладки, гармонический закон) не проводим, так как такие режимы на циклограмме составляют приблизительно 10 % от всего времени полета. Кроме того, разница в электропотреблении у АЭГСП и ЭГСП(А) на этих режимах будет меньше.

При анализе результатов приведенных выше расчетов необходимо иметь в виду следующие соображения:

у централизованного источника гидрпитания вес одного электромотора априори меньше веса четырех электромоторов. То же самое можно сказать и о насосе, термокомпенсаторе и баке с рабочей жидкостью;

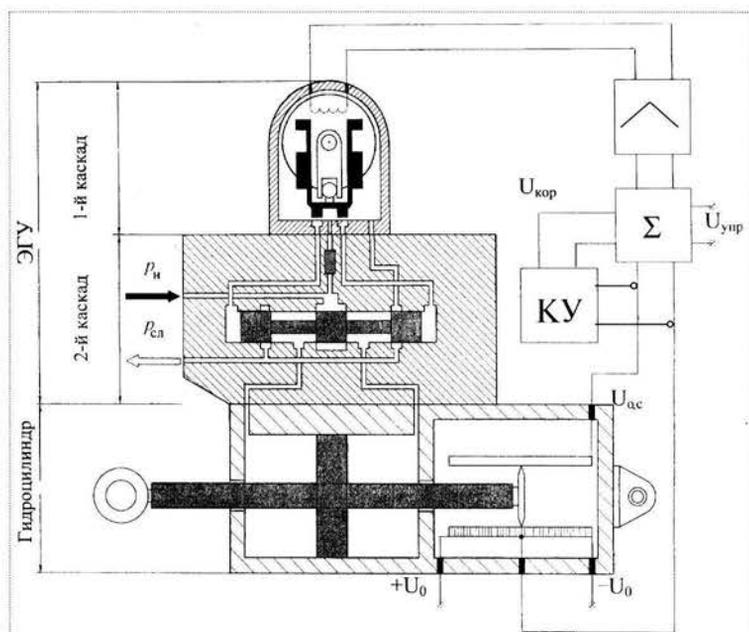


Рис. 4. Принципиальная схема усовершенствованного ЭГСП: КУ – корректирующее устройство; Σ – суммирующий операционный усилитель

коэффициент полезного действия у насоса централизованного источника гидроснабжения выше, чем у насоса АЭГСП.

Следует отметить, что в период с 1985 по 1991 г. ЭГСП(А) был усовершенствован – его схема с ЭГУ с электрической обратной связью была структурно упрощена благодаря введению электрической обратной связи по скорости выходного звена исполнительного механизма. Схема усовершенствованного привода ЭГСП(М) приведена на рис. 4. Этот тип привода позволяет благодаря увеличению перекрытий в золотниках первого и второго каскадов ЭГУ еще больше уменьшить мощность утечек. Другим резервом уменьшения утечек как у ЭГСП(А), так и у ЭГСП(М) является принципиальная возможность увеличения управляющего тока электромеханического преобразователя (увеличение хода золотника первого каскада) при соответствующем уменьшении ширины щели золотника первого каскада без ухудшения динамических характеристик электрогидравлического усилителя. Указанные мероприятия позволят получить мощность утечек у ЭГСП(М) меньше, чем у АЭГСП при $m \geq 0,15$.

Инвариантность к нагрузке коэффициента усиления по скорости

Принцип реализации такого свойства АЭГСП, как инвариантность к нагрузке коэффициента усиления по скорости, основан на способе регулирования ско-

рости по информации о нагрузке через давление в рабочих полостях исполнительного механизма с помощью цепочки взаимосвязанных устройств (регулятор насоса, система "электродвигатель–насос") с низкими динамическими характеристиками.

Следует отметить следующее:

принципиальная схема АЭГСП не обеспечивает инвариантности коэффициента усиления по скорости к изменению температуры рабочей жидкости и к разбросу (допускам на изготовление и регулировку) элементов схемы привода от входа на электронный усилитель мощности до координаты золотника первого каскада;

точность регулирования давления нагнетания напрямую зависит от жесткости пружины регулятора: чем меньше жесткость, тем выше точность; но уменьшение жесткости пружины регулятора снижает его динамические характеристики.

Рассмотрим недостатки АЭГСП.

Динамические характеристики

1. Динамические характеристики электрогидравлического усилителя мощности.

Так как золотник (второй каскад ЭГУ) рассчитывается на максимальный расход при давлении нагнетания, существенно меньшем, чем его максимальное значение, то диаметр золотника ($d_{зол} = 11$ мм) и максимальное значение координаты золотника ($x_{зол}^{max} = 0,785$ мм) должны быть много больше, чем соответствующие размеры у ЭГСП(А) с двухкаскадным ЭГУ (в конкретном ЭГСП(А), параметры которого приведены выше, $d_{зол} = 7$ мм; $x_{зол}^{max} = 0,45$ мм). Это влечет за собой следующее:

снижение полосы частот, в пределах которой ЭГУ может обеспечить максимальную амплитуду золотника $x_{зол}^{max}$ при ограниченной из-за необходимости ограничения утечек гидравлической мощности первого каскада. В конкретном АЭГСП эта полоса не превышает 20 Гц. Для сравнения, в ЭГСП(А) с двухкаскадным ЭГУ последний обеспечивает указанную полосу в пределах 80...100 Гц;

большая величина $x_{зол}^{max}$ в силу единичной обратной связи предопределяет такую же величину максимального перемещения регулирующего органа первого каскада (штулки, перемещающейся по хвостовику золотника), что снижает динамические характеристики первого каскада. В конкретном АЭГСП собственная

частота механических частей первого каскада составляет 180 Гц, в то время как у большинства электрогидравлических усилителей, применяемых в ЭГСП(А), за счет малых значений координаты первого каскада (0,08...0,15 мм) эта частота находится в пределах 300...800 Гц.

2. Динамические характеристики силовой части АЭГСП.

Контур регулирования насоса АЭГСП обладает сравнительно низкими характеристиками.

Рассмотрим систему уравнений, описывающих совместную работу регулятора насоса, электромотора и насоса, при следующих допущениях, не влияющих на суть проводимого исследования:

будем рассматривать конкретный случай: $x_{\text{зол}} > 0$, давление в полости А (см. рис. 1) обозначим p_1 ;

сжимаемостью рабочей жидкости пренебрегаем;

утечками и перетечками в гидроусилителе, насосе и редукторе пренебрегаем.

Уравнение расходов системы "золотник-гидроцилиндр"

$$Q = k_v x_{\text{зол}} \sqrt{p_{\text{н}} - p_1} - Q_{\text{пер}} = F_{\text{п}} \frac{dx_{\text{п}}}{dt}, \quad (1)$$

где $k_v = \mu b_{\text{шл}} \sqrt{\frac{2}{\rho}}$, μ – коэффициент расхода, $b_{\text{шл}}$ – ширина щели золотника по линии нагнетания, ρ – плотность рабочей жидкости; $Q_{\text{пер}} = F_{\text{р}} \frac{dx_{\text{р}}}{dt}$, $F_{\text{р}}$, $x_{\text{р}}$ – площадь и координата плунжера регулятора соответственно; $F_{\text{п}}$, $x_{\text{п}}$ – площадь и координата поршня гидроцилиндра соответственно.

Уравнение расхода насоса

$$Q_{\text{н}} = \omega_{\text{н}} W_{\text{н}} e, \quad (2)$$

где $\omega_{\text{н}}$ – угловая скорость вращения вала насоса; $W_{\text{н}}$ – характерный объем насоса, $W_{\text{н}} = V_{\text{н}}/(2\pi)$, $V_{\text{н}}$ – рабочий объем насоса; e – параметр регулирования, $e \text{ tg } \gamma / \text{tg } \gamma_{\text{max}}$, γ – угол отклонения регулирующего органа (шайбы) насоса.

Параметр e связан с координатой $x_{\text{р}}$ соотношением

$$e = \frac{1}{\sqrt{\left(\frac{R_{\text{р}}^2}{x_{\text{р}}^2} - 1\right) \text{tg } \gamma_{\text{max}}}}$$

Уравнение регулятора

$$m_{\text{р}} \frac{d^2 x_{\text{р}}}{dt^2} + k_{\text{д.р}} \frac{dx_{\text{р}}}{dt} + c_{\text{р}} x_{\text{р}} = F_{\text{р}} [(p_{\text{н}} - p_1) - (p_{\text{н0}} - p_{10})], \quad (3)$$

где $m_{\text{р}}$ – масса подвижных частей регулятора; $k_{\text{д.р}}$ – коэффициент демпфирования подвижных частей регулятора; $c_{\text{р}}$ – жесткость пружины регулятора; p_{10} – начальное значение p_1 (при $x_{\text{зол}}^*$, где $x_{\text{зол}}^*$ – значение координаты $x_{\text{зол}}$ при неподвижном поршне и постоянной нагрузке); $p_{\text{н0}}$ – начальное значение $p_{\text{н}}$ (при $x_{\text{зол}}^*$).

Уравнения системы "электромотор-насос":

а) уравнение механической части

$$\frac{d\omega_{\text{н}}}{dt} = l_1 (I - I_{\text{х.х}}) = l_2 [M_{\text{н}} + W_{\text{н}} e (p_{\text{н}} - p_{\text{вс}})] - l_3 \omega_{\text{н}}, \quad (4)$$

где I – ток в обмотках электромотора; $I_{\text{х.х}}$ – ток холостого хода; $p_{\text{вс}}$ – давление всасывания насоса; $M_{\text{н}}$ – момент потерь, характеризующий механический КПД системы "электромотор-насос"; l_1, l_2, l_3 – согласующие коэффициенты;

б) уравнение электрической части

$$\frac{dI}{dt} = q_1 u - q_2 I - q_3 \omega_{\text{н}}, \quad (5)$$

где u – напряжение источника питания; q_1, q_2, q_3 – согласующие коэффициенты.

На рис. 5 приведена схема совместного решения системы уравнений (1)...(5), которая иллюстрирует сложную зависимость давления нагнетания насоса $p_{\text{н}}$ от давления p_1 , характеризующего нагрузку на штоке гидроцилиндра. Следует отметить низкие динамические характеристики элементов системы, реализующих связь $p_{\text{н}}$ с p_1 . Так, у конкретного АЭГСП постоянные времена равны:

$4,2 \cdot 10^{-3}$ с (38 Гц) для регулятора насоса;

0,03 с (частота $f = 5,3$ Гц) для электрической части системы "электромотор-насос";

2 с ($f = 0,08$ Гц) для механической части системы "электромотор-насос".

При таких значениях постоянных времени систему регулирования давления нагнетания насоса АЭГСП можно считать пригодной только для низкочастотных процессов.

Рассматривая динамические характеристики АЭГСП, необходимо отметить важную особенность работы привода этого типа при малых значениях $x_{\text{зол}}$ – расход рабочей жидкости, поступающий к регулятору из полости гидроцилиндра или из регулятора в по-

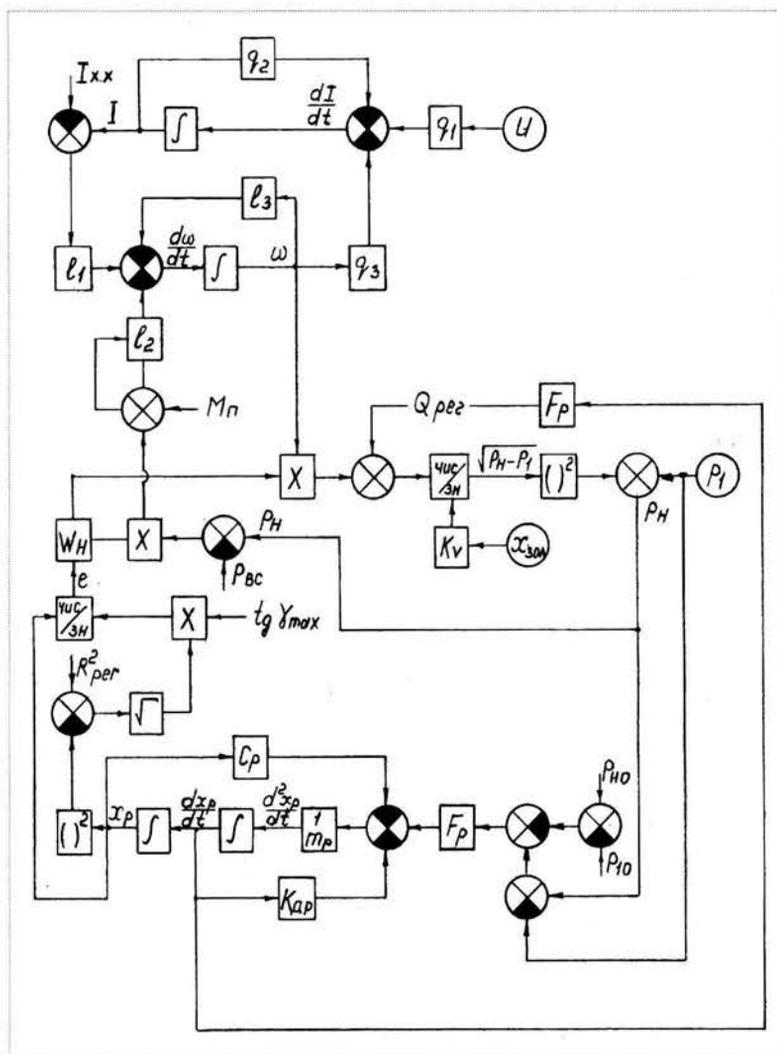


Рис. 5. Схема решения системы уравнений (1)...(5)

лость гидроцилиндра. Эта особенность учитывается в уравнении (1) расходом $Q_{рег}$.

По данным экспериментального исследования НПП "Алмаз" (г. Москва), на первом этапе внедрения АЭГСП разброс значений коэффициента усиления при малых значениях $x_{зол}$ ($< 0,15x_{зол}^{max}$) достигал 600 %, а после конструктивной доработки этот разброс удалось уменьшить в два раза. Но даже такой диапазон изменения коэффициента усиления по скорости требует принятия специальных мер по исключению предельного цикла в контуре привода, замкнутом обратной связью по координате $x_{п}$.

Надежность работы привода

1. Надежность работы ЭГУ.

Надежность ЭГУ в основном определяется надежностью работы гидрораспределителя первого каскада.

В отечественной технике в большинстве ЭГУ нашли применение три типа гидрораспределителей первого каскада, управляемые ЭМП:

- сопло-заслонка;
- струйная трубка;
- плоский золотник на упругом подвесе [4].

В гидрораспределителях всех трех типов исключается контакт подвижной части гидрораспределителя с неподвижной, что во многом определяет надежность их работы.

Создатели АЭГСП пошли своим путем – применили в качестве подвижного элемента гидрораспределителя первого каскада втулку, перемещающуюся с помощью рычага, жестко связанного с валом электромеханического преобразователя, по цилиндрическому хвостовику золотника с зазором 3...5 мкм и площадью контакта ~100 мм².

Для сравнения, у плоского золотника на упругом подвесе гарантированный в отличие от ЭГУ АЭГСП зазор 10...11 мкм, а площадь подвижной части золотника, работающей с этим (гарантированным!) зазором, меньше 3,3 мм² (в 30 раз меньше, чем у ЭГУ АЭГСП).

Надежность работы первого каскада ЭГУ АЭГСП определяется еще и усилием, перемещающим подвижный элемент (втулку), и величиной перемещения этого элемента.

У АЭГСП применен электромеханический преобразователь типа ПЭМ 300/3, развивающий максимальный момент 300 гс·см. Перемещение втулки при угле поворота вала электромеханического преобразователя 3° на плече 15 мм составляет 0,785 мм; макси-

мальное усилие, приведенное к оси втулки, –200 гс. В силу принципа работы ЭГУ АЭГСП (единичная обратная связь между каскадами) перемещение втулки происходит под действием убывающего по ходу движения усилия, которое достигает нуля при приходе втулки в заданное управляющим сигналом (ток в обмотках электромеханического преобразователя) положение. Это обстоятельство также не способствует надежности работы ЭГУ. Для сравнения, в упомянутых выше альтернативных гидрораспределителях максимальное перемещение регулирующего органа находится в пределах 0,08...0,15 мм, а применение в ЭГУ электрической обратной связи обеспечивает максимальное усилие управления при сигналах управления на входе в ЭГУ, составляющих 10...15 % от максимальной величины.

Рассмотренные выше особенности работы первого каскада ЭГУ АЭГСП позволяют утверждать, что показатели надежности этого ЭГУ кардинально хуже, чем у ЭГУ ЭГСП.

При оценке надежности работы золотников второго каскада необходимо сравнивать два параметра: максимальное перестановочное усилие и крутизну силовой характеристики (функциональная зависимость управляющего усилия на втором каскаде от тока управления ЭМП). По первому параметру ЭГУ АЭГСП уступает ЭГУ ЭГСП(А) на порядок, а по второму параметру – на два порядка.

2. Надежность работы дополнительных устройств в схеме АЭГСП.

Дополнительными устройствами являются редуктор и предохранительный клапан. Выход из строя каждого из этих устройств, имеющих определенные показатели надежности, или полностью, или частично выведет из строя АЭГСП. Усугубляет положение и то, что в системе управления по четыре таких устройства.

3. Надежность одного электромотора и одного насоса (ЭГСП) выше, чем надежность четырех электромоторов и четырех насосов (АЭГСП). Это необходимо учитывать при рассмотрении надежности четырех приводов, определяющей надежность работы системы управления БПЛА.

4. В современных ЭГСП, работающих в составе систем управления особо важных БПЛА, надежность работы повышают путем дублирования и резервирования наиболее ответственных устройств, выход из строя которых повлечет за собой и отказ всего прибора. Схема АЭГСП в принципе исключает дублирование и резервирование наименее надежных устройств, таких как редуктор, предохранительный клапан и первый каскад ЭГУ.

Проведенный анализ позволяет сделать следующие выводы:

1. Принципиальная схема АЭГСП, разработанная более 30 лет назад, должна была, по замыслу авторов, обеспечить более высокие весовые характеристики, чем обычный привод дроссельного регулирования за счет регулирования давления нагнетания насоса в зависимости от нагрузки на привод и с учетом специфи-

ки циклограммы работы рулей БПЛА. Однако существенного выигрыша в весе получить не удалось ни на этапе первичного внедрения АЭГСП, ни, тем более, в середине 1990-х гг., когда АЭГСП начали внедрять в новые разработки БПЛА, эксплуатация которых рассчитана как минимум до середины XXI века.

2. Принципиальная схема АЭГСП предопределяет кардинально худшие динамические характеристики привода, чем у обычного ЭГСП(А), имеет в своем составе дополнительные элементы, а конструктивная реализация этой схемы исключает унификацию отдельных узлов и привода в целом и, как следствие, исключает применение АЭГСП в гражданской технике.

3. Специфическое конструктивное исполнение ЭГУ, наличие дополнительных устройств и использование в системе управления БПЛА или в отдельной его ступени четырех насосов и четырех электромоторов, а также по четыре комплекта других устройств вместо одного насоса, одного электромотора и т.д. кардинально снижают надежность работы АЭГСП.

4. Усложнение конструкции, существенное ухудшение динамических характеристик и кардинальное снижение показателей надежности не оправдывают конечный результат, ради которого создавалась схема АЭГСП.

АЭГСП – это типичный пример, характерный для прошлого века (1950–1960-е гг.), когда проблемы следящих приводов решались с помощью гидромеханических устройств. Это – тупиковая ветвь развития электрогидравлики, не выдерживающая конкуренции с утвердившимся в настоящее время направлением развития ЭГСП – синтезом современной электроники и гидромеханики [3, 4].

Список литературы

1. **Разинцев В.И.** О применении электрогидравлических следящих приводов с импульсным управляющим сигналом в системах управления БПЛА // Общероссийский научно-технический журнал "Полет". 2005. № 10. С. 35–41.
2. **Евразийский патент** ЕА 00323.
3. **Казмиренко В.Ф.** Электрогидравлические механотронные модули движения. М.: Радио и связь, 2006. 430 с.
4. **Разинцев В.И.** Повышение эффективности гидроприводов с дроссельным регулированием. М.: Машиностроение, 1993. 320 с.

УДК 621.4

Настройка ЖРД в процессе приемосдаточных испытаний

Е.Н. Семина

Рассказано о системе управления и регулирования без внутривыкательных обратных связей, которая способна обеспечить высокую точность в полете. Рассмотрены внешние факторы, влияющие на точность обеспечения требуемых значений тяги и соотношения расходов компонентов.

E.N. Semina. Fine-Tuning Of Liquid Propellant Engines During Acceptance Tests

The article describes the control and regulation system without inter-engine feedback, which is able to ensure high accuracy in flight. It also deals with the influence the external factors exert on the accuracy of providing required thrust values and the component consumption ratio.

Изменение тяги ЖРД в широком диапазоне существенно расширяет эксплуатационные возможности этих двигателей и снижает необходимый запас топлива для решения таких задач космического полета, как стыковка и причаливание космических аппаратов [1]. Особенно это актуально для маршевых двигателей, обеспечивающих основной вклад в энергетику выведения полезного груза.

Проведенные исследования показали, что глубокое изменение тяги маршевых двигателей ракет-носителей позволяет на 7...12 % увеличить массу полезной нагрузки, а также снизить расход компонентов топлива путем оптимизации ускорения ракеты-носителя по мере набора высоты.

В полете система управления выдает команды на регулирующие органы (регулятор и дроссель горючего), обеспечивающие задаваемый ракетой-носителем уровень режима по тяге и соотношению компонентов топлива. Для однорежимных ЖРД уровень тяги изменяется в небольшом диапазоне, и закон изменения положения регулирующих органов в зависимости от тяги можно считать линейным, а точность поддержания соотношения компонентов топлива находится в допустимом пределе. Таким образом, для изменения тяги на 5...7 % достаточно изменить только положение регулятора расхода, а для изменения соотношения компонентов топлива — только положение дросселя горючего.

Современные двигатели работают в широком диапазоне значений тяги. Для них закон изменения положения регулирующих органов не является линейным. Для управления таким двигателем необходимо изменять положение не только регулятора расхода, но и дросселя для поддержания заданного соотношения компонентов топлива [2]. Это возможно при определенных зависимостях, способных точно воспроизвести необходимые положения регулирующих органов в зависимости от заданных уровней режима и соотношения компонентов топлива. Все было бы просто, если бы на эти зависимости не влияли особенности изготовления агрегатов двигателя (прежде всего турбонасосного и агрегатов регулирования), разброс значений гидравлических сопротивлений трубопроводов, трактов охлаждения и т.д. Определив один раз эти зависимости для двигателя какой-либо конструкции, можно было бы их использовать для дальнейшего управления двигателем в полете.



СЕМИНА

Елена Николаевна — ведущий инженер-конструктор ОАО "НПО Энергомаш им. В.П. Глушко"

Однако, как показали многочисленные испытания, каждый экземпляр двигателя имеет собственные зависимости тяги и соотношения компонентов топлива от положения регулирующих органов. При этом при одинаковых внешних условиях параметры двигателя (включая основные внешние параметры – тягу и соотношение компонентов) полностью воспроизводятся при одном и том же положении регулирующих органов.

Таким образом, для обеспечения высокой точности управления и регулирования двигателя необходимо определить индивидуальные коэффициенты двигателя, учитывающие изменение режима по тяге R и соотношения компонентов K_m на единицу воздействия регулирующих органов [3].

Представим зависимости, учитывающие внутренние факторы двигателя, в виде системы уравнений

$$\begin{aligned} \Delta R &= \frac{\partial R}{\partial \alpha_{\text{рег}}} \Delta \alpha_{\text{рег}} + \frac{\partial R}{\partial \alpha_{\text{др}}} \Delta \alpha_{\text{др}}; \\ \Delta K_m &= \frac{\partial K_m}{\partial \alpha_{\text{рег}}} \Delta \alpha_{\text{рег}} + \frac{\partial K_m}{\partial \alpha_{\text{др}}} \Delta \alpha_{\text{др}}. \end{aligned} \quad (1)$$

При перекадке угла регулятора и неизменном угле дросселя имеем

$$\begin{aligned} \frac{\partial R}{\partial \alpha_{\text{рег}}} &= \frac{\Delta R}{\Delta \alpha_{\text{рег}}} = a; \\ \frac{\partial K_m}{\partial \alpha_{\text{рег}}} &= \frac{\Delta K_m}{\Delta \alpha_{\text{рег}}} = b. \end{aligned}$$

При перекадке угла дросселя и неизменном угле регулятора имеем

$$\begin{aligned} \frac{\partial R}{\partial \alpha_{\text{др}}} &= \frac{\Delta R}{\Delta \alpha_{\text{др}}} = c; \\ \frac{\partial K_m}{\partial \alpha_{\text{др}}} &= \frac{\Delta K_m}{\Delta \alpha_{\text{др}}} = d. \end{aligned}$$

Таким образом, определяем частные производные на текущем режиме работы двигателя.

Система уравнений (1) принимает вид

$$\begin{aligned} \Delta R &= a \Delta \alpha_{\text{рег}} + c \Delta \alpha_{\text{др}}; \\ \Delta K_m &= b \Delta \alpha_{\text{рег}} + d \Delta \alpha_{\text{др}}. \end{aligned} \quad (2)$$

Решив систему уравнений (2), получим

$$\Delta \alpha_{\text{рег}} = \frac{d}{ad-bc} \Delta R - \frac{c}{ad-bc} \Delta K_m;$$

$$\Delta \alpha_{\text{др}} = \frac{-b}{ad-bc} \Delta R + \frac{a}{ad-bc} \Delta K_m.$$

Введя новые обозначения

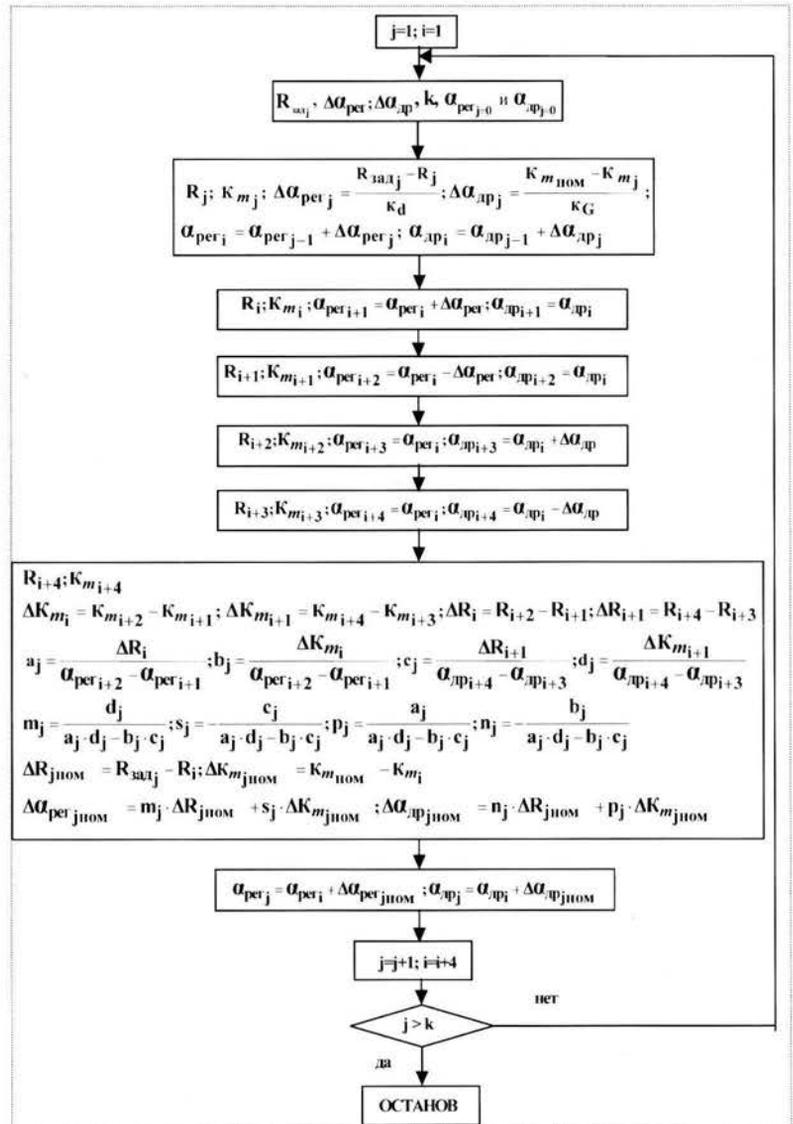
$$m = \frac{d}{ad-bc}; s = \frac{c}{ad-bc}; n = -\frac{b}{ad-bc}; p = \frac{a}{ad-bc},$$

получим систему уравнений

$$\Delta \alpha_{\text{рег}} = m \Delta R + s \Delta K_m;$$

$$\Delta \alpha_{\text{др}} = n \Delta R + p \Delta K_m.$$

Представленный ниже алгоритм используется при проведении приемосдаточного испытания.



Имея не менее трех стационарных режимов работы двигателя, можем аппроксимировать зависимости, учитывающие внутренние факторы двигателя. Эти зависимости рассчитываются по результатам приемосдаточного испытания для каждого экземпляра двигателя.

В результате имеется набор режимов, максимально приближенных к режимам с заданными значениями R и при K_m , близком к номинальному при внешних факторах, имевших место при испытании. Кроме того, имеются коэффициенты (m, s, n, p) влияния уровня режима и K_m на положение регулятора и дросселя для данного экземпляра двигателя.

Для определения положений приводов в зависимости от уровня режима для номинальных внешних условий при номинальном K_m проводится ряд расчетных операций — приведение выходных параметров R и K_m к номинальным внешним факторам и корректировка положений приводов на величины отличий реализованных R и K_m от номинальных:

$$\alpha_{\text{рег}} = \sum_0^i A_i R^i; \quad \alpha_{\text{др}} = \sum_0^i B_i R^i.$$

Коэффициенты полиномов A_i и B_i заносятся в формуляр двигателя.

Для работы двигателя при ненормальных внешних условиях и отработки задаваемого системой управления значения K_m в формулярный набор индивидуальных коэффициентов регулирования входят коэффициенты зависимостей от уровня режима:

$$s = \sum_0^i C_i R^i; \quad p = \sum_0^i D_i R^i,$$

$$\text{где } s = \frac{\partial \alpha_{\text{рег}}}{\partial K_m} \text{ и } p = \frac{\partial \alpha_{\text{др}}}{\partial K_m}.$$

Таким образом, алгоритм управления данным двигателем может быть представлен в виде

$$\alpha_{\text{рег}} = \sum_0^i A_i R^i + \Delta K_m \sum_0^i C_i R^i;$$

$$\alpha_{\text{др}} = \sum_0^i B_i R^i + \Delta K_m \sum_0^i D_i R^i,$$

где $\Delta K_m = K_m - K_{m \text{ ном}}$.

Стоит отдельно остановиться на влиянии внешних факторов. Самыми значимыми из них являются плотности горючего (определяется в основном сортом применяемого керосина) и окислителя (определяется

в основном температурой жидкого кислорода), а также давление компонентов на входе в двигатель. Они практически не зависят от конкретного двигателя.

Поскольку влияние указанных параметров должно быть одинаковым для всех двигателей данной конструкции, достаточно провести соответствующие испытания на одном-двух двигателях.

Для определения зависимостей, учитывающих влияние температуры компонентов на входе в двигатель, исходными данными являются температуры окислителя t_{o1} и горючего t_{r1} на входе в двигатель, а также значения углового положения валов приводов регулятора $\alpha_{\text{рег}}$ и дросселя $\alpha_{\text{др}}$ горючего, при которых в процессе испытания на соответствующих режимах тяги обеспечивалось номинальное значение соотношения расходов компонентов.

Далее на доводочном двигателе достаточно провести два испытания, отличающихся от предыдущего температурами компонентов: t_{o2}, t_{r2} и t_{o3}, t_{r3} . В каждом из испытаний двигатель выводится на режимы, которые определены углами установки приводов регулятора и дросселя горючего первого испытания. По результатам испытаний на каждом из режимов определяются значения

$$\Delta R_r = R - R_{\text{исп } r};$$

$$\Delta K_{m r} = K_m - K_{m \text{ ном}},$$

где R и K_m — значения соответственно уровня тяги и соотношения расходов компонентов, полученные на различных режимах при повторных испытаниях.

По результатам обработки полученных результатов для каждого из режимов определяются:

$$\beta_1 = \frac{\partial R}{\partial t_o} = \frac{\Delta R_{r1} \Delta t_{r2} - \Delta R_{r2} \Delta t_{r1}}{\Delta t_{o1} \Delta t_{r2} - \Delta t_{o2} \Delta t_{r1}};$$

$$\beta_2 = \frac{\partial R}{\partial t_r} = \frac{\Delta R_{r2} \Delta t_{o1} - \Delta R_{r1} \Delta t_{o2}}{\Delta t_{o1} \Delta t_{r2} - \Delta t_{o2} \Delta t_{r1}};$$

$$\beta_3 = \frac{\partial K_m}{\partial t_o} = \frac{\Delta K_{m r1} \Delta t_{r2} - \Delta K_{m r2} \Delta t_{r1}}{\Delta t_{o1} \Delta t_{r2} - \Delta t_{o2} \Delta t_{r1}};$$

$$\beta_4 = \frac{\partial K_m}{\partial t_r} = \frac{\Delta K_{m r2} \Delta t_{o1} - \Delta K_{m r1} \Delta t_{o2}}{\Delta t_{o1} \Delta t_{r2} - \Delta t_{o2} \Delta t_{r1}},$$

где

$$\begin{aligned} \Delta t_{o1} &= t_{o2} - t_{o1}; & \Delta t_{o2} &= t_{o3} - t_{o1}; \\ \Delta t_{r1} &= t_{r2} - t_{r1}; & \Delta t_{r2} &= t_{r3} - t_{r1}; \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \Delta R_{r1} &= R_{r1} - R_{исп1}; & \Delta R_{r2} &= R_{r2} - R_{исп1}; \\ \Delta K_{m1} &= K_{m1} - K_{mисп1}; & \Delta K_{m2} &= K_{m2} - K_{mисп1}. \end{aligned}$$

По значениям данных коэффициентов на различных режимах определяются зависимости их значений от уровня тяги двигателя:

$$\begin{aligned} \beta_1(R) &= \sum_0^i E_i R^i; & \beta_3(R) &= \sum_0^i G_i R^i; \\ \beta_2(R) &= \sum_0^i F_i R^i; & \beta_4(R) &= \sum_0^i H_i R^i, \end{aligned} \quad (3)$$

где E_i, F_i, G_i, H_i – коэффициенты, принимаемые постоянными для данного типа двигателя.

По результатам работ, проведенных на двигателях РД180, были получены коэффициенты для зависимостей (3) (в качестве горючего использовали керосин Т-6).

Корректировка уровней режима и K_m по температуре компонентов осуществляется по уравнениям

$$\Delta R_r = \beta_1 \Delta t_o + \beta_2 \Delta t_r;$$

$$\Delta K_{m1} = \beta_3 \Delta t_o + \beta_4 \Delta t_r.$$

Далее по определенным ранее коэффициентам m, n, s, p определяются поправки на положения приводов на каждом из режимов:

$$\Delta \alpha_{рег.ном} = m \Delta R_{rном} + s \Delta K_{m1ном};$$

$$\Delta \alpha_{др.ном} = n \Delta R_{rном} + p \Delta K_{m1ном}.$$

Затем получают новые положения приводов при номинальных температурах окислителя и горючего:

$$\alpha_{рег} = \alpha_{рег.исп1} - \Delta \alpha_{рег.ном};$$

$$\alpha_{др} = \alpha_{др.исп1} - \Delta \alpha_{др.ном}.$$

Данные значения $\alpha_{рег}$ и $\alpha_{др}$ используются для получения зависимостей $\alpha_{рег}(R)$ и $\alpha_{др}(R)$ при $K_m = K_{mном}$; $t_o = t_{oном}$; $t_r = t_{rном}$ при последующих испытаниях.

В принципе в штатных условиях всегда можно использовать другой вид горючего (в частности, керосин, отличающийся по плотности от примененного при приемосдаточном испытании). Так, двигатель РД-180 прошел всю отработку и приемосдаточное испытание на отечественном керосине Т-6, а эксплуатируется в составе РН "Атлас" на американском керосине RP-1 (при

$t_{rном} = 20$ °С плотность керосина Т-6 составляет 0,840...0,842 г/см³, а RP-1 – 0,801...0,815 г/см³).

Плотность керосина RP-1 значительно отличается от средней плотности керосина Т-6. В связи с этим при настройке двигателя на номинальный режим работы необходимо учитывать влияние плотности горючего при переходе с одного керосина на другой. В целях количественного определения этого влияния были проведены сравнительные огневые испытания двигателя РД-180 на керосине RP-1.

Первое испытание на керосине RP-1 проводилось на тех же режимах, что и при приемосдаточном испытании. При этом угловые положения приводов регулятора и дросселя горючего соответствовали положениям при использовании керосина Т-6 при первом приемосдаточном испытании. При обоих испытаниях температура горючего была одинаковой.

Для каждого из режимов определялись значения $\Delta R = R - R_{исп1}$ и $\Delta K_m = K_m - K_{mном}$, где R и K_m – фиксируемые на режимах значения уровня тяги и соотношения расходов компонентов соответственно.

Далее для каждого из режимов были определены значения

$$\frac{\partial R}{\partial \rho_r} = \frac{\Delta R - \frac{\partial R}{\partial t_o} \Delta t_o}{\Delta \rho_r} = \varepsilon_1;$$

$$\frac{\partial K_m}{\partial \rho_r} = \frac{\Delta K_m - \frac{\partial K_m}{\partial t_o} \Delta t_o}{\Delta \rho_r} = \varepsilon_2,$$

где $\Delta t_o = t_{oRP-1} - t_{oT-6}$; $\Delta \rho_r = \rho_{rRP-1} - \rho_{rT-6}$; ρ_{rRP-1} – плотность горючего RP-1 при номинальной температуре; ρ_{rT-6} – плотность горючего Т-6 при номинальной температуре; t_{oRP-1} – температура окислителя при испытании на горючем RP-1; t_{oT-6} – температура окислителя при испытании на горючем Т-6; $\partial R / \partial t_o = \beta_1$; $\partial K_m / \partial t_o = \beta_3$ – известны по ранее проведенным работам.

На различных режимах определены зависимости значений ε_1 и ε_2 от уровня тяги двигателя:

$$\varepsilon_1 = \sum_0^i L_i R^i; \quad \varepsilon_2 = \sum_0^i N_i R^i.$$

Коэффициенты L_i и N_i являются постоянными для всех двигателей данной конструкции.

Для учета температурной зависимости плотности горючего RP-1 проведено второе испытание двигателя

на горючем RP-1, но с температурой t_i , отличной от $t_{г\text{ном}}$, на котором на тех же режимах определены:

$$\Delta R = R_2 - R_1; \Delta K_m = K_{m2} - K_{m1},$$

где R_2, R_1, K_{m2}, K_{m1} — соответственно значения уровня тяги и соотношения компонентов на данном и предшествующем испытаниях.

После чего определены значения коэффициентов β_2 и β_4 на разных режимах для RP-1:

$$\beta_2 = \frac{\Delta R - \varepsilon_1 \Delta \rho_{\text{RP-1}} - \beta_1 \Delta t_o}{\Delta t_i},$$

$$\beta_4 = \frac{\Delta K_m - \varepsilon_2 \Delta \rho_{\text{RP-1}} - \beta_3 \Delta t_o}{\Delta t_i},$$

где $\Delta t_o = t_{o2} - t_{o1}$; $\Delta t_i = t_{i2} - t_{i1}$; $\Delta \rho_{\text{RP-1}} = \rho_{i2} - \rho_{г\text{ном}}$.

В итоге были получены зависимости вида

$$\beta_2 = \sum_0^i F_i R^i; \beta_4 = \sum_0^i H_i R^i.$$

Для управления двигателем в штатных условиях в каждом такте выдачи команд на приводы регулятора и дросселя горючего определяются значения

$$\Delta R_i = \beta_1(R) \Delta t_o + \beta_2(R) \Delta t_i;$$

$$\Delta K_{mi} = \beta_3(R) \Delta t_o + \beta_4(R) \Delta t_i$$

и выдаются следующие команды на приводы:

$$\alpha_{\text{рег}} = \sum_0^i A_i (R - \Delta R_i)^i + (\Delta K_m - \Delta K_{mi}) \sum_0^i C_i (R - \Delta R_i)^i;$$

$$\alpha_{\text{др}} = \sum_0^i B_i (R - \Delta R_i)^i + (\Delta K_m - \Delta K_{mi}) \sum_0^i D_i (R - \Delta R_i)^i,$$

где R и $\Delta K_m = K_m - K_{г\text{ном}}$ задаются системой управления ракеты-носителя.

Результаты испытаний двигателей, регулируемых в широком диапазоне по тяге, подтвердили правильность выбора логики системы управления и регулирования двигателя без внутридвигательных обратных связей, ее работоспособность и возможность поддержания основных параметров с высокой точностью.

Список литературы

1. Михайлов В.В., Базаров В.Г. Дросселируемые жидкостные ракетные двигатели. М.: Машиностроение, 1985.
2. Семенов В.И. и др. Методика настройки двигателя в процессе огневых испытаний, обеспечивающая его работу в полете в широком диапазоне тяги, температур компонентов топлива и плотности горючего // Тр. НПО Энергомаш. Т. XX. 2002. С. 276–286.
3. Семин Е.Н. Обеспечение точности управления и регулирования ЖРД: 4-я международная конференция "Авиация и космонавтика-2005", Москва, 10–13 октября 2005 г. / М.: Изд-во МАИ.



ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ

НАСА заплатит Роскосмосу за доставку своих астронавтов на МКС 719 млн дол.

"Национальное управление по аэронавтике и исследованию космического пространства (НАСА) подписало дополнение к контракту с Роскосмосом на сумму в 719 млн дол., предусматривающее доставку на Международную космическую станцию (МКС) астронавтов и грузов в 2009–2011 гг.", — говорится в пресс-релизе НАСА, опубликованном на сайте агентства. "Установленная контрактом сумма покрывает отправку на МКС и возвращение на Землю 15 астронавтов, шести — в 2009 г., шести — в 2010 г. и трех — в 2011 г., а также 5,6 т грузов", — сообщает пресс-служба НАСА. Американское аэрокосмическое агентство также покупает возможность использования российского грузового модуля для доставки 1,4 т грузов на МКС. Отправка этого модуля в космос запланирована на 2010 г. Кроме того, дополнением к контракту предусмотрен полет на МКС в 2009 г. еще одного американского астронавта.

Согласно намеченному НАСА плану, нынешние корабли многоразового использования будут выведены из эксплуатации в 2010 г. На смену им должны прийти новые космические корабли "Орион", первый полет которых состоится в 2015 г.

Вестник Интерфакс — АВН № 14 (289), 2007 г.

Отбор специалистов для работы на космодроме во Французской Гвиане начался на Байконуре

"На космодроме Байконур начался подбор специалистов, которые будут работать на стартовом комплексе ракеты-носителя "Союз" на космодроме Куру во Французской Гвиане", — сообщили в Федеральном космическом центре (ФКЦ) Байконура. В ФКЦ отметили, что в первую очередь на космодроме Куру необходимы специалисты, знакомые с работой стартового оборудования "Союза". Помимо этого предъявляются определенные требования к состоянию здоровья кандидатов.

Контракт, заключенный между Роскосмосом и Европейским космическим агентством (ЕКА), предусматривает создание монтажно-испытательного корпуса и стартового комплекса для подготовки и пусков ракет "Союз-ФГ" и "Союз-2" с космодрома Куру. Сейчас идет активное строительство стартового комплекса для ракет "Союз". Предполагается, что после завершения строительства с новой стартовой площадки будет запускаться от двух до четырех ракет в год. Как уже сообщалось, первый запуск "Союза" с Куру предполагается осуществить через полтора-два года.

Вестник Интерфакс — АВН № 16 (291), 2007 г.

МАКС-2007 – подготовка завершается

В августе текущего года будет проведен Московский авиакосмический салон МАКС-2007. На основе материала, представленного пресс-службой ОАО "Авиасалон", рассказывается о подготовке к этому значительному событию. О высоком интересе к салону, проявленном отечественными и зарубежными фирмами, свидетельствует динамика подачи ими заявок на участие в МАКС-2007. Сообщается о научно-технических мероприятиях, которые будут проведены в рамках салона.

MAKS-2007 – Preparations Nearing End

The MAKS-2007 international air show will be held in August this year. Based on the press release of JSC Aviasalon, the article gives a detailed review of the preparations for this most important event, which high popularity among Russian and foreign companies is proved by the dynamics with which they tend to submit applications to participate in the show. The article reviews the preparation process, and describes the scientific and technical events to be organized within the framework of MAKS-2007.

Уже 15 лет на аэродроме ЛИИ имени М.М. Громова в подмосковном наукограде Жуковский раз в два года проходит Московский авиакосмический салон МАКС. За годы своего существования наш авиасалон приобрел непререкаемую репутацию важного смотра авиакосмической промышленности, по праву занял достойное место в плотном календаре международных авиационных выставок. В 2007 г. МАКС состоится 21–26 августа.

Такое масштабное мероприятие, как МАКС, требует огромной и планомерной подготовительной работы. Прежде всего это привлечение большого числа ведущих предприятий и организаций авиационной и ракетно-космической отрасли к участию в салоне.

Следует отметить увеличение динамики подачи заявок и существенное улучшение культуры представления экспозиции участниками. Характерное для ведущих авиасалонов мира заблаговременное (за 1,5–2 года) резервирование выставочных площадей становится правилом и для МАКСа. Если в 2003 г. более половины выставочных площадей было зарезервировано за 4 месяца до начала салона, в 2005 г. подобная ситуация была за 7 месяцев, то на МАКС-2007 это реализовано за год до начала салона.

Учитывая рост заявок на МАКС-2007, было принято решение о строительстве нового современного павильона *H* площадью 6 000 кв.м. Работы по строительству павильона ведутся согласно утвержденному графику.

В непосредственной близости к нему располагается павильон *J* (сборный) площадью более 4000 кв.м. В сочетании с ранее построенными павильонами создается органичное выставочное пространство, оформленное в виде выставочной линии (улицы), направленной к будущему входу в транспортно-выставочный комплекс (ТВК) "Россия". Данные изменения являются первым шагом на пути осуществления концепции создания ТВК.

Возведены также четыре временных тентовых павильона общей площадью около 5 000 кв.м.

Наметившаяся на предыдущих салонах тенденция участия корпораций и холдингов в виде объединенных стендов будет отчетливо выражена и на авиасалоне МАКС-2007. Особое место в павильонах *D* и *E* займет экспозиция Объединенной авиастроительной корпорации (ОАК). Широко будет представлена и военная, и гражданская продукция нашей промышленности. Ожидается широкое участие производителей и эксплуатантов быстро растущего сегмента деловой авиации.

Правительство Татарстана приняло решение о представлении на МАКС-2007 республиканской экспозиции авиационно-космической промышленности республики.

Космическая экспозиция будет развернута в павильоне *J*, а в павильоне *H* разместятся иностранные участники.

Возросло в 2007 г. число заявок и на шале. Все 53 стационарных шале размером 80, 100, 160 кв.м зарезервированы ведущими российскими и зарубежными авиастроительными компаниями, финансовыми и страховыми структурами. Для удовлетворения имеющихся заявок возводятся 20 временных шале общей площадью 1 200 кв.м. Монтаж этих шале предполагается закончить к 25.07.2007. Тогда общая площадь всех шале в 2007 г. составит 6 600 кв.м.

При проведении МАКС-2005 ощущался дефицит электроэнергии, что приводило к вынужденным ограничениям мощности потребителей. Для решения этой проблемы в настоящее время ведутся работы по реконструкции высоковольтных сетей на выставочном комплексе, проложен высоковольтный кабель длиной 2,5 км и ведутся работы по монтажу новой трансформаторной подстанции, что позволит вдвое увеличить электрическую мощность на выставочном комплексе.

Для улучшения качества телефонной связи и увеличения ее мощности проложен оптоволоконный кабель длиной 1,5 км.

Активнейшим образом участвует в организации МАКСа администрация Московской области. Так, на совещании с участием администрации города Жуковский и ОАО "Авиасалон" руководством Московской области приняты решения о реконструкции автомобильной дороги и об использовании комфортабельных экспресс-поездов, следующих до станции "Быково". По оценке специалистов, принимаемые меры нормализуют транспортную ситуацию.

Произведена систематизация территории салона и его экспозиций. Экспозиции будут организованы и структурированы тематически по специализированным павильонам. Выделены:

- деловая зона (шале);
- выставочная зона (павильоны с выходом на статическую экспозицию);
- публичная зона (зона питания, зона отдыха);
- зона обслуживания, специальных служб и базирования медицины.

В выставочной зоне в свою очередь собраны:

- зона научных центров (павильон *A*);
- зона объединенной авиастроительной корпорации (павильоны *D* и *E*);
- зона зарубежных экспонентов (павильон *H*);

Выставочный комплекс МАКС-2007 / Site plan MAKS-2007



• зона авиации общего назначения и малой авиации (павильон В₁ и прилегающая территория).

На новый уровень выйдет информационное обеспечение салона. Все самое важное о программе салона, проводимых мероприятиях и размещении экспозиции и объектов на обширной территории можно будет узнать на информационных терминалах, которые будут установлены во многих доступных местах. Терминалы будут представлять собой мультимедийные интерактивные киоски, выполненные в форме напольного стенда с сенсорным экраном. К услугам пользователей, как посетителей, так и обслуживающего персонала, — интерфейс, с помощью которого можно получить доступ к программе и каталогу выставки, прослушать или просмотреть любой его элемент, а также составить индивидуальный маршрут по интересующей пользователя тематике с возможностью его непосредственного распечатывания.

Функции терминала (бесплатные услуги):

- маршрутизация по интересам посетителя;
- справки о всех проходящих и планируемых на земле и в небе событиях и экспозициях МАКС-2007;
- справки о летчиках и характеристиках воздушных судов;
- обеспечение обслуживания специальных служб по коду доступа;
- приобретение доступных медиа-ресурсов и, как возможность, билетов на платные программы МАКС.

За плату можно будет отправить фотографии с МАКС-2007 по электронной почте.

В 1992–2001 гг. важной частью МАКСов были международные научно-технические конференции, что способствовало успешной работе салона.

На МАКС-2003 и МАКС-2005 эта традиция была нарушена, что привело к снижению научного имиджа салона. В рамках МАКС-2007 ЦАГИ при поддержке ведущих научно-исследовательских центров авиационной промышленности и ОАО "Авиасалон" планирует в период с 16 по 24 августа 2007 провести девятый международный научно-технический симпозиум Aviation Technologies of the XXI Century — ASTEC'07. Программа его проведения представлена в таблице.

Цель ASTEC'07 — способствовать решению задач, стоящих перед разработчиками нового поколения летательных аппаратов, а также привлечь широкий круг специалистов всего мира для обсуждения различных проблем авиационной науки, обмена опытом и установления новых научных контактов. В рамках МАКС-2007 ОАО "Авиасалон" организует также 2-ю конференцию, посвященную безопасности полетов.

ОАО "Авиасалон" является организатором программы "Вузовская наука и научно-техническое творчество молодежи". К настоящему моменту все ведущие профильные вузы России подтвердили свою готовность участвовать в этой программе, целью которой является прежде всего повышение привлекательности для молодежи работы в авиационно-космической отрасли, а также привлечение внимания государственных структур к проблеме подготовки профессиональных кадров. Дирекцией ОАО "Авиасалон" определена управляющая компания для осуществления этой программы. Определены места для размещения участников программы на МАКС-2007, а также согласован комплекс мероприятий, входящих в проект "Вузовская наука и научно-техническое творчество молодежи".

Особое значение для успешной работы салона имеет международное сотрудничество. Значительный вклад в сохранение традиционных участников МАКСа и в привлечение новых вне-

| Планируемые мероприятия | Тематика | Сроки проведения |
|---|--|------------------|
| 1. Российско-китайский семинар | Аэродинамика; Динамика полета; Прочность ЛА | 16–17.08.07 |
| 2. Международная конференция "Будущее авиации и новые рубежи авиационной науки" | Аэродинамика ЛА; Динамика полета и системы управления; Современные материалы, технологии, конструкции и прочность ЛА; Летные испытания, безопасность полета; Современные проблемы в двигателестроении; Авионика; Винтокрылые ЛА; Перспективные проекты | 19–22.08.07 |
| 3. Российско-европейский семинар "Концепции и технологии организации единого воздушного пространства" | Эффективная организация безопасного использования воздушного пространства; Современные перспективные технологии построения технических средств в ОрВД (АТМ) | 19–22.08.07 |
| 4. Международная конференция "Состояние и перспективы авиационного тренажеростроения в России" | Нормы; Сертификация; Проекты и новые формы интеграции | 22–24.08.07 |

сли контакты с ассоциациями авиакосмической промышленности различных стран — BDLI (Германия), GIFAS (Франция), FLAG (Бельгия), AIA (Италия), JSAC (Япония), KAI (Корея), а также участие ОАО "Авиасалон" в работе ведущих международных авиакосмических выставок — Paris Air Show, Farnborough, IIA, China Airshow, FIDAE, Japan Aerospace, Korean Airshow и др. В мае 2006 г. делегация ОАО "Авиасалон" принимала участие в салоне IIA-2006 в качестве стратегического партнера.

С целью увеличения числа иностранных участников проводится расширение сети дилеров по регионам и странам, которые по существу выполняют роль постоянных представителей авиасалона МАКС. К уже сформированной ранее сети дилеров в Центральной и Южной Европе, Юго-Восточной Азии, Китае присоединился главный организатор американского национального авиакосмического павильона на международных выставках — компания KALLMAN Worldwide Inc.

Отдельный павильон традиционно должен быть отведен для размещения украинских компаний. Экспозиции национальных павильонов Германии, Франции и США выросли на 25–30 %.

2007 г. отмечается в России как год Китая. В результате совместных работ с Минпромэнерго и Роспромом впервые за последние 6 лет на МАКС-2007 будет отдельная национальная экспозиция КНР. Набирающая обороты авиапромышленность нашего великого соседа и партнера впервые будет представлена столь широко. Организация объединенной экспозиции китайских аэрокосмических корпораций на МАКС-2007 поручена Комитету по оборонной науке, технике и промышленности КНР. Площадь экспозиции — 450 кв.м. Представительство КНР будет размещено в двухэтажном шале.

ОАО "Авиасалон" явилось инициатором официального приглашения крупнейших китайских корпораций и предприятий к участию в выставках создаваемого транспортно-выставочного комплекса "Россия".

Одним из важных направлений работы с иностранными участниками является оформление процедуры временного ввоза продукции военного назначения (ПВН). Эти работы проводятся совместно с Федеральной службой по военно-техническому сотрудничеству, которая сформировала межведомственную рабочую группу для оформления лицензий на процедуры временного ввоза ПВН иностранных участников в сжатые сроки по упрощенной процедуре.

Особую роль в работе авиасалонов играют демонстрационные полеты авиатехники. Эта часть программы постоянно привлекает внимание и специалистов, и посетителей. Мы ожидаем, что на МАКС-2007, как и прежде, будет впечатляющий воздушный показ отечественной и зарубежной техники. Украшением салона станет проведение розыгрыша кубка мира по высшему пилотажу на легкомоторных самолетах (FAI Grand Prix). Обычный кубок разыгрывается в Европе, Японии, ОАЭ. В России это событие планируется впервые.

Естественно, то, о чем рассказано выше — лишь часть напряженной повседневной работы, которую в последние месяцы перед салоном ведут его организаторы. 14 февраля 2007 г. коллектив ОАО "Авиасалон" отметил свое 15-летие. Такое событие послужило еще одним поводом оценить, как далеко шагнул МАКС за это время, еще раз задуматься, какие из его традиций следует активно продолжать и развивать, что следует изменить в лучшую сторону.

После МАКС-2005 часть работников дирекции ОАО "Авиасалон" сменилась, и сегодня новые сотрудники вместе с ветеранами выставочной деятельности работают над подготовкой МАКС-2007. Характерна фотография коллектива ОАО "Авиасалон", сделанная в день его 15-летия: в первом ряду вместе с директором авиасалона Дмитрием Викторовичем Шулеповым (третий справа) сидят его заместители — двое новых: Антон Михайлович Здункевич, Василий Иванович Ахрамеев (соответственно пятый и второй справа) и двое "отцов-основателей" дирекции салона: Юрий Александрович Нагаев и Николай Александрович Занегин (соответственно четвертый и шестой справа).

Работа по подготовке авиакосмического салона проводится в тесном контакте с многочисленными государственными органами, с администрацией города Жуковский, с руководителями и специалистами сотен предприятий. Это и понятно: проведение мероприятия такого масштаба, как МАКС, — дело всенародное.

Пресс-служба ОАО "Авиасалон"



УДК 629.7

Экспериментальное исследование несущей способности композитной оболочки при продольном сжатии

**Б.М. Клименко, Е.А. Ларичев,
В.С. Сафронов, И.К. Туркин**

В статье представлено экспериментально-теоретическое исследование по проектированию тонкостенных композитных оболочек. Рассмотрена методика экспериментального исследования несущей способности оболочечных конструкций из композиционных материалов.

B.M. Klimenko, E.A. Larichev, V.S. Safronov, I.K. Turkin. Experimental Study Of Load-Bearing Capacity Of Composite Hull Under Longitudinal Compression

The article gives an overview of the experimental and theoretical study, conducted to develop thin-wall composite hulls, and features the techniques of experiments to measure the load bearing capacity of composite hulls in particular.

Для обеспечения отработки принципиально новых конструкций летательных аппаратов, а также проверки и уточнения новых теоретических зависимостей проводятся методические испытания. Такие испытания обычно выполняются на модельных образцах, которые изготавливаются, как правило, в уменьшенном масштабе с соблюдением подобия натурной конструкции по основным параметрам. Конструктивные элементы, несущественные с точки зрения работоспособности конструкции, в таких моделях не воспроизводятся.

Основной информацией, получаемой при испытаниях, являются результаты измерения напряжений и перемещений, а также характер разрушения конструкции. По этим данным проводится анализ работы конструкции, заново рассматриваются принятые расчетные схемы, допущения. При существенном расхождении результатов эксперимента с теоретическими данными вносится соответствующая корректировка. При анализе результатов испытаний необходимо особое внимание уделять исследованию характера разрушения и установлению его истинных причин, поскольку зачастую один вид разрушения является следствием другого.

Представленное в настоящей статье экспериментальное исследование носит методический характер и связано с отработкой образцов натуральных конструкций летательных аппаратов из композиционных материалов.

Цели проведенного экспериментального исследования:

проверка сделанных в работах [1, 2] теоретических выводов относительно общего характера статического выпучивания цилиндрических оболочек при продольном сжатии;

установление формы волнообразования цилиндрических оболочек из композиционных материалов после потери устойчивости и сравнение ее с теоретической;

определение реальных значений критических параметров статической нагрузки, при которой происходит потеря устойчивости оболочки. Это необходимо ввиду того, что при теоретическом определении критических нагрузок был сделан ряд допуще-



КЛИМЕНКО
Борис Михайлович — старший научный сотрудник Московского авиационного института (государственного технического университета)



ЛАРИЧЕВ
Евгений Александрович — аспирант Московского авиационного института (государственного технического университета)



САФРОНОВ
Вячеслав Семенович — заместитель заведующего кафедрой Московского авиационного института (государственного технического университета), кандидат техн. наук



ТУРКИН
Игорь Константинович — заведующий кафедрой Московского авиационного института (государственного технического университета), профессор, доктор техн. наук

ний, которые могут приводить к определенным погрешностям;

определение влияния конструктивных параметров цилиндрических оболочек на критические нагрузки.

Одним из видов испытываемых образцов были стеклопластиковые цилиндрические оболочки радиусом $R = 56$ мм и длиной $L = 105$ мм. В силу принятых в работах [1, 2] допущений и граничных условий выбранная для эксперимента форма образцов с достаточной точностью соответствует используемой теоретической модели [1, 2].

В ходе эксперимента было испытано по четыре образца оболочек с различными по конструкции соединениями с металлическим шпангоутом. Образцы изготовлены способом выкладки на специальном оборудовании с последующим образованием цилиндрической оболочки на оправке, ее отверждением в печи и далее выполнением клееклепаного или клееного соединения с металлическими шпангоутами. В качестве композиционного материала использовался стеклопластик на эпоксидной смоле ЭД-16.

Геометрические и физико-механические характеристики оболочек соответствуют теоретическим и имеют следующие значения: $l/R = 1,9$; $h/R = 0,0218...0,0363$; $E_x = 19,6$ ГПа; $G_y = 30,5$ ГПа; $G_{xy} = 4,75$ ГПа; $G_{xy} = G_{yx} = 2,06$ ГПа. Здесь h – толщина пакета слоев; l – длина рабочей части образца; R – радиус оболочки.

Для выполнения экспериментального исследования использовалась тепловая импульсная установка "Импульс-1", позволяющая проводить испытания тонкостенных цилиндрических конструкций различной конфигурации при комплексном нагружении: предварительном сжатии, нагреве и статическом или динамическом внешнем давлении. Схема испытательной установки "Импульс-1" приведена на рис. 1.

Система нагружения образцов продольным сжимающим усилием (рис. 2) воспроизводит нагрузку на испытываемую оболочку, которую она воспринимает, работая как часть целой конструкции. Эта система выполнена в виде отдельной вставки, размещаемой на плите (поз. 3 на рис. 1) установки, и в силовом отношении с ней не связана. Усилие между силовыми плита-

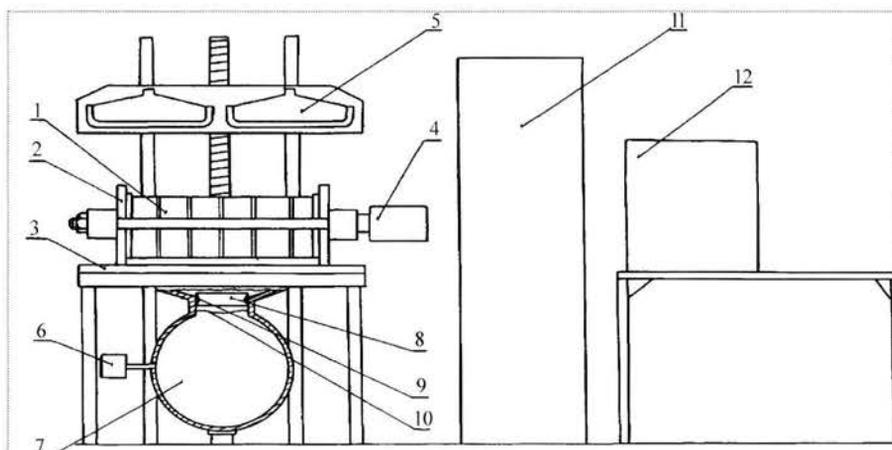


Рис. 1. Схема экспериментальной установки "Импульс-1":

1 – испытываемый образец; 2 – устройство для динамических испытаний образцов; 3 – плита; 4 – система предварительного сжатия; 5 – система нагрева; 6 – вакуум-насос; 7 – вакуумная камера; 8 – быстродействующий клапан; 9 – кольцевой нож; 10 – мембрана; 11 – пульт системы управления экспериментом; 12 – шлейфовый осциллограф К-121

ми 3, соединенными штоками 12, создается с помощью гидроцилиндров 11. Конструкция этих гидроцилиндров позволяет использовать в качестве рабочего тела воду, которая, замерзая, создает значительные усилия (до 100 тс) на штоках гидроцилиндров.

Эксперимент проводился следующим образом. Образец помещался в специальное устройство, позволяющем моделировать осевое сжатие с помощью вин-

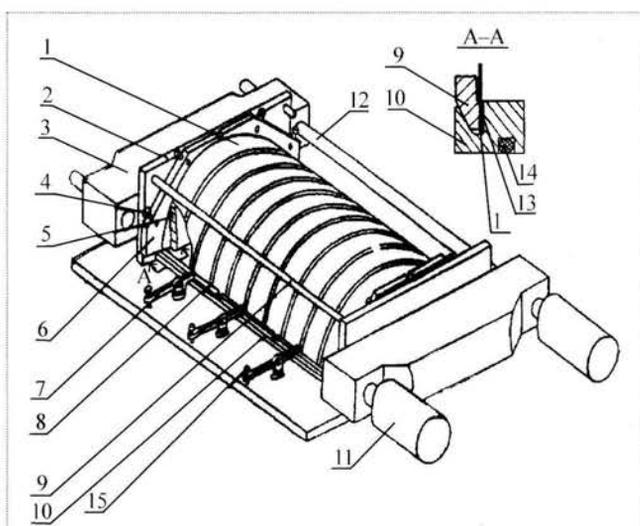


Рис. 2. Схема системы нагружения образцов продольным сжимающим усилием:

1 – образец; 2 – торцевая плита; 3 – силовая плита; 4 – болт; 5 – сегментообразная опора; 6 – радиусный прижим; 7 – двуплечий рычаг; 8 – прижимная планка; 9 – верхнее ребро; 10 – боковое ребро; 11 – силовой гидроцилиндр; 12 – шток; 13 – паронитовая прокладка; 14 – резиновый шнур; 15 – упорный винт

Таблица 1

| № образца | Критические напряжения сжатия, МПа (эксперимент/теория) | Число волн вдоль оси | Число полу-волн по окружности | Форма потери устойчивости |
|-----------|---|----------------------|-------------------------------|---|
| 1 | 647,4/448 | 1 | 9 | Общая потеря устойчивости. Трещина в оболочке |
| 2 | 400,1/448 | 1 | 4 | Общая потеря устойчивости. Трещина в оболочке |
| 3 | 689,2/448 | 1 | 4 | Общая потеря устойчивости. Трещина вблизи стыка |
| 4 | 469,2/448 | 1 | 9 | Общая потеря устойчивости. Трещина в оболочке |

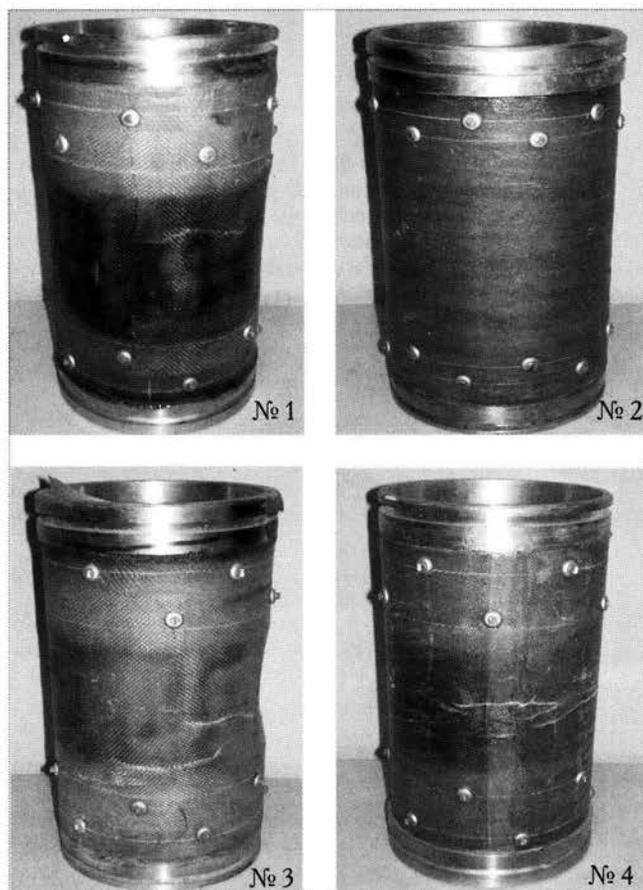


Рис. 3. Испытанные образцы с клееклепанным соединением

тового пресса и нагружение образца внешним давлением с помощью вакуумной системы. Осевое усилие, при котором образец терял устойчивость (несущую способность), определялось по динамометру. Эксперимент проводился при комнатной температуре: $t = 20$ °С.

Было испытано четыре образца (№ 1, ..., 4) с клееклепанным соединением при действии только осевого сжатия. В протоколе эксперимента (табл. 1) отражались форма и характер волнообразования при потере устойчивости, а также критическая нагрузка потери устойчивости. Отмечено, что образцы теряли устойчивость хлопком с образованием одной волны вдоль образующей и 4–9 полу-волн по окружности (рис. 3). В местах перегибов по волнам композиционный материал разрушился. Один образец (№ 3) разрушился в месте стыка шпангоута с оболочкой. В качественном отношении: по форме потери устойчивости и числу волн в осевом ($m = 1$) и поперечном направлениях ($n = 9$) результаты эксперимента хорошо согласуются с теорией [1, 2].

Критическое усилие сжатия, полученное в эксперименте, отличается на 10...56 % (для различных образцов) от результатов, полученных в работах [1, 2] для композиционных оболочек с аналогичными геометрическими и физико-механическими характеристиками.

Также проведены аналогичные испытания четырех образцов (№ 5, ..., 8) с клееным соединением оболочки из композиционного материала с металлическим шпангоутом (рис. 4). Отмечено, что образцы теряли устойчивость хлопком с образованием волны вдоль образующей и нескольких волн по окружности. В двух случаях (образцы № 7, 8) разрушение композиционного материала наблюдалось вблизи стыка оболочки и шпангоута. Результаты эксперимента приведены в табл. 2. Видна их хорошая сходимость с теоретическими данными.

Разброс экспериментальных результатов, приведенных в табл. 1 и 2, очевидно, связан с недостаточным качеством изготовления некоторых образцов. Известно также, что для композитных оболочек отличие критических нагрузок, полученных теоретически, от экспериментальных данных может достигать 70 % при коэффициенте вариации 0,3.

Таким образом, результаты рассмотренных в настоящей статье экспериментов хорошо совпадают с данными, полученными при апробации теоретической расчетной схемы поведения композитной оболочки в условиях осевого сжатия, представленной в работах [1, 2], что указывает на возможность исполь-

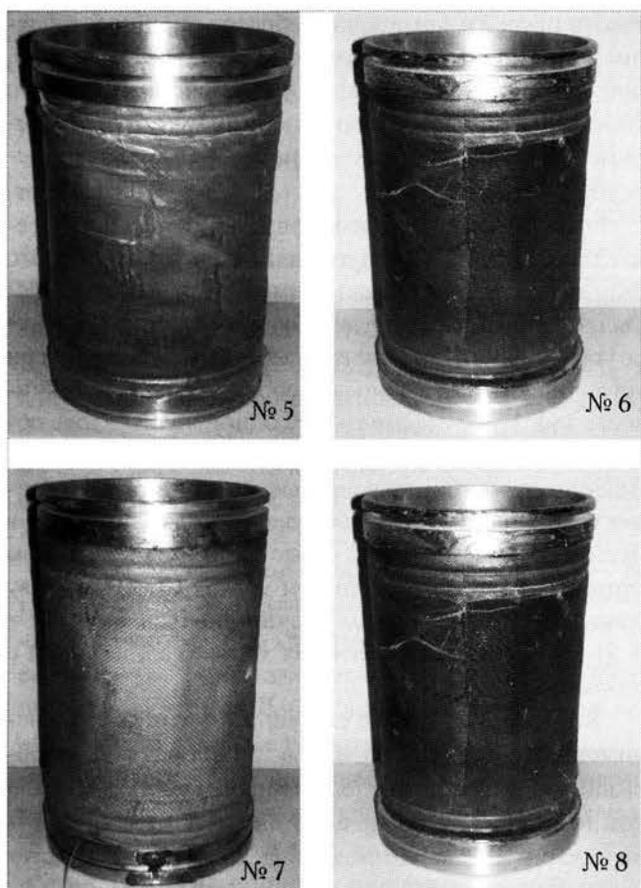


Рис. 4. Испытанные образцы с клеевым соединением

зования полученных расчетных методик в практике проектирования тонкостенных конструкций.

Таблица 2

| № образца | Критические напряжения сжатия, МПа (эксперимент/теория) | Число волн вдоль оси | Число полуволн по окружности | Форма потери устойчивости |
|-----------|---|----------------------|------------------------------|---|
| 5 | 619,7/448 | 1 | 4 | Общая потеря устойчивости. Трещина в оболочке |
| 6 | 662,8/448 | 1 | 5 | Общая потеря устойчивости. Трещина в оболочке |
| 7 | 704,05/448 | 1 | 6 | Общая потеря устойчивости. Трещина вблизи стыка |
| 8 | 581,6/448 | 1 | 3 | Общая потеря устойчивости. Трещина вблизи стыка |

Список литературы

1. Ларичев Е.А., Сафронов В.С., Туркин И.К. Исследование несущей способности композиционной оболочки при статическом внешнем давлении, продольном сжатии и неравномерном поле температур // Материалы 8-го Международного симпозиума "Динамические и технологические проблемы механики конструкций и сплошных сред". Москва. 2002. С. 74–75.
2. Ларичев Е.А., Сафронов В.С., Туркин И.К. Исследование несущей способности композиционной оболочки при действии статического и динамического внешнего давления, неравномерного нагрева и осевого сжатия. Материалы 17-й Научно-технической конференции "Конструкции и технологии получения изделий из неметаллических материалов". Обниск. 2004. С. 140–141.

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, Стромьинский пер., 4

Редакторы О.Г. Красильникова, И.Н. Мырина, Д.Я. Чернис, Е.В. Гагулина

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

Сдано в набор 29.03.07. Подписано в печать 16.05.07. Формат 60×88/8. Усл. печ. л. 7,35. Уч.-изд. л. 8,04. Зак. 763. Свободная цена.

Оригинал-макет и электронная версия подготовлены в ОАО "Издательство "Машиностроение".

Отпечатано в Подольской типографии – филиале ОАО "ЧПК", 142110, г. Подольск, ул. Кирова, д. 15