



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 Редакционного совета

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

Долженков Н.Н., Рипс П.А., Тараканов В.В. Создание современной системы логистической поддержки отечественных самолетов – насущное требование времени	3
Букрин В.В., Куреев В.Д., Еремеев В.В. Проблемные вопросы создания космических средств	10
Балакин В.Л., Бебяков А.А. Оптимизация движения гиперзвукового маршевого самолета при наборе высоты	15
Дегтярев Г.Л., Гортышов Ю.Ф. Казанскому государственному техническому университету им. А.Н. Туполева – 75 лет	20
Соколов М.Б., Демченко А.Н., Поздеев О.В. Проверка полярности управления движением вокруг центра масс КА	26
Алифанов О.М., Милюков И.А., Соколов В.П., Силуянова М.В. Особенности кадрового сопровождения международных космических проектов	30
Панков В.Х. Вторая жизнь самолета МиГ-21	36
Лебединский Е.В., Чо Г.С. Антипульсационные перегородки как средство борьбы с неустойчивостью горения в камерах сгорания	42
Красильщикова Г.А. Комплекс аэрогидродинамических лабораторий ЦАГИ – первый научный авиационный центр в России	48
Третьяков С.В. Специфика функциональной реализации встроенной системы обработки данных	56

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

Мнение редакции не всегда совпадает с точкой зрения авторов статей. За содержание рекламных материалов ответственность несет рекламодатель.

Адрес редакции: 107076, Москва, Стромывский 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. SEVASTYANOV
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

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.V. KOVALYONOK
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

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. DROBYSHEVSKYI,
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

CONTENTS

Dolzhenkov N.N., Rips P.A., Tarakanov V.V. Up-To-Date Logistics Support System Development For Home-Made Aircraft: Existing Requirements Of The Day	3
Bukrin V.V., Kureyev V.D., Eremeyev V.V. Spacecraft Development Issues	10
Balakin V.L., Bebyakov A.A. Motion Optimization Of Hypersonic Vectored Thrust Aircraft At Climbing	15
Degtyarev G.L., Gortyshov Yu.F. Kazan Tupolev Technical University Marks 75	20
Sokolov M.B., Demchenko A.N., Pozdeyev O.V. Polarity Checks Of Control Over Spacecraft Motion Around Center Of Gravity.	26
Alifanov O.M., Miljukov I.A., Sokolov V.P., Silujanova M.V. Features Of Staff Training For International Aerospace Projects.	30
Pankov V.Kh. Second Birth Of MiG-21	36
Lebedinsky E.V., Cho G.S. Baffle As A Struggling Device Against Combustion Instability In A Combustion Chamber	42
Krasilshchikova G.A. TSAGI Aerodynamic Laboratory Complex: Russia's First Aviation Research Center	48
Tretyakov S.V. The Specifics Of Functional Realization Of Embedded Data Processing System	56

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

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

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

Создание современной системы логистической поддержки отечественных самолетов – насущное требование времени

Н.Н. Долженков, П.А. Рипс, В.В. Тараканов

Изложены основные принципы современной системы интегральной логистической поддержки (ИЛП) самолетов, обеспечивающей снижение стоимости их жизненного цикла. Представлены элементы реализации внедрения системы ИЛП на этих принципах в ОКБ им. А.С. Яковлева при разработке новых самолетов

N.N. Dolzhenkov, P.A. Rips, V.V. Tarakanov. Up-To-Date Logistics Support System Development For Home-Made Aircraft: Existing Requirements Of The Day

The article scrutinizes the principles of the development of an integrated aircraft logistics support system that ensures a significant reduction of aircraft life cycle costs. It also describes how some elements of the system, based on these principles, were introduced at the Yakovlev bureau when elaborating new aircraft designs.

Создание самолетов в наше время происходит в условиях жесткой конкуренции мировых авиационных фирм—производителей авиационной техники и авиакомпаний—эксплуатантов в борьбе за рынки поставок самолетов и авиаперевозок. Основополагающими факторами в этой конкуренции, определяющими качество самолета как продукта, являются безопасность, регулярность полетов для гражданской авиации и боеготовность — для военной при оптимальной стоимости создания и эксплуатации самолета.

Для авиационной техники, имеющей длительные сроки эксплуатации, затраты на послепродажной стадии, необходимые для поддержания заданных характеристик безопасности, надежности и готовности, могут значительно превышать затраты на ее приобретение. Поэтому основным критерием при решении о покупке самолета является стоимость его жизненного цикла (СЖЦ), включающая затраты на приобретение и эксплуатацию.

Средством управления СЖЦ является интегрированная логистическая поддержка (ИЛП), представляющая собой комплекс процессов и процедур, направленных на сокращение затрат на постпроизводственных стадиях жизненного цикла, а также обеспечивающих определение параметров поддерживаемости и их анализ. ИЛП относится к числу базовых понятий концепции и стратегии CALS (Continuous acquisition and life cycle support) или ИПИИ (информационная поддержка жизненного цикла изделий).

С общетехнических позиций проблема снижения затрат, связанных с поддержанием самолета в работоспособном состоянии, сводится к:

обеспечению конструкторскими, технологическими и производственными мерами высокой надежности (безотказности и долговечности) самолета;

обеспечению ремонтпригодности и эксплуатационной технологичности самолета;

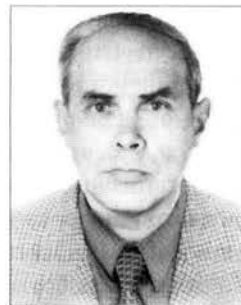
рациональной организации снабжения эксплуатанта запасными частями, расходными материалами и принадлежностями, т.е. материально-техническому обеспече-



ДОЛЖЕНКОВ
Николай Николаевич — первый заместитель генерального директора — технический директор ОАО "ОКБ им. А.С. Яковлева", кандидат техн. наук



РИПС
Павел Аркадьевич — главный конструктор ОАО "ОКБ им. А.С. Яковлева"



ТАРАКАНОВ
Владимир Васильевич — главный специалист ОАО "ОКБ им. А.С. Яковлева", кандидат техн. наук

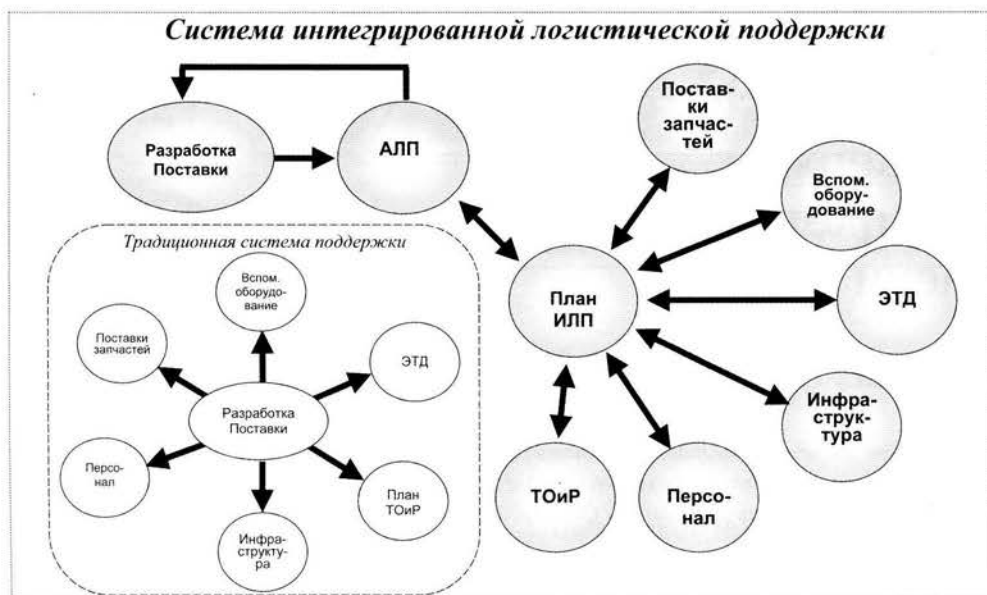


Рис. 1. Отличия системы ИЛП от традиционной системы поддержки

нию (МТО) эксплуатации самолета, профилактических и ремонтно-восстановительных работ, позволяющему избежать как дефицита, так и избытка материальных ресурсов;

рациональной организации процессов технического обслуживания и ремонта (ТОиР) самолета, позволяющей сокращать затраты на их проведение;

обеспечению эксплуатационного, обслуживающего и ремонтного персонала актуальной, достоверной и удобной для практического использования технической документацией;

организации своевременной подготовки и переподготовки персонала для эффективной эксплуатации и ТОиР нового самолета;

сбору, обработке и анализу данных о фактических показателях надежности, ремонтпригодности и эксплуатационной технологичности самолета, на основе которых разработчики могут совершенствовать его конструкцию, а также средства и системы эксплуатации и ТОиР.

Всем перечисленным аспектам разработчики и производители отечественной авиационной техники уделяют повышенное внимание. Однако по мере развития промышленных информационных технологий многие процессы проектирования, производства, эксплуатации и обслуживания техники приобретают новое качество, обусловленное возможностями интенсивного обмена достоверными техническими данными как внутри этих процессов, так и между ними. Благодаря информаци-

ным технологиям появилась возможность планирования, документирования и подготовки отчетности для всех действий, процедур и процессов жизненного цикла изделия (ЖЦИ) на строго формальной основе, обеспечиваемой упомянутым обменом данными.

Система ИЛП (рис. 1) в отличие от традиционной системы поддержки позволяет учитывать особенности применения самолета у конкретного эксплуатанта и оптимизировать под него процесс обслуживания, поставки запчастей, вспомогательное оборудование, эксплуатационно-техническую документацию (ЭТД) и т.п.

ИЛП такого сложного наукоемкого изделия, как самолет, состоит из следующих основных элементов:

анализа логистической поддержки (АЛП) самолета, проводимого на всех стадиях ЖЦИ;

планирования и управления ТОиР, проводимых на стадии проектирования и уточняемых в процессе производства и эксплуатации самолета;

управления процессами МТО эксплуатации, разрабатываемого на стадии проектирования и уточняемого в процессе производства и эксплуатации самолета;

разработки эксплуатационно-технической документации на самолет на стадии проектирования и ее уточнения в процессе производства и эксплуатации конкретных самолетов;

обучения персонала, эксплуатирующего самолет.

Анализ логистической поддержки — важнейший элемент ИЛП. Он представляет собой формализованную технологию всестороннего исследования как самолета, так и вариантов системы его обслуживания. Как и ИЛП в целом, АЛП направлен на обеспечение требований к поддерживаемости самолета за счет минимизации СЖЦ при заданном уровне готовности либо за счет максимизации этого уровня при заданных ограничениях на СЖЦ. Первая постановка характерна для самолетов гражданского назначения, вторая — для военных.

АЛП должен начинаться на стадии определения требований к самолету (НИР, разработка аванпроекта) и продолжаться до завершения его использования

(снятия с производства). Процесс АЛП носит циклический, итеративный характер: на каждом последующем этапе уточняются результаты предыдущего этапа.

Будучи многопрофильной инженерной дисциплиной, АЛП охватывает следующие основные направления:

- разработку стратегии, планирование и управление процессом АЛП;

- анализ конструкции самолета в процессе его разработки в целях выработки рекомендаций по обеспечению/повышению надежности, ремонтпригодности, эксплуатационной технологичности и в конечном счете уровня поддерживаемости;

- разработку и анализ вариантов системы технического обслуживания (СТЭ) самолета, обеспечивающих заданные требования в отношении его СЖЦ, готовности и поддерживаемости;

- анализ совместимости самолета и СТЭ в целях выявления их сочетания, обеспечивающего установленные требования к поддерживаемости;

- контроль показателя поддерживаемости самолета в процессе эксплуатации и выявление основных факторов, оказывающих негативное влияние на этот показатель.

Для проектов, связанных с разработкой нового самолета, АЛП носит наиболее полный характер и охватывает все направления, перечисленные выше.

Для проектов, связанных с модернизацией самолета, АЛП проводят в целях оценки влияния изменений, вносимых в конструкцию, на поддерживаемость самолета, а также выработки предложений по организации или изменению СТЭ. При этом задачи АЛП могут выполняться полностью или частично.

Исходные данные и результаты АЛП должны храниться в специализированной базе данных – БД АЛП. Функции по созданию и ведению БД АЛП обычно выполняет разработчик.

БД АЛП должна строиться на основе стандартной информационной модели (модели данных) и поддерживаться в актуальном состоянии на протяжении всего жизненного цикла самолета. Информация из БД АЛП может использоваться во всех процессах ИЛП, а также в процессах разработки и проектирования самолета. При необходимости вся БД АЛП или ее часть может передаваться заказчику.

Каждая задача АЛП представляет собой достаточно трудоемкое исследование процессов, документов, внешних условий, организационных структур, совокупность которых и образует систему ИЛП самолета. Каждое такое исследование требует участия многих специалистов различной, как правило, весьма высокой квалификации: конструкторов, расчетчиков, специалистов по надежности, организации эксплуатации и

обслуживания, организации и проведению испытаний, охране окружающей среды, экономистов и т.д. Поскольку в ходе АЛП собираются и помещаются в БД АЛП огромные объемы разнообразной информации (числовой, текстовой, графической, мультимедийной и др.), непосредственными участниками, а подчас и организаторами АЛП должны быть специалисты в области информационных технологий.

АЛП – неотъемлемая часть процессов разработки, изготовления и эксплуатации самолета. В связи с этим предприятие, имеющее серьезные намерения в отношении внедрения ИЛП, обязано принять меры по организации соответствующих работ, создать или приобрести средства методического, программного и технического обеспечения.

Большинство задач АЛП носит качественный характер, в том числе анализ обслуживания по методике АТА MSG-3, направленный на обеспечение надежности. Лишь для некоторых процедур допускается количественное решение. К их числу относятся анализ видов, последствий и критичности отказов (АВПКО), анализ обслуживания, обеспечивающего надежность (АООН), частично анализ уровней ТОиР (АУР), расчет СЖЦ, расчет параметров МТО.

Особую роль в общем спектре задач АЛП играет функциональный анализ. Хотя этот вид анализа имеет качественный характер, ему должно быть уделено существенное внимание при разработке комплекса программно-технических решений.

Следует отметить, что результаты АЛП, в том числе результаты функционального анализа, могут использоваться при подготовке различных видов электронной эксплуатационной документации (ЭЭД), а также при определении данных, необходимых для управления ТОиР и МТО.

В целом система задач АЛП и последовательность их выполнения построены так, чтобы снизить вероятность неудачных проектных решений, влияющих на эффективность эксплуатации самолета. По аналогии со стандартами серии ИСО 9000, направленными на построение системы, обеспечивающей заданный уровень качества и возможность адекватно демонстрировать потребителю способность управлять качеством, технологии и стандарты АЛП направлены на то, чтобы доказать потребителю (заказчику), что все меры, обеспечивающие сокращение СЖЦ изделия и увеличение уровня поддерживаемости, поставщиком (подрядчиком) приняты.

Важнейшим процессом реализации ИЛП самолета является разработка планирования и управления ТОиР. ТОиР – сложный многофазный процесс, выполняемый силами заказчика, сервисной службы, производителя. Работы производятся на основе регламен-

тов и технологий, сформированных по результатам АЛП, при помощи специального оборудования, разрабатываемого и изготавливаемого по согласованным с заказчиком техническим требованиям.

Основой любого управления, в том числе управления ТОиР, является планирование, определяющее цели управления, ресурсы, необходимые для достижения этих целей, а также действия по достижению целей и их распределение во времени. Поэтому в дальнейшем будем рассматривать управление ТОиР в аспекте планирования.

Планирование ТОиР предполагает:
разработку концепции ТОиР;
разработку и оперативную корректировку планов ТОиР.

На основе концепции и результатов анализа требований заказчика:

создают единую систему управления ТОиР, предусматривающую методы и механизмы сохранения заданных показателей надежности, безотказности, долговечности, ремонтпригодности, что в итоге должно минимизировать эксплуатационные затраты и обеспечить требуемый показатель поддерживаемости;

организуют распределенную систему мониторинга, т.е. сбора и обработки статистической информации о значениях указанных выше показателей, а также данных о номенклатуре и количестве используемых запасных частей для самолета и его компонентов. Эти данные извлекаются из специальных документов — формуляров (паспортов) самолета, его систем и агрегатов или их электронных аналогов — электронных эксплуатационных дел самолета, в которых фиксируются результаты проведения ТОиР, факты замены компонентов, календарные сроки выполнения операций (начало, конец), сведения о разработчиках, выполнявших операцию и т.д.;

выполняют централизованный анализ накопленных эксплуатационных и логистических данных;

разрабатывают и корректируют стратегические планы ТОиР;

осуществляют подготовку и переподготовку персонала для выполнения перечисленных выше мероприятий.

Процесс управления МТО предполагает выполнение и информационную поддержку следующих процедур:

кодификации предметов МТО;
обеспечения параметров начального МТО;
определения параметров и планирования текущего МТО;
планирования закупок;
управления поставками;
управления заказами;
управления счетами.

В ходе АЛП определяются перечни специальностей, уровни квалификации, необходимая численность персонала, а также потребность в обучении и требования к обучающему оборудованию. Все эти сведения заносятся в БД АЛП. Решающими факторами при определении требований к персоналу являются нормы безопасности и эффективность эксплуатации.

Эффективное проведение ТОиР, обучения персонала во многом определяются качественной, актуальной эксплуатационно-технической документацией, предоставляемой заказчику. В соответствии с требованиями заказчиков, особенно зарубежных, необходим переход от традиционной бумажной эксплуатационной документации к документации в электронном виде. Внедрение ЭЭД позволяет быстро уточнять документацию при конструктивных доработках, модификациях самолета, оперативно создавать учебно-методические пособия, обеспечить во взаимодействии с автоматизированными системами контроля и диагностики повышение показателей готовности самолета.

Состав таких элементов ИЛП, как инфраструктура, испытательное и вспомогательное оборудование, необходимых для эксплуатации самолета, и требования к ним определяются по результатам АЛП и договоренности с конкретными заказчиками самолетов.

Мониторинг процессов эксплуатации и технического обслуживания проводят в целях установления соответствия (или, напротив, несоответствия) фактических характеристик самолета расчетным характеристикам, содержащимся в БД АЛП. В первую очередь это относится к характеристикам надежности, ремонтпригодности, затратам и показателю поддерживаемости. Сравнение фактических и расчетных характеристик самолета должно способствовать принятию обоснованных решений, касающихся изменений стратегии ИЛП. Например, по результатам мониторинга могут быть приняты решения об изменении конструкции самолета, изменении системы управления запасами расходных материалов и запчастей, необходимости обновления ЭЭД, изменении требований в отношении численности и квалификации обслуживающего персонала и т.д. Такой мониторинг может потребовать специального оборудования и программных средств для сбора и анализа данных.

Следует отметить, что процедуры логистической поддержки и послепродажного обслуживания в России пока не предусматривают систематического применения информационных технологий для поддержки этих процессов в рамках интегрированной информационной среды (ИИС). В связи с этим современная система ИЛП должна рассматриваться как совокупность базовых управленческих технологий в рамках

ИПИ, опирающаяся на возможности современных информационных технологий и обладающая такими ключевыми особенностями как:

- системность, состоящая в охвате всех стадий ЖЦИ и наличии информационных обратных связей от процессов эксплуатации и технического обслуживания к процессам разработки и производства, способствующих совершенствованию конструкции самолета и системы его технической эксплуатации;

- опора на формализованные информационные модели, обеспечивающие возможности обмена данными и совместного использования этих данных всеми участниками ЖЦИ в рамках ИИС;

- использование в качестве целевых функций управления показателей конкурентоспособности и поддержания как интегральных оценок качества самолета и СТЭ.

На ведущих предприятиях авиационной отрасли, таких как АКХ "Сухой", РСК "МиГ", НПК "Иркут", ТАНТК им. Г.М. Бериева, активно решаются организационные вопросы по созданию систем ИЛП и соответствующих структурных подразделений.

Большое внимание созданию и развитию системы ИЛП уделяется в ОАО "ОКБ им. А.С. Яковлева". Основными проектами, для которых планируется создание систем ИЛП, являются учебно-боевой самолет Як-130 и ближне-средний магистральный самолет (БСМС) МС-21.

Самолет Як-130 проходит в настоящее время государственные испытания. ВВС РФ закупает партию таких самолетов и планирует внедрить для них систему ИЛП, заключен контракт с зарубежным заказчиком. Для самолета с учетом его высоких эксплуатационно-технических характеристик разработана программа ТООР, определяющая стратегию эксплуатации, режимы и методы технического обслуживания на основе современных информационных технологий. Организация и структура технического обслуживания существенно повышают эффективность применения самолета и снижают эксплуатационные расходы. Разработаны предложения по автоматизации процессов материально-технического обеспечения. Большое внимание уделяется вопросам подготовки персонала заказчика. Вместе с самолетом поставляются учебные компьютерные классы, тренажеры для летного и инженерно-технического состава.

Следует отметить, что основные работы по созданию самолета Як-130 были проведены, когда современные требования по ИЛП отечественным заказчиком еще не предъявлялись. Зарубежные заказчики самолета в своих требованиях оговаривают такие направления ИЛП, как обучение персонала, создание интерактивной электронной документации, информационных

систем эксплуатанта и их связь с информационной системой поставщика. Поэтому многие результаты работ по данному проекту требуют дальнейшей формализации для создания базы данных ИЛП. В настоящее время сформулирована концепция ИЛП самолета Як-130, принято решение о проведении совместных с НПК "Иркут" и заводами—изготовителями самолета работ по ИЛП Як-130 в интересах как отечественных ВВС, так и иностранных заказчиков.

Другим важным для ОКБ им. А.С. Яковлева, да и всей отечественной авиапромышленности, проектом является ближне-средний магистральный самолет МС-21. Работы по этому самолету ведутся в ОКБ уже длительное время, в настоящее время разрабатывается эскизный проект. В 2006 г. в ОКБ с привлечением ГосНИИАС, ЛИИ им. М.М. Громова, ГосНИИГА, НИЦ CALS-технологий "Прикладная логистика" и ТАНТК им. Г.М. Бериева была разработана концепция ИЛП МС-21. В ней определены основные цели создания системы ИЛП самолетов семейства МС-21:

- оказание влияния на проектирование самолета МС-21 требований логистики;

- определение и разработка требований поддержки, определяющих готовность самолета выполнять свои функции;

- определение необходимых ресурсов для поддержки самолетов МС-21 на этапе эксплуатации;

- обеспечение необходимой поддержки эксплуатации с минимальными затратами.

В основе концепции лежит принцип партнерства заказчика и поставщика самолета. Послепродажное обслуживание оптимизируется под конкретного заказчика в целях наиболее полного удовлетворения требований по комплексной поддержке.

Для достижения указанных выше целей в концепции даны предложения по:

- разработке эффективной системы ТООР;

- разработке интерактивных электронных технических руководств в соответствии с отечественными и международными стандартами;

- разработке системы гарантий поставщика воздушного судна (ВС), поставщиков комплектующих изделий (КИ);

- разработке системы обучения летного и наземного персонала в сертифицированных центрах поставщика ВС или заказчика. Поставщик ВС предоставит широкий спектр учебных курсов и программ с применением современных технологий и средств обучения для обеспечения ввода заказчика в эксплуатацию самолетов семейства МС-21;

- разработке системы МТО на удовлетворяющих заказчика условиях по схеме 365 дней в году, 7 дней в неделю, 24 часа в сутки. Предусматривается применение

информационных технологий по оптимизации состава и количества запасных частей. Поставщик ВС разрабатывает систему надзора, обеспечивающую аутентичность запасных частей;

организации эффективного МТО с сетью базовых центров;

разработке системы обмена информацией между заинтересованными сторонами на основе современных информационных технологий и создания у поставщика ВС корпоративного информационного портала. Портал обеспечит доступ пользователей к ресурсам центра поддержки заказчика, предоставит широкий диапазон возможностей: от размещения информации и поиска документов до возможности совместной работы и интеграции в существующую на предприятиях структуру информационных систем. На стадии послепродажного обслуживания портал обеспечит взаимодействие поставщика ВС, авиакомпаний (заказчиков); центров ТОиР; поставщиков КИ, авиационных властей;

созданию центров ТОиР, авторизированных держателем сертификата типа самолета.

Разработаны проект плана ИЛП МС-21, предложения по организации послепродажного обслуживания самолета, определены требования к программно-техническим средствам корпоративной информационной системы, проведена оценка ряда логистических характеристик самолета.

Для выполнения работ по созданию систем интегрированной логистической поддержки в ОКБ создан центр логистической поддержки, основной задачей которого является организация и координация всех работ по ИЛП, проводимых различными подразделениями КБ. Руководство работами поручено заместителю технического директора по ИЛП.

В дальнейшем для повышения централизации руководства при проведении работ по ИЛП у поставщика планируется новая структура с созданием дирекции ИЛП проекта, которая будет подчиняться непосредственно заместителю генерального директора по ИЛП и эксплуатации и реализовывать все функции, связанные с планированием и проведением работ по ИЛП. Свою деятельность дирекция ИЛП будет проводить в тесной взаимосвязи с разработчиком (КБ или инженерным центром) и заводами-поставщиками. Дирекция будет организовывать и осуществлять поддержку создаваемых поставщиком центров поддержки заказчика, технического обслуживания, материально-технического снабжения и учебных центров. Указанные центры будут находиться в непосредственном подчинении у заместителя генерального директора по ИЛП и эксплуатации.

В состав дирекции ИЛП войдут (рис. 2): центр ИЛП;

отделение технического обслуживания;

отделение обеспечения безопасности полетов, надежности и качества;

отделение материально-технического обеспечения;

отделение эксплуатационно-технической документации;

отделение обучения и подготовки персонала;

отдел информационных систем.

Центр ИЛП будет подчиняться непосредственно руководству дирекции и координировать работу отделений. Его основные задачи:

руководство программами ИЛП самолетов;

оптимизация процессов ИЛП под конкретные варианты самолета, разработка планов ИЛП;

организация работ по подготовке отчета MRB;

организация проведения (совместно с разработчиком) в процессе проектирования необходимых мероприятий по ИЛП в целях удовлетворения требований, предъявляемых к самолету;

интеграция деятельности подразделений дирекции для достижения целей ИЛП;

проведение (совместно с разработчиком) функционального анализа самолета;

организация формирования и сопровождения баз данных ИЛП по самолету;

управление (совместно с разработчиком и производителем) конфигурациями самолета;

разработка структуры эксплуатационно-технической документации;

расчет стоимости жизненного цикла самолета;

подготовка отчетов ИЛП и выработка совместно с подразделениями дирекции и разработчиком рекомендаций по улучшению самолета;

организация разработки корпоративных стандартов по ИЛП;

подготовка технических совещаний с заказчиком по вопросам послепродажного обслуживания самолета;

участие в подготовке контрактов в части ИЛП.

Важнейшей составляющей внедрения ИЛП самолетов в ОАО "ОКБ им. А.С. Яковлева" является создание разветвленной информационной системы, объединяющей разработчика и изготовителей самолета и комплектующих изделий. В настоящее время в этих целях ведется работа по выбору программного обеспечения, позволяющего создать базу данных ИЛП и осуществлять управление процессами ИЛП с максимальным эффектом.

Анализ отечественной и международной нормативных баз, проведенный в процессе разработки концепции ИЛП самолета МС-21, показал необходимость скорейшего пересмотра отечественных норма-

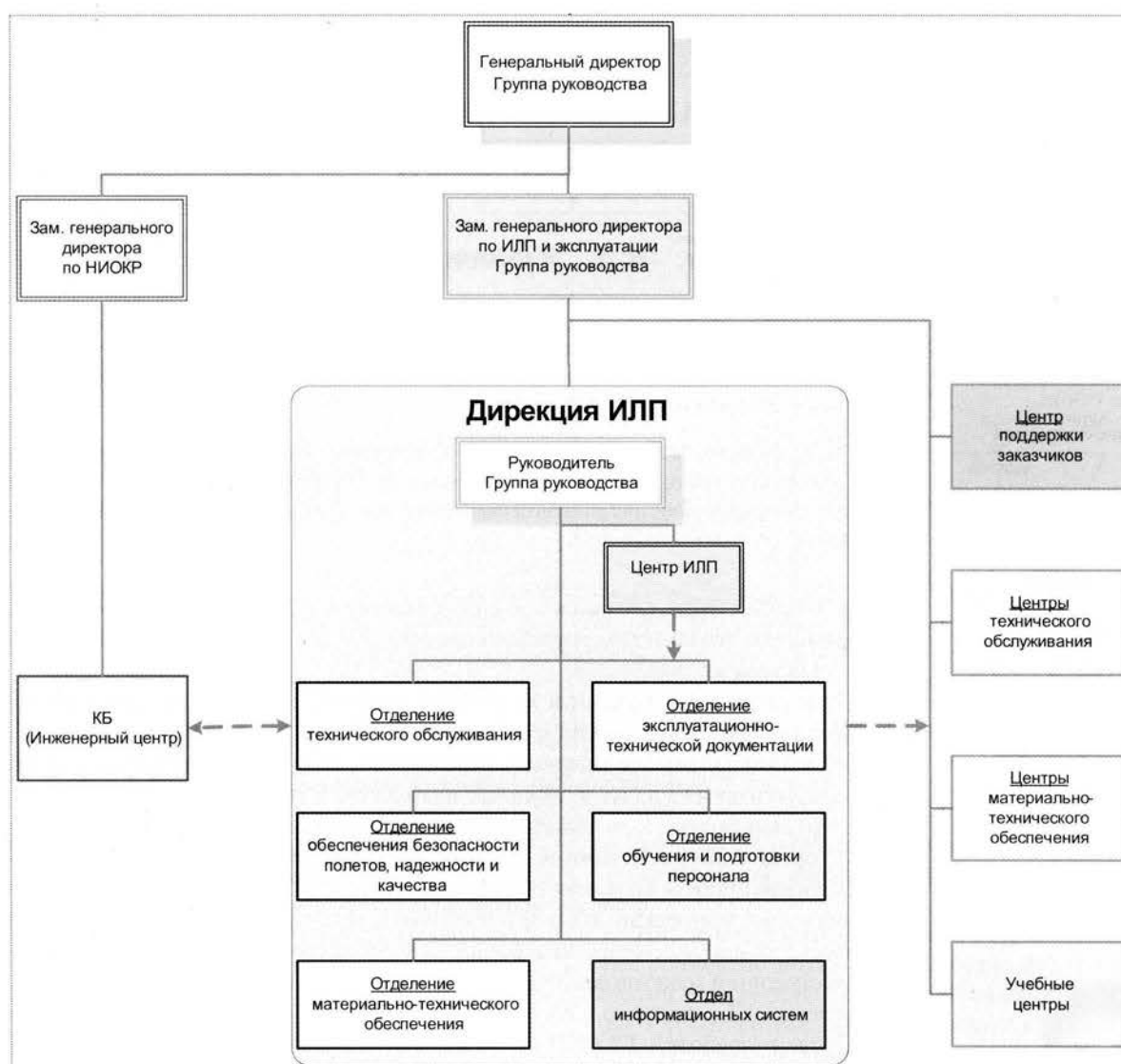


Рис. 2. Структура ИЛП поставщика

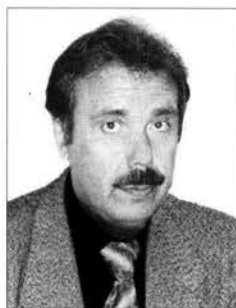
тивно-технических документов с целью их адаптации и гармонизации с международными требованиями.

Результаты анализа данных по СЖЦ, международной нормативной базы ИЛП, опыта организации послепродажного обслуживания в ведущих зарубежных компаниях подтверждают, что ИЛП в стратегическом плане является важным бизнес-приложением, обеспечивающим формирование конкурентных преимуществ российской авиационной техники в части совершенствования системы послепродажной поддержки, расчета и управления стоимостью жизненного цикла и обеспечения сертификации за рубежом российской авиационной техники в части подготовки подтверждающих документов.

Отсутствие в авиастроительных компаниях подобной системы со временем неизбежно приведет к сни-

жению конкурентоспособности наших проектов и их управляемости и, соответственно, к потере рынков сбыта российской авиационной техники. Следует отметить, что отнесение военной и гражданской техники к новому поколению также определяется в настоящее время не только ее конструкцией и характеристиками, но в первую очередь синергетикой, наличием единой информационной среды, организацией информационных потоков между всеми элементами системы поддержки жизненного цикла.

ИЛП обеспечивает гарантии того, что все требования к поддержке самолета идентифицированы и документированы, нацелены на оптимизацию полной стоимости жизненного цикла, и реализуются путем принятия эффективных решений.



БУКРИН
Валерий Васильевич —
заместитель директора
НИИ космических систем —
филиала ГКНПЦ
им. М.В. Хруничева,
профессор, доктор воен. наук



КУРЕЕВ
Виктор Дмитриевич —
начальник отдела НИИ
космических систем —
филиала ГКНПЦ
им. М.В. Хруничева,
доктор техн. наук



ЕРЕМЕЕВ
Валерий Валерьевич —
заместитель начальника
отдела Управления заказов
и поставок вооружения
и военной техники
Космических войск

Проблемные вопросы создания космических средств

В.В. Букрин, В.Д. Куреев, В.В. Еремеев

Рассмотрены проблемные вопросы создания перспективных космических средств в условиях ограниченного финансирования. Приведены рекомендации, направленные на совершенствование системы создания космических средств.

V.V. Bukrin, V.D. Kureyev, V.V. Eremeyev. Spacecraft Development Issues

The article scrutinizes the key issues pertaining to the development of future spacecraft under the conditions of limited funding, and gives recommendations as to how the spacecraft development process can be improved.

В нашей стране сложилась и на протяжении ряда лет успешно функционирует система создания космических средств (КСр), структурная схема которой представлена на рис. 1.

На первом этапе создания КСр выполняются разработка, согласование и утверждение тактико-технических требований (ТТТ) или технического задания (ТЗ), в которых устанавливаются основное назначение, технические и тактико-технические характеристики (ТТХ) КСр, показатели качества и технико-экономические требования, предъявляемые к разрабатываемым КСр, необходимые стадии разработки конструкторской документации и ее состав, а также специальные требования к КСр.

Начиная процесс создания нового образца КСр, ТТТ и ТЗ завершают стадию формулирования концепции КСр и исследовательских работ заказчика и разработчика. Проверка концептуальных положений на этой стадии может осуществляться с помощью испытаний макетов различных устройств и проведения экспериментальных работ на целевых КСр попутно с их отработкой и применением по прямому назначению.

После разработки ТЗ (ТТТ) осуществляется разработка технического предложения, в котором содержатся материалы с анализом вариантов схемных и конструктивных решений и обоснованием выбора решения, предлагаемого для разработки. Техническое предложение после согласования с заказчиком является основанием для разработки эскизного проекта.

Стадия эскизного проектирования (ЭП) является этапом углубленной проработки методов обеспечения качества и эффективности разрабатываемых КСр. На этой стадии выбирают элементную базу, прорабатывают схемы узлов, подсистем, разрабатывают, изготавливают и испытывают макеты. После согласования и утверждения в установленном порядке эскизный проект служит основанием для разработки технического проекта и рабочей конструкторской документации.

В процессе технического проектирования разрабатываются предложения по системе контроля качества при производстве КСр, гарантирующей правильность реализации конструкторских решений.

На стадии технического проекта (ТП) могут проводиться испытания первого прототипа с целью проверки окончательных технических решений, на основании которых должна разрабатываться рабочая конструкторская документация, предназначенная для изготовления опытного образца. На втором этапе происходит изготовление опы-



Рис. 1. Структурная схема системы создания космических средств

ных образцов КСр, на которых осуществляется проверка конструкторской и технологической документации.

На следующем этапе проводятся заводские испытания опытного образца КСр. В отдельных случаях в целях сокращения экономических затрат и сроков отработки опытного образца КСр разные виды заводских испытаний могут совмещаться.

Особенностью создания сложной космической техники является необходимость проведения натурных полигонных испытаний. Не умаляя значения остальных этапов создания КСр, можно утверждать, что этап полигонных испытаний КСр является одним из важнейших, поскольку он завершает процесс промышленного создания новых КСр и предвещает их эксплуатацию.

Исторически сложилось так, что большая часть опытной отработки КСр приходится на космодромы, которые, располагая соответствующей наземной экспериментально-испытательной базой (ЭИБ) и достаточно квалифицированными испытательными кадрами, обеспечивают наземные испытания и первый этап летных испытаний КСр.

Основной целью этих испытаний является практическое подтверждение требований к КСр, заложенных в ТТТ и ТЗ заказчиков. Для этого на этапе наземных испытаний на ЭИБ космодромов и на этапе летных

испытаний КСр проводятся сбор, обработка и анализ измерительной информации, получаемой с борта КСр.

При проведении испытаний разработчик и заказчик совместно оценивают качество работ на каждой стадии и на основе полученной информации формируют собственные представления о качестве созданного образца. Возникающие при этом определенные трудности управления в дальнейшем почти всегда окупаются сокращением времени отработки КСр. В большинстве случаев параллельное выполнение работ является единственным возможным вариантом создания КСр в установленные сроки.

В силу достаточной продолжительности процесса создания КСр облик реальных средств может серьезно изменяться еще в ходе их разработки в связи с уточнением задач и объективно имеющимися материально-техническими возможностями. На практике это приводит к тому, что во время натурных испытаний заказчик стремится к оценке объекта испытаний по изменившимся с момента задания требованиям, в то время как разработчик пытается придерживаться прежних, но, по сути, устаревших требований. Это объективное противоречие на практике помогает принимать оптимальные (или близкие к ним) решения, соизмеряющие результат с затратами ресурсов на его достижение.

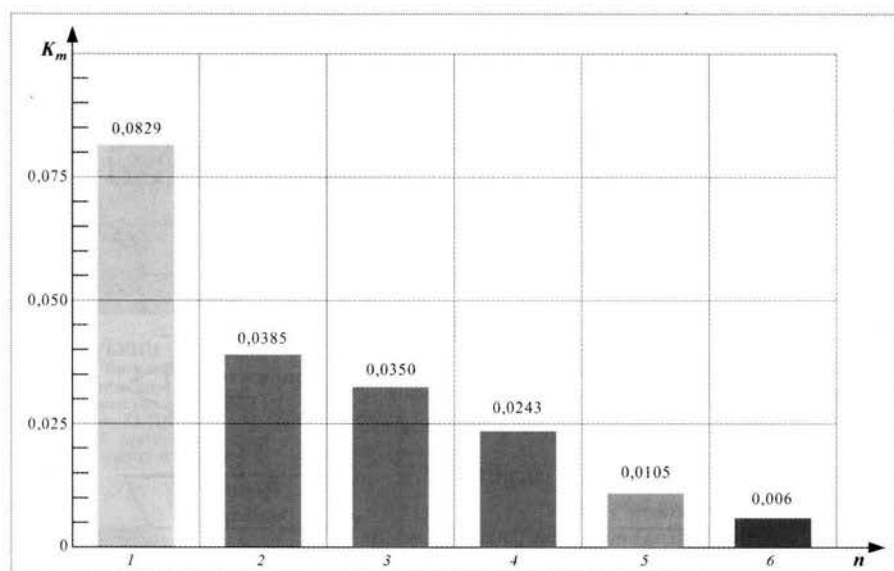


Рис. 2. Приоритет мероприятий по созданию космических средств:

n – номер мероприятия в ряду предпочтительности (1 – повышение степени отработанности КСр на этапе их летных испытаний; 2 – увеличение сроков активного функционирования КСр; 3 – уменьшение массогабаритных характеристик создаваемых КСр; 4 – повышение степени отработанности КСр на этапе их наземных испытаний; 5 – комплексирование создаваемых КСр для решения однотипных целевых задач в интересах различных ведомств; 6 – повышение степени проработки КСр на этапе определения их облика и последующего проектирования)

После завершения летных испытаний созданные КСр передаются в эксплуатацию для использования по целевому назначению. По эффективности этого этапа обычно судят об эффективности функционирования всей системы создания КСр.

По сравнению с начальными этапами освоения космического пространства, когда в соответствии с потребностью апробации широкого круга предлагаемых конструкторами решений отмечался рост типов создаваемых КСр, нынешний этап характеризуется довольно стабильным составом типов КСр.

Это объясняется, в первую очередь, тем, что прорыв в области космических технологий привел к возможности реализации многообразных технических решений при создании перспективных КСр с улучшенными характеристиками. Кроме того, наметилась объективная тенденция стабилизации ежегодного количества запусков КСр как в нашей стране, так и за рубежом при сохранении объемов решаемых ими задач, что явилось следствием увеличения сроков активного функционирования большинства типов КСр и применением многоцелевых КСр.

В то же время с переходом на новые экономические взаимоотношения заказчиков КСр с фирмами-подрядчиками особую актуальность приобретает разработка предприятиями-разработчиками альтернативных проектов КСр и представление их заказчикам на конкурсной основе. Правда, при несомненных достоинствах этой системы ей присущ ряд существенных недостатков.

Исторически сложилось так, что при прочих равных условиях на конкурсе альтернативных проектов нескольких претендентов основным критерием выбора

является минимум стоимости его реализации. Поэтому предприятия-разработчики целенаправленно занижают величину затрат на создание или модернизацию КСр.

Как свидетельствуют проведенные исследования [1, 2], именно начальный этап проектных разработок перспективных КСр является определяющим. В работе [3] показано, что оценка влияния различных мероприятий, направленных на совершенствование системы создания КСр, может быть проведена по ряду предпочтительности. Основу этого ряда составляют так называемые коэффициенты места, определяемые по формуле

$$K_m = \Delta C_n / C_\Sigma,$$

где C_Σ – суммарные затраты на выполнение программы создания КСр; ΔC_n – разница в затратах на выполнение части программы с учетом и без учета предлагаемого мероприятия модернизации системы создания КСр.

Анализ представленного на рис. 2 ряда предпочтительности свидетельствует о том, что по коэффициенту места того или иного мероприятия модернизации может быть оценена его относительная предпочтительность и тем самым определена ценность этих мероприятий при совершенствовании сложившейся системы создания КСр.

Кроме того, ряд предпочтительности позволяет оценить отдачу производимых материальных затрат для каждого из предлагаемых мероприятий модернизации. Так, отдача от повышения степени проработки КСр на этапе определения их облика и последующего



Рис. 3. Направления совершенствования системы создания космических средств

проектирования ($K_m = 0,006$) в четыре раза больше, чем отдача от повышения степени отработанности КСр на этапе их наземных испытаний ($K_m = 0,0243$) и почти в 14 раз больше, чем отдача от повышения степени отработанности КСр на этапе их летных испытаний ($K_m = 0,0829$).

Представленные данные подтверждают определяющую роль этапов проектирования и начальной наземной отработки в процессе создания КСр. Именно здесь закладываются технический и эксплуатационный облики будущего изделия. Ошибки и недоработки на этих этапах неизбежно ведут к большим неоправданным затратам труда, материальных и финансовых ресурсов.

Отсюда вытекает одно из основных направлений совершенствования системы создания КСр (рис. 3) – внедрение в процесс создания КСр современных методов и средств автоматизированного проектирования. Это позволит научно обоснованно выбирать структурные элементы создаваемых КСр с учетом возможной преемственности уже применяемых в мировой космонавтике аналогичных элементов. Установлено [3], что при создании перспективных КСр доля принципиально новых разработок в их конструкции составляет не более 30 %. Значительная же часть пер-

спективных средств характеризуется достаточной преемственностью на уровне узлов и даже систем образцов КСр.

Учет фактора преемственности при прогнозировании затрат на создание КСр позволяет более корректно оценивать их количественно, не позволяя предприятиям-разработчикам неоправданно завышать эти затраты.

Кроме того, широкое использование заимствованных элементов для создания перспективных КСр неизбежно ведет к значительной унификации объектов наземной космической инфраструктуры космодромов, используемых при испытаниях и целевом использовании КСр. При этом появляется возможность значительной экономии денежных средств, которые бы потребовалось направить на разработку весьма дорогостоящих наземных сооружений.

Еще большую экономию может дать широкое внедрение автоматизированных средств диагностики состояния существующих и модернизируемых средств ЭИБ. Их применение позволит принимать обоснованные технические решения по замене физически и морально устаревших узлов и агрегатов по их фактическому состоянию.

В связи с этим целесообразно и экономически выгодно создание универсальных баз данных по результатам отработки и последующего целевого применения ранее созданных КСр. Их использование позволяет проводить углубленный инженерный анализ технического состояния ответственных элементов ЭИБ и прогнозировать это состояние на некоторую перспективу. При этом значительно повышается оперативность и обоснованность принятия решений, что приводит к сокращению сроков доводки опытных образцов создаваемых КСр и экономии финансовых средств.

Значительный финансовый выигрыш может быть получен при комплексировании испытаний нескольких аналогичных объектов создаваемых КСр или совмещении нескольких видов испытаний одного комплексного объекта. При этом важен выбор средств объективного контроля параметров испытываемых КСр.

Другой рекомендацией, способной дать весомую прибавку эффективности функционирования системы создания КСр, является широкое внедрение в практику системы автоматизированного формирования рациональных планов (САФРП). Это должно позволить генерировать планы создания КСр с достаточной гибкостью, для того чтобы эффективно и своевременно реагировать на события, нарушающие нормальный ритм работы.

В основу САФРП должно быть положено использование физических, ресурсных и других ограничений, дающих основу для выбора из множества имеющихся альтернатив, а также текущей информации об обстановке по созданию КСр.

Определяющим фактором повышения эффективности процесса планирования должна стать разработка общего и специального математического обеспечения САФРП, которое позволит обеспечить оптимальное распределение выделенных бюджетных ресурсов, рациональную пространственно-временную последовательность создания и отработки отдельных видов узлов и агрегатов разрабатываемого КСр, а также эффективные способы взаимодействия предприятий-разработчиков, участвующих в процессе создания КСр.

Реалии современной жизни таковы, что при планировании процесса создания КСр и его основных элементов достаточно часто приходится отступать от установленных канонов и принимать нетрадиционные решения, направленные на безусловное выполнение сроков создания КСр. Опыт работы по решениям позволя-

ет сформулировать ряд организационно-технических рекомендаций по модернизации сложившейся системы создания КСр.

В целях существенного сокращения сроков создания перспективных КСр может быть рекомендован параллельный запуск в производство отработочного и летного комплектов создаваемых КСр. А при создании образцов КСр, потребность в которых существует у нескольких заказчиков, целесообразно объединение их организационных и материальных возможностей. Тогда разработка, изготовление отработочного комплекта, проведение испытаний и корректировка конструкторской документации могут осуществляться по взаимосогласованным сквозным ведомостям исполнения со значительной экономией государственных средств.

Для сокращения материальных затрат на проведение массогабаритных, центровочных, тепловых, вибропрочностных и прочих испытаний, для которых предусматривается изготовление нескольких макетов создаваемых КСр, может быть рекомендовано изготовление одного макета для последовательного решения этих задач. При этом, например, транспортировка макета с предприятия на испытательный стенд может быть засчитана как вибропрочностные испытания.

Предложенный комплекс рекомендаций, направленных на совершенствование системы создания КСр в современных условиях, как свидетельствуют проведенные исследования [2, 4], позволяет при рациональной организации работ обеспечить либо возрастание эффективности процесса создания КСр при допустимых финансовых затратах, либо сокращение этих затрат на 10...12 % при заданных требованиях к эффективности.

Список литературы

1. Еремеев В.В., Букрин В.В., Куреев В.Д., Букрин М.В. Методические основы оценивания эффективности функционирования системы создания космических средств. Деп. статья. 46 ЦНИИ МО РФ, 2006. 21 с.
2. Еремеев В.В., Букрин В.В., Куреев В.Д., Букрин М.В. Методические основы оценивания технико-экономических показателей системы создания космических средств. Деп. статья. 46 ЦНИИ МО РФ, 2006. 16 с.
3. Меньшиков В.А. Полигонные испытания. Кн. 2. М.: КОСМО, 1999. 237 с.
4. Меньшиков В.А., Богданов Ю.В. Отработка системы эксплуатации РКК. М.: КОСМО, 1997. 382 с.

Оптимизация движения гиперзвукового маршевого самолета при наборе высоты

В.А. Балакин, А.А. Бебяков

Рассматривается задача оптимального управления углом атаки гиперзвукового маршевого самолета при наборе высоты исходя из условия минимума затрат топлива. Решение оптимальной задачи находится с использованием принципа максимума. Проводится сравнительный анализ типовых и оптимальных режимов набора высоты.

V.L. Balakin, A.A. Bebyakov. Motion Optimization Of Hypersonic Vectored Thrust Aircraft At Climbing

The article scrutinizes opportunities to effectively control the angle of attack of a hypersonic vectored thrust aircraft at climbing, proceeding from the requirement to ensure the best fuel economy. The solution is found in the application of the principle of the maximum. The article also provides a comparative analysis of typical and optimal climbing modes.

Одним из направлений развития авиации и космонавтики является создание класса гиперзвуковых летательных аппаратов (ГЛА), отличительным признаком которых является использование самолетных принципов при движении в атмосфере с гиперзвуковой скоростью. Гиперзвуковая авиация может сыграть важную роль в усиливающихся интеграционных процессах мирового сообщества. Она может способствовать решению проблемы роста межконтинентальных воздушных перевозок. Обычно считается, что комфортное время пребывания пассажира в воздухе не превышает 2...3 ч. Размеры Земли таковы, что наибольшая скорость крейсерского полета, необходимая для достижения практически любой точки земного шара в указанное время, соответствует $M = 6$ [1].

Задача оптимального крейсерского полета аппарата самолетного типа решена. Рассмотрим задачу оптимизации энергозатрат при межконтинентальных перелетах гиперзвукового маршевого самолета (ГМС) на этапе разгона—набора высоты для выхода в условия гиперзвукового полета. Применение оптимальных траекторий и программ управления на данном участке позволит снизить энергозатраты на выполнение целевой задачи.

Постановка задачи. Оптимальная задача рассматривается в форме вариационной задачи Майера с использованием принципа максимума Л.С. Понтрягина [2]. За критерий оптимизации принято количество израсходованного на рассматриваемом участке топлива m_t , выражаемое функционалом

$$m_t = m(t_n) - m(t_k),$$

где m — масса ГМС; t_n, t_k — моменты времени начала и окончания движения соответственно.

В качестве объекта управления рассматривается ГМС со стартовой массой $m_0 = 300\,000$ кг, выполненный по схеме "бесхвостка" с крылом двойной стреловидности



БАЛАКИН
Виктор Леонидович — заведующий кафедрой Самарского государственного аэрокосмического университета, заслуженный деятель науки и техники РФ, профессор, доктор техн. наук



БЕБЯКОВ
Александр Александрович — аспирант Самарского государственного аэрокосмического университета

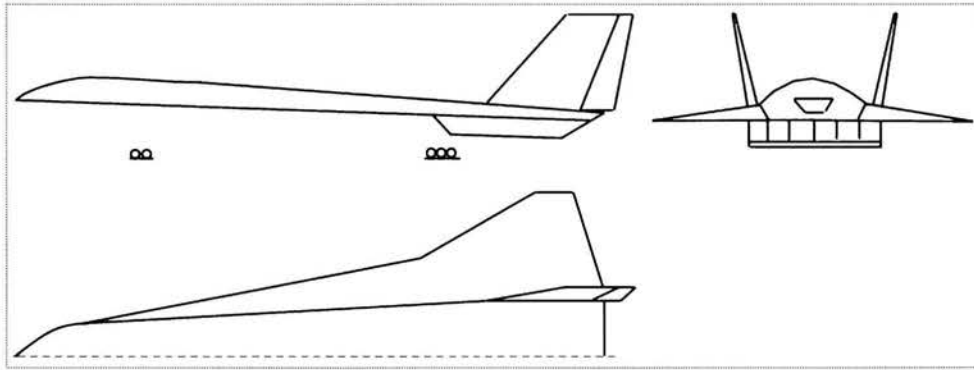


Рис. 1. Компонентная схема ГМС

[3] и комбинированной силовой установкой (КСУ) – ракетно-турбинным пароводородным двигателем (РТДп) [4]. Схема ГМС представлена на рис. 1.

Движение ГМС моделируется как невозмущенное движение материальной точки в вертикальной плоскости с постоянным и максимальным расходом топлива. Аэродинамические характеристики ГМС и высотнo-скоростные характеристики КСУ приняты в соответствии с [2]. Функцией управления является зависимость угла атаки ГМС от времени с ограничениями вида

$$\alpha_{\min} \leq \alpha \leq \alpha_{\max}.$$

В результате использования принципа максимума оптимальная задача сводится к следующей краевой задаче: требуется найти решение совокупной системы нелинейных дифференциальных уравнений вида

$$\begin{aligned} \dot{V} &= \frac{I_{yd}(h, M)\beta}{m} \cos \alpha - C_{xa}(\alpha, M) \frac{\rho(h)V^2}{2m} S - g \sin \theta; \\ \dot{\theta} &= \frac{1}{V} \left(\frac{I_{yd}(h, M)\beta}{m} \sin \alpha + C_{ya}(\alpha, M) \frac{\rho(h)V^2}{2m} S - g \cos \theta \right) + \frac{V \cos \theta}{R+h}; \end{aligned}$$

$$\dot{h} = V \sin \theta;$$

$$\dot{m} = -\beta;$$

$$\begin{aligned} \dot{\psi}_V &= -\psi_V \left[\frac{\partial I_{yd}}{\partial M} \frac{\beta}{ma} \cos \alpha - \left(\frac{\partial C_{xa}}{\partial M} \frac{V}{a} + 2C_{xa} \right) \frac{\rho V}{2m} S \right] + \\ &+ \psi_0 \left(\frac{I_{yd}a}{V} - \frac{\partial I_{yd}}{\partial M} \right) \frac{\beta}{Vma} \sin \alpha - \\ &- \psi_0 \left[\left(\frac{\partial C_{ya}}{\partial M} \frac{V}{a} + C_{ya} \right) \frac{\rho S}{2m} + \frac{\cos \theta}{R+h} \right] - \psi_h \sin \theta; \end{aligned} \quad (1)$$

$$\dot{\psi}_0 = \psi_V g \cos \theta + \psi_0 \left(\frac{V}{R+h} - \frac{g}{V} \right) \sin \theta - \psi_h V \cos \theta;$$

$$\begin{aligned} \dot{\psi}_h &= -\psi_V \left[\left(\frac{\partial I_{yd}}{\partial h} - \frac{\partial I_{yd}}{\partial M} \frac{\partial a}{\partial h} \frac{V}{a^2} \right) \frac{\beta}{m} \cos \alpha + \right. \\ &+ \left. \left(\frac{\partial C_{xa}}{\partial M} \frac{\partial a}{\partial h} \frac{V}{a^2} \rho - \frac{\partial \rho}{\partial h} C_{xa} \right) \frac{V^2 S}{2m} \right] - \\ &- \psi_0 \left[\left(\frac{\partial I_{yd}}{\partial h} - \frac{\partial I_{yd}}{\partial M} \frac{\partial a}{\partial h} \frac{V}{a^2} \right) \frac{\beta}{Vm} \sin \alpha - \left(\frac{\partial C_{ya}}{\partial h} \frac{\partial a}{\partial h} \frac{V}{a^2} \rho - \right. \right. \\ &\left. \left. - \frac{\partial \rho}{\partial h} C_{ya} \right) \frac{VS}{2m} - \frac{V \cos \theta}{(R+h)^2} \right]; \end{aligned} \quad (1)$$

$$\begin{aligned} \dot{\psi}_m &= \frac{\psi_V}{m^2} \left(I_{yd} \beta \cos \alpha - C_{xa} \frac{\rho V^2}{2} S \right) + \\ &+ \frac{\psi_0}{m^2 V} \left(I_{yd} \beta \sin \alpha + C_{ya} \frac{\rho V^2}{2} S \right), \end{aligned}$$

где V – скорость; θ – угол наклона траектории; h – высота полета; α – угол атаки; β – секундный расход топлива; M – число Маха; ρ – плотность атмосферы; S – характерная площадь; g – ускорение силы тяжести; R – радиус Земли; I_{yd} – удельный импульс КСУ, C_{xa} , C_{ya} – коэффициенты силы лобового сопротивления и аэродинамической подъемной силы ГМС, ψ_V , ψ_0 , ψ_h , ψ_m – сопряженные переменные; a – скорость звука, которое удовлетворяет граничным условиям движения ГМС

$$t = t_n: V = M_n a(h_n), \theta = \theta_n, h = h_n, m = m_n; \quad (2)$$

$$t = t_k: V = M_{kp} a(h_{kp}), \theta = \theta_{kp}, h = h_{kp},$$

где M_n , θ_n , h_n , m_n – заданные величины; M_{kp} , θ_{kp} , h_{kp} – скорость, угол наклона траектории и высота крейсерского полета соответственно, и полученным из условия трансверсальности граничным условиям

$$t = t_k: \psi_m = -1, H = 0,$$

где H – функция Гамильтона.

Угол атаки в системе (1) определяется с учетом аналитических зависимостей для аэродинамических коэффициентов

$$C_{xa}(\alpha, M) = C_{xa0}(M) + C_{xa1}(M)\alpha + C_{xa2}(M)\alpha^2;$$

$$C_{ya}(\alpha, M) = C_{ya0}(M) + C_{ya1}(M)\alpha$$

из необходимого условия экстремума функции Н:

$$\alpha = \frac{\psi_{\theta}[2I_{уд}\beta + C_{ya1}\rho V^2 S] - \psi_V C_{xa1}\rho V^2 S}{\psi_V V[2I_{уд}\beta + C_{xa2}\rho V^2 S]}.$$

Параметрами краевой задачи являются значения сопряженных переменных в начальный момент времени $\psi_{Vн}, \psi_{\thetaн}, \psi_{hн}, \psi_{mн}$.

Решение краевой задачи. В качестве граничных условий движения ГМС (2) рассматриваются значения соответствующих величин на типовой траектории ГМС для значения максимально допустимого скоростного напора $q = 60$ кПа [3, 4].

Начальные условия движения ГМС для различных значений стартовой тяговооруженности μ_0 задаются в сверхзвуковом диапазоне скоростей полета на высоте тропопазы атмосферы Земли (табл. 1). Крейсерский полет со скоростью, соответствующей $M_{кр} = 6$, происходит на высоте $h_{кр} = 30\,000$ м.

Решение краевых задач для системы (1) с заданными граничными условиями (2) проводится с использо-

ванием метода Ньютона. Результаты решения краевых задач представлены в табл. 2.

Полученные оптимальные и типовые траектории движения приведены на рис. 2, а соответствующие им программы управления углом атаки — на рис. 3.

Сравнительный анализ типовых и оптимальных режимов. Как видно из рис. 2, при движении по оптимальным траекториям ГМС набирает высоту более интенсивно, чем при движении по типовым траекториям. При этом с уменьшением стартовой тяговооруженности максимальное значение угла наклона оптимальной траектории, достигаемое на исследуемом участке разгона—набора высоты (см. рис. 2, а), уменьшается в меньшей степени ($\Delta\theta_{\max} = 1^\circ$), чем при типовой траектории ($\Delta\theta_{\max} = 4^\circ$). Это свидетельствует о более рациональном использовании аэродинамического качества ГМС при оптимальном движении. Более интенсивный набор высоты объясняется необходимостью наискорейшего выхода из плотных слоев атмосферы (достижения максимума скороподъемности) с целью минимизировать затраты топлива на преодоление силы лобового сопротивления.

В менее плотных слоях атмосферы удельный импульс КСУ меньше и на дальнейший разгон требуется затратить больше топлива, чем при движении на более низких высотах. С другой стороны, возможное снижение ГМС в целях повышения удельного импульса приведет к возрастанию силы лобового сопротивления.

Это противоречие устраняется благодаря колебательному характеру оптимальных траекторий в гиперзвуковом диапазоне скоростей (см. рис. 2, а), который в большей степени проявляется при снижении стартовой тяговооруженности, поскольку влияние на затраты топлива высотно-скоростных характеристик КСУ (удельного импульса) становится соизмеримым с влиянием аэродинамических характеристик ГМС (коэффициента силы лобового сопротивления). В результате при разгоне в гиперзвуковом диапазоне чисел M интенсивность набора высоты (скороподъемность) в случае оп-

Таблица 1

μ_0	β , кг/с	M_n	θ_n , °	h_n , м	m_n , кг
1,0	78,0	1,92	13,2	11 000	288 745
0,8	62,4	1,92	8,9	11 000	290 343
0,6	46,8	1,92	5,1	11 000	291 115

Таблица 2

μ_0	Параметры краевой задачи				Граничные условия движения			Функционал	Условия трансверсальности	
	$\psi_{Vн}$	$\psi_{\thetaн}$	$\psi_{hн}$	$\psi_{mн}$	$M_{кр}$	$\theta_{кр}$, °	$h_{кр}$, м		ψ_{mk}	H_k
1,0	-7,842	-682,165	-0,192	-0,940	5,996	0,100	30 015	13 923	-1	-0,021
0,8	-8,232	-783,356	-0,206	-0,929	5,986	0,096	30 011	15 202	-1	-0,039
0,6	-8,754	-917,427	-0,226	-0,904	5,992	0,054	29 924	17 695	-1	0,052

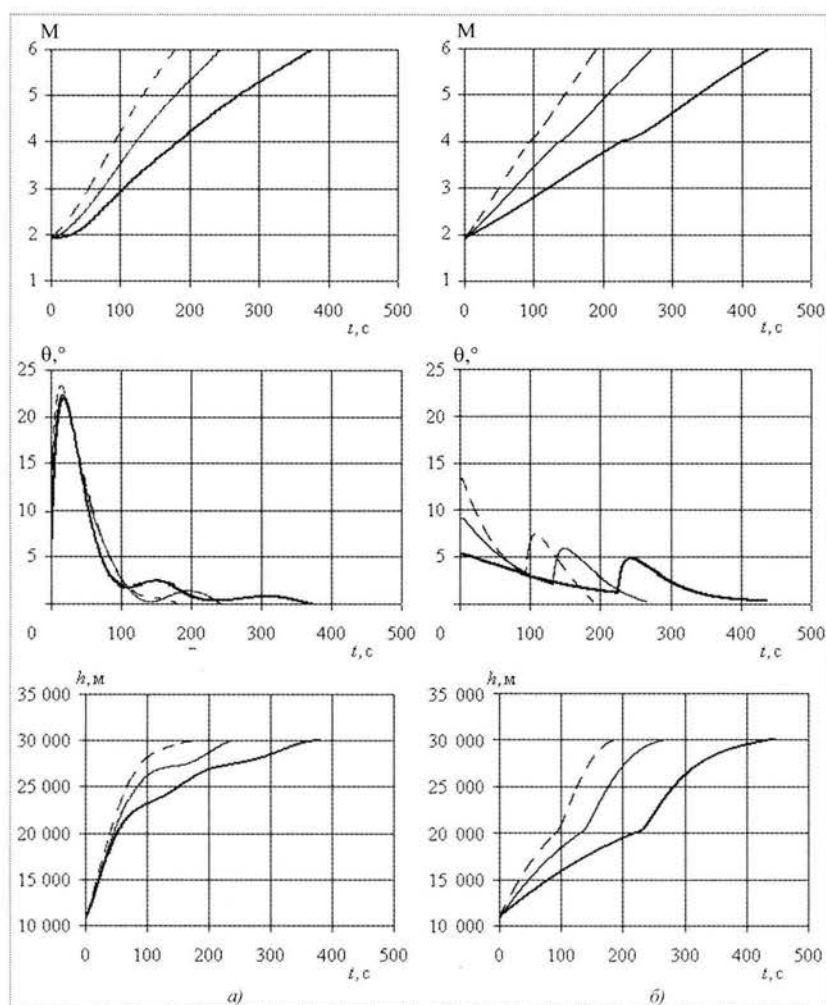


Рис. 2. Траектории движения ГМС:

a – оптимальные; *б* – типовые; — — — $\mu_0 = 1,0$;
— $\mu_0 = 0,8$;
— $\mu_0 = 0,6$

тимального режима движения (см. рис. 2, *a*) меньше, чем при типовом режиме (см. рис. 2, *б*) и в отличие от последнего не является монотонной (угол наклона оптимальной траектории периодически возрастает и сни-

жается, что приводит к периодическому увеличению и уменьшению скороподъемности).

Оптимальная программа управления углом атаки ГМС (см. рис. 3, *a*) в соответствии с характером оптимальных траекторий имеет следующие особенности:

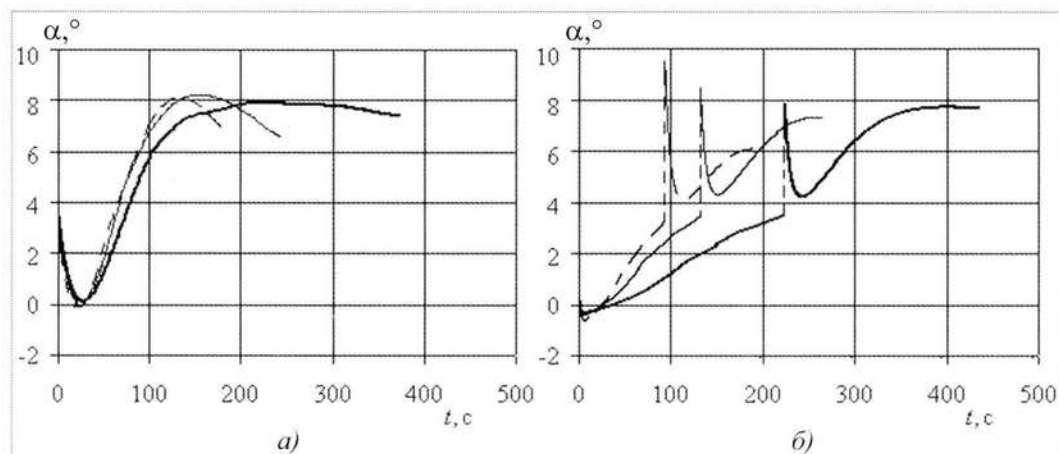


Рис. 3. Программы управления углом атаки ГМС:

a – оптимальные;
б – типовые; — — — $\mu_0 = 1,0$;
— $\mu_0 = 0,8$; — $\mu_0 = 0,6$

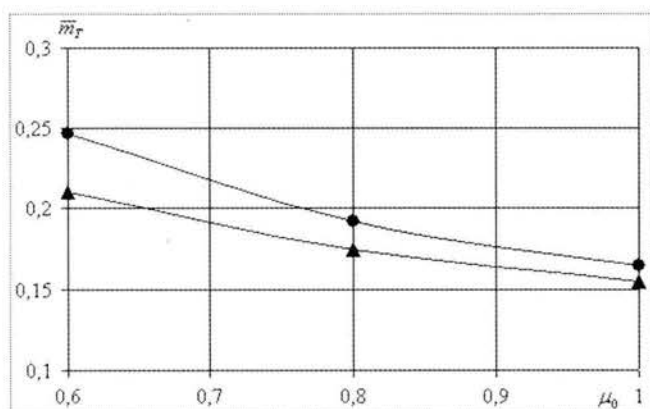


Рис. 4. Относительные затраты топлива ГМС:
● — типовой режим; ▲ — оптимальный режим

при уменьшении стартовой тяговооруженности для обеспечения максимальной скороподъемности начальное значение угла атаки приближается к наивыгоднейшему, соответствующему максимальному аэродинамическому качеству ($\alpha_{K \max} = 4,34^\circ$);

при движении в сверхзвуковом диапазоне скоростей угол атаки сначала стремится принять значение, соответствующее минимуму лобового сопротивления ($\alpha_{C_{xa \min}} \approx 0$), а затем возрастает, чтобы сохранить скороподъемность;

при движении в гиперзвуковом диапазоне скоростей после прохождения плотных слоев атмосферы угол атаки снова стремится принять наивыгоднейшее значение ($\alpha_{K \max} = 8,56^\circ$).

На рис. 4 представлены затраты топлива ГМС при движении по рассматриваемым траекториям, отнесенные к массе всего топлива. Массу топлива m_T определяется с помощью соотношения вида

$$m_T(\mu_0) = m_0 [0,3 + \bar{m}_{CY}(\mu_0) - \bar{m}_{CY}(1)]. \quad (3)$$

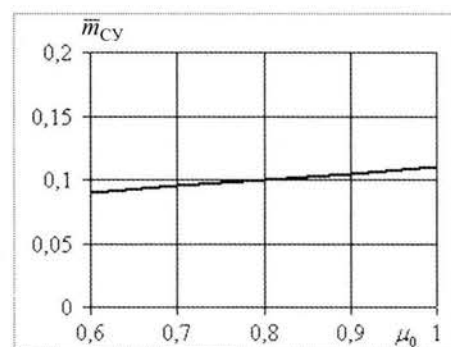


Рис. 5. Массовая характеристика КСУ

Зависимость относительной массы КСУ от стартовой тяговооруженности $\bar{m}_{CY}(\mu_0)$ приведена на рис. 5 [3].

Как видно из рис. 5, при движении по оптимальным траекториям выигрыш в относительных затратах топлива ГМС по сравнению с типовыми траекториями на рассматриваемом участке возрастает при уменьшении стартовой тяговооруженности и достигает (для $\mu_0 = 0,6$) 4 %, что соответствует приблизительно 3000 кг, для рассматриваемого аппарата.

Список литературы

1. Цховребов М.М., Солонин В.И. Многорежимные турбопрямочные двигатели больших скоростей полета // Вестник Академии космонавтики: направление фундаментальных и прикладных проблем космонавтики. Материалы научных докладов на заседаниях направления в 1996–1997 гг. М., изд-е Российской академии космонавтики им. К.Э. Циолковского, 1998.
2. Летов А.М. Динамика полета и управление. М.: Наука, 1969.
3. Нечаев Ю.Н. Силовые установки гиперзвуковых и воздушно-космических летательных аппаратов. М.: Изд-е Российской академии космонавтики им. К.Э. Циолковского, 1996.
4. Нечаев Ю.Н., Полев А.С., Никулин А.В. Моделирование условий работы пароводородного РТД в составе силовой установки гиперзвукового летательного аппарата // Вестник Академии космонавтики: направление фундаментальных и прикладных проблем космонавтики. Материалы научных докладов на заседаниях направления в 1996–1997 гг. М., изд-е Российской академии космонавтики им. К.Э. Циолковского, 1998.



ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ

ОБЛИК АВИАЛАЙНЕРА МС-21 НАДО ОПРЕДЕЛИТЬ В БЛИЖАЙШИЕ МЕСЯЦЫ

"Облик перспективного пассажирского ближне-среднего магистрального самолета по проекту МС-21, который придет на смену авиалайнерам Ту-154, должен быть определен в ближайшие месяцы", — сообщил глава Федерального агентства по промышленности (Роспром) Б.С. Алешин.

МС-21 разрабатывается ОКБ им. А.С. Яковлева совместно с Авиационным комплексом им. С.В. Ильюшина. На базе МС-21 планируется создать целое семейство машин, предназначенных для решения широкого спектра задач, связанных с перевозкой как пассажиров, так и грузов. Самолет МС-21 должен быть оснащен двумя двигателями тягой по 11,8 тыс. кгс. Взлетная масса МС-21 составит 65,8 т при коммерческой нагрузке 16...19 т. Дальность полета — от 3150 до 4700 км в зависимости от модификации и нагрузки. По оценкам экспертов, конструкция МС-21 будет в значительной степени унифицирована со средним военно-транспортным самолетом, который планируют создать совместно Россия и Индия по программе МТА (Multifunctional Transport Aircraft) на базе проекта Ил-214. Обе машины предполагается создать в одно время: в 2011...2012 гг. Намечается, что степень унификации двух проектов по системам и агрегатам составит 60...70 %. Самолеты планируется оснастить однотипными двигателями, максимально унифицировать состав и комплектацию бортового радиоэлектронного и другого оборудования.

Вестник Интерфакс — АВН № 4 (279), 2007 г.



ДЕГТЯРЕВ
Геннадий Лукич —
ректор КГТУ
им. А.Н. Туполева,
профессор, доктор техн.
наук



ГОРТЫШОВ
Юрий Федорович —
первый проректор
по научной работе
КГТУ им. А.Н. Туполева,
профессор, доктор техн.
наук

Казанскому государственному техническому университету им. А.Н. Туполева – 75 лет

Г.А. Дегтярев, Ю.Ф. Гортышов

75 лет назад по совместному постановлению Главного управления авиационной промышленности наркомата тяжелой промышленности и секретариата Татарского обкома ВКП(б) был организован Казанский авиационный институт — ныне государственный технический университет имени А.Н. Туполева.

О становлении научных школ этого учебного заведения, его выдающихся выпускниках рассказано в настоящей статье.

G.L. Degtyarev, Yu.F. Gortyshov. Kazan Tupolev Technical University Marks 75

As far back as 75 years ago, the Main Directorate of Aircraft Industry of the Heavy Industry Commissariat and the Secretariat of the Tatar Regional Committee of the All-Russian Communist Party issued a joint resolution to set up an aviation institute in Kazan, which has now evolved to become the Tupolev State Technical University.

The article narrates about the genesis and development of this educational institution and its schools and colleges, and about its famed graduates.

Казанский авиационный институт (КАИ) организован 5 марта 1932 г. В составе института предусматривались два отделения — аэродинамическое и самолетостроительное. Первое создавалось переводом в институт всего контингента студентов аэродинамического отделения Казанского университета, а второе должно было быть укомплектовано за счет перевода студентов из других вузов Казани.

Важную роль в организации КАИ сыграл Н.Г. Четаев, который был заместителем директора по учебной и научной работе (впоследствии выдающийся ученый, член-корреспондент АН СССР, лауреат Ленинской премии, основатель казанской школы устойчивости движения).

Первыми в штат преподавателей КАИ в апреле 1932 г. были зачислены Н.Г. Четаев, П.А. Широков, Е.И. Григорьев, Ю.А. Радциг, Б.М. Столбов, Н.И. Двинянинов, В.Г. Войдинов.

В мае 1932 г. был издан приказ об организации первых кафедр института: аэродинамики, строительной механики, математики, теоретической механики, объединенной кафедры общественных дисциплин и иностранных языков.

В июне 1932 г. по приказу Глававиапрома директором КАИ стал выпускник Новочеркасского авиационного института С.П. Гудзик.

Учебным планом института предусматривалась летная практика студентов и в 1933 г. в КАИ был организован летный отряд.

В октябре 1934 г. состоялся первый выпуск инженеров-механиков по самолетостроению с аэродинамическим уклоном. Институт окончили 10 человек, которые начали учебу еще на аэродинамическом отделении КГУ. Среди этих выпускников были будущие профессора КАИ В.В. Максимов (имел диплом КАИ № 1), Н.В. Куршев, Ю.Г. Одинокоев.

Уже в 1933 г. наряду с организацией учебного процесса в институте начались работы по проектированию и изготовлению летательных аппаратов, было создано опытно-конструкторское бюро. Под руководством заведующего кафедрой конструкций и проектирования самолетов З.И. Ицковича, опытного инженера, много лет проработавшего в авиационной промышленности, сразу же начались работы по проектированию легких самолетов. Конструкторское бюро стало базой для подготовки преподавателей профилирующих дисциплин и сыграло большую роль в повышении качества подготовки будущих инженеров.

Легкий пассажирский самолет КАИ-1 — первенец казанского авиастроения, спроектированный в трех модификациях и построенный в пяти экземплярах, — совершил первый полет 1 мая 1934 г. В варианте учебного бомбардировщика он успешно прошел заводские и государственные испытания (летчик-испытатель Б.Н. Кудрин) и был рекомендован для производства. Летом 1935 г. этот самолет участвовал во Всесоюзном восьмидневном перелете, организованном редакцией газеты "Правда" и Центральным советом Осоавиахима, и занял первое место.

Большие успехи в работе конструкторского бюро были достигнуты по планерной тематике в 1950-е гг. В то время студенческий кружок по созданию планеров возглавлял выпускник самолетостроительного факультета М.П. Симонов (будущий генеральный конструктор ОКБ им. Сухого).

В начале Великой Отечественной войны в Казань были эвакуированы многие предприятия и организации из прифронтовых районов страны. КАИ было дано задание разместить на своих площадях ряд лабораторий и подразделений институтов АН СССР, ЦАГИ, ЛИИ, НИИ ГВФ, а также весь состав Харьковского авиационного института.

В Казани была создана комиссия АН СССР по авиации под руководством академика Н.Г. Бруевича. В комиссии работали академики Н.Н. Семенов, Н.Д. Папалекси, В.С. Кулебакин, А.Н. Колмогоров, Б.Е. Веденеев, члены-корреспонденты АН СССР П.Ф. Папкович, С.А. Христианович. Выполнялись исследования по точности бомбометания, прочности конструкций и др.

Единственную на тот момент в стране действующую аэродинамическую лабораторию посещали академик С.А. Чаплыгин, авиаконструкторы А.Н. Туполев и В.М. Петляков, руководившие продувками моделей своих самолетов, по результатам которых создавались новые боевые самолеты. В 1941–1943 гг. в институте под руководством М.В. Келдыша работали

ученые-аэродинамики из ЦАГИ А.А. Дородницын, С.А. Христианович, В.В. Струминский.

В 1945 г. в КАИ была организована первая в нашей стране кафедра ракетных двигателей. Заведующим кафедрой был назначен В.П. Глушко, первыми преподавателями были С.П. Королев, профессор Г.С. Жирицкий и др. Непосредственный контакт ученых со студентами, привлечение их к научным исследованиям способствовали обучению и воспитанию инженерных кадров и специалистов высокой квалификации.

В послевоенные годы была продолжена работа по расширению направлений подготовки, созданию новых кафедр и факультетов.

Так, были открыты в 1951 г. приборостроительный, а в 1952 г. радиотехнический факультеты. Развитие электронных вычислительных машин, расширение сфер их использования в научных, инженерно-технических, экономических расчетах, в управлении различными объектами и процессами в 1970-х гг. сделали актуальной подготовку соответствующих специалистов. В связи с этим в 1972 г. создается факультет технической кибернетики и информатики.

В конце 1980-х гг. институт сформировался как крупный аэрокосмический комплекс, в котором обучалось более 8000 студентов по 22 специальностям. Из 700 преподавателей около 60 человек имели ученую степень доктора наук. В составе научно-исследовательской части института функционировало 10 проблемных и отраслевых, около 50 хоздоговорных лабораторий.

Главный результат деятельности КАИ в тот период — это более 50 тысяч подготовленных высококвалифицированных специалистов прежде всего для авиационной и ракетно-космической промышленности.

О выдающихся успехах выпускников КАИ свидетельствуют высокие награды Родины. Более 20 человек являются Героями Советского Союза, России и Социалистического Труда. Это Н.Н. Аржанов, Ф.С. Аристов, Г.А. Ванаг, Л.В. Гизатдинов, Б.И. Губанов, Н.С. Денисов, И.И. Иванов, С.И. Исаев, В.Е. Каргин, В.П. Краснов, М.М. Кузнецов, Н.И. Максимов, А.Г. Михайлов, И.И. Мостюков, Л.С. Попов, К.С. Поспелов, В.Н. Сивец, И.С. Силаев, М.П. Симонов, А.Ф. Соболевский, В.А. Степанченко, В.И. Шарпатов. Дважды Героем Социалистического Труда стал В.Г. Садовников. Более 100 выпускников являются лауреатами Ленинской и Государственных премий.

За заслуги в подготовке высококвалифицированных специалистов Казанский авиационный институт награжден орденами Трудового Красного Знамени (1967 г.) и Дружбы народов (1982 г.).

Заслуженными летчиками-испытателями СССР стали Н.Н. Аржанов, Г.С. Богушевский, Н.А. Жен, А.Х. Каримов, А.Х. Пантюхин, Ю.А. Пронин, а Л.С. Попов — заслуженным штурманом-испытателем СССР.

Генеральными конструкторами стали М.П. Симонов, Ю.Е. Решетников, И.И. Мостюков, Ш.Н. Чабдаров, В.Л. Сафонов, Б.Б. Мокрушев, В.В. Дятчин и другие.

Среди выпускников много известных ученых: действительные члены Российской академии наук (РАН) В.Е. Алемасов, В.М. Матросов, А.К. Ребров, С.Н. Васильев, члены-корреспонденты РАН В.Г. Веретенников, И.Б. Хайбуллин, действительный член и вице-президент Академии наук Казахстана Ш.Ш. Ибрагимов, вице-президент Академии наук Татарстана (АНТ) Ш.М. Чабдаров, академик-секретарь И.М. Закиров, действительные члены АНТ Г.Л. Дегтярев, Т.К. Сиразетдинов, И.Х. Фахрутдинов, члены-корреспонденты АНТ В.Н. Паймушин, А.П. Тунаков, Ю.В. Кожевников, В.А. Песошин, А.Ф. Дрегаллин, члены-корреспонденты Национальной академии наук Украины И.И. Иванов, А.А. Халатов и др.

Среди видных государственных и партийных работников много выпускников института: И.С. Силаев, П.П. Анисимов, А.Ф. Каменев, В.Л. Катаев, М.Т. Троцкий, В.Н. Иванов, В.И. Самарин, В.С. Дергунов, А.Н. Котов, В.И. Рогова, Р.Р. Идиатуллин, Н.Х. Кадымбетов, Б.П. Павлов, М.М. Бариев, Е.Б. Богачев, В.А. Власов, В.П. Демин, Ф.Г. Ибатуллин, В.П. Кандилов, Е.А. Лисин, Х.М. Салехов, Ф.М. Фазылзянов и многие другие.

Перестройка болезненно отразилась на инженерном образовании. Не избежал этого и КАИ. Упал конкурс, резко снизились объемы финансирования, ухудшилось материальное положение вуза и его сотрудников, практически оборвались связи с промышленностью. Нужна была новая стратегия развития.

Для ее реализации был расширен спектр инженерных специальностей, открыты специальности социально-экономического и гуманитарного плана, создана система дополнительного образования (второе высшее образование, повышение квалификации и переподготовка кадров), открыты филиалы и представительства КАИ в других городах.

В декабре 1992 г. институт получил статус технического университета. При этом появилась возможность открыть новые специальности и направления подготовки специалистов. Вуз стал называться "Казанский государственный технический университет им. А.Н. Туполева" (КГТУ).

Наряду с авиационными и ракетно-космическими специальностями в университете были открыты новые. Факультет летательных аппаратов, например, начал подготовку специалистов по автомобилям и автомобильному хозяйству, конструированию и производству изделий из композиционных материалов; факультет двигателей летательных аппаратов — по двигателям внутреннего сгорания, сервису и технической эксплуатации автомобилей, металлургии сварочного производства; факультет систем автоматического управления и оборудования летательных аппаратов — по оптико-электронным приборам и системам, управлению и информатике в технических системах, электрооборудованию автомобилей и тракторов, стандартизации и сертификации; факультет технической кибернетики и информатики — по программно-техническому обеспечению обработки и защиты информации; радиотехнический факультет — по специальностям в области современных средств связи. В течение пятнадцати лет были открыты более 40 новых специальностей.

В настоящее время в состав университета входят три учебных института и семь факультетов, институт повышения квалификации и переподготовки педагогических кадров, пять НИИ, девять научно-исследовательских центров, 42 научно-исследовательские лаборатории, а также 11 филиалов в различных городах Республики Татарстан, Марий-Эл и Кировской области.

На 72 кафедрах обучается около 24 тыс. студентов по 93 направлениям и специальностям, в том числе по 18 направлениям высшего профессионального образования (подготовка бакалавров и магистров). По программам послевузовского образования обучается 588 аспирантов и соискателей и 36 докторантов и соискателей.

Подготовка специалистов в университете осуществляется по дневной, очно-заочной и заочной формам обучения. В КГТУ им. А.Н. Туполева создана система довузовской подготовки. Этот вуз является региональным представителем Федерального центра централизованного тестирования. В университете осуществляется образовательная деятельность по второму высшему и дополнительному к высшему образованию.

Развитие фундаментальных исследований и прикладных разработок способствовало созданию ряда научных школ университета, признанных в научном сообществе страны и за рубежом:

- теория устойчивости и управления движением (руководители — академик РАН, лауреат Государственной премии СССР В.М. Матросов, заслуженный деятель науки и техники РСФСР, академик АНТ Т.К. Сиразетдинов, заслуженный деятель науки Российской Федерации, академик АНТ Г.Л. Дегтярев);



Рис. 1. Двухместный дельтаплан "Круз"

- механика деформируемого твердого тела, динамика и прочность конструкций летательных аппаратов (руководители — заслуженные деятели науки и техники РСФСР профессора Ю.Г. Одинокоев, М.Б. Вахитов, заслуженный деятель науки Российской Федерации, профессор В.А. Павлов, заслуженный деятель науки и техники Республики Татарстан, лауреат Государственной премии Республики Татарстан, член-корреспондент АНТ В.Н. Паймушин);

- физико-технические проблемы двигателей летательных аппаратов и тепломассообмен (руководители — заслуженные деятели науки и техники РСФСР, дважды лауреаты Государственной премии СССР академик РАН В.Е. Алемасов, член-корреспондент АНТ А.Ф. Дрегалин, заслуженный деятель науки Российской Федерации, профессор Ю.Ф. Гортышов);

- процессы, методы и средства пластического формообразования тонкостенных деталей и формообразования ленточным шлифованием сложно-профильных деталей авиационной техники (руководители — заслуженный деятель науки и техники РСФСР, профессор М.И. Лысов, заслуженный деятель науки и техники Республики Татарстан, академик АНТ И.М. Закиров, заслуженный деятель науки и техники Республики Татарстан, заслуженный изобретатель, профессор Ф.С. Юнусов);

- информационные технологии в науке, образовании и производстве (руководители — заслуженный деятель науки и техники РСФСР, профессор Ю.В. Кожевников, заслуженный деятель науки РФ, академик АНТ Г.Л. Дегтярев, заслуженный деятель науки Российской Федерации, член-корреспондент АНТ А.П. Тунаков);

- проблемы электроники, радиотехники и лазерных технологий (руководители — заслуженный де-

тель науки и техники РСФСР, профессор Р.Ш. Нигматуллин, заслуженный деятель науки и техники Республики Татарстан, лауреат Государственной премии Республики Татарстан, вице-президент АНТ Ш.М. Чабдаров, заслуженный деятель науки Российской Федерации профессор Ю.Е. Польский);

- методы и инструментальные средства обеспечения безопасности полета летательных аппаратов (руководители — заслуженный изобретатель РСФСР, заслуженный деятель науки и техники Республики Татарстан, профессор В.А. Ференец, заслуженный работник высшей школы Российской Федерации, профессор В.М. Солдаткин);

- аппаратно-программные системы стохастического моделирования и защиты информации (руководитель — заслуженный деятель науки и техники РСФСР, профессор Б.Ф. Кирьянов, заслуженный деятель науки и техники Республики Татарстан, член-корреспондент АНТ В.А. Песошин).

Результаты научных исследований использовались при создании и производстве планеров серии КАИ, самолетов Ту-22, Ту-160, Ил-62, Ту-214, а также при разработке глубоководных аппаратов для геологической разведки шельфов, один из которых применялся при поиске "черного ящика" после катастрофы самолета Ту-154 (Адлер, 2006 г.).

В последние годы ученые и специалисты университета совместно со специалистами Казанского вертолетного завода разработали легкий многоцелевой вертолет "Ансат", сверхлегкий вертолет "Актай", которые являются лучшими вертолетами в своем классе.

В рамках контракта с фирмой AIRBUS SAS разрабатываются оригинальные складчатые конструкции

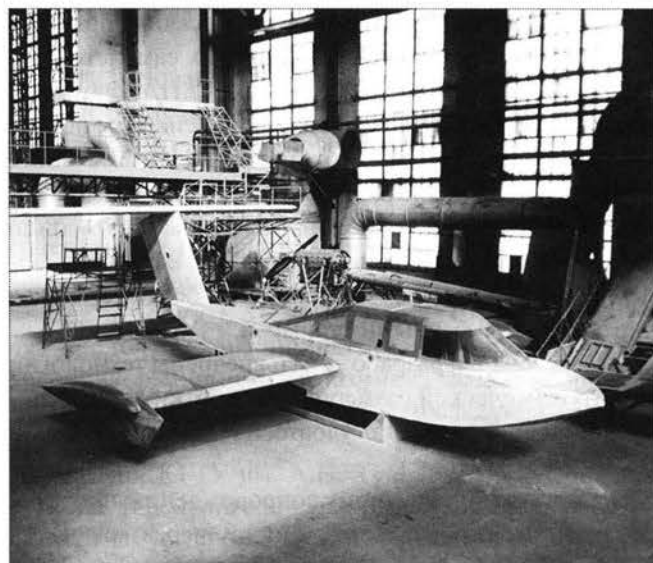


Рис. 2. Скоростное средство для пассажирских и грузовых перевозок экраноплан-такси

для шумозвукоизоляции в конструкциях современных самолетов.

Совместно с ОАО "Казанское ОКБ им. А.Н. Туполева" разработан "воздушный автомобиль" КАИ-81, организуется опытное производство этого многоцелевого самолета. Разработаны и совместно с Федеральным ядерным центром в г. Сарове освоено производство дельталетов "Круз" (рис. 1). Изготовлен опытный образец грузопассажирского экраноплана — такси (рис. 2) с оригинальной конструктивно-компоновочной схемой. Экраноплан предназначен для грузопассажирских перевозок, спасательных работ и патрулирования акваторий рек, озер и прибрежных районов моря. В настоящее время проводятся натурные испытания экраноплана.

Разработанный учеными и специалистами университета в период 1962—1982 гг. программный комплекс ГРАД (газодинамические расчеты авиационных двигателей) широко применяется в практике отечественных и зарубежных авиационных вузов и КБ.

Совместно с ОКБ "Сокол" разработаны оригинальные пилотажно-навигационные комплексы на новой элементной базе для дистанционно-пилотируемых летательных аппаратов, отличающиеся от существующих меньшими массогабаритными и стоимостными характеристиками.

Совместно с ОАО "Ульяновское конструкторское бюро приборостроения" разрабатываются оригинальные системы информационного обеспечения полета вертолета, информационно-управляющие системы предотвращения критических режимов полета, контроля состояния и парирования отказов бортового оборудования гражданских и военных самолетов.

Совместно с ФГУП "КАПО им. С.П. Горбунова" проводится разработка телевизионной системы поиска течи топливных баков самолета при их изготовлении, лазерных систем контроля производственных процессов сборки оснастки, высокоточных весов для грузов до 100 т, другой оригинальной аппаратуры. В процессе модернизации станков с ЧПУ внедрено более 25 блоков управления фрезерными станками.

Исследованы, разработаны и внедрены технологии электрохимической размерной обработки деталей машиностроения (работа удостоена Государственной премии РТ в 2002 г.).

Разработки по научному сопровождению проектирования и строительства моста через р. Кама (1996—2002 гг.) и Казанского метрополитена (с 1999 г. по настоящее время) удостоены Государственной премии РТ в области науки и техники (2005 г.).

Совместно с ОАО "КАМАЗ" разрабатываются двигатели внутреннего сгорания, работающие на сжатом природном газе, для стационарных энергоустановок, которые обеспечивают уровень выброса вредных веществ, удовлетворяющий мировым стандартам, и имеют улучшенные технико-экономические показатели.

Совместно с ООО "КЭР-Холдинг" проводится разработка высокоэффективной парокompрессорной теплонасосной установки с газомоторным приводом на базе холодильной машины МКТ 280-2-1 и поршневого привода автомобиля КамАЗ 820.20-200. Теплонасосная установка предназначена для отопления жилых и производственных помещений (по сравнению с газовыми котельными в два раза снижается потребление природного газа).

На экспериментально-производственной базе университета изготовлены и поставлены на магистральные газоперекачивающие станции (ООО "Пермтрансгаз", ООО "Волготрансгаз", ООО "Сургутгазпром", ООО "Надымгазпром" и др.) около 150 комплексов типоразмеров воздухоподогревателей на природном газе и на жидких углеводородных топливах с КПД до 94 % и уровнем вредных выбросов, удовлетворяющим европейским стандартам. Созданы парогазогенераторные установки для повышения нефтеотдачи пластов вязких нефтей и природных битумов, которые внедрены на Мордовско-Кармальском месторождении Республики Татарстан (РТ). Разработан и изготовлен 21 комплект зерносушильного комплекса карусельного типа СЭК-10Б, отличающийся высокой энергоэффективностью с сохранением высоких посевных качеств зерна. Разработаны и внедрены на ряде железобетонных заводов РТ смесительные воздухонагреватели на природном газе для пропарки железобетонных изделий при заданной температуре и влажности.

Освоен выпуск малотоксичных и экономичных горелок Г-18 и Г-100 с высокой полнотой сгорания топлива, используемых в котлах систем отопления и при производстве кирпича. Экономический эффект обеспечивается за счет снижения удельного расхода топливного газа на 20...25 % и, значит, повышения мощности котлов.

Освоен выпуск типового ряда вихревых расходомеров — счетчиков газа ВРСТ-1 и ИРВИС-К30. У этих приборов отсутствуют подвижные изнашивающиеся элементы, они имеют удобный для цифровой обработки информационный сигнал, широкий диапазон измерения, высокие точность и надежность.

В последние годы развивается международное сотрудничество:

в области высшего образования и научных исследований по подготовке специалистов высшей квалификации для Ливии на основе договора с Ливийской авиационной академией;

взаимодействие КГТУ им. А.Н. Туполева и университетов Бразилии в области образования и научных исследований;

студенческие и аспирантские обмены между КГТУ им. А.Н. Туполева и техническим университетом Гамбург-Харбург;

стажировки иностранных специалистов в КГТУ им. А.Н. Туполева на кафедрах иностранных языков;

проект "MERIT" по Европейской программе Erasmus Mundus (выигран грант на чтение лекций по современным научным проблемам в университетах стран ЕС);

совместные исследования в области систем экологического мониторинга выполняются в рамках договора о сотрудничестве между КГТУ им. А.Н. Туполева и Каталонским техническим университетом (Барселона, Испания).

Минвузом России в числе первых в стране в КГТУ был организован региональный Центр новых информационных технологий Республики Татарстан (ЦНИТ РТ). Технология, учебные и научные комплексы, разработанные в ЦНИТ РТ, внедрены и используются в КГТУ им. А.Н. Туполева, других вузах Казани и городов России. ЦНИТ РТ участвовал в Программе развития дистанционного образования в России, в Программе по развитию сети интернет в России.

Сейчас в сети университета около 2000 компьютеров, все учебные здания университета и общежития объединены в сеть оптоволоконными каналами связи с пропускной способностью 100 Мбит/с. В 2005 г. создана и сдана в эксплуатацию защищенная виртуальная административная сеть университета, а с 2006 г. введена система электронного документооборота.

На базе университета организован региональный учебно-научный центр информационных технологий, который обеспечивает подготовку и повышение квалификации в области CALS/ИПИ-технологий специалистов предприятий машиностроительного комплекса Республики Татарстан и других регионов России.

Одним из основных структурных подразделений КГТУ им. А.Н. Туполева является Управление инновационной деятельности (УИД), осуществляющее координацию и развитие инновационной деятельности в университете.

Инновационная деятельность университета позволяет ежегодно вводить в процесс трансфера и коммерциализации 50...70 инновационных проектов, инкубировать малые инновационные предприятия (в 2006 г. — 6 предприятий) и доводить идеи до рынка.

Накоплен опыт привлечения венчурного финансирования в инновационные проекты. За 2004—2006 гг. по различным программам привлечено 132,5 млн руб., создано 8 малых научно-производственных фирм, проведен конкурс инновационных проектов среди сотрудников и студентов "Инновационный росток". В результате эффективного развития инновационной деятельности университетом в 2006 г. был выигран конкурс Минобрнауки РФ по созданию студенческого бизнес-инкубатора.

Учитывая важную роль инфокоммуникаций в развитии современного производства и общества в целом в принятой в июне 2006 г. Комплексной программе развития университета на 2006—2010 гг. предлагается положить инфокоммуникационные технологии в основу развития всех направлений деятельности университета.

В ближайшие годы планируется создать многоуровневую систему подготовки, повышения квалификации и переподготовки специалистов в области инфокоммуникационных технологий в соответствии с требованиями предприятий и согласованными программами обучения, а также организовать центры подготовки разработчиков программного обеспечения и создания интегрированных интеллектуальных систем управления предприятиями и проектами на основе ERP-систем и нейросетевых технологий.

Есть основания полагать, что завтрашний день в России будет принадлежать тем, кто может активно включиться в создание новой парадигмы образования, кто определит место своего учебного заведения в системе альтернативных вариантов развития, кто сумеет сочетать анализ глобальных изменений с сохранением своей уникальности.

Вся история КАИ—КГТУ показывает, что этот вуз продолжает наращивать потенциал и в новых условиях рыночной экономики, создавая фундамент для успешной деятельности следующих поколений студентов.

Сегодня КГТУ им. А.Н. Туполева — ведущий вуз региона. В рейтинге популярных вузов среди работодателей он устойчиво занимает первое место по Республике Татарстан (по данным независимого агентства "РейтОП") и двадцатое по РФ (журнал "Прямые инвестиции", 2006 г., № 4).



СОКОЛОВ
Михаил Борисович —
заместитель генерального
конструктора ГКНПЦ
им. М.В. Хруничева,
кандидат техн. наук



ДЕМЧЕНКО
Анатолий Николаевич —
начальник отдела КБ
"Салют" ГКНПЦ
им. М.В. Хруничева,
кандидат техн. наук



ПОЗДЕЕВ
Олег Васильевич —
ведущий инженер-конст-
руктор отдела КБ "Салют"
ГКНПЦ им. М.В. Хруничева

Проверка полярности управления движением вокруг центра масс КА

М.Б. Соколов, А.Н. Демченко, О.В. Поздеев

Посвящена применению метода проверки полярности тракта управления движением вокруг центра масс космического аппарата (КА) с использованием суперпозиции результатов проверок составных частей тракта в случае применения в КА электромеханических исполнительных органов.

M.B. Sokolov, A.N. Demchenko, O.V. Pozdeyev. Polarity Checks Of Control Over Spacecraft Motion Around Center Of Gravity

The article describes the method to check the polarity of the circuit controlling spacecraft motion around its center of gravity, for which superposition of the results of check-ups of different elements of the system is used, in case electromechanical actuators are employed in the spacecraft.

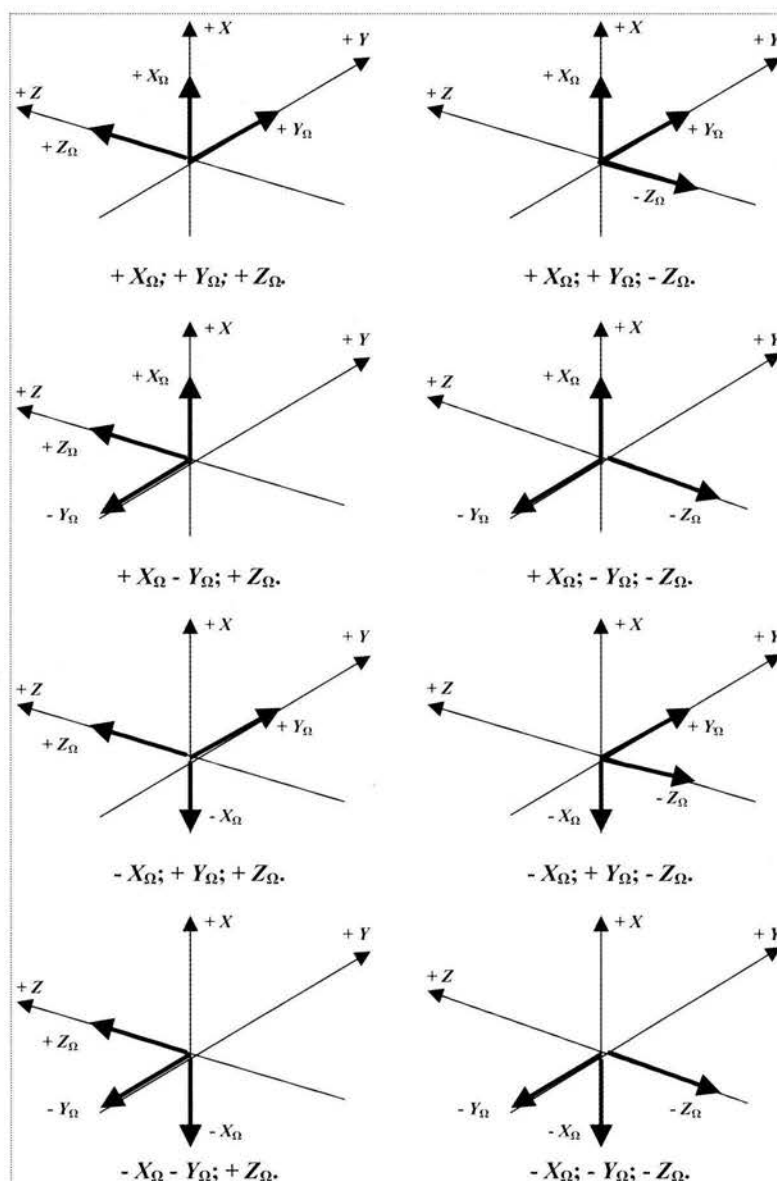
Наземная отработка сначала ракет, а затем и космических аппаратов (КА) связана с эффективным методом интегральной проверки соответствия по направлению (полярности) реализованного в аппарате способа создания вектора управляющего момента (ВУМ) требуемому для управления его движением вокруг центра масс. Этот метод называют проверкой полярности КА. Он заключается в искусственном создании на измерительных датчиках системы управления векторов возмущающей угловой скорости и/или угла отклонения аппарата и последующем контроле направления (знака), реализуемого аппаратом ВУМ для устранения заданного возмущения.

Такой метод применим в том случае, когда способы создания возмущающего вектора и способы контроля направления реализуемого ВУМ позволяют визуально определить их соответствие по знаку, не проводя расчетов по управляющим алгоритмам тракта.

Конструкция применяемых на современных космических аппаратах электромеханических исполнительных органов, например силовых гироскопов или двигателей маховиков, не позволяет визуально контролировать направление (знак) создаваемого ВУМ. Стремление обеспечить устойчивость к одному отказу гироскопических частей датчиков угловой скорости при минимизации их массы привело к созданию конструкций из четырех и пяти гироскопов, требующих математической обработки для определения значения и знака проекций вектора угловой скорости на каждую из трех ортогональных осей аппарата. Вследствие этого возможно применить прямой (без расчетов) способ контроля по показаниям гироскопа этих значений и знака проекций.

Описанные особенности в измерительных и исполнительных средствах КА привели к необходимости создания новых методов, позволяющих при наземной подготовке аппарата проверить полярность тракта управления движением вокруг центра масс. В качестве такого метода проверки полярности тракта управления движением вокруг центра масс может быть использована суперпозиция результатов проверок составных частей этого тракта.

Проекции вектора угловой скорости Ω на три ортогональные оси измерения ГИВУС при испытаниях на поворотном стенде



Предлагаемый метод рассмотрим на примере его применения для проверки полярности тракта управления движением вокруг центра масс при реализации функции демпфирования угловой скорости КА.

В состав тракта управления входят:

- гироскопический измеритель вектора угловой скорости (ГИВУС);
- программное обеспечение бортовой цифровой вычислительной системы (БЦВС);
- комплекс управляющих двигателей маховиков (КУДМ);
- элементы конструкции КА.

Проверка полярности тракта управления осуществляется как суперпозиция результатов следующих проверок:

правильности указания привязки направления измерительных осей ГИВУС, указанных на его габаритном чертеже, и осей КА на компоновочных и установочных чертежах;

правильности указания привязки направления векторов управляющих моментов двигателей маховиков (ДМ), указанных на их габаритном чертеже, и осей КА на компоновочных и установочных чертежах;

соответствия телеметрической информации (ТМИ) знаков трех ортогональных проекций вектора угловой скорости, получаемой по результатам измерения ГИВУС, знакам проекций на оси ГИВУС фактически воздействующего на него вектора угловой скорости КА;

соответствия ТМИ знака управляющего момента знаку управляющего момента, физически создаваемому ДМ;

соответствия ТМИ знака управляющего момента, создаваемого ДМ, требуемому для демпфирования вектора угловой скорости. Знаки проекций указанного вектора, физически воздействующего на КА, оцениваются по ТМИ результатов измерения ГИВУС.

Первые две из перечисленных выше проверок заключаются в совместном рассмотрении и согласовании разработчиками измерительных и исполнительных органов соответствия требований по ориентации динамической модели компоновочным и установочным чертежам. Контроль изготовления КА в соответствии с этими чертежами осуществляет ОТК. Таким образом проводится контроль конструкции КА, касающийся обеспечения правильной полярности измерительных и исполнительных органов тракта управления движением вокруг центра масс.

Третья проверка заключается в работах, проводимых на предприятиях, разрабатывающих ГИВУС и систему управления (СУ). На предприятии, разрабатывающем ГИВУС и алгоритм расчета значений проекций вектора угловой скорости, проводится физическое моделирование. На специальном поворотном стенде реализуются восемь положений вектора угловой скорости Ω , обеспечивающие проверку всех комбинаций знака проекций этого вектора на три ортогональные оси измерения ГИВУС (см. рисунок). При этом контролируются показания гироскопов и на их основании проверяются значение и знак проекций вектора угловой скорости на три ортогональные оси. Таким образом отрабатывается и проверяется конструкторская документация на ГИВУС, а также алгоритм обработки информации по показаниям гироскопов.

Разработчиком СУ на основании алгоритма работы ГИВУС, компоновочного чертежа КА и установочного чертежа ГИВУС на КА разрабатывается программное обеспечение расчета значения и знака проекций вектора угловой скорости на три ортогональные оси КА.

Комплексная отработка программного обеспечения начинается на стенде разработчика СУ с использованием поворотного устройства, обеспечивающего воздействие на ГИВУС не менее чем восемью положениями вектора угловой скорости Ω (см. рисунок).

Во время этой отработки проверяется правильность расчета значений и знаков проекций вектора Ω , а также их соответствие ТМИ, т.е. фактически задаваемым значениям Ω . Таким образом обеспечивается соответствие рассчитанных в СУ и фиксируемых с по-

мощью ТМИ значений и знаков проекций вектора воздействующей на ГИВУС угловой скорости Ω по трем ортогональным осям.

Четвертую проверку обеспечивают разработчики КУДМ и СУ.

С использованием специального поворотного стенда разработчики КУДМ и стенда измеряют значение и знак управляющего момента, создаваемого ДМ при задаваемом на входе КУДМ управляющем коде, а также контролируют соответствие направления этого момента указанному на габаритном чертеже ДМ.

Разработчик СУ на основании кодов управляющей информации, полученных от разработчика КУДМ, по компоновочным чертежам КА и установочным чертежам КУДМ на КА разрабатывает программное обеспечение, формирующее коды управления КУДМ. Отработка этого обеспечения начинается на комплексном стенде разработчика СУ, где отрабатывается соответствие кодов управления КУДМ реальной ТМИ.

Таким образом обеспечивается соответствие ТМИ системы управления реально создаваемым в ДМ управляющим моментам.

Последняя из перечисленных проверок заключается в работах на стенде-электроаналоге КА. По компоновочным чертежам КА и установочным чертежам, согласованным на первых двух этапах, устанавливаются ГИВУС и КУДМ.

Стенд располагают в пространстве таким образом, чтобы вектор угловой скорости вращения Земли Ω_3 соответствовал одной из восьми комбинаций знаков проекций этого вектора на ортогональные оси КА (см. рисунок). Для этой комбинации знаков проекций вектора угловой скорости определяют направление (знак) управляющего момента, требуемого для демпфирования. На фоне выполнения режима демпфирования проверяют соответствие ТМИ знаков рассчитанных проекций на ортогональные оси КА знакам проекций, реально создаваемых вектором Ω_3 . Так же проверяют соответствие ТМИ кодов управления, выдаваемых в КУДМ, требуемым кодам управления для реализации необходимых знаков управляющих моментов, создаваемых ДМ.

С учетом работ, выполненных при третьей, четвертой и пятой проверках, подтверждается правильность компоновочных чертежей КА, установочных чертежей ГИВУС и ДМ, а также программного обеспечения СУ и конструкции ГИВУС и ДМ. Это необходимо для обеспечения правильной полярности при выполнении задачи демпфирования.

Располагая стенд таким образом, чтобы обеспечить несколько комбинаций знаков проекций вектора Ω_3

на оси КА, описанную выше процедуру проверки повторяют на стенде для каждой из этих комбинаций. После сборки проверку полярности КА проводят по методике, отработанной для одной из комбинаций знаков проекций вектора Ω_3 на его ортогональные оси.

Описанный метод проверки полярности тракта управления движением вокруг центра масс, основанный на суперпозиции результатов проверок составных частей этого тракта, опробован при проверках КА "Монитор-Э", "KazSat" и дал положительные результаты.

Сказанное можно проиллюстрировать, используя регулярную форму записи схемы алгоритма, предложенную в работах академика В.М. Глушкова [1]. Классический метод (алгоритм) интегральной проверки полярности тракта управления движением вокруг центра масс при этом имеет вид

$$VK[\Omega] \wedge F\{\Omega, K, D, ПО СУ, ИО, K(M_y)\} \wedge VK[ИО, K(M_y)], \quad (1)$$

где $VK[]$ — операция визуального контроля; $F\{\}$ — процесс управления движением вокруг центра масс; $\wedge$ — знак логической операции "и"; Ω — вектор возмущающей угловой скорости; K — конструкция КА; D — работа датчика, измеряющего Ω ; $ПО СУ$ — работа программного обеспечения СУ, выполняющего алгоритм управления движением вокруг центра масс; $ИО$ — работа исполнительных органов; $K(M_y)$ — размещение исполнительных органов на КА для реализации ВУМ (M_y).

Предлагаемый метод (алгоритм) суперпозиции результатов проверок полярности составных частей тракта управления движением вокруг центра масс имеет вид

$$VK[\Omega_{ТМИ}] \wedge F\{\Omega; K, D, ПО СУ, ИО, K(M_y)\} \wedge VK[ИО_{ТМИ}], \quad (2)$$

где описание сокращений и операций аналогично приведенным в (1). В данном случае $\Omega_{ТМИ}$ — ТМИ о векторе Ω , измеряемом ГИВУС; D — работа ГИВУС; $ИО$ — работа двигателей маховиков из состава КУДМ; $ИО_{ТМИ}$ — ТМИ о формируемых СУ кодах управляющей КУДМ информации.

Метод (алгоритм) суперпозиции (2) справедлив при условии выполнения работ по указанным ранее

проверкам (кроме последней), которые при записи в регулярной форме имеют следующий вид:

$$VK[K_{КА}, D_{ГЧ}], \quad (3)$$

где $K_{КА}$ — компоновочные чертежи КА и установочные чертежи ГИВУС; $D_{ГЧ}$ — габаритный чертеж (ГЧ) ГИВУС;

$$VK[K_{КА}, ИО_{ГЧ}], \quad (4)$$

где $K_{КА}$ — компоновочные чертежи КА и установочные чертежи КУДМ; $ИО_{ГЧ}$ — габаритный чертеж двигателя маховика из состава КУДМ;

$$VK[\Omega] \wedge F\{\Omega; D, \Omega_{ТМИ}\} \wedge VK[\Omega_{ТМИ}],$$

тогда

$$VK[\Omega] \equiv VK[\Omega_{ТМИ}]; \quad (5)$$

$$VK[M_y] \wedge F\{УИ, ИО, ИО_{ТМИ}\} \wedge VK[ИО_{ТМИ}],$$

тогда

$$VK[M_y] \equiv VK[ИО_{ТМИ}], \quad (6)$$

где M_y — управляющий момент, создаваемый ДМ из состава КУДМ; УИ — код управляющей КУДМ информации.

В заключение следует отметить, что ни общепринятый метод интегральной проверки полярности, ни предлагаемый метод проверки полярности тракта управления движением вокруг центра масс с использованием суперпозиции результатов проверок составных частей тракта не могут считаться абсолютно надежными. В обоих случаях присутствует человеческий фактор и, следовательно, возможны ошибки. Для исключения неправильной полярности в тракте управления движением КА вокруг центра масс в современных СУ предусматривается возможность изменять знаки либо проекций вектора угловой скорости, либо проекций вектора управляющего момента на оси КА во время полета.

Список литературы

1. Глушков В.М. и др. О языках описания данных в автоматизированной системе проектирования вычислительных машин // Кибернетика. 1970. № 6.



АЛИФАНОВ
Олег Михайлович —
декан аэрокосмического
факультета МАИ, вице-
президент Российского
учебно-научно-инноваци-
онного комплекса авиакос-
мической промышленности
(РУНИКАП), член-коррес-
пондент РАН, профессор,
доктор техн. наук



МИЛЮКОВ
Игорь Александрович —
заместитель директора
Российского учебно-науч-
но-инновационного ком-
плекса авиакосмической
промышленности
(РУНИКАП), доцент,
кандидат техн. наук



СОКОЛОВ
Владимир Петрович —
декан факультета "Аэрокос-
мические конструкции и
технологии" МАТИ, дирек-
тор Российского
учебно-научно-инноваци-
онного комплекса авиакос-
мической промышленности
(РУНИКАП), профессор,
доктор техн. наук



СИЛУЯНОВА
Марина Владимировна —
заместитель директора Рос-
сийского учебно-научно-ин-
новационного комплекса
авиакосмической промыш-
ленности (РУНИКАП),
доцент, кандидат техн. наук

УДК 629.7 : 377.4 + 378.046.04

Особенности кадрового сопровождения международных космических проектов

О.М. Алифанов, И.А. Милюков, В.П. Соколов, М.В. Силуянова

В статье рассмотрены стратегия кадрового сопровождения международных проектов Роскосмоса и специфические особенности системы непрерывной профессиональной подготовки иностранных специалистов, привлекаемых к космической деятельности в рамках этих проектов.

O.M. Alifanov, I.A. Miljukov, V.P. Sokolov, M.V. Silujanova. Features Of Staff Training For International Aerospace Projects

The article presents strategy and tactics of staff training for the international projects and programs of Federal Space Agency of Russia. Specific features of the system of continuous vocational training of the foreign experts involved into space activity within the limits of these projects are examined.

В современном мире космическая отрасль является одной из наиболее приоритетных и наукоемких областей человеческой деятельности. Участие в космической деятельности в значительной мере определяет политический престиж современного государства, его экономическую, научно-техническую и оборонную мощь. Поэтому более 40 стран мира прямо или косвенно участвуют в выполнении различных космических программ [1]. В настоящее время формируются мировая специализация и кооперация в космической деятельности, что обуславливает рост международного сотрудничества в этой области и ведет к значительному расширению международных кооперационных связей ее участников.

Особенностью реализуемых в настоящее время международных космических проектов является участие в их выполнении специалистов, имеющих разный уровень профессиональной подготовки, полученной в учебных заведениях и на предприятиях государств, имеющих разные образовательные системы, научные школы, научно-технологический задел, исследовательский и производственный потенциалы. Опыт участия России в совместных космических проектах показывает, что несоответствие в уровнях профессиональной подготовленности участников проектов затрудняет профессиональное общение специалистов, усложняет передачу результатов ра-

бот, процесс ввода в эксплуатацию и непосредственно эксплуатацию разработанных космических объектов и систем и, таким образом, существенно снижает эффективность и темпы выполнения проектов. Кроме того, по мере реализации проектов (особенно долгосрочных) происходят модернизация объектов и технологий, изменение методов и средств их осуществления, возникают задачи, требующие новых, часто нетрадиционных решений, а при расширении фронта работ появляется необходимость дополнительного привлечения к работам по проекту ряда квалифицированных специалистов. Дефицит профессионально подготовленных кадров ощущается наиболее остро, если в инновационных космических проектах участвуют государства, которые находятся на начальной стадии развития своей космической деятельности и пока не имеют собственной системы аэрокосмического образования (Бразилия, Южная Корея, Иран, Малайзия, Казахстан, Беларусь) [2, 3]. В этом случае необходимую для выполнения проекта профессиональную подготовку национальных специалистов приходится осуществлять России.

Условия и особенности международного сотрудничества в области космической деятельности вызывают необходимость особого подхода к формированию стратегии и тактики подготовки иностранных специалистов и переходу от кадрового обеспечения предприятий и организаций ракетно-космической промышленности, осуществляемого в настоящее время аэрокосмическими вузами, к *кадровому сопровождению* конкретных проектов на всех стадиях их реализации (предпроектные работы, собственно выполнение проекта, использование результатов проекта). В свою очередь, кадровое сопровождение проектов требует формирования эффективной системы непрерывной профессиональной подготовки специалистов аэрокосмического профиля, имеющей существенные отличия от традиционной системы подготовки кадров.

Основным отличием системы кадрового сопровождения является обязательное планирование процессов подготовки, повышения квалификации и переподготовки специалистов, привлекаемых к выполнению конкретного проекта. План кадрового сопровождения проекта должен разрабатываться параллельно с формированием самого проекта, учитывать цели, объемы и сроки его выполнения, быть взаимоувязанным с календарным планом работ по проекту и устанавливать сроки подготовки и численность специалистов по специальностям, специализациям и уровням квалификации. Он должен быть неотъемлемой частью международного космического проекта и иметь соответствующее целевое ресурсное обеспечение.

В системе непрерывной профессиональной подготовки специалистов для космической деятельности процесс профессионального обучения включает в себя следующие взаимосвязанные составляющие (рис. 1):

- *базовую подготовку* для получения высшего профессионального образования различного уровня (бакалавр, магистр или инженер) по определенному аэрокосмическому направлению или специальности;
- *обязательную дополнительную целевую профессиональную подготовку* по узкой специализации, определяемой сферой будущей профессиональной деятельности специалиста. Такая подготовка может осуществляться в период получения базового образования в рамках индивидуального учебного плана и необходима для минимизации периода адаптации специалиста на рабочем месте и успешного прохождения им профессиональной сертификации;
- *периодическую дополнительную профессиональную подготовку* по конкретной специализации в целях повышения квалификации или переподготовки специалиста для прохождения профессиональной сертификации;
- *периодическую профессиональную сертификацию* специалистов для получения допуска к работе с ракетно-космической техникой.

Как видно из приведенной на рис. 1 схемы, реализация системы предусматривает согласованное участие в работе профильных аэрокосмических университетов, вузов, предприятий и организаций ракетно-космической промышленности, а также вновь созданных специализированных инновационных структур (учебно-научных инновационных центров (УНИЦ), центров дистанционного обучения, системы сертификации персонала ракетно-космической промышленности) и использование имеющегося и специально разрабатываемого учебного и научно-методического обеспечения.

Научно-методической основой системы непрерывной профессиональной подготовки специалистов для кадрового сопровождения проектов должны быть специализированные профессиональные образовательные программы, полностью ориентированные на требования профессиональных стандартов персонала (инженерно-технических работников) ракетно-космической промышленности по видам деятельности. Составными частями таких специализированных программ являются:

- вузовские программы базовой профессиональной подготовки, содержание, объем и структура которых определяются государственными образовательными стандартами высшего профессионального образова-

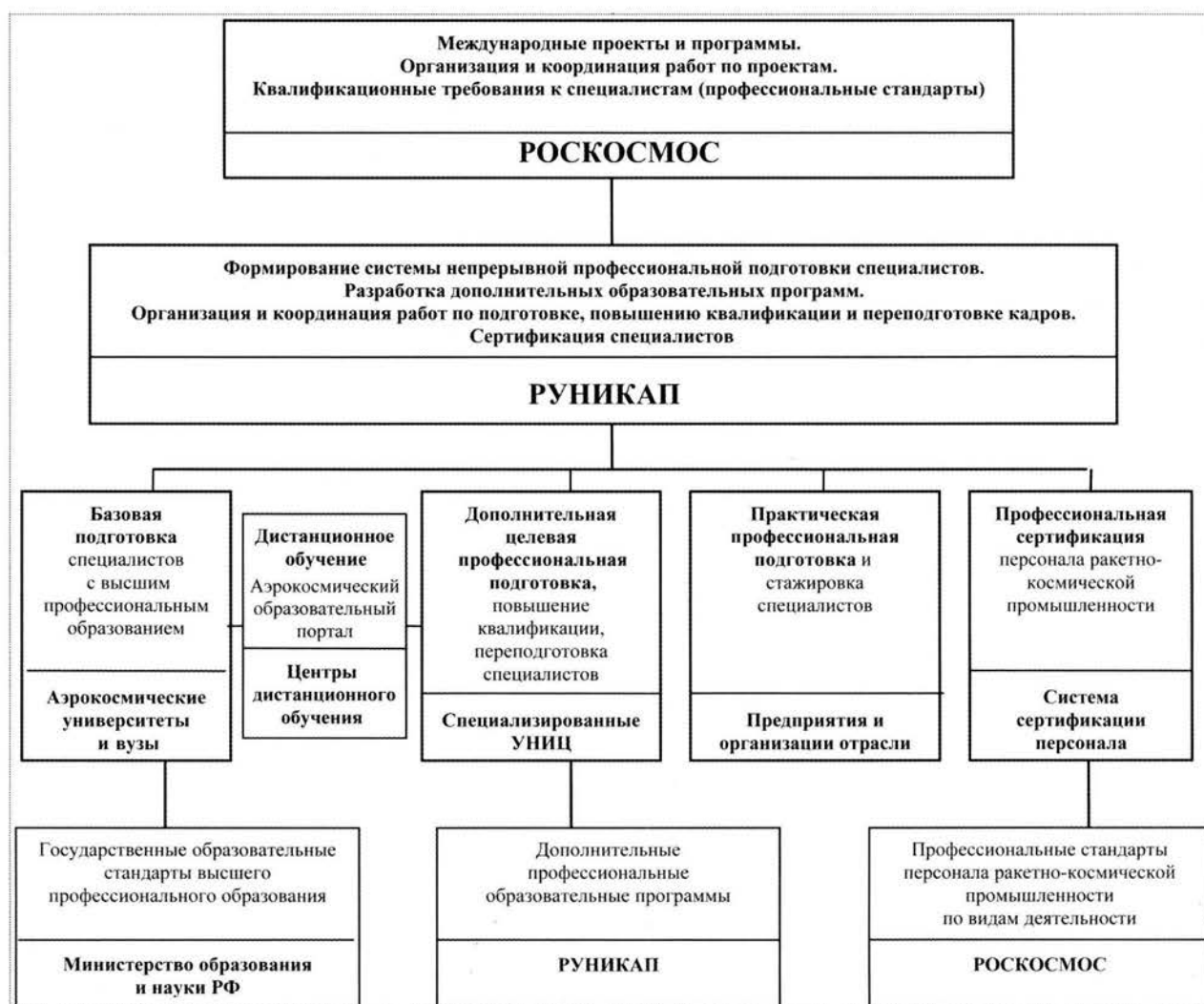


Рис. 1. Стратегия кадрового сопровождения международных космических проектов

ния по конкретным направлениям или специальностям подготовки и учебными планами вузов;

— целевые программы дополнительной профессиональной подготовки, разрабатываемые индивидуально для каждого специалиста или группы специалистов, привлекаемых к выполнению конкретного проекта. В целях обеспечения универсальности дополнительных программ, дающей возможность использовать их как для подготовки, так и для повышения квалификации и переподготовки специалистов, дополнительные программы целесообразно создавать по модульному принципу. Вариативными частями таких программ должны быть специализированные профессиональные образовательные модули объемом 30–60 часов каждый. Из набора этих моду-

лей в зависимости от необходимых для выполнения проекта специализаций подготовки, исходного уровня профессиональной подготовленности обучаемых, круга решаемых ими профессиональных задач и требуемого уровня квалификации могут формироваться целевые дополнительные профессиональные программы различного содержания и объема.

Система непрерывной подготовки должна быть многовариантной и допускать различные "траектории" и сроки подготовки специалистов с требуемым уровнем профессиональной квалификации в зависимости от имеющегося (исходного) уровня образования (рис. 2). При таком подходе контингент обучаемых в зависимости от запланированного срока обучения может формироваться из:

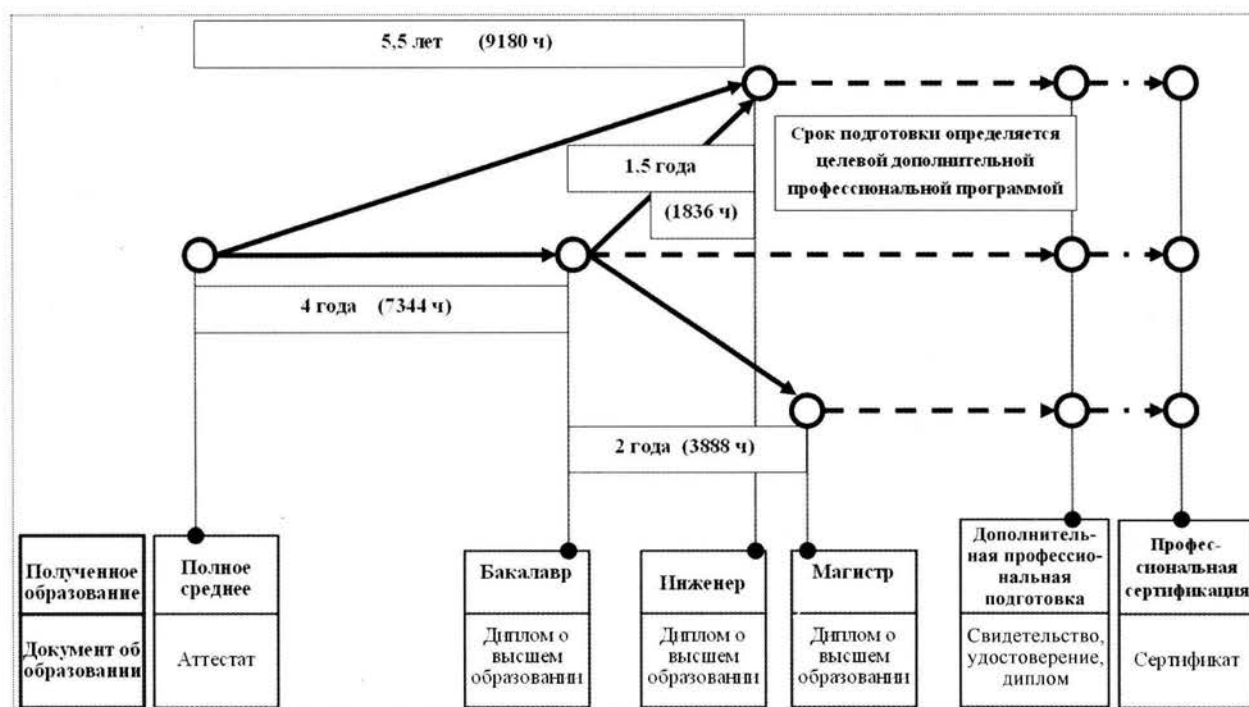


Рис. 2. Варианты и сроки профессиональной подготовки специалистов

— выпускников общеобразовательных школ и средних специальных учебных заведений (первая категория обучаемых);

— студентов национальных вузов, окончивших 1, 2 или 3 курса по профильным направлениям или специальностям (вторая категория обучаемых);

— выпускников вузов, имеющих степень бакалавра техники и технологии по профильным направлениям (третья категория обучаемых);

— инженерно-технических работников или бывших военнослужащих, имеющих гражданское или военно-техническое высшее профессиональное образование родственного профиля (четвертая категория обучаемых).

Обязательным завершающим этапом профессиональной подготовки иностранного специалиста должна быть его профессиональная сертификация. Основная цель сертификации — удостоверение соответствия уровня профессиональной квалификации специалиста требованиям стандарта профессиональной компетентности персонала ракетно-космической промышленности. Только сертифицированные специалисты, имеющие сертификаты профессиональной компетентности по соответствующим видам профессиональной деятельности, могут быть допущены к выполнению конкретных работ, связанных с ракетно-космической техникой. Для обеспечения высокого качества и безопас-

ности, снижения влияния человеческого фактора при выполнении работ, связанных с производством и эксплуатацией ракетно-космической техники, сертификация специалиста и предшествующая ей дополнительная профессиональная подготовка должны проводиться периодически (не реже раза в 3—4 года), а также при смене вида деятельности, специализации, круга решаемых задач, изменении объектов и систем ракетно-космической техники и в некоторых других случаях. В связи с этим создание системы профессиональной сертификации персонала ракетно-космической промышленности и разработка профессиональных стандартов инженерно-технического персонала по видам профессиональной деятельности входят в число необходимых условий функционирования системы непрерывной профессиональной подготовки специалистов ракетно-космической промышленности.

Система подготовки специалистов для кадрового сопровождения космических проектов требует также особого подхода к организации учебного процесса различных категорий обучаемых.

Для обучающихся первой и второй категорий базовая профессиональная подготовка, обеспечивающая получение высшего аэрокосмического образования по определенному направлению или специальности, должна осуществляться в аэрокосмических университетах России. Подготовка специалистов для инноваци-

онной космической деятельности должна выполняться с участием Российского государственного университета инновационных технологий и предпринимательства (РГУИТП). На старших курсах в рамках индивидуального учебного плана параллельно с базовой подготовкой должна осуществляться целевая профессиональная подготовка выпускника по определенной специализации. После окончания университета и получения соответствующей степени или квалификации (бакалавр, магистр или инженер) специалист должен получить дополнительную профессиональную (теоретическую и практическую) подготовку под конкретное рабочее место и определенный круг профессиональных обязанностей и пройти профессиональную сертификацию.

Обучающиеся третьей и четвертой категорий, уже имеющие высшее техническое образование, должны проходить дополнительную профессиональную подготовку по соответствующей специализации с последующей сертификацией. При этом разный исходный уровень образования и квалификации лиц, направляемых на обучение, вызывает необходимость проведения их "входного" тестирования в целях определения имеющегося уровня профессиональной подготовки для соответствующей доработки содержания целевых дополнительных образовательных программ.

Важную и значительную по времени часть учебного процесса дополнительной профессиональной подготовки специалиста составляет практическая подготовка под конкретные рабочее место и круг профессиональных обязанностей, для осуществления которой необходимы специализированные учебно-лабораторные базы, оснащенные современным научно-исследовательским, компьютерным, испытательным, технологическим оборудованием. В связи со спецификой ракетно-космической техники такое оборудование является уникальным, наукоемким, крайне дорогим и имеется (часто в единственном экземпляре) только на предприятиях и в организациях ракетно-космической промышленности (НИИ, КБ, заводах, испытательных центрах, полигонах, космодромах). Поэтому дополнительная профессиональная подготовка специалистов может эффективно выполняться только в специализированных учебно-научно-инновационных центрах (УНИЦ), создаваемых на базе ведущих предприятий отрасли, которые реально участвуют в выполнении международных космических проектов и имеют необходимое для этого оборудование (таких, как ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, НПО им. С.А. Лавочкина, космодром Байконур).

Специализированные УНИЦ являются инновационными интегрированными образовательно-произ-

водственными структурами, функционирование которых предусматривает определенную финансово-правовую организацию совместной деятельности участников (вузов, НИИ, организаций и предприятий) в процессе подготовки специалистов, совместное использование (на заранее установленных взаимовыгодных условиях) материально-технического, кадрового, интеллектуального и информационного потенциала всех участников центра, а также многоканальность финансирования учебно-научной работы. При создании УНИЦ базовое предприятие (организация) выделяет учебно-лабораторные площади для размещения специализированных классов, аудиторий и лабораторий; обеспечивает доступ обучаемых к реальному производственному, технологическому, испытательному и исследовательскому оборудованию; предоставляет информационные ресурсы, необходимые для осуществления подготовки обучаемых и включающие научно-техническую библиотеку, базы данных, программные средства и т.п.; выделяет специалистов, которые привлекаются к учебному процессу в качестве преподавателей. Вузы предоставляют УНИЦ свои научно-технические, кадровые и информационные ресурсы (библиотеки, базы данных, учебные программно-методические продукты).

Учебный процесс, учебно-методическая и научная работа, сопутствующая подготовке кадров, выполняется в центре временными и постоянными научно-педагогическими коллективами, формируемыми на конкурсной основе под конкретные профессиональные программы дополнительной подготовки из преподавателей вузов и специалистов предприятий.

Существенными особенностями работы по кадровому сопровождению международных проектов, не позволяющими осуществлять весь процесс обучения традиционными методами, являются территориальная разобщенность преподавателей, специалистов предприятий и обучаемых; их загруженность по работе и невозможность отвлечения на длительное время; размещение оборудования, необходимого для практической подготовки в специализированных УНИЦ, на различных предприятиях и в разных организациях. Поэтому дополнительная профессиональная подготовка (повышение квалификации и переподготовка) специалистов должна проводиться в короткие сроки и в основном без отрыва от производства, что может быть достигнуто только благодаря широкому применению современных образовательных и информационных технологий, в том числе методов дистанционного обучения, которые до настоящего времени широко не использовались в системе профессионального аэрокосмического образо-

вания. Для этого необходимы разработка большого количества электронных учебных и учебно-методических материалов по отдельным курсам дополнительных профессиональных образовательных программ и размещение их в виде специализированных баз учебных материалов на специальном аэрокосмическом образовательном портале. Формирование и сопровождение таких баз электронных учебных материалов по аэрокосмическим направлениям и специализациям подготовки требует значительных финансовых затрат и привлечения высококвалифицированных специалистов.

Помимо рассмотренных особенностей, относящихся к образовательной части процесса кадрового сопровождения международных космических проектов, существуют также нормативно-правовые проблемы, без решения которых невозможна в полном объеме реализация системы непрерывной профессиональной подготовки иностранных специалистов. К ним относятся:

- формирование номенклатуры и требований к уровням квалификации специалистов, участвующих в реализации каждого конкретного проекта;

- создание профессиональных стандартов персонала ракетно-космической промышленности по видам деятельности, на основании которых должна выполняться профессиональная сертификация специалистов, являющаяся обязательным условием их допуска к самостоятельной работе с ракетно-космической техникой;

- обеспечение государственной тайны и соблюдение требований экспортного контроля при оказании образовательных услуг, связанных с ракетно-космической техникой.

Общее руководство и координация работ по формированию эффективной системы непрерывной профессиональной подготовки специалистов ракетно-космической промышленности и ее отдельных составляющих осуществляется Федеральным космическим агентством. Научно-методическое руководство формированием системы поручено Российскому учебно-научно-инновационному комплексу авиакосмической про-

мышленности (РУНИКАП), который создан в соответствии с решением Председателя Правительства РФ Федеральным космическим агентством, ведущими аэрокосмическими и техническими университетами и предприятиями авиационной и ракетно-космической промышленности для реализации государственной политики в области науки и профессионального образования. Осуществляя в настоящее время работы по организации и проведению дополнительной целевой профессиональной подготовки специалистов Казахстана, участвующих в выполнении совместных российско-казахстанских проектов в области космической деятельности, РУНИКАП формирует комплекс дополнительных профессиональных образовательных программ по различным специализациям проектирования, производства и эксплуатации ракетно-космической техники; разрабатывает учебные и учебно-методические материалы курсов этих программ (в том числе электронные); отрабатывает основные принципы взаимодействия участников системы непрерывной профессиональной подготовки специалистов; занимается созданием специализированных УНИЦ и других инновационных образовательных структур (центров дистанционного обучения, региональных инновационных учебно-научных центров, специализированного образовательного портала); отрабатывает наиболее эффективные методы и средства организации и проведения дополнительной профессиональной подготовки иностранных специалистов, учитывающие рассмотренные в статье особенности подготовки иностранных специалистов для кадрового сопровождения международных космических проектов.

Список литературы

1. Киселев А.И., Медведев А.А., Меньшиков В.А. Космонавтика на рубеже тысячелетий. Итоги и перспективы. М.: Машиностроение / Машиностроение — Полет, 2002. 734 с.
2. Перминов А.Н. Космическая деятельность Российской Федерации и перспективы ее развития // Полет. 2005. № 7. С. 3–11.
3. Перминов А.Н. Наша Земля — берег космического океана // Российский космос. 2006. № 1. С. 4–9.





ПАНКОВ
Василий Харлампиевич —
генеральный директор ОАО
"Нижегородский авиастроитель-
ный завод "Сокол"
в 1998–2002 гг.

Вторая жизнь самолета МиГ-21

К 75-летию Нижегородского авиастроительного завода "Сокол"

В.Х. Панков

Показана роль самолета МиГ-21БИС в судьбе Нижегородского авиастроительного завода "Сокол". Рассказано об истории подписания контракта с индийскими ВВС по модернизации самолета МиГ-21БИС и о его непосредственных исполнителях.

V.Kh. Pankov. Second Birth Of MiG-21

The article dwells upon the great role, the MiG-21BIS played in the history of the Sokol aircraft production plant based in Nizhny Novgorod. The author gives a summary of the contract signed between the plant and the Indian Air Force with respect to the upgrade of such aircraft in service with the Indian armed forces, and names those directly involved in its implementation.

Модернизация самолета МиГ-21БИС, проводившаяся Нижегородским авиастроительным заводом "Сокол" совместно с ОКБ им. А.И. Микояна в конце 1990-х гг., в определенной степени повлияла на судьбу этого завода.

В конце 1950-х гг. выпуск самолета МиГ-21 на заводе "Сокол" положил начало серийному производству сверхзвукового самолета, открывая дорогу последующим его модификациям, широким поставкам самолета за рубеж, организации его лицензионного производства во многих странах мира.

В середине 1990-х гг. подписание контракта с ВВС Индии на модернизацию самолета МиГ-21БИС в вариант МиГ-21БИС UPG позволило в сложных экономических условиях загрузить коллектив завода работой.

Истребитель МиГ-21 Горьковский авиационный завод выпускал более двадцати пяти лет (с 1959 по 1985 г.). За этот период было выпущено 5532 самолета тринадцати модификаций. В отдельные годы выпуск самолетов составлял 25 самолетов в месяц! Однако и на рубеже третьего тысячелетия "самолет — солдат" не исчерпал свой технический потенциал.

Во-первых, если самолет по своим летно-техническим характеристикам и уступал современным истребителям, то установка на нем нового оборудования и вооружения позволяла вывести его на уровень самолетов 4-го поколения. Во-вторых, в те годы более трех тысяч МиГ-21 различных модификаций продолжали нести службу в 45 странах мира. В связи с этим открывались широкие перспективы заключения выгодных международных контрактов на модернизацию этих самолетов, после выполнения которой заказчик при минимальных затратах получал значительное повышение боевой эффективности и технического ресурса существующего парка истребителей.

Особый интерес к проведению модернизации самолета МиГ-21БИС был у индийских ВВС, так как Индия производила эти самолеты по лицензии и они имели большой запас по сроку эксплуатации.

Идея модернизации и продления срока службы МиГ-21БИС принадлежала генеральному конструктору ОКБ им. А.И. Микояна Р.А. Белякову.

Повышение боевого потенциала модернизированного самолета МиГ-21БИС до уровня самолетов 4-го поколения предполагалось осуществить за счет установки новой

многоцелевой импульсно-доплеровской БРЛС "Копье" с щелевой антенной решеткой, введения наשלемной системы целеуказания (НСЦ) "Щель-ЗУМ", применения ракет РВВ-АЕ, Р-27Р, Р-27Т, Р-73. Боевые возможности истребителя при действиях по наземным и надводным целям существенно возрастали благодаря наличию в БРЛС "Копье" режима картографирования, а также за счет применения корректируемых авиабомб КАБ-500 КР с телевизионной головкой самонаведения.

В 1992 г. предложения по модернизации были переданы российской стороной Индии в виде нескольких томов эскизного проекта. Индийские ВВС выразили заинтересованность в их осуществлении, так как имели в то время на вооружении более 200 самолетов МиГ-21БИС. В декабре 1992 г. в правительство Индии был представлен совместный российско-индийский технико-экономический доклад по модернизации МиГ-21БИС.

Одновременно продолжались работы по созданию технического проекта в ОКБ им. А.И. Микояна и постройке опытного самолета на Горьковском авиастроительном заводе. Модернизированный самолет с российским составом оборудования получил обозначение МиГ-21-93.

Руководство ГК "Росвооружение", оценив перспективу заключения международных контрактов на модернизацию самолетов МиГ-21 с рядом стран, в том числе и с Индией, приняло решение о выделении кредита для постройки прототипа модернизированного самолета. Это позволило начать работу по его созданию.

К тому времени сложилась кооперация основных исполнителей проекта: АНПК "МиГ", НГАЗ "Сокол", ОАО "Фазотрон-НИИР" и ГосНИИАС. Государственная компания "Росвооружение" отвечала за подготовку контрактных документов и маркетинговые работы.

Для постройки опытных самолетов МиГ-21-93 Минобороны России передало в распоряжение Нижегородского авиационного завода "Сокол" четыре самолета МиГ-21БИС. Конструкторская документация по установке нового оборудования разрабатывалась совместно АНПК "МиГ" и ОКБ завода "Сокол". Было принято решение о создании в ГосНИИАС комплекса полунатурного моделирования для отработки БРЛС, сопряжения с оружием и интеграции бортового оборудования самолета.

Первый модернизированный самолет МиГ-21БИС был собран в начале 1995 г., его первый полет был осуществлен 25 мая (летчик-испытатель В.М. Горбунов, ведущий инженер по летным испытаниям С.А. Будкевич). В августе 1995 г. этот самолет участвовал в показательных выступлениях на авиашоу в Жуковском.

На самолете проводились работы по оценке летно-технических характеристик маневренности, прочности при применении новых вариантов вооружения, в дальнейшем начались натурные испытания российского радара "Копье".

Результаты полетов модернизированного самолета МиГ-21-93 ускорили ход переговоров, и в феврале 1996 г. Российская рабочая группа и индийские специалисты парафировали контракт на модернизацию самолетов МиГ-21БИС индийских ВВС.

1 марта 1996 г. в Индии были подписаны два контракта: генеральный контракт и контракт на выполнение опытно-конструкторских работ (ОКР). Первый из них определял поставку оборудования и комплектов деталей для модернизации 123 самолетов на заводе HAL (Hindustan Aeronautics Ltd) в Индии в г. Насик. Постановлением правительства Российской Федерации головным исполнителем этого контракта был определен ОАО "НАЗ "Сокол".

Контракт по ОКР предусматривал разработку конструкторской документации, постройку двух опытных самолетов, летные испытания, а также интеграцию и испытания в ГосНИИАС нового состава бортового радиоэлектронного оборудования (в том числе производства Индии и других стран).

Контрактом на ОКР для проведения работ по интеграции бортового оборудования было предусмотрено создание в России комплекса полунатурного моделирования КПМ-21-93, а генеральным контрактом — разработка и поставка в Индию стенда интеграции СИ-21-93. Обе задачи были поручены ГосНИИАС. На этот институт возлагались работа по методическому сопровождению летных испытаний, анализ материалов испытаний, подготовка отчетных документов и актов летных испытаний модернизированного самолета МиГ-21БИС UPG.

Контрактом на ОКР предусматривалась поставка из Индии на ОАО "НАЗ "Сокол" двух самолетов МиГ-21БИС. Они прибыли в Нижний Новгород в мае 1996 г. Технологи и рабочие сборочного цеха авиазавода совместно с конструкторами и технологами завода приступили к отработке монтажей и установке нового оборудования на самолет.

В рамках совместной программы в этой работе активное участие принимали специалисты контрактной группы ВВС Индии. Кроме того, 35 специалистов с завода корпорации HAL изучали технологии разборки, сборки, а также участвовали в наземных испытаниях модернизированного самолета. Почти два года на заводе шла кропотливая работа по постройке опытных самолетов.

Были проблемы по размещению на самолете оборудования нероссийского производства, отработке эталонов трубопроводов, макетов жгутов, пультов, релейных коробок, компоновке оборудования на доске приборов кабины. Эти проблемы отчасти были обусловлены требованиями представителей контрактной группы по совмещению российских и западных стандартов. Много проблем создавала несвоевременная поставка оборудования из Индии. В связи с этим было принято решение по изготовлению на заводе макетов блоков систем иностранного производства, что значительно ускорило отработку монтажей, а в дальнейшем и сборку самолетов. Проводилась работа по уточнению компоновки оборудования, связанная с результатами летных испытаний самолетов с российским оборудованием.

Не всегда легко складывались взаимоотношения с заводами-изготовителями вновь разрабатываемого оборудования. В те годы в стране проходили процессы акционирования предприятий, а при отсутствии заказов от Министерства обороны многие заводы испытывали экономические трудности.

Особенно угрожающая ситуация сложилась на заводе "Кристалл" — разработчике и изготовителе привод-генератора ПГЛ-21. Рабочие этого завода были вынуждены за гроши продавать свои акции, которые скупали дельцы из стран СНГ. Все вкладываемые средства словно испарялись, результата не было. В этой ситуации ОАО "НАЗ "Сокол" как головной исполнитель контракта и ГК "Росвооружение" настояли на замене руководства завода и создали необходимые условия для своевременной разработки, испытаний и поставок ПГЛ-21. Большой вклад в изменение ситуации на заводе "Кристалл" внес генеральный директор В.П. Родионов.

Программа модернизации самолета МиГ-21БИС осуществлялась в трудных условиях. С 1994 г. на Нижегородском заводе отсутствовал государственный оборонный заказ на самолеты МиГ-31 и МиГ-29УБ — основную продукцию завода. Редкими были контракты на поставку МиГ-29УБ на экспорт. Завод испытывал финансовые трудности, в том числе и с выплатой заработной платы.

Организационная работа и финансирование по выполнению контракта с Индией проводились через ВПК "МАПО". При непрерывной смене руководителей, а за 1997 г. сменилось три генеральных директора, у руководства МАПО задача по реализации контракта на модернизацию МиГ-21БИС стояла не на первом месте (приоритет имел контракт с Малайзией на поставку МиГ-29). Благодаря настойчивым просьбам генерального директора ОАО "НАЗ "Сокол" В.Х. Панкова о передаче части функций по контракту на выполнение

ОКР заводу "Сокол", которые были поддержаны ГК "Росвооружение", генеральный конструктор МАПО "МиГ" М.В. Коржув согласился передать функции организатора работ по проекту и финансирование соисполнителей головному исполнителю поставочного контракта — Нижегородскому авиационному заводу "Сокол".

Совместно с ГК "Росвооружение" была достигнута договоренность о еженедельном рассмотрении хода выполнения контракта с представителями предприятий-смежников в Москве поочередно на территории ГосНИИАС, ОАО "НИИР-Фазотрон", ФГУП "Рособоронэкспорт" и ОКБ им. А.И. Микояна. Один раз в месяц проводилось выездное совещание на Нижегородском заводе "Сокол", где рассматривались вопросы, возникавшие в ходе модернизации самолета МиГ-21БИС в вариант МиГ-21БИС UPG ("Бизон"), со специалистами российской стороны и контрактной группы ВВС Индии.

20 августа 1998 г. из сборочного цеха Нижегородского завода "Сокол" на аэродром был выведен первый самолет. Это событие было отмечено митингом в сборочном цехе завода. На нем присутствовали военный атташе Посольства Индии г-н Малик, директор российско-индийской программы модернизации А. Чопра. По словам г-на Малика, индийские ВВС уверены, что после замены авионики на более современную самолет МиГ-21БИС UPG послужит им еще лет 20, надежно обеспечивая безопасность воздушного пространства страны. Особых слов благодарности со стороны заказчика заслужили технические специалисты завода и сборщики.

Митинг завершился своеобразно. По предложению индийской стороны самолет из сборочного цеха выкатывали совместно руководство завода и индийские гости.

Параллельно сборке самолетов на Нижегородском авиационном заводе "Сокол" в ГосНИИАС заканчивалась интеграция бортового оборудования, разработанного в шести странах. По условиям контракта в состав БРЭО самолета МиГ-21БИС UPG были включены системы нероссийского производства, в частности:

- нацеленная система целеуказания НСЦ "Шель-ЗУМ" (Украина);
- система отображения информации для БРЛС "Копье" (Белоруссия);
- навигационная система на лазерных гироскопах со спутниковой коррекцией фирмы "Sextant Avionique" (Франция);

- защищенный модуль регистратора информации с твердотельной памятью фирмы "Dassault Electronique" (Франция);
- видеорегистратор фирмы "SFIM" (Франция);
- система предупреждения об облучении RWR фирмы ASSEO (Индия);
- станция радиотехнической разведки TARANG фирмы ASSEO (Индия);
- радиооборудование "Com-incom" фирмы HAL (Индия);
- система выброса пассивных помех фирмы "TAAS" (Израиль).

Функции бортовой автоматизированной системы контроля и регистрации параметров полета выполняла аппаратура "Карат" на твердотельном накопителе, включающая бортовую "Карат-Б" и наземную "Карат-Н" для расшифровки полетной информации. Система "Карат" является совместной разработкой ОКБ "Авиаавтоматика" (г. Курск, главный конструктор В.В. Тарасов) и ГосНИИАС. В системе "Карат-Б" использовался сохраняемый модуль фирмы Dassault Electronique (Франция).

Поскольку на борту самолета МиГ-21БИС было установлено бортовое оборудование, разработанное по стандартам разных стран, потребовались значительные усилия по установлению единой логики его работы, созданию протоколов сопряжения оборудования при работе на борту самолета.

6 октября 1998 г. был сделан очередной шаг в развитии долгосрочного военно-технического сотрудничества между Россией и Индией. После двух лет совместных опытно-конструкторских работ со взлетной полосы аэродрома Нижегородского авиационного завода "Сокол" поднялся в небо первый модернизированный самолет МиГ-21 БИС UPG (рис. 1).

В связи с этим событием на завод приехала индийская делегация во главе с вице-маршалом ВВС Индии М.М. Сегалом, в которую вошли высокопоставленные представители ВВС Индии и группа специалистов корпорации HAL. С индийской стороны также участвовали коммодор ВВС, военно-воздушный атташе Посольства Индии в России Р.К. Барбора, директор программы модернизации полковник А. Чопра и все специалисты контрактной группы ВВС Индии, принимавшие участие в реализации программы модернизации самолета МиГ-21БИС. Российская сторона была представлена руководителями предприятий и институтов, ответственных за реализацию международного контракта.

В день испытаний погода преподнесла сюрприз: в середине дня пошел снег, однако ничего не могло ис-



Рис. 1. Первый испытательный полет самолета МиГ-21БИС UPG завершен

портить праздничного настроения и сорвать запланированный полет. Церемония состоялась.

Почти за 40 минут первого полета самолета МиГ-21БИС UPG были продемонстрированы его возможности. (До этого, еще 3 октября, О.В. Антонович совершил полет, разбор которого прошел в деловой обстановке с техническими специалистами служб аэродрома.)

Через некоторое время в адрес руководства Нижегородского авиационного завода "Сокол" через Посольство Индии было передано благодарственное письмо директора программы модернизации МиГ-21БИС UPG полковника ВВС Индии А. Чопры. В нем говорилось: "Мы никогда не сомневались в том, что Нижегородский авиационный завод "Сокол", подобно локомотиву, тянущему тяжелый состав (программу модерниза-



Рис. 2. Впечатления после полета делится летчик-испытатель О.В. Антонович



Рис. 3. После подписания Акта передачи двух модернизированных самолетов ВВС Индии. Слева направо: директор авиасборочного завода корпорации HAL в г. Насик г-н Даас, генеральный директор ОАО "НАЗ "Сокол" В.Х. Панков, директор российско-индийской программы модернизации А. Чопра



Рис. 4. Прощальное фото перед отправкой самолетов в Индию. Слева направо: летчик-испытатель Н. Хариш, В.Х. Панков, А. Чопра

ции), вносит большой вклад для ускорения работ. Делегация Индии вернулась с чувством удовлетворения и уверенности в том, что некоторые оставшиеся проблемы будут решены к удовлетворению обеих сторон и в соответствии с требованиями заказчика. Поздравляем весь персонал Нижегородского авиационного завода "Сокол", работавший сверхурочно, для того чтобы первый полет состоялся в назначенное время. Дай бог им всем здоровья, счастья, благополучия".

После проведения серии полетов на первом самолете МиГ-21БИС UPG для определения его поведения в воздухе с новым составом оборудования и оценки центровок перешли к летным испытаниям.

В ГосНИИАС на комплексном стенде полунатурного моделирования (КПМ) проводилось предполетное и послеполетное моделирование, осуществлялась отработка штатных средств поражения из "арсенала" модернизированного самолета. Репетиции боевых работ на КПМ проходили с участием летчика-испытателя РСК "МиГ" О.В. Антоновича и летчиков-испытателей индийских ВВС подполковника Р.К. Дхира и Н. Хариша. Благодаря этому при выполнении боевых работ на полигоне все мишени были поражены с первой попытки, что еще раз подтвердило правильность методического подхода к выполнению модернизации самолета МиГ-21БИС UPG российской стороной.

Предстояла длительная программа летных испытаний самолета МиГ-21БИС UPG — более ста зачетных полетов. Испытания двух самолетов осуществляли

летчики-испытатели завода и РСК "МиГ" О. Антонович, А. Коновалов, С. Кара, В. Кадыков, А. Земляной и, частично, индийский летчик-испытатель Н. Хариш. Помогали им ведущие инженеры по летным испытаниям Г. Васянкин, Я. Исаенко, В. Звягин, В. Потуренко, С. Лагойко.

Для осуществления испытательных полетов с выполнением реальных боевых пусков на полигоне Государственного летного центра в г. Ахтубинске потребовалось специальное распоряжение правительства России. Впервые испытательные полеты в Нижнем Новгороде и Ахтубинске выполнялись иностранным летчиком на одноместном самолете МиГ-21БИС UPG.

Программа летных испытаний на аэродроме завода была напряженной (в день выполнялось по 2–3 полета). Задание на каждый полет согласовывалось с летчиками ВВС Индии, производился разбор полетов с участием индийских и российских специалистов с обязательным оформлением экспресс-протокола по результатам полета. При положительном результате подписывался акт, при отрицательном — выполнялись повторные полеты до получения стабильного положительного результата.

После завершения программы летных испытаний оба модернизированных самолета МиГ-21БИС UPG были приняты службами технического контроля индийской стороны. 14 декабря 2000 г. произошла официальная передача самолетов с подписанием всех протоколов и рабочих документов (рис. 3, 4). После этого потребители были разобраны и отправлены в Индию на грузовом самолете.

Во время подписания документов представители корпорации HAL и BVC Индии выразили глубокое удовлетворение в связи с успешным завершением этапа сотрудничества с Россией. Слова глубокой признательности звучали в адрес работников всех подразделений завода. И это было не только протокольной вежливостью. Индийские специалисты по достоинству оценили модернизированный самолет МиГ-21БИС UPG. Высокую оценку работе завода дал руководитель контрольной группы полковник А. Чопра: "Для нас настало время возвращаться в Индию. Мы много пережили за последние четыре года. Хотя я лично являюсь летчиком-испытателем и имею большую летную практику на различных самолетах-истребителях, эта программа была действительно уникальной. Я горжусь тем, что был руководителем группы самой первой российско-индийской программы опытно-конструкторских работ. Присутствие других нероссийских участников сделало программу еще более интересной и захватывающей."

При выполнении программы модернизации самолета МиГ-21БИС в вариант МиГ-21БИС UPG Нижегородский авиационный завод "Сокол" был действительно движущей силой. На заводе работают грамотные специалисты в области авиастроения, которые внесли большой вклад в военный потенциал своей страны и ряда зарубежных стран. Их огромное стремление к работе и поддержка позволили нам чувствовать себя частью российской авиации".

После прибытия первых двух самолетов МиГ-21БИС UPG ("Бизон") в Индию были проведены дополнительные испытания самолетов и оборудования в климатических условиях Индии. Российские специалисты, командированные на авиационный завод корпорации HAL в г. Насик, помогли индийским специалистам довести модернизацию первой партии самолетов МиГ-21БИС до уровня МиГ-21БИС UPG. Руководителями группы специалистов Нижегородского авиастроительного завода "Сокол" на этапе освоения модернизации в г. Насик были П.М. Королев и В.В. Кирасиров.

Индийские BVC провели ряд учебных боев самолетов МиГ-21БИС UPG с самолетами F-16, "Мираж" и другими. Победу одержали модернизированные самолеты МиГ-21БИС UPG. Это является дополнительным подтверждением правильности принятых технических решений.

Благодаря программе модернизации самолетов МиГ-21БИС по контракту с индийскими BVC работой по основному профилю кроме Нижегородского завода "Сокол" был загружен целый ряд заводов-смежников, поставлявших оборудование, необходимое для выполнения контракта. Это позволило этим предприятиям не только пережить годы экономического кризиса в стране, но и создать технический задел на перспективу.



ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ

В 2007 г. ЗАВЕРШИТСЯ ОЧЕРЕДНОЙ ЭТАП МОДЕРНИЗАЦИИ ПАРКА РОССИЙСКИХ САМОЛЕТОВ-РАЗВЕДЧИКОВ А-50

Очередной этап модернизации авиапарка самолетов дальнего радиолокационного дозора, обнаружения и наведения А-50 российских ВВС планируется завершить в текущем году. Модернизации, в частности, будет подвергнут радиотехнический комплекс (РТК) самолета, что значительно повысит его возможности.

В ходе модернизации РТК претерпит существенные изменения. Например, будет введена цифровая обработка всего массива информации. По словам главкома ВВС генерала армии В.С. Михайлова, в результате поэтапной модернизации Военно-Воздушные Силы России в 2008 г. получат А-50 в новом облике. Он будет оснащен новой аппаратурой, которая позволит эксплуатировать этот самолет еще не менее 20 лет.

Самолет А-50 предназначен для обнаружения и опознавания воздушных объектов, определения их координат и параметров движения, выдачи информации на командные пункты, а также для наведения истребителей-перехватчиков и вывода самолетов фронтовой авиации в район наземных целей при их боевых действиях на малых высотах. А-50 создан на базе военно-транспортного самолета Ил-76МД. По оценкам специалистов, А-50 по уровню выделения целей на фоне земной поверхности, а также по дальности передаваемой информации (через спутники) превосходит американский аналог — самолет E-3 AWACS.

На А-50 установлен пилотажно-навигационный комплекс, предназначенный для решения задач самолетовождения на всех этапах полета в простых и сложных метеоусловиях. Он позволяет решать боевые задачи на любых географических широтах, в любое время года и суток, а также предназначен для выдачи необходимой пилотажно-навигационной информации в специальные комплексы.

Для обороны самолета на маршруте и в зоне патрулирования предусмотрен оборонительный комплекс, обеспечивающий защиту А-50 в передней и задней полусферах от управляемого и неуправляемого оружия истребителей противника. Комплекс обороны включает в себя средства радиоэлектронного противодействия. Предусмотрена защита самолетов от истребителей противника с помощью наведения своих перехватчиков. Радиоэлектронное оборудование А-50 обеспечивает выполнение боевых задач при организованных помехах и противодействии противника.

Вестник Интерфакс — АВН № 4 (279), 2007 г.



**ЛЕБЕДИНСКИЙ
Евгений Васильевич** —
начальник лаборатории
Исследовательского центра
им. М.В. Келдыша,
профессор, доктор техн.
наук



ЧО Гю Сик —
аспирант Московского
физико-технического
института (университета),
Республика Корея

Антипульсационные перегородки как средство борьбы с неустойчивостью горения в камерах сгорания

Е.В. Лебединский, Г.С. Чо

Представлены результаты экспериментальных исследований влияния длины антипульсационных перегородок и их формы на демпфирующую способность перегородок для тангенциальных мод колебаний давления в камере сгорания. Установлена немонотонная зависимость эффективности перегородок от их длины. Дано теоретическое обоснование этой зависимости.

E.V. Lebedinsky, G.S. Cho. Baffle As A Struggling Device Against Combustion Instability In A Combustion Chamber

Experimental research results on the influence of baffle length and form to the damping performance of a tangential mod of pressure oscillation in a combustion chamber were presented. Non-monotonous dependency of damping effectiveness on baffle length was established. A theoretical explanation of the non-monotonous influence of baffle length on damping effectiveness was given.

Наиболее распространенным средством борьбы с высокочастотной неустойчивостью горения в камерах сгорания и газогенераторах ЖРД по отношению к поперечным формам пульсаций давления является установка на огневое днище форсуночной головки антипульсационных перегородок (иногда их называют "крестом"). Впервые антипульсационные перегородки были использованы для обеспечения устойчивости горения на одном из российских двигателей в 1947 г. (заметим, что первые данные об использовании перегородок в США относятся к 1954 г.). С тех пор они широко используются в промышленности. Опыт практического применения антипульсационных перегородок позволил сформулировать определенные рекомендации и правила по их использованию [1]. Вместе с тем пока нет четкого понимания механизма стабилизирующего воздействия антипульсационных перегородок. Это затрудняет выбор необходимых конструктивных параметров антипульсационных перегородок, а проверка достаточности их эффективности в каждом конкретном случае может быть осуществлена только экспериментально. Проблема осложняется еще и тем, что известны случаи, когда постановка антипульсационных перегородок вместо ожидаемого повышения запасов устойчивости приводила к их снижению [2].

По существующим представлениям, антипульсационные перегородки могут воздействовать на устойчивость горения в нескольких направлениях [1, 3]:

- 1) изменяя акустические характеристики камеры сгорания;
- 2) предохраняя предпламенную зону от воздействия поперечных пульсаций скорости;
- 3) увеличивая диссипативные процессы за счет трения на лопастях перегородок, а также за счет дополнительного вихреобразования на их острых кромках.

Как видим, два стабилизирующих механизма (первый и третий) имеют чисто акустическую природу. Поэтому не исключено, что проведение акустических испытаний камер сгорания с перегородками, в которых моделируются основные механизмы воздействия перегородок на устойчивость горения, позволят решить вопрос о выборе их

оптимальных размеров и тем самым в определенной степени сократить объем необходимых проверок на натурном двигателе.

Экспериментальные исследования влияния длины антипульсационных перегородок и их конструкции на акустические характеристики камеры сгорания

Для проведения экспериментальных исследований была смонтирована акустическая установка, принципиальная схема которой показана на рис. 1 [4].

Объектом исследования являлась модельная камера сгорания диаметром $D_{к.с.} = 225$ мм с длиной цилиндрической части 270 мм, с соплом длиной $L_c = 150$ мм с диаметром критического сечения 90 мм. Форсуночная головка в соответствии с используемой во всех акустических экспериментах методикой [4] имитировалась перфорированной решеткой со сверхкритическим перепадом давлений.

Для возбуждения в исследуемой камере тангенциальной моды колебаний было использовано устройство, представляющее собой сочетание обычного газового пульсатора дроссельного типа, установленного на входе в газодовод и создающего в нем гармонические колебания, с частично перфорированной решеткой, установленной на входе в исследуемую камеру, причем зона перфорации решетки была ограничена сектором с углом 120° [5].

Исследовались камеры без антипульсационных перегородок и с антипульсационными перегородками различных длин и конструкций. В качестве параметра, характеризующего эффективность демпфирования антипульсационными перегородками колебаний, использовалось отношение величины резонансного максимума амплитудно-частотной характеристики камеры сгорания с перегородками на частоте 1-й тангенциальной моды к соответствующей величине резонансного

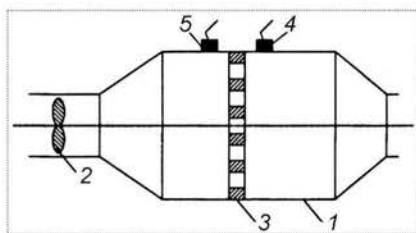


Рис. 1. Принципиальная схема акустической установки: 1 – объект исследования (камера сгорания); 2 – источник гармонических возмущений в движущемся потоке (пульсатор); 3 – методическая (перфорированная) решетка; 4 – датчик пульсаций давления за решеткой ($\delta p_{к.с.}$); 5 – датчик пульсаций давления перед решеткой ($\delta p_{п.г.}$)

максимума амплитудно-частотной характеристики камеры без антипульсационных перегородок (рис. 2).

Было проведено три серии экспериментов, результаты которых представлены на рис. 3 и 4 в форме зависимостей относительного максимума частотной характеристики $|M|_{\max}/|M|_{\max \text{ б.п.}}$ и относительной резонансной частоты $\bar{f}/f_{б.п.}$ от относительной длины перегородки $\bar{l}_п = l_п / D_{к.с.}$.

На рис. 3 показаны результаты для нескольких вариантов конструкций перегородок: трехлопастных и шестилопастных пластинчатых перегородок толщиной 6 мм и трехлопастных перегородок из выдвинутых форсунок (в условиях акустических экспериментов – втулки (рис. 5)).

Из приведенных экспериментальных данных можно сделать вывод, что зависимость параметра эффек-

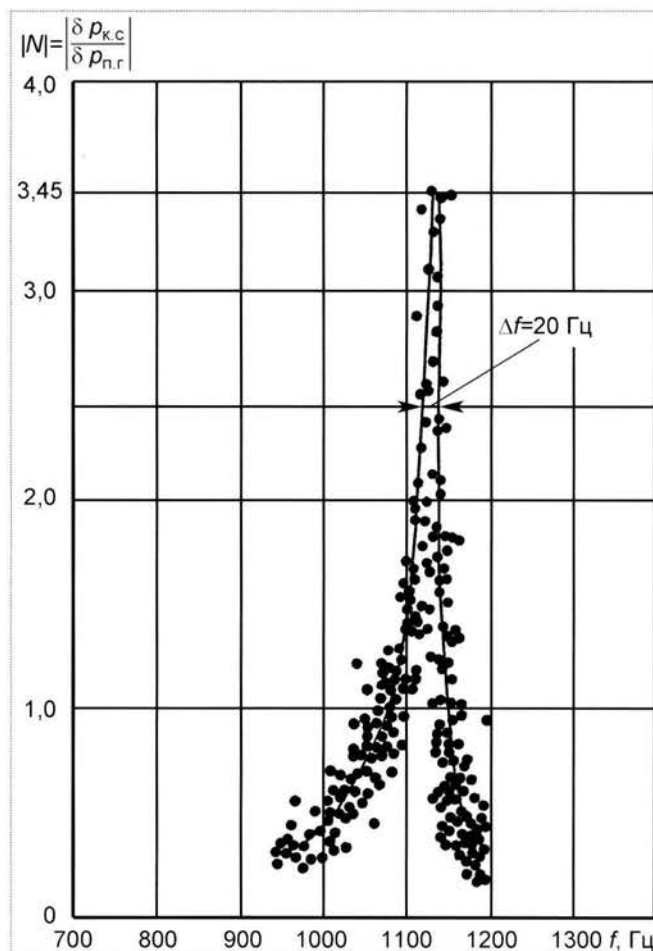


Рис. 2. Амплитудно-частотная характеристика $|M|$ камеры сгорания без антипульсационных перегородок:

$\delta p_{к.с.}$, $\delta p_{п.г.}$ – пульсации давления за и перед решеткой соответственно

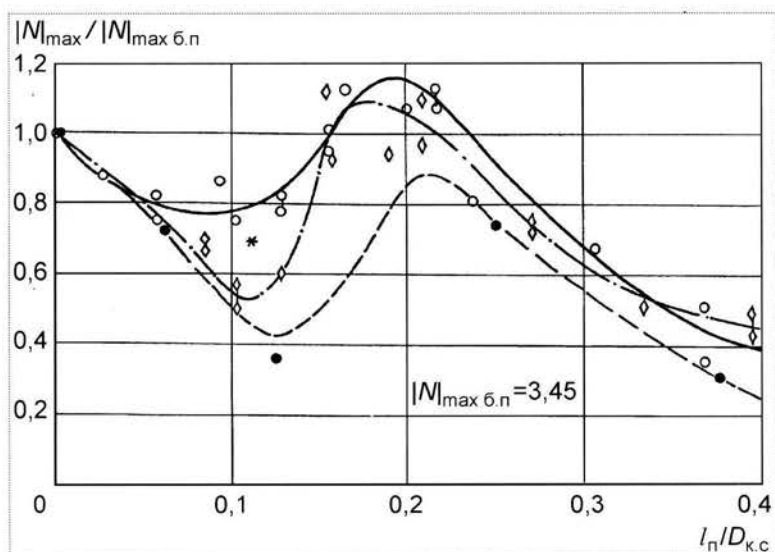


Рис. 3. Зависимость относительного максимума частотной характеристики камеры сгорания от относительной длины перегородок:

○, — три лопасти из форсунок; * — "солнышко" из трех лопастей из форсунок; ◇, — три плоских лопасти; ●, — "солнышко" из шести плоских лопастей

тивности от относительной длины перегородки является немонотонной.

Как видно из рис. 3, для всех исследованных типов перегородок имеется область относительных длин перегородок $\bar{l}_n = 0,1 \dots 0,12$, где стабилизирующий эффект перегородок проявляется довольно существенно, снижая величину резонансного максимума амплитудно-частотной характеристики камеры на частоте 1-й тангенциаль-

ной моды в 1,3 ... 2,5 раза в зависимости от типа перегородки. В то же время в диапазоне относительных длин перегородок $\bar{l}_n = 0,14 \dots 0,25$ наблюдается снижение демпфирующего влияния перегородок, и даже некоторое дестабилизирующее влияние по сравнению с камерой без перегородок.

Из графиков, приведенных на рис. 3, также видно, что эффект стабилизирующего воздействия антипульсационных перегородок на оптимальной длине зависит: а) от числа лопастей перегородок: шестилопастные перегородки лучше, чем трехлопастные. Важна также конструкция перегородок: перегородки из выдвинутых в камеру сгорания форсунок менее эффективны, чем плоские перегородки той же длины.

Для облегчения сопоставления полученных результатов с результатами других авторов результаты экспериментов представлены в форме зависимости относительной добротности камеры сгорания от относительной длины перегородок (рис. 6). В теории колебаний под доб-

ротностью колебательной системы понимают отношение $Q = f/\Delta f$, где f — резонансная частота системы; Δf — ширина резонансной кривой на уровне 0,707 от максимальной амплитуды.

Данные, приведенные на рис. 6, на наш взгляд, свидетельствуют о хорошем совпадении полученных результатов с результатами других авторов [1]. Однако из приведенного на рис. 6 графика видно, что зависимость

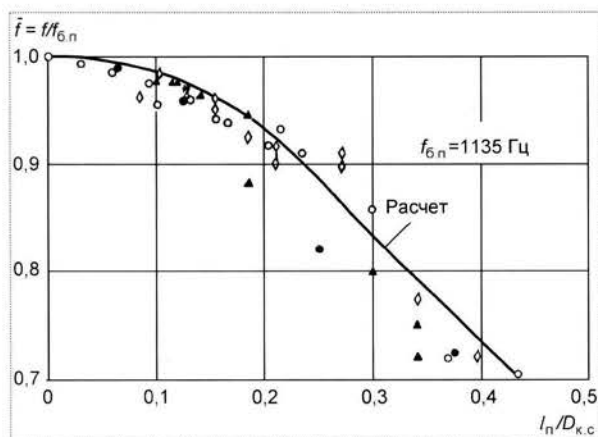


Рис. 4. Зависимость относительной резонансной частоты камеры сгорания от относительной длины перегородок:

○ — три лопасти из форсунок; * — "солнышко" из трех лопастей из форсунок; ◇ — три плоских лопасти; ● — "солнышко" из шести плоских лопастей

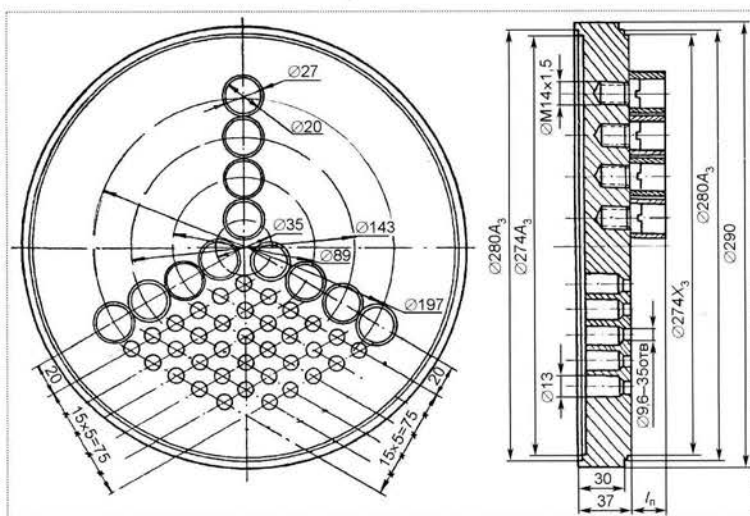


Рис. 5. Схема расположения антипульсационных перегородок из выдвинутых гильз (втулок) относительно отверстий методической решетки

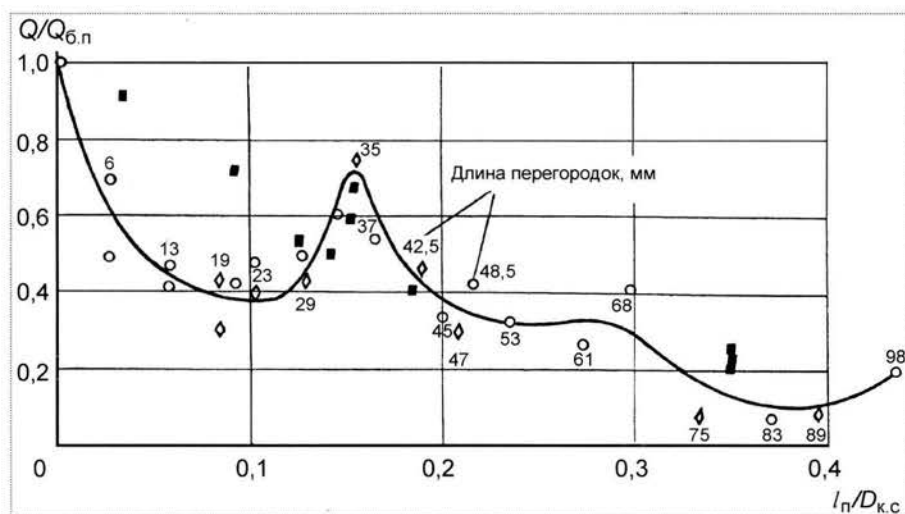


Рис. 6. Зависимость относительной добротности камеры сгорания от относительной длины перегородок:

$Q, Q_{б.п.}$ — добротности камер сгорания с перегородками и без них соответственно; $\circ$ — три лопасти из форсунок; $\diamond$ — три плоских лопасти; $\square$ — данные работы [1]

относительной добротности от относительной длины перегородок имеет немонотонный характер, в силу чего предложенная авторами работы [1] аппроксимация экспериментальных данных монотонной зависимостью (гиперболической или близкой к ней) представляется не вполне правомерной. Из графика также видно, что в диапазоне $\bar{l}_n = 0,12 \dots 0,19$ наблюдается существенное увеличение относительной добротности, что соответствует уменьшению эффективности демпфирования перегородками колебаний 1-й тангенциальной моды.

В диапазоне же $\bar{l}_n = 0,1 \dots 0,12$ относительная добротность системы имеет минимум, что соответствует повышению эффективности демпфирования перегородками колебаний 1-й тангенциальной моды и подтверждает наше представление о наличии некоторой оптимальной относительной длины перегородок $\bar{l}_n = 0,1 \dots 0,12$, при которой антипульсационные перегородки максимально демпфируют колебания 1-й тангенциальной моды.

Расчет акустических характеристик камеры сгорания с антипульсационными перегородками

Теоретических работ, посвященных расчету акустического поля в камере сгорания с перегородками, немного. Простейшая теория определения акустического поля с антипульсационными перегородками изложена в работах [1, 3, 8]. Согласно этим работам поле в полости между перегородками считается плоским, а поле в объеме, не занятом перегородками, соответствует той моде колебаний, которая подавляется. Потенциальные решения для двух областей сшиваются в сечении, про-

ходящем через торцы перегородок, путем приравнивания проводимостей (для продольной моды между перегородками и тангенциальной моды в камере сгорания). Как показывают расчеты, подобная методика не позволяет учесть влияние конструктивных параметров перегородок (допустим, длины) на их эффективность. Вместе с тем такой подход позволяет дать качественное объяснение влияния длины перегородок на резонансную частоту камеры сгорания. По нашему мнению, издержки теории связаны с тем, что при таком подходе перегородки не вызывают никакого дополнительного диссипативного процесса, кроме выноса энергии через сопло, который существует и для камеры сгорания без перегородок.

В дальнейшем будем придерживаться гипотезы работы [1], согласно которой одним из возможных механизмов демпфирования колебаний перегородками является вихреобразование в сечении, проходящем через торцы перегородок.

Допуская возможность вихреобразования в камере сгорания, переведем задачу в класс непотенциальных потоков, в которых помимо акустических возмущений должны существовать дополнительно и вихревые возмущения [9]. Акустические и вихревые возмущения могут взаимодействовать в дозвуковой части сопла Лаваля. Итогом такого взаимодействия является периодическое "запирание" или "раскрытие" сопла, что приводит к периодическому изменению коэффициента отражения акустической волны (рис. 7) в зависимости от частоты колебаний. Как показано в работе [9], интенсивность воздействия вихревой волны на коэффициент отражения зависит от амплитуды и фазы вихревой волны, порожденной падающей на перегородки акустической волной.

Чтобы рассчитать амплитуду вихревой волны, которая порождается перегородками, примем следующие правила сшивания двух непотенциальных потоков в сечении, проходящем через торцы перегородок ($x = l_n$):

$$p'_A = p'_B;$$

$$u'_A = u'_B; v'_A = v'_B; w'_A = w'_B,$$

где p' — возмущение давления на границе двух зон; u, v, w — возмущения осевой, тангенциальной и радиальной компонент вектора скорости на границе двух зон.

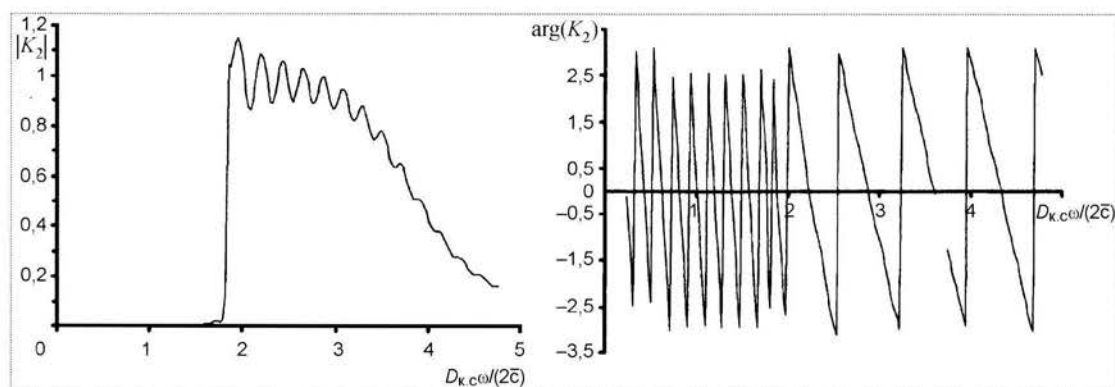


Рис. 7. Амплитуда и фаза изменения коэффициента отражения K_2 акустических волн от сопла, когда амплитуды вихревой волны и падающей акустической волны равны:
 ω — круговая частота колебаний, c^{-1} ; $\bar{c}$ — скорость звука

С использованием данных условий сшивания решений и алгоритмов работы [9] были вычислены добротности резонансного максимума частотной характеристики камеры сгорания для 1-й тангенциальной моды колебаний для различных длин антипульсационных перегородок (рис. 8). Результаты расчетов указывают на немонокотное (периодическое) снижение величины добротности резонансного максимума акустических колебаний, что удовлетворительно подтверждается экспериментальными данными. При фиксированной частоте подавляемых колебаний максимальная эффективность перегородок наблюдается при относительных длинах

$$\bar{l}_n = \frac{1+2n}{2} 0,853M,$$

а минимальная — при

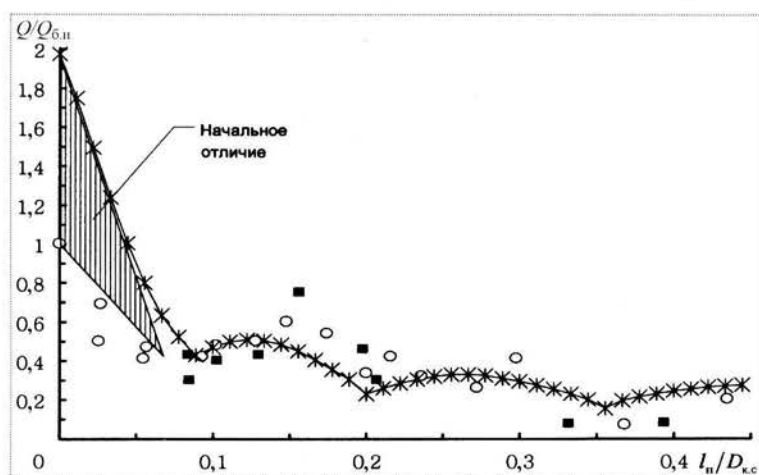


Рис. 8. Сопоставление результатов расчета с экспериментальными данными по изменению добротности резонансного максимума 1-й тангенциальной моды колебаний по мере увеличения длины перегородок:

○ — эксперимент, три лопасти из форсунок; ■ — эксперимент, три плоских лопасти; * — расчет

$$\bar{l}_n = K \cdot 0,853M,$$

где M — число Маха в камере сгорания; $K, n = 0, 1, 2 \dots$ — целые числа.

Некоторое различие между результатами расчета и эксперимента, наблюдаемое вблизи нулевых длин перегородок, обусловлено погрешностью измерений добротности для камеры сгорания без перегородок. Теоретическое значение ширины резонансной кривой Δf на уровне $0,707N_{\max}$ настолько мало, что экспериментальные возможности установки не позволяют корректно "выловить" подобный резонансный максимум (изменяя частоту задаваемых колебаний с шагом, меньшим 1 Гц).

На рис. 9 приведено сопоставление результатов проведенных расчетов с экспериментальными данными и данными работы [8] по изменению резонансной частоты 1-й тангенциальной моды колебаний по мере увеличения длины перегородок. Видно, что расчетные результаты, демонстрирующие снижение резонансной частоты по мере увеличения длины перегородок, коррелируют с экспериментальными данными с небольшим отклонением. При этом расчетные данные хорошо совпадают с данными работы [8], однако снижение резонансной частоты происходит ступенчато.

Таким образом, проведенные экспериментальные и расчетные исследования показывают следующее:

1. Демпфирующие свойства антипульсационных перегородок по отношению к колебаниям 1-й тангенциальной моды зависят от их относительной длины немонотонно.

2. Оптимальная относительная длина перегородок, соответствующая максимальному демпфированию колебаний 1-й тангенциальной моды, для всех исследованных типов перегородок

док в условиях экспериментов составляет $\bar{l}_n = 0,1 \dots 0,12$. При $\bar{l}_n \approx 0,14 \dots 0,25$ наблюдается существенное снижение демпфирующих свойств перегородок, а в некоторых случаях проявляется даже их дестабилизирующее воздействие.

3. Шестилопастные плоские антипульсационные перегородки сильнее демпфируют колебания 1-й тангенциальной моды, чем трехлопастные перегородки. Трехлопастные перегородки из выдвинутых внутрь камеры форсунок (втулок) менее эффективны как средство подавления колебаний 1-й тангенциальной моды, чем аналогичные плоские перегородки. Демпфирующие свойства трехлопастных перегородок из форсунок (втулок) и шестилопастных перегородок ("солнышко") из форсунок (втулок) практически одинаковы.

4. По мере увеличения длины антипульсационных перегородок резонансная частота камеры сгорания монотонно уменьшается, причем зависимость относительной резонансной частоты камеры от относительной длины перегородок имеет универсальный вид для всех исследованных вариантов перегородок.

5. Теоретически показано, что немонотонный (периодический) характер снижения эффективности антипульсационных перегородок с увеличением их длины обусловлен двумя процессами: генерацией вихревых возмущений на острых краях перегородок под действием акустических волн и последующим взаимодействием вихревых и акустических волн в дозвуковой части сопла Лавы. Предложенная модель явления удовлетворительно согласуется с экспериментальными данными.

Список литературы

1. Неустойчивость горения в ЖРД / под ред. Д. Харрье и Ф.Г. Рирдона. М.: Мир, 1975.

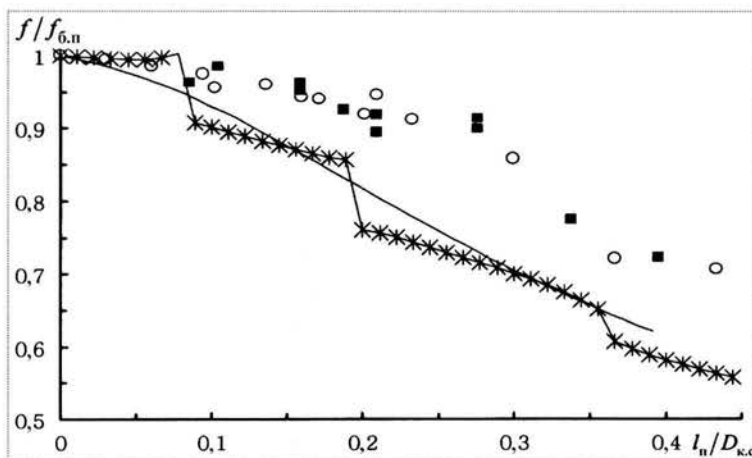


Рис. 9. Расчетные и экспериментальные данные по изменению резонансной частоты 1-й тангенциальной моды колебаний по мере увеличения длины перегородок: $\circ$ — эксперимент, три лопасти из втулок; $\blacksquare$ — эксперимент, три плоских лопасти; — данные Лундэна [8]; * — расчет

2. Хернер Р.Д. Отработка устойчивости горения в ЖРД на топливах длительного хранения // Вопросы ракетной техники. 1966. № 5.

3. Устойчивость рабочего процесса в двигателях летательных аппаратов / М.А. Ильченко, В.В. Крюченко, Ю.С. Мнацаканян и др. М.: Машиностроение, 1995.

4. Лебединский Е.В., Натанзон М.С., Никифоров М.В. Экспериментальный метод определения динамических свойств газовых потоков // Акустический журнал. 1982. Т. XXVIII. Вып. 2.

5. Лебединский Е.С. Акустика газовых трактов жидкостных ракетных двигателей. М., ФГУП "Центр Келдыша", 2004.

6. Baer M. R., Mitchell C. E. A theoretical evaluation of combustion instability. NASA CR-134986, 1976.

7. Акустические средства борьбы с неустойчивостью горения / Е.В. Лебединский, И.Г. Лозино-Лозинская, И.В. Меркулов, Ю.И. Писаревич. М., ФГУП "Центр Келдыша", 2005.

8. Lundén K. C. An analytical investigation of the effects of baffles in a liquid propellant rocket combustion chamber. Masters Thesis, Sacramento State College. Sept. 1969.

9. Чо Гю Сик, Лебединский Е.В. Влияние вихревой и энтропийных волн на коэффициент отражения акустической волны от дозвуковой части сопла Лавы // Электронный научный журнал "Исследовано в России", <http://zhurnal.arc.ru/articles/2006/090.pdf>.



ДАИДЖЕСТ ДАИДЖЕСТ ДАИДЖЕСТ ДАИДЖЕСТ ДАИДЖЕСТ ДАИДЖЕСТ

В 2007 г. С ПОМОЩЬЮ РАЗГОННЫХ БЛОКОВ ПРОИЗВОДСТВА НПО ЛАВОЧКИНА БУДУТ ЗАПУЩЕНЫ 4 КОСМИЧЕСКИХ СПУТНИКА

В 2007 г. запланировано осуществить запуск четырех космических аппаратов с использованием разгонного блока "Фрегат" и его новой модификации со сбрасываемыми баками "Фрегат-СБ" производства НПО им. С.А. Лавочкина. Кроме того, в текущем году в НПО продолжится изготовление метеорологического спутника "Электро-Л", разработка астрофизических обсерваторий серии "Спектр" и автоматической межпланетной станции "Фобос-Грунт", начнется работа по лунной и марсианской программам. На 2007 г. также запланированы разработка малых космических аппаратов на базе унифицированных микроплатформ, в том числе в интересах Российской академии наук и сдача в эксплуатацию первой очереди нового сборочно-испытательного корпуса, оснащенного современной чистовой камерой.

Вестник Интерфакс — АВН № 4 (279), 2007 г.



КРАСИЛЬЩИКОВА
Гузель Алексеевна —
сотрудник Научно-мемори-
ального музея проф.
Н.Е. Жуковского,
инженер-архитектор Цен-
трального аэрогидродинами-
ческого института им. проф.
Н.Е. Жуковского, член
Творческого союза художни-
ков России, член Союза
журналистов Москвы

Комплекс аэрогидродинамических лабораторий ЦАГИ – первый научный авиационный центр в России

Г.А. Красильщикова

Первым в России научно-исследовательским центром в области авиации, построенным в 1920–1930 гг., является комплекс лабораторий Центрального аэрогидродинамического института (ЦАГИ) им. проф. Н.Е. Жуковского в Москве. Внешний облик зданий ЦАГИ и уникальное научно-техническое оборудование для экспериментов были выполнены по новаторским инженерным проектам начала XX в.

G.A. Krasilshchikova. TSAGI Aerodynamic Laboratory Complex: Russia's First Aviation Research Center

Erected in 1920–1930s, the laboratory complex of the Zhukovsky TSAGI central air- and hydrodynamics institute in Moscow was Russia's first aviation research center. The TSAGI's buildings and unique research and engineering equipment for staging most outstanding experiments were made in compliance with most trailblazing engineering solutions, envisaged in projects of the early 20th century.

Первый научный центр в России — комплекс Центрального аэрогидродинамического института в Москве — создавался под руководством профессора Н.Е. Жуковского при участии его учеников и соратников, в частности впоследствии знаменитого авиаконструктора А.Н. Туполева и одного из создателей газовой динамики академика С.А. Чаплыгина.

1 декабря 1918 г. в ЦАГИ начинается работа семи отделов: общетеоретического, авиационного, ветряных двигателей, средств сообщения, изучения и разработки конструкций, приложения аэро- и гидродинамики к сооружениям, научно-технической специализации по аэро- и гидродинамике [2]. Руководство осуществляется коллегией Аэродинамической секции НТО ВСНХ под председательством Н.Е. Жуковского. После кончины Н.Е. Жуковского в 1921 г. ЦАГИ переходит в коллегиальное управление (рис. 1), возглавляемое С.А. Чаплыгиным.

Строительство ЦАГИ осуществлялось в квартале улиц Немецкая (ныне улица Бауманская), Вознесенская (ныне улица Радио, рис. 2), Демидовского и Новокирочного переулков. Одновременно проводились работы по созданию новых авиационных конструкций, развивалось металлическое самолетостроение. Для исследований по аэродинамике, прочности и гидродинамике и испытаний материалов были крайне необходимы новые лаборатории с современным оборудованием.

Научные разработки наиболее совершенных в то время научно-исследовательских аэро- и гидродинамических установок и сооружений, связанных с обтеканием объектов или тел в жидких и воздушных средах, послужили базой для появления нового архитектурно-художественного типа зданий и сооружений, первых лабораторных корпусов новаторских форм и компоновок, где были размещены основные крупные научные и экспериментальные объекты ЦАГИ — аэродинамическая труба Т-I-II и гидроканал.

В течение двух–трех месяцев правительством нашей страны были приняты решения и выделены средства для проектных и строительных работ ЦАГИ как "учреждения



Рис. 1. Заседание коллегии ЦАГИ, 1925 г.

особой государственной важности". В документах Промсекции Госплана от 19 декабря 1923 г. указывалось: "Признать постройку и оборудование нового Экспериментального аэродинамического Института безусловно необходимой и срочной в деле создания и развития воздушного флота, а также и с целью содействия промышленности и народному хозяйству, связанным с использованием сил течения воздуха" [3]. Подтверждалось и то, что "постройка и оборудование гидроавиационной лаборатории при ЦАГИ должна быть произведена в порядке чрезвычайной спешности и, во всяком случае, в первую очередь" [3]. Таким образом, началась разработка проектов новых лабораторий и их уникального оборудования по своим, независимым от Запада схемам и конструкциям.

Строительство развернулось в 1923 г. и велось исключительно высокими темпами при непосредственном участии как самих научных работников, так и привлеченных архитекторов и строителей (рис. 3). В течение полутора лет в ЦАГИ велось строительство лабораторий, которые в ряде случаев по уровню проектов нового экспериментального оборудования и строительным достижениям превосходили аналогичные зарубежные научные лаборатории в области аэрогидродинамики.

Руководство и проведение всех проектных и строительных работ осуществлялось согласно приказу Высшего Совета Народного Хозяйства (ВСНХ) СССР от 28 августа 1924 г., подписанному председателем ВСНХ Ф.Э. Дзержинским, специально созданной Строительной комиссией при НТО под председательством профессора С.А. Чаплыгина. В состав этой комиссии вошли А.А. Архангельский, Н.И. Ворогушин, И.И. Сидо-



Рис. 2. Вид московского комплекса ЦАГИ, 1926 г., ул. Вознесенская (ныне ул. Радио, 17)

рин, Ю.Н. Флаксерман, А.Д. Цюрупа, Б.Н. Юрьев, А.В. Кузнецов [1].

В 1923–1928 гг. архитектурное проектирование и строительство комплекса ЦАГИ выполнялись под руководством профессора МВТУ им. Н.Э. Баумана Александра Васильевича Кузнецова — основоположника архитектуры промышленных зданий и сооружений в России и его учениками — студентами архитектурного и



Рис. 3. А.В. Кузнецов и С.А. Чаплыгин на строительстве ЦАГИ, 1924 г.

фабрично-заводского отделения МВТУ А.С. Фисенко, Б.В. Гладковым, И.С. Николаевым, братьями В.Я. и Г.Я. Мовчан, Г.С. Карлсен в стилистических тенденциях искусства и архитектуры 1920–1930 гг. Яркими приверженцами этих художественных идей и творческих поисков были общепризнанные художники-новаторы Владимир Татлин, Эль Лисицкий, Казимир Малевич, архитекторы братья Веснины и другие отечественные мастера. (В 1922–1923 гг. Веснины были авторами конкурсного проекта Дворца Труда в Москве, который не был осуществлен и который имел стилистическую аналогию с корпусом ЭАО архитектурного комплекса ЦАГИ.)

Одним из первых осуществленных проектов в стиле конструктивизма стал комплекс ЦАГИ в Москве, спроектированный в 1924 г. как единый ансамбль. К 1930 г. комплекс ЦАГИ, являющийся примером единства достижений развития техники и искусства, состоял из нескольких крупных объектов:

здание ЭАО (экспериментально-аэродинамического отдела и лаборатории ветряных двигателей);

корпуса ОПАК (отдела прочности авиационных конструкций) и ОИАМ (отдела испытаний авиационных материалов);

сооружения гидроканала ЭГО (экспериментально-гидродинамического отдела) и гидролаборатории;

корпус АГОС (отдела авиации, гидроавиации и опытного строительства), где размещались конструкторское бюро и опытный завод.

Напомним слова архитектора В.А. Веснина, высказанные при обсуждении проекта гидроэлектростанции Днепрогэс, модель которой испытывалась в гидролаборатории ЦАГИ в 1927 г.: "Я принадлежу к тому течению и к той группе, которая не считает возможным расчленить сооружение на архитектурную и инженерную части. Форма в данном случае является только следствием, и если мы работаем над формой, то только в смысле ее уточнения и совершенства в проработке тех данных, которые нам дает основное функциональное решение".

Для развития авиационной науки, расширения экспериментальных исследований, создания опытных образцов передовых конструкций летательных аппаратов требовались специальные корпуса и лаборатории, которые были бы взаимосвязаны и расположены на одной территории. Главный инженер, архитектор строительства ЦАГИ А.В. Кузнецов отмечал, что "само назначение зданий было настолько своеобразным, что требовало новых приемов работ и конструкций" [4]. Были применены механизация железобетонных работ, новейшие системы деревянных ферм,

проведена рационализация различных строительных систем, использовалась торкрет-пушка с компрессором, а также новые методы кладки и новые методы организации труда. На стройке работали механические приборы собственного изобретения и изготовления, что позволило удешевить конструкции и стоимость зданий.

Достаточно быстро были возведены первоочередные здания следующих лабораторий ЦАГИ: аэродинамической, моторной и испытаний авиационных материалов. 1 октября 1925 г. они были сданы в эксплуатацию, а 31 декабря 1925 г. был дан первый поток воздуха для экспериментов в большой аэродинамической трубе Т-I-II.

Здания ЦАГИ проектировались как единый архитектурный комплекс лабораторных корпусов. Был рассмотрен не один вариант, разработаны множество эскизов с асимметричной компоновкой объемов, рационально-кубическими формами, нетрадиционными свободными планировками и композициями.

Идея авангарда 20–30-х гг. прошлого столетия была воплощена в реальность. Конструктивизм как стиль возник в архитектуре из беспредметной живописи не только геометрическими объемами, но и графической пластикой фасадов и сеткой конструктивных каркасов. Здания ЦАГИ новаторских архитектурных форм явились ярким примером достижений градостроительства Москвы начала XX в. Они составили уникальный комплекс установок аэродинамических труб, в то время самых крупных по европейским и мировым масштабам.

Заказчики-руководители и основатели комплекса ЦАГИ поддерживали новаторские идеи архитектурных проектов зданий и лабораторий ЦАГИ. Коллектив ученых, инженеров и исследователей предполагал внешний облик комплекса ЦАГИ в современных архитектурных формах "внушительным, но простым, запоминающимся, но непретенциозным и отличающимся современными архитектурными формами" [5]. В 1930 г. в Германии была опубликована книга Эль Лисицкого "Русланд" ("Rusland"), в которой упоминался архитектурный комплекс ЦАГИ в Москве.

Первый построенный объект комплекса ЦАГИ — это здание экспериментального аэродинамического отдела (рис. 4), для корпуса которого был разработан сложный архитектурно-технический проект совместно с учеными и инженерами ЦАГИ. Один из них, инженер-механик Г.А. Озеров, в 1927 г. писал: "Точность опытов в трубе и затрачиваемая на работу трубы мощность зависят целиком от ее аэродинамических форм. Значение вопросов экономичности установок становится ясным при мощ-



Рис. 4. Здание ЭАО ЦАГИ с аэродинамической трубой Т-I-II, 1925 г.

ностях порядка 500...1000 л.с. Несмотря на то что исследования наиболее рациональных аэродинамических форм труб велись в институте задолго до предложений о постройке новой лаборатории, перед началом проектирования новых труб (Т-I и Т-II) было поставлено несколько сот специальных опытов, где помимо изучения отдельных моментов прохождения потока (завороты, расширения в диффузорах и т.д.) изучались последовательно модели всех основных вариантов, возникавших в процессе проектирования" [6].

Группа в составе профессора Б.Н. Юрьева, инженеров К.А. Ушакова, Г.М. Мусинянца, К.К. Баулина, К.А. Бункина, Н.И. Ворогушина и А.М. Черемухина провела интенсивные работы по разработке концепции создания в едином сооружении многофункциональных аэродинамических труб с двумя закрытыми рабочими частями диаметром 6 и 3 м для испытания моделей при скоростях 60...300 км/ч. Трубы Т-I и Т-II разместились в корпусе ЭАО,

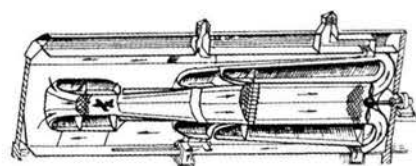
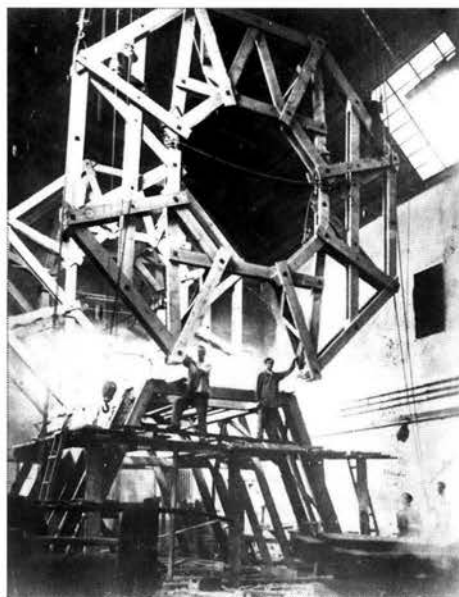
составляя единую конструкцию, которая имела два варианта (рис. 5).

В варианте I труба работает по замкнутому циклу. Воздух, пройдя рабочую часть, раздваивается на два потока и возвращается к входному участку больших скоростей для продувки моделей самолетов в малой рабочей части трубы.

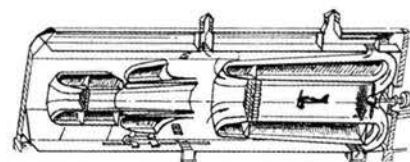
В варианте II соединительный участок трубы исключается и отводится в сторону малой рабочей части трубы. В этом случае в экспериментах движущийся воздух обтекает натурные элементы самолета.

В целях восстановления давления воздуха предусматривалось создание обратного канала для продолжения диффузора в аэродинамической трубе. Таким конструктивным решением и продиктован облик здания ЭАО, состоящего из двух разновеликих объемов кубической и полуцилиндрической форм с высокой башней квадратного сечения. Башня завершается экспериментально-смотровой площадкой с винтолопастной установкой на крыше (см. рис. 4).

Кстати, архитектурная модель строившегося здания ЭАО была первым продувочным объектом в аэродинамических трубах. Этот эксперимент проводили инженеры К.А. Бункин и А.М. Черемухин. Результаты проведенных исследований были опубликованы в "Трудах ЦАГИ" (вып. 35, 1928 г.). Эта работа, которая называлась "Давление ветра на крыши и стены зданий", впоследствии повлияла на изменение строительных норм в отношении ветровых нагрузок на здания и сооружения. Все результа-



Вариант I



Вариант II

Рис. 5. Монтаж ферменных конструкций Т-I-II: вариант I для продувок моделей самолетов с размахом крыла до 1,5 м и вариант II для продувок натурных элементов самолетов



Рис. 6. Строительство гидроканала ЦАГИ, 1928 г.

ты научных экспериментов безотлагательно были применены на практике при возведении корпусов ЦАГИ.

Следует отметить, что компоновочная структура аэродинамической трубы Т-І-ІІ, конструкция которой изготовлена из дерева, не противоречит архитектурно-эстетическому внешнему облику здания, являясь единственным в мире техническим сооружением сложного двухвариантного использования. В данном объекте для проведения аэродинамического эксперимента осуществлялось крепление модели летательного аппарата на 4-компонентных аэродинамических весах, специально спроектированных Г.М. Мусинянцем и К.А. Ушаковым.

В аэродинамической трубе Т-І-ІІ были проведены испытания моделей самых значительных самолетов того времени (истребителя И-5, четырехмоторного бомбардировщика ТБ-3, с помощью которого в мае 1937 г. была осуществлена посадка полярников для работы на первой станции "Северный полюс"). В большинстве случаев оказалось возможным усовершенствовать их аэродинамические характеристики, улучшить устойчивость и управляемость самолетов.

Были проведены исследования аэродинамики на моделях пассажирского самолета конструктора К.А. Калинина К-5 в 1927–1928 гг., биплана-разведчика Н.Н. Поликарпова Р-5, двухмоторного металли-

ческого самолета АНТ-9 конструкции А.Н. Туполева, пятимоторного самолета АНТ-14, самолета А.И. Путилова "Сталь-2" и позже самолета АНТ-25 РД, на котором были выполнены беспосадочные перелеты через Северный полюс в Америку в 1937 г. и установлен мировой рекорд дальности полета.

Для развития гидроавиации и быстроходного водного транспорта под руководством А.Н. Туполева был спроектирован, разработан и вскоре возведен в комплексе ЦАГИ гидроканал ЭГО. Испытательная ванна гидроканала имеет длину 202 м, ширину лотка 12 м, глубину 6,5 м и вместимость 12299 м³ (миллион ведер воды, что соответствовало суточной производительности Мытищинского водопровода для значительной части территории Москвы в 1926 г.).

Появлялись сомнения и вопросы: действительно ли необходимо такое крупное сооружение? Сомнения возрастали, и для ознакомления с моделью канала в ЦАГИ в мае 1926 г. приехали заместитель председателя РВС СССР И.С. Уншлихт и члены Реввоенсовета республики А.С. Бубнов и П.И. Баранов. Осмотрев модель канала и выслушав объяснения А.Н. Туполева, они одобрили строительство (рис. 6) гидроканала ЭГО ЦАГИ [5].

Опыта в строительстве подобных сложных сооружений не было, вводились новые приемы работ. Конструкция ванны опытного бассейна служила фундаментом и опорным элементом для перекрытий с большим по тем временам пролетом в 12 м из жестких рам деревянного теса на гвоздях, что позволило упразднить тяжелые кирпичные стены на специальных фундаментах (рис. 7, а, б). 28 апреля 1930 г. в гидроканале впервые была пущена в ход тележка для испытаний, масса которой вместе с приборами составляла 6 т. Масса заграничных аналогов была 18 ... 20 т, что послужило причиной аварии в Гамбургском гидроканале (Германия), когда незаторможенная тяжелая тележка пробила стену и вылетела на улицу [7].

При проведении эксперимента в середину лотка на переднюю консоль тележки помещали модель глассера, морского судна или поплавков гидросамолета. Далее тележка двигалась по рельсам, изогнутым в соответствии с кривизной земного шара, что составляет 3/4 мм на расстоянии 200 м (это было необходимо для точнейших показаний сложных опытных приборов). В таких условиях опытным путем определялась выгодная форма корпуса, днища или винта.

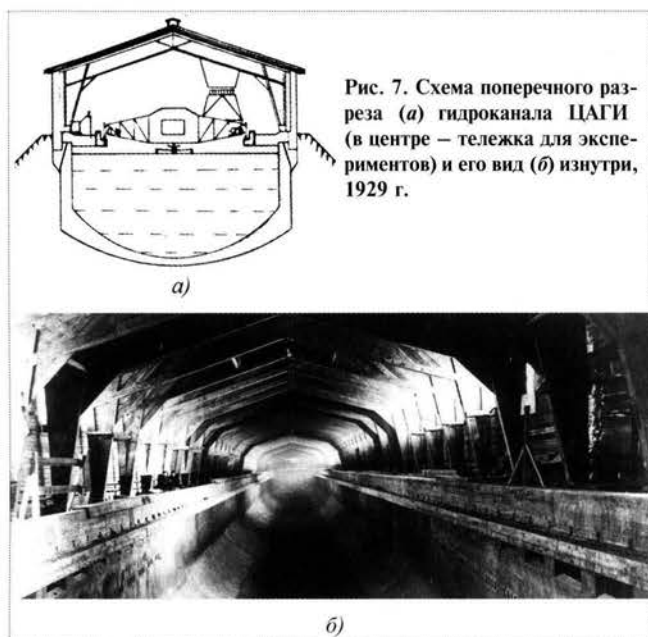


Рис. 7. Схема поперечного разреза (а) гидроканала ЦАГИ (в центре — тележка для экспериментов) и его вид (б) изнутри, 1929 г.



Рис. 8. Здание отдела авиации, гидроавиации и опытного строительства

Давая оценку художественно-эмоциональному образу здания гидроканала, отметим следующее. На уличных фасадах зданий ЦАГИ, сохранившихся в нынешнее время в неизменном виде, можно заметить очевидное художественное влияние новаторства 1920-х гг. Беспредметные графические работы А. Веснина и Эль Лисицкого послужили своеобразными композиционными заготовками для фасадов зданий института. Так, в композиции фасада гидроканала ЦАГИ плоскостные детали и элементы сочетались с простыми геометрическими и объемными элементами, создающими гармоничный внешний облик зданий, построенных в конструктивистском стиле.

В проектных предложениях по комплексу ЦАГИ не обошлось без влияния символизма: пристроенная к зданию ЭАО высокая башня, завершавшаяся смотровой площадкой с винтолопастной установкой, должна была, по мнению авторов проекта и ученых ЦАГИ, играть роль символического памятника Н.Е. Жуковскому.

Третьим крупным сооружением комплекса ЦАГИ является здание отдела авиации, гидроавиации и опытного строительства (АГОС). Его судьба была непростой. В период коллегиального управления многим ученым комплекс ЦАГИ виделся чисто научным институтом, не занимающимся вопросами опытного строительства самолетов. И лишь благодаря упорству и целеустремленности А.Н. Туполева была осуществлена идея создания опытного завода АГОС и конструкторского бюро в стенах ЦАГИ [5].

Корпус АГОС (рис. 8) был выполнен в соответствии с оригинальной схемой расположения производ-

ственных процессов. Для того времени пролет сборочного цеха в 70 м был очень необычен, поскольку размах крыльев, например, АНТ-1 соответствовал 7,2 м, а АНТ-2 — 10,45 м. И даже на самолете И.И. Сикорского "Илья Муромец" размах крыла равнялся 30 м.

Несмотря на бесчисленные экспертные комиссии по проекту строительства корпуса, в конце 1926 г. отдел АГОС был размещен в новых помещениях, где были предусмотрены хорошо оборудованные мастерские, широкий зал со смотровой и обходной галереей на уровне второго этажа. В центральном зале осуществлялась сборка самолетов. Заметим, что общая планировка корпуса предусматривала возможность расширения пространства основных цехов и помещений для работников и служащих отдела.

Оборудование во вспомогательных цехах АГОС подбиралось и расставлялось таким образом, чтобы еще в ходе опытного строительства ЛА имелась возможность проводить отработку и доводку его деталей и элементов для промышленного производства в целях ускорения серийного производства самолетов (рис. 9).

Корпус АГОС отвечал требованиям и конструкторского бюро и опытного мини-завода одновременно. Андрей Николаевич Туполев заранее задал авторам-архитекторам внешний образ сооружения: "Красные здания, желтая отделка, синее небо и зелень деревьев, знаете, как это будет красиво, а окна расставлять не для симметрии, а для дела — только там, где нужно, но зато обязательно большие, чтобы света было много" [5]. Таким и реализован в жизни корпус АГОС. Характерными особенностями конструктивистского стиля являются применение типовых элементов, чередование фактурных и гладких поверхностей. Интерьер здания отличался необыкновенной гармоничностью и пропорциональностью. Открытые конструкции и элементы ферм перекрытия и поныне не утратили своей художественной выразительности и новизны.



Рис. 9. Сборка самолета АНТ-9 в здании АГОС ЦАГИ, 1929 г.

Для создания новых летательных аппаратов и техники необходимы были новые испытанные материалы. В 1927 г. в комплексе ЦАГИ появилось не совсем обычное здание отдела испытаний авиационных материалов и конструкций (ОИАМ). Его архитектура состояла из присоединенных друг к другу кубических и прямоугольных объемов с аскетической композицией световых проемов и плоской конструкцией кровли. Это противоречило требованиям главного губернского архитектора и инженера по данному району Москвы, которые ратовали за скатную конструкцию крыши (архив ЦАНТДМ, дело 7908, фонд 2, опись 1). На их требованиях, обнаруженных в архивных документах, размашистым росчерком черных чернил написано: "Читано. Профессор Кузнецов".

Сейчас здания комплекса ЦАГИ выглядят так, как и было предварительно задумано: с плоской кровлей, позволившей впервые утвердить и визуально реализовать "эстетику прямого угла", и представляют собой композицию гладких супрематических поверхностей в лицевой краснокирпичной кладке наружных стен зданий комплекса ЦАГИ.

Необходимо отметить определенную роль всего комплекса ЦАГИ в слиянии в единое целое авангарда развития техники и авангарда искусства и архитектуры. В комплексе ЦАГИ увековечено блестящее начало не только архитектурного художественного авангарда, но и высокого научно-технического потенциала страны периода активного развития отечественной авиации перед началом второй мировой войны.

Таким образом, в первой трети XX столетия сооружения ЦАГИ составляли единый гармоничный ансамбль, архитектура которого соответствовала функции передовых отечественных научных идей и экспериментов в процессе развития авиатехники в период до второй мировой войны.

В период активного развития отечественной науки и техники 1920–1930-х гг. технические характеристики

экспериментального оборудования ЦАГИ были самыми современными. Уникальная аэродинамическая труба Т-І-ІІ в корпусе ЭАО была крупнейшей в мире [6] и обеспечивала оптимальную скорость воздушного потока для аэродинамических опытов. В гидроканале ЭГО, имевшем оптимальные размеры и достаточную скорость движения тележки (до 15 м/с), проводились эксперименты по гидродинамике; в корпусе АГОС был собран один из лучших в то время пассажирских самолетов конструкции А.Н. Туполева АНТ-9 "Крылья Советов", совершивший перелет по Европе в 1929 г. с девятью пассажирами на борту.

Немало восхищений было высказано почетными гостями и посетителями ЦАГИ (книга отзывов хранится в Научно-мемориальном музее проф. Н.Е. Жуковского). Крупные ученые с мировым именем Л. Прандтль, Т. Карман, У. Нобиле, А. Фоккер, Т. Леви-Чевита, а также летчик Ч. Линдберг, государственный деятель Франции Э. Эрио, писатели Р. Роллан, Л. Фейхтвангер, король Афганистана Аманула Хан побывали в зданиях ЦАГИ. По воспоминаниям Г.Н. Абрамовича, в 1932 г. был там и И.В. Сталин, которому принадлежит высказывание: "У нас не было авиационной промышленности, у нас она есть теперь".

Развитие отечественной авиации определило необходимость создания более мощных разнопрофильных лабораторий в ЦАГИ, которые невозможно было осуществить в московском квартале ЦАГИ. В октябре 1933 г. был утвержден генеральный план строительства нового ЦАГИ на площадке в 40 км от Москвы (поселок Стаханово, ныне г. Жуковский), где вскоре под руководством А.Н. Туполева были начаты работы по созданию крупнейших аэродинамических труб, лабораторий прочности и экспериментальных мастерских.

К середине 1930-х гг. из-за расширения тематики и углубления специфики возникающих перед институтом задач из московского ЦАГИ выделяются в само-

Рис. 10. Выставка советских и немецких самолетов в корпусе АГОС ЦАГИ во время Великой Отечественной войны



стоятельные научные центры Институт авиационного моторостроения (ЦИАМ, 1930 г.), Институт гидромашиностроения (ВИГМ) и Ветроэнергетический институт (ЦВЭИ, 1931 г.), Всесоюзный институт авиационных материалов (ВИАМ, 1932 г.). В 1941 г. на базе ряда подразделений ЦАГИ в Подмоскowie был создан Летно-исследовательский институт, в настоящее время носящий имя выдающегося летчика М.М. Громова.

В Москве на территории ЦАГИ были созданы также научные подразделения, которые должны были решать проблемы общепромышленного значения. Так, для исследования ветросиловых установок, выработки рекомендаций по проектированию вентиляторов, а также для изучения нагрузок на уникальные сооружения было создано специализированное научное подразделение. На экспериментальных установках, расположенных в отдельно построенном здании, были определены нагрузки, которым подвергались высотное здание МГУ, плотина Днепрогэса. Кроме того, экспериментально были рассчитаны параметры вентиляторов для московского метро и ряда шахт.

Все это свидетельствует о широком диапазоне задач, решаемых в ЦАГИ, а также о высоком профессио-

нализме сотрудников института. Научно-технический комплекс ЦАГИ является историческим памятником эпохи отечественного авангарда первой трети XX столетия.

Список литературы

1. Бюшгенс Г.С., Бедержицкий Е.Л., Дмитриев В.Г. Центр авиационной науки. М.: Изд. ЦАГИ, 2004. 391 с.
2. Некоторые даты в истории ЦАГИ, 1918–1949 гг. / Сост. Н.М. Семенова, И.Е. Воловик. М.: Машиностроение, 1978. 112 с.
3. Акты комиссии ЦАГИ о приеме в эксплуатацию зданий и оборудования. Инв. № 5216–5233 // Науч.-мемор. музей проф. Н.Е. Жуковского.
4. Кузнецов А.В. Описание проектов новых лабораторий ЦАГИ (рукопис. матер.) // Науч.-мемор. музей проф. Н.Е. Жуковского. М., 1924.
5. Кербер Л.Л. Туполев. СПб.: Политехника, 1999. 338 с.
6. Озеров Г.А. Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е. Жуковского // Тр. ЦАГИ. Вып. 30. М.: Науч.-техн. отдел ВСНХ, 1927. 94 с.
7. Бобров Н.Н. Гидроканал ЦАГИ. М.–Л.: АвиаАвто, 1933. 24 с.



ТРЕТЬЯКОВ
Сергей Вячеславович —
старший преподаватель
Московского государствен-
ного университета
приборостроения
и информатики

Специфика функциональной реализации встроенной системы обработки данных

С.В. Третьяков

В статье рассматриваются методы функциональной декомпозиции встроенных управляющих систем летательных аппаратов с целью повышения их эффективности. Проведение декомпозиции на подсистемы по критерию минимальной функциональной связности позволяет получить разбиение всех потоков данных и функций на подфункции, которые в дальнейшем должны быть реализованы отдельными элементами системы.

S.V. Tretyakov. The Specifics Of Functional Realization Of Embedded Data Processing System

The article focuses on functional decomposition methods of embedded operating systems of aircrafts, allowing increasing their efficiency. Decomposition performed through splitting into subsystems based on minimal functional connectivity method allows decomposing data flows and functions into subfunctions that should be implemented further by separate system elements.

Встроенные системы управления летательными аппаратами отличаются обширностью наборов данных, которые необходимо обработать для генерации управляющих воздействий. Следует отметить, что данные в таких системах бывают хорошо определенными — показания датчиков, положения органов управления и т.д. — и плохо определенными — оценка состояния членов экипажа, различные ситуационные оценки полета и т.д.

Эффективность встроенной системы обработки данных в значительной степени определяется тем, насколько удачно распределены функции между аппаратной и программной компонентами системы.

Состав функций встроенной системы обработки данных определяется набором логических, алгоритмических и функциональных преобразований, который должен выполняться системой обработки данных в целом. Функциональность самой системы зависит также от предметной области и от условий встраивания данной системы в окружающую среду. В результате проведения предметно-функционального анализа встроенной системы составляется модель обработки данных системой в целом

$$\Sigma_i = \{\sigma_i(a_i, b_i)\}; i = \overline{1, m}, \quad (1)$$

где σ_i — i -я функция системы; a_i, b_i — входной и выходной потоки данных для i -й функции соответственно; m — число функций системы.

Следует иметь в виду, что при построении модели обработки данных встроенной системы данными для каждой функции системы могут являться входные или выходные данные любой другой функции. Целью построения модели (1) является синтез такой структуры, при которой связь между функциональными элементами, опреде-

ляющаяся суммарными потоками данных, была бы минимальной. Для этого удобно использовать аддитивную модель

$$b_i^{k+1} = \delta_{ii} b_i^k + \varepsilon_i a_i^k; \quad i = \overline{1, m}, \quad (2)$$

где b_i^k, a_i^k — выходной и входной потоки данных i -й подфункции на k -м этапе преобразования соответственно; δ_{ii} — функция преобразования выходного потока данных i -й подфункции на k -м этапе преобразования в выходной поток данных этой же функции на $k+1$ -м этапе преобразования; ε_i — функция преобразования входного потока данных i -й подфункции.

Входной поток данных каждой подфункции состоит как из внешних входных данных системы, так и из выходных данных других подфункций:

$$a_i^k = \sum_{j \neq i} \delta_{ij} b_j^k + \varepsilon'_i c^k; \quad i = \overline{1, m}, \quad (3)$$

где ε'_i — функция преобразования входного потока данных i -й подфункции на этапе k в выходные потоки на этапе $k+1$, поэтому логично преобразовать соотношение (2) следующим образом:

$$b_i^{k+1} = \sum_{j=1}^m \delta_{ij} b_j^k + \varepsilon'_i c^k; \quad i = \overline{1, m}, \quad (4)$$

или

$$b^{k+1} = \Delta b^k + E c^k, \quad (5)$$

где Δ — матрица преобразования выходных потоков данных подфункций на этапе k в выходные потоки подфункций на этапе $k+1$,

$$\Delta = \begin{bmatrix} \delta_{11} & \delta_{12} & \dots & \delta_{1m} \\ \delta_{21} & \delta_{22} & \dots & \delta_{2m} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ \delta_{m1} & \delta_{m2} & \dots & \delta_{mm} \end{bmatrix};$$

E — матрица преобразования входных потоков данных системы на этапе k в выходные потоки подфункций на этапе $k+1$,

$$E = \begin{bmatrix} \varepsilon'_1 \\ \varepsilon'_2 \\ \vdots \\ \varepsilon'_m \end{bmatrix};$$

b^k — вектор выходных потоков подфункций на этапе k ; c^k — входной поток системы на этапе k .

Полученная модель позволяет разделить данные, поступающие на встроенную систему управления, и данные, являющиеся входными и выходными для подфункций функциональных элементов системы. Следует, однако, иметь в виду, что модель структуры данных (5) описывает только преобразование величин потоков данных в системе, но никак не характеризует содержательное преобразование данных.

Локальные данные, обрабатываемые каждым функциональным элементом системы, перемещаются по сети связи в соответствии с правилами и алгоритмами обработки, определяемыми функциями, реализованными в этих функциональных элементах. Эффективность такой распределенной обработки данных, характеризующейся относительно небольшим числом функциональных элементов, во многом определяется тем, насколько удачно распределены потоки данных между этими элементами.

Формирование функциональных элементов встроенной системы, соединенных сетями связи, распределение данных наборов подфункций системы по функциональным элементам связаны с решением нетривиальной задачи — декомпозиции системы на подсистемы. В качестве критерия декомпозиции системы целесообразно выбрать достижение минимума функциональной связи между функциональными элементами при условии, что каждый функциональный элемент в состоянии выполнить все свои подфункции.

Для выполнения такой декомпозиции используется модель данных (5). Видно, что выражение (5) представляет собой уравнение динамики системы с вектором состояния b^k . Для получения полного описания динамики потоков данных в системе к уравнению динамики (5) следует добавить уравнение, описывающее выходной поток системы в целом,

$$\chi^k = H^T b^k = [h_1 \dots h_m] \begin{bmatrix} b_1^k \\ \vdots \\ b_m^k \end{bmatrix}, \quad (6)$$

где H — матрица наблюдения, она же матрица преобразования выходного потока данных системы, $H = [h_1 \dots h_m]$.

Совокупность двух уравнений:

$$\begin{aligned} b^{k+1} &= \Delta b^k + E c^k; \\ \chi^k &= H^T b^k \end{aligned} \quad (7)$$

описывает поведение потоков данных в системе в целом и между подфункциями рабочих мест. Физический смысл элементов матрицы преобразования выходных потоков δ_{ij} при этом довольно прост — каждый элемент описывается числовым значением, показывающим, какая часть выходного потока данных функции j преобразуется в выходной поток функции i .

Для проведения декомпозиции системы следует распределить подфункции системы по функциональным элементам так, чтобы сделать по возможности меньшей потоковую связность функциональных элементов между собой. Для этого необходимо объединить связанные потоками функции внутри каждого функционального элемента.

Как показано выше, потоковую связность функций между собой характеризует матрица преобразования Δ . Для того чтобы получить разбиение системы на несвязные подсистемы, следует привести матрицу Δ к клеточной форме. В этом случае матрица Δ заменяется прямой суммой ее подматриц-клеток.

В реальной системе, конечно, преобразовать матрицу Δ к клеточной форме не удастся, так как для произвольной конфигурации встроенной системы все функции взаимосвязаны. В этом случае можно попытаться преобразовать матрицу к квазиклеточному виду, при котором элементы, не стоящие на клеточной квазидиагонали, не нулевые, но имеют достаточно малые значения.

Процесс преобразования в квазиклеточную форму может производиться следующим образом:

в матрице Δ ищется минимальный элемент $\delta_{m_1, m_2} = s_1$;

значение s_1 вычитается из всех элементов матрицы Δ ;

делается попытка приведения вновь получившейся матрицы $\Delta^{(1)}$ к клеточной форме;

если разбиение получается, процесс завершается. Если результат неудовлетворителен, в матрице $\Delta^{(1)}$ выбирается минимальный элемент $a_{m_3, m_4}^{(1)} = s_2$ и опять делается попытка приведения матрицы $\Delta^{(2)}$ к клеточной форме. Процесс повторяется до тех пор, пока результат не удовлетворит разработчика;

если процесс повторялся p раз, то эквивалентный коэффициент связности получившегося разбиения равен $\sum_{i=1}^p s_i$.

Получившееся разбиение системы описывается блочными уравнениями:

$$\begin{aligned} y^{k+1} &= \begin{bmatrix} \Delta_{11} & \Delta_{12} & \dots \\ \Delta_{21} & \Delta_{22} & \dots \\ \dots & \dots & \dots \end{bmatrix} y^k + \begin{bmatrix} E_1 \\ E_2 \\ \vdots \end{bmatrix} c^k; \\ \chi^k &= (H')^T y^k, \end{aligned} \quad (8)$$

где y^k — новый вектор выходных потоков данных системы, полученный из исходного перестановкой компонентов в соответствии с приведением матрицы преобразования к квазиклеточному виду; Δ_{ij} — элементы клеточной матрицы, характеризующей связность подфункций; клетка с совпадающими индексами описывает связность внутри подфункций, с несовпадающими — связность подфункций между собой; H' — матрица наблюдения для нового вектора входных потоков данных системы.

В процессе проведения функциональной декомпозиции системы следует контролировать, удовлетворяет ли текущее разбиение условиям и ограничениям, накладываемым на систему. Основных таких условий три:

принадлежность текущего разбиения множеству допустимых конфигураций;

достаточность пропускной способности сетей связи для передачи входных и выходных потоков данных функциональных элементов;

достаточность аппаратных ресурсов для реализации всех подсистем.

Для проверки первого условия перед началом проектирования системы строится множество допустимых конфигураций $\Psi = \{\psi_1, \psi_2, \dots, \psi_p\}$. Каждый элемент этого множества представляет собой подмножество функций, которое может быть реализовано в одном функциональном элементе. Для проверки условия принадлежности текущего разбиения к множеству допустимых конфигураций необходимо проверить, мажорируют ли элементы множества Ψ все элементы блочной диагонали матрицы Δ :

$$\forall \Delta_{ii} \exists \psi_s \in \Psi \Rightarrow \Delta_{ii} \subset \psi_s. \quad (9)$$

Второе условие подразумевает, что все входные и выходные потоки данных функционального элемента могут быть переданы по сети связи:

$$\forall k \left(\sum_{j \neq i} \Delta_{ij} y_j^k + \sum_{j \neq i} \Delta_{ji} y_i^k \right) \leq \rho, \quad (10)$$

где ρ — пропускная способность сети связи.

Условие (10) должно выполняться для тех подсистем, которые включены в сеть связи попарно. Если подсистема входит во фрагмент сети связи с общим трафиком, условие приобретает вид

$$\forall k \sum_{i \in \tau_m} \left(\sum_{j \neq i} \Delta_{ij} y_j^k + \sum_{j \neq i} \Delta_{ji} y_i^k \right) \leq \rho, \quad (11)$$

где τ_m — множества значений i , определяющих подсистему m .

Для проверки третьего условия перед началом проектирования системы используется множество имеющихся ресурсов $\Phi = \{\phi_1, \phi_2, K_{\phi}\}$, каждый элемент которого представляет собой одну из имеющихся вычислительных подсистем. Для проверки условия достаточности ресурсов для текущего разбиения необходимо проверить, мажорируют ли элементы множества Φ ресурсы, требуемые для реализации всех элементов блочной диагонали матрицы Δ :

$$\forall m \in [1, p] \exists \phi_j \in \Phi \Rightarrow \sum_{i \in \tau_m} [\text{Res}(\Delta_{ii})] \leq \phi_j. \quad (12)$$

Для того чтобы оценить качество функциональной декомпозиции системы, следует оценить потоки данных внутри и вне подсистем.

Потоки данных внутри подсистем определяются составляющей внутреннего обмена $\Delta_{ii} y_i^k$. Поток от подсистемы j к подсистеме i определяется составляющей $\Delta_{ij} y_j^k$. Величину связности подфункций можно оценить, подсчитав норму векторов потоков связи. Так, показатель внутренней связности λ_i^{inner} i -й подсистемы определяется нормой вектора $\Delta_{ii} y_i^k$:

$$\lambda_i^{\text{inner}} = \sum_{i=1}^{l_m} \|\Delta_{ii} y_i^k\|, \quad (13)$$

где l_m — число подфункций в m -й подсистеме, а показатели связности по входу и выходу соответственно нормами векторов $\Delta_{ij} y_j^k$ и $\Delta_{ji} y_i^k$:

$$\lambda_i^{\text{in}} = \sum_{j \neq i} \|\Delta_{ij} y_j^k\|, \quad (14)$$

$$\lambda_i^{\text{out}} = \sum_{j \neq i} \|\Delta_{ji} y_i^k\|. \quad (15)$$

Качество декомпозиции системы на подсистемы можно оценить относительным показателем связности

$$\lambda = \frac{\sum_{i=1}^p (\lambda_i^{\text{in}} + \lambda_i^{\text{out}})}{\sum_{i=1}^p \lambda_i^{\text{inner}}}, \quad (16)$$

где p — число подсистем, на которые произведена декомпозиция.

Чем меньше значение относительного коэффициента связности λ , тем более независимыми получились подсистемы, тем лучше произведена декомпозиция системы.

Проведение функциональной декомпозиции встроенной системы обработки данных на подсистемы по критерию минимальной функциональной связности позволяет получить разбиение всех потоков данных и функций, выполняемых системой, на подфункции, которые должны быть реализованы отдельными функциональными элементами системы. В результате проведения такой функциональной декомпозиции получают подфункции

$$\Sigma_i = \Sigma_i (\{\sigma_{i1}(a_{i1}, b_{i1}, c_{i1}), \dots, \sigma_{im}(a_{im}, b_{im}, c_{im})\}, Y_i, \Omega_i, \Xi_i, \Psi_i), \quad (17)$$

где Σ_i — набор подфункций i -го компонента системы; σ_{ij} — составляющие функции набора подфункций i -го компонента; a_{ij} — набор данных, требуемых j -й подфункции i -го компонента; b_{ij} — входной поток данных j -й подфункции i -го компонента; c_{ij} — выходной поток данных j -й подфункции i -го компонента; Y_i — ресурсы, требуемые набору подфункций i -го компонента для реализации всех подфункций набора; Ω_i — входной поток данных i -го компонента; Ξ_i — выходной поток данных i -го компонента; Ψ_i — показатели производительности компонента по всему набору подфункций.

Ресурсы, необходимые встроенной системе для реализации всего набора подфункций, определяются: вычислительной мощностью процессорного ядра системы;

размером оперативной памяти системы;

составом и числом специализированных функциональных блоков, способных аппаратно реализовывать заданные преобразования;

подсистемой электропитания встроенной системы.

Каждый из ресурсов определяет те или иные характеристики выполнения соответствующих функций и подфункций системы. Например, вычислительная мощность процессорного ядра определяет скорости выполнения функций и обмена данными и командами между подфункциями системы, объем оперативной памяти —

данных и процессов, одновременно находящихся в оперативной памяти.

Сложность проблем, возникающих при создании встроенных систем обработки данных, обуславливает необходимость разрешения их на этапе проектирования системы. Разработка аппаратной и алгоритмической составляющих должна выполняться исходя из общей структуры и требований к системе. Это позволяет говорить о проектировании аппаратного и программного обеспечения встроенных систем обработки данных как о функциональном комплексе, требующем проектирования "сверху вниз".



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

В НПО ИМ. С.А. ЛАВОЧКИНА РАСТЕТ ЧИСЛО ЗАКАЗОВ НА СОЗДАНИЕ МИКРОСПУТНИКОВ

В НПО им. С.А. Лавочкина поступило свыше 40 заявок на изготовление микроспутников на основе унифицированной платформы "Карат".

"Только Российская академия наук заказала до 25 проектов спутников на этой платформе. Кроме того, есть еще 15 предложений на постройку космических аппаратов от других заказчиков и три зарубежных проекта", — сообщил гендиректор и генконструктор объединения Г.М. Полищук. По его словам, создание микроспутников для фундаментальных космических исследований стало возможным в связи с появлением новой элементной базы и новых материалов.

"В Федеральную космическую программу на 2006—2015 гг. уже внесены пять аппаратов на базе микроплатформы "Карат". Постройка спутников по модульному принципу приводит к сокращению затрат и времени изготовления космических аппаратов", — отметил Г.М. Полищук.

Первый запуск спутника на основе платформы "Карат" ("Карат-зонд") запланирован на 2008 г. Спутник предназначен для зондирования поверхности Земли.

Федеральной космической программой также предусмотрено создание спутников на другой унифицированной платформе "Навигатор". Среди них Г.М. Полищук отметил космический аппарат "Спектр-Р", предназначенный для исследования радиоизлучения в космосе, "Спектр-УФ" — для изучения Вселенной в ультрафиолетовом диапазоне, "Спектр-РГ" — для изучения космоса в рентгеновском и гамма-диапазонах, а также разрабатываемые космические аппараты "Гамма-400" и "Спектр-М". Запуск спутников серии "Спектр" должен начаться в 2009 г.

По словам Г.М. Полищука, в НПО им. С.А. Лавочкина разработана и третья унифицированная платформа, предназначенная для межпланетных космических аппаратов. В то же время он отметил, что унифицированной тяжелой платформы для "больших спутников" не разработано, так как их создание не предусмотрено федеральной космической программой.

"Каждое космическое предприятие в России до недавнего времени делало более 30 платформ для космических аппаратов. Руководителями этих предприятий была проведена унификация платформ. В итоге в России должно остаться 5—6 платформ для разных классов спутников", — подчеркнул Г.М. Полищук.

Вестник Интерфакс — АВН № 4 (279), 2007 г.

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, Стромкинский пер., 4

Редакторы *О.Г. Красильникова, И.Н. Мымрина, Д.Я. Чернис*

Технический редактор *Т.И. Андреева*. Корректор *Л.И. Сажина, Л.Е. Сонюшкина*

Сдано в набор 29.12.06. Подписано в печать 15.02.07. Формат 60×88/8. Усл. печ. л. 7,35. Уч.-изд. л. 7,70. Зак. 339. 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