



АВИАЦИЯ ♦ РАКЕТНАЯ ТЕХНИКА ♦ КОСМОНАВТИКА

Журнал выходит ежемесячно

Выпускается с августа 1998 г.

Г.В. НОВОЖИЛОВ –

Главный редактор (авиация)

А.С. КОРОТЕЕВ –

Главный редактор (ракетная техника и космонавтика)

Л.А. ГИЛЬБЕРГ –

зам. Главного редактора

Члены
редакционной
коллегии

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

Ответственные
секретари
журналаИ.Н. МЫМРИНА
Д.Я. ЧЕРНИСРедактор-
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

Дмитриев В.Г., Буньков Н.Г. Роль информационных технологий в создании наукоемких изделий машиностроения	3
Демченко О.Ф. 80 лет ОКБ имени А.С. Яковлева	11
Воскобойников В.И., Володин В.В. МАКС-2007: перед финишной прямой	18
Нечаев Ю.Н., Тарасов А.И., Полев А.С., Мохов А.А. Области возможного применения пульсирующих детонационных двигателей	22
Матвеев Ю.А., Ламзин В.В. Космические системы дистанционного зондирования Земли: состояние и перспективы развития	31
Гиневский А.С., Погребная Т.В., Шипилов А.С., Шипилов С.Д. Движение кольцевого вихревого жгута к плоскому экрану	38
Бадамшин И.Х. Расчет характеристик пластической деформации и ползучести монокристаллов	43
Аникин В.А., Герасимов О.В., Коломенский Д.С., Шумилина Е.Б., Крицкий Б.С., Судаков Г.Г. Особенности моделирования нестационарного обтекания профиля	46
Тарасов В.А., Смирнов Ю.В., Тимофеев М.П., Филимонов А.С. Режимы фильтрационного осаждения элементов теплозащиты РКТ	52
Силуянова М.В. Комплексная оценка проектных решений для сложных технических систем	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, Строминский 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. KOPEV
A.A. LEONOV
A.M. MATVEYENKO
V.S. MIKHAILOV
S.V. MIKHEYEV
N.F. MOISEEV
F.N. MYASNIKOV
B.V. OBNOSOV
A.N. PERMINOV
M.A. POGOSYAN
G.M. POLISHCHUK
O.N. RUMYANTSEVA
N.N. SEVASTIYANOV
G.I. SEVERIN
M.P. SIMONOV
V.V. TERESHKOVA
I.B. FEDOROV
E.A. FEDOSOV

**Executive secretaries
of the journal**

I.N. MYMRINA
D.Ya. TCHERNIS

Editor Organizer

O.S. RODZEVICH

Representatives of the journal:

Kazan: R.I. ADGAMOV, phone (843) 238-46-23
Roscosmos: I.N. PANARIN, phone (495) 975-45-86
Russian AF: A.V. DROBYSHEVSKIY,
phone (495) 261-43-51
Ufa: O.B. SEVERINOVA, phone (3472) 73-07-23
Israel: I.M. MONASTYRSKY, phone (03659) 44-14
France, Paris: E.L. TCHEHOV, phone (0331) 47-49-28-05
India, New Delhi: S.A. MIKOYAN (Yarikova),
phone (10911) 687-37-99

Editorial

Committee

A.M. MATVEYENKO,
Chairman
O.M. ALIFANOV
N.A. ANFIMOV
V.I. BARKOVSKIY
I.V. BARMIN
V.F. BEZYZYCHNYI
B.V. BODIN
V.V. BULAVKIN
A.F. VOINOV
M.B. GUZAIROV
G.L. DEGTAREV
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

CONTENTS

Dmitriyev V.G., Bunkov N.G. Role Of Information Technologies In Development Of Science-Intensive Machine-Engineering Products	3
Demchenko O.F. 80 Years Of Yakovlev Special Design Bureau	11
Voskoboinikov V.I., Volodin V.V. MAKS 2007: At The Finish Line	18
Nechayev Yu.N., Tarasov A.I., Polev A.S., Mokhov A.A. Possible Applications Of Pulse Detonation Engines	22
Matveyev Yu.A., Lamzin V.V. Space-Based Earth Remote-Sensing Systems Today And In Future	31
Ginevsky A.S., Pogrebnaya T.V., Shipilov A.S., Shipilov S.D. Round Vortex Core Motion In-Leak On Flat Screen	38
Badamshin I.Kh. Calculation Of Monocrystals' Plastic Deformation And Flow Parameters	43
Anikin V.A., Gerasimov O.V., Kolomenskiy D.S., Shumilina E.B., Kritsky B.S., Sudakov G.G. Peculiarities Of Unsteady Airfoil Aerodynamics Simulation	46
Tarasov V.A., Smirnov Yu.V., Timofeev M.P., Filimonov A.S. Modes Of Filtrational Sedimentation Of Heat-Insulation Elements Of Space-Rocket Technics	52
Silujanova M.V. Overall Estimating Of Engineering Decisions For Complex Technical Objects	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

Роль информационных технологий в создании наукоемких изделий машиностроения

В.Г. Дмитриев, Н.Г. Буньков

Рассмотрено применение CALS-технологий при создании летательных аппаратов с высокими техническим совершенством и экономической эффективностью. Предложены способы информатизации деятельности оборонно-промышленного комплекса на основе методов CALS (ИПИ)-технологий.

V.G. Dmitriyev, N.G. Bunkov. Role Of Information Technologies In Development Of Science-Intensive Machine-Engineering Products

The article scrutinizes the use of CALS technologies for the development of high performance and cost-effective aircraft, and offers ways to bolster IT involvement into defense industry activities based on CALS technology introduction.

Технология непрерывной информационной поддержки изделия по всему жизненному циклу — CALS-технология — в настоящее время в той или иной степени применяется практически во всех крупных НИИ, ОКБ и на заводах российского авиастроения. Она используется на всех этапах производства изделия: от исследовательской расчетно-экспериментальной проработки до представления изделия заказчику с логистической поддержкой, документированной в электронном виде по принятым стандартам.

Примером практически полного использования CALS-технологии в нашей стране является создание регионального пассажирского самолета SSJ (Сухой суперджет). При этом ведущая роль принадлежит комплексу "Сухой", а также КнААПО, ВАСО, НАПО и ТАНТК.

Система CALS-технологии, которая может быть использована в авиастроении и других отраслях машиностроения, имеет все присущие этой технологии особенности: единое информационное пространство на всех этапах жизненного цикла самолета (изделия);

полное электронное определение самолета (EPD);

высокий уровень использования цифровых моделей в проектировании и производстве;

систему управления данными об изделии (PDM) и систему управления жизненным циклом продукции (PLM);

объединение в оптоволоконную сеть предприятий, участвующих в создании изделия;

единые стандарты и нормативы работы с электронным документированием;

подсистема управления ресурсами (ERP) для контроля и минимизации себестоимости изделия входит в систему PLM;

интегрированная логистическая поддержка (ILS) выпускаемого изделия с полной электронной документацией для эксплуатации и четким соблюдением стандартов;

развитие параллельного инжиниринга в проектировании и использование общих накопителей данных посредством Web-технологий;



ДМИТРИЕВ
Владимир Григорьевич —
председатель Научно-тех-
нического совета
Военно-промышленной
комиссии при Правитель-
стве РФ — заместитель
председателя ВПК, доктор
техн. наук,
член-корреспондент РАН



БУНЬКОВ
Николай Георгиевич —
главный конструктор
ЦАГИ, доктор физ.-мат.
наук

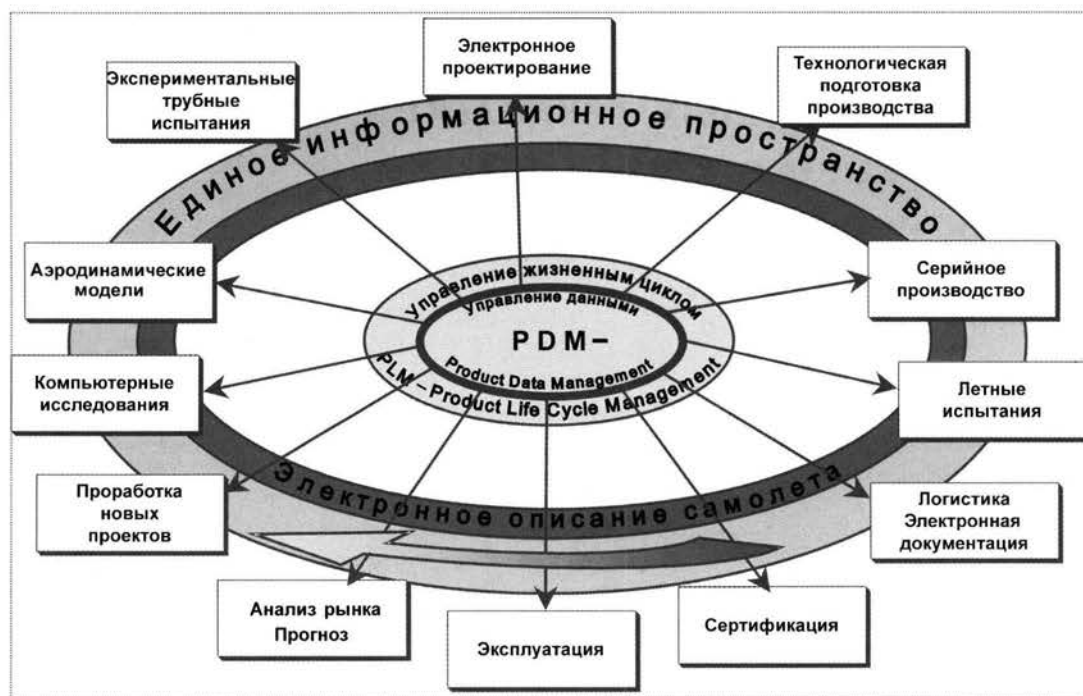


Рис. 1. Схема жизненного цикла самолета

непрерывное отслеживание качества (TQM) и использование обратной связи по данным эксплуатации для повышения надежности изделия;

информационная безопасность в течение всего жизненного цикла.

Схема жизненного цикла в упрощенном виде приведена на рис. 1.

В ОКБ Сухого с 1997 г. используется одна из наиболее функционально развитых систем электронного проектирования Unigraphics, а для самолета SSJ уже несколько лет применяется наиболее распространенная для разработок гражданских самолетов система проектирования CATIA V.5.

Начиная с 2001 г. электронные модели конструкции передаются на серийные заводы, где непосредственно используются для изготовления деталей на станках с ЧПУ и бесплазового производства. Создана система "ЭЛОИЗ" прямого доступа к комплексной электронной информации по самолету, которая передана для использования серийным заводам.

Взаимодействие организаций при создании регионального пассажирского самолета SSJ ведется в формате электронного обмена данными с использованием сетевой платформы — оптоволоконной междугородней сети российской фирмы "Транстелеком" с защитой.

В создании агрегатов, авионики и двигателя этого самолета участвуют несколько зарубежных фирм. На-

пример, французская фирма SNECMA совместно с НПО "Сатурн" ведет работы по проектированию и производству двигателя (рис. 2).

Распределение работ между организациями — участниками создания самолета, находящимися в разных городах и на большом расстоянии друг от друга, является в современной индустрии выпуска сложных и наукоемких изделий правилом, принятым во всех странах с развитой промышленностью.

Пример проектирования и производства самолета SSJ несколькими организациями демонстрирует принципиально новый механизм их взаимодействия — это совместная работа в едином информационном пространстве проектирования и производства, как это и принято в CALS-технологии.

Соответствующие разработки осуществляют КнаАПО, ТАНТК им. Г.М. Бериева, ОАО "Туполев", НПО "Сатурн", ММП "Салют" и др.

На КнаАПО практически с 2001 г. используются цифровые электронные модели. Создано объемное хранилище данных по конструкции и технологии. В целях защиты данных имеется система резервирования. С этого же года действует корпоративная сеть, в которой применяются более 4000 персональных компьютеров, используемых конструкторами, технологами и другими специалистами.



Рис. 2. Распределение работ по проектированию и производству регионального пассажирского самолета SSJ

Единое информационное пространство предприятия с системой защиты, единое электронное описание конструкции, бесстапельная сборка планера SSJ с применением лазер-трекеров при сборке отсеков посредством непрерывного сопоставления с электронной моделью, система управления ресурсами Ваап-IV, большое количество используемых современных станков и обрабатывающих центров с ЧПУ — все это выделяет КнаАПО среди современных промышленных предприятий России.

Расчетно-экспериментальное исследование по аэродинамике, прочности и динамике для SSJ осуществляет ЦАГИ совместно с ОАО "Гражданские самолеты Сухого". Аэродинамическая компоновка с общей внешней геометрией формируется в электронном виде и включается в единое электронное описание самолета.

Вкладом других НИИ и предприятий в создание самолета является исследование и отработка агрегатов и систем по всем направлениям, обеспечивающим создание конечного продукта.

Достижение высокого технического совершенства авиационного изделия — летательного аппарата оборонного и гражданского назначения — требует постоянного включения в проект научно-технических но-

вовведений. Известно, что они являются результатом творческого поиска ученых, конструкторов и технологов, а также обобщения удачного практического опыта применения передовых технологий.

Выделим два главных направления создания высокоэффективных оборонных изделий и конкурентоспособных пассажирских самолетов:

разработка научных, проектировочных, технологических, материаловедческих инноваций. Такой научный задел позволяет создавать самолет с существенно более высокими по сравнению с предыдущими характеристиками;

внедрение новой организации индустрии машиностроения, основой которой является CALS-технология.

Построение единого информационного пространства и электронных цифровых моделей по всему жизненному циклу изделия даст возможность не только выпускать высокоэффективные оборонные и конкурентоспособные отечественные самолеты, но и создать объединенную авиастроительную компанию (ОАК), обладающую высоким деловым совершенством. Теоретические, расчетные и экспериментальные исследования для авиастроения ведут ЦАГИ, ЦИАМ, ГосНИИАС, ВИАМ, НИАТ, ЛИИ, НИЦ АСК, НИИСУ и др.

Многие результаты поисковых и прикладных научных исследований формализуются в виде компьютерных программ. Такие программы становятся инструментарным средством в предпроектных исследованиях или используются для проектирования конкретного авиационного изделия. Важно, чтобы форматы данных ввода-вывода этих программ соответствовали формату CALS-технологии.

Потенциал научного задела сегодня напрямую зависит от развития экспериментальной базы, оснащения высокопроизводительной суперЭВМ, а также глубокого совмещения экспериментальных исследований с расчетными математическими методами идентификации, множественного корреляционного анализа и формирования базы знаний.

Применение суперЭВМ позволит осуществить, в частности, следующее:

- за 3–4 часа аэродинамический расчет полной компоновки пассажирского самолета с суперкритическими крыльями ($M = 0,85 \dots 0,90$) на основе точных математических моделей с построением трехмерных сеточных структур (в настоящее время расчет варианта с необходимой для точности частотой сетки составляет 1,5–2 месяца);

- расчет транзвукового нестационарного (в том числе вихревого) обтекания одновременно с решением проблем аэроупругости, бафтинга, флаттера;

- многопараметрическое моделирование с выработкой оптимальной системы управления самолетом с заданными параметрами надежности и безопасности;

- объединенные расчеты по аэродинамике, прочности, динамике и акустике самолета;

- оптимизацию конструкции с применением новых материалов, в том числе композиционных, в целях обеспечения высокой весовой отдачи и надежности по условиям усталости, живучести, устойчивости и аэроупругости. Требуется расчет с очень большим числом переменных и ограничений, а это возможно только при использовании суперЭВМ.

Практически полная реализация CALS-технологии в процессе создания регионального самолета SSJ позволяет говорить о важной связке SSJ + CALS-технология, которая, безусловно, будет востребована ОАК.

Как уже отмечалось, на всех этапах реализации жизненного цикла SSJ в полной мере применяются методы генерации цифровых моделей и в такой же степени цифровые модели используются на всех этапах его создания. Так, впервые в нашей стране осуществляются бесстапельная сборка фюзеляжа и пристыков-

ка к нему крыла посредством лазерного сканирования отсеков.

Производство деталей на станках с ЧПУ и высокоскоростных 5-координатных обрабатывающих центрах полностью основано на применении цифровых моделей.

Цифровые модели узлов, агрегатов и всей конструкции самолета используются при подготовке электронной документации как основной части интегрированной логистической поддержки эксплуатации.

В создании SSJ задействованы все компоненты CALS-технологии, такие как PDM, EPD, ERP, ILS, TQM, и, что очень важно, в целях обеспечения всех этапов жизненного цикла и всех участников создания самолета работает корпоративная сетевая платформа.

Таким образом, можно считать, что построено единое информационное пространство по всему жизненному циклу. Отечественное самолетостроение создает необходимый научно-проектировочно-технологический задел и близко к реализации CALS-технологии в полном объеме (на примере SSJ). При таких условиях возможно создание новейшего конкурентоспособного самолета с высоким техническим совершенством. Объединение научного задела и CALS-технологии послужит необходимым условием создания самолета, который будет отвечать следующим требованиям:

- увеличение топливной эффективности на 15...20 %;

- повышение крейсерских чисел Маха до 0,85...0,90;

- снижение массы конструкции на 10...15 %;

- повышение ресурса до 70 тыс. ч;

- удовлетворение требований по шуму;

- повышение всех видов безопасности в 1,5...2 раза;

- сокращение сроков создания самолета на 20...25 %.

Следует обратить внимание на то, что создание ОАК и вовлечение предприятий – создателей агрегатов и систем в общий процесс создания самолета усилит необходимость построения сетевых платформ, формирующихся по цепи создания изделия, т.е. вдоль жизненного цикла. На рис. 3 демонстрируется принципиальная упрощенная схема сетевой магистрали, поддерживающей жизненный цикл авиационного изделия.

Проектирование отраслевой структуры сети можно представить себе как суммирование, наложение подобных сетевых магистралей, которые в совокупности должны обеспечить информационные связи вдоль магистралей по изделиям и необходимые связи с субпоставщиками и заказчиками, авиакомпаниями-перевозчиками.

Поскольку предприятия-участники создания изделия, как правило, расположены в различных городах, то построение сети авиапромышленности будет, конечно, не таким простым; к тому же часть линий будет арендоваться у межгородских крупных коммуникационных компаний. Важно, чтобы для поддержки конкретного авиационного изделия всегда был обеспечен маршрут передачи данных о нем в прямом направлении, а также обеспечена обратная связь.



Рис. 3. Сетевая магистраль поддержки жизненного цикла авиационного изделия в среде CALS-технологий

Рассмотрим далее задачу привлечения научных сил Российской академии наук (РАН) в области механики, управления и информатики для создания авиационных, авиакосмических и других изделий машиностроения.

Конечно, роль институтов РАН состоит в решении, главным образом, фундаментальных (поисковых) проблем в области механики сплошной среды, вычислительной математики, методов управления и информационных технологий. Поэтому участие институтов РАН и отраслевых институтов в совместных научных прикладных исследованиях направлено во многом на создание научного задела для разработки будущих изделий с высоким техническим совершенством или даже новых типов летательных аппаратов и космических систем.

Этот научный задел можно трактовать как объединенный российский фонд прикладных достижений в области механики сплошных сред, прикладного математического обеспечения и информационных технологий с ориентацией на проведение междисциплинарных научных исследований, обеспечивающих создание самолетов, космических систем, кораблей и других изделий как конечных продуктов — изделий мирового уровня.

При условии принятия решения о целевом развитии российского фонда достижений в области механики, управления, вычислительной математики и информационных технологий этот фонд должен быть реализован на компьютерно-сетевой платформе с продуман-

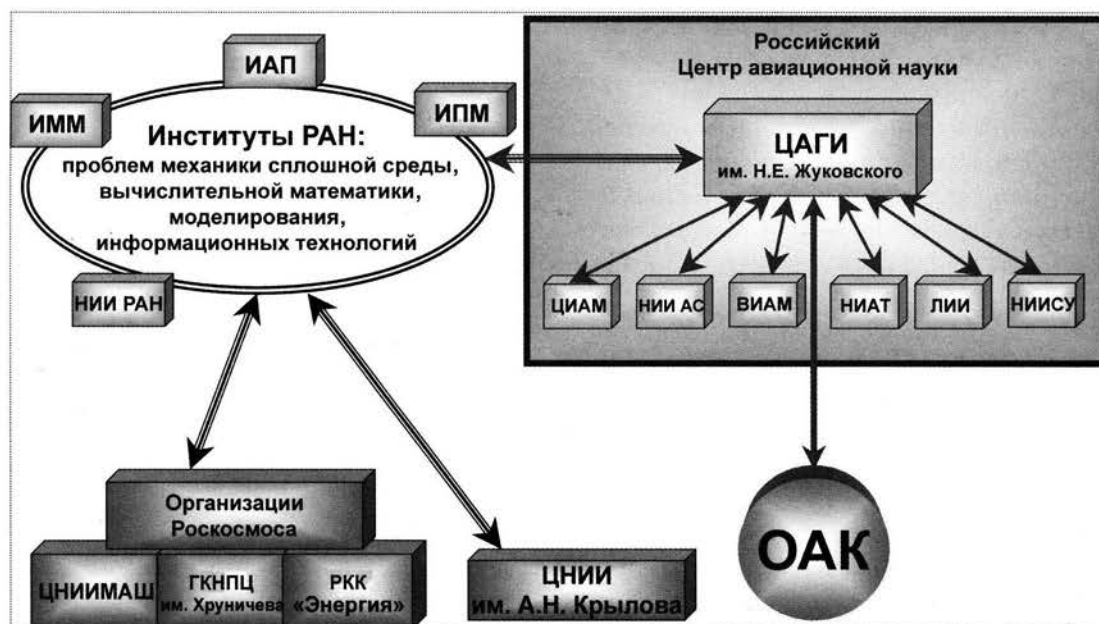


Рис. 4. Предполагаемая схема взаимодействия институтов РАН и предприятий машиностроительных отраслей

ным механизмом прямого доступа и защитой информации.

Началом создания фонда должно быть составление начального реестра имеющихся достижений в этой области.

В этом случае ядром Web-технологии должен быть, конечно, информационный сетевой портал, объединяющий достижения РАН и отраслевых институтов, и одновременно являющийся своего рода узлом взаимодействия предприятий машиностроительных отраслей и институтов РАН (рис. 4).

Взаимодействие с отраслевыми институтами в пределах Москвы и Московской области с построением виртуальной сети с корпоративной защитой возможно через сетевую коммуникационную систему КОМКОР. Она охватывает практически все города области, а также города, в которых расположены отраслевые институты и опытно-конструкторские бюро.

Если сослаться на опыт использования принципов CALS-технологии в авиационной отрасли, существует достаточно много примеров административно-неформальных образований. Конечно, их формирование было вызвано необходимостью построения цепи организаций и предприятий, выполняющих работы этапов жизненного цикла создаваемого самолета, вертолета, двигателя или авионики. Кстати, сейчас на базе подобных холдингов создается объединенная авиастроительная компания.

Роль институтов РАН могла бы состоять в непосредственном выполнении научных прикладных исследований по конкретному изделию машиностроения на этапе предпроектных научных расчетов на исходном этапе жизненного цикла.

Известно, что этот этап, на котором формируются основные, в том числе новые научно-технические решения, во многом определяет техническое совершенство изделия, а сегодня, в рыночных условиях, и экономические показатели, такие как топливная эффективность и ресурс.

Нельзя сказать, что сейчас нет прямого участия РАН в создании промышленных изделий, но при взаимодействии с отраслевыми институтами такое прямое участие, по возможности, могло бы стать правилом.

Очевидно, что прямое участие в разработке и создании машиностроительного изделия или в разработке технологического ряда изделия (семейства) или даже класса изделий может быть многоплановым: либо это внедрение, т.е. проведение расчетов по готовой к использованию программной системе, либо

проведение перспективных исследований в качестве создания общего с отраслью научного задела.

В любом случае объединение (или институт) входит в условия достаточно жесткого временного механизма, непременно применяемого в CALS-технологии, — это управление всем жизненным циклом изделия.

Жесткое управление сроками и ресурсами в случае прямого участия института РАН в создании изделия с применением в CALS-технологии можно трактовать как некое неудобство для научно-исследовательских коллективов. В связи с этим целесообразность такого участия зависит от цены конечного результата. Например, если конечный результат — это пассажирский самолет, пользующийся успехом на рынке с большим числом заказов, то при его реализации институт должен получать часть прибыли. Отраслевой институт, как и институт РАН, в случае оформления результатов своих разработок в качестве интеллектуальных достижений или по корпоративному твердому соглашению с выпускающей корпорацией должен получить свою часть прибыли по результатам реализации конечного изделия машиностроения.

Ведущиеся в настоящее время отраслевыми институтами с участием институтов РАН научные прикладные исследования направлены на создание научного задела в целях разработки будущих изделий с высоким техническим совершенством или даже новых типов.

При условии принятия решения о создании российского фонда достижений в области механики, управления, вычислительной математики и информационных технологий он должен быть реализован на компьютерно-сетевой платформе с тщательно продуманным механизмом прямого доступа и защитой информации.

Значительную его часть должен представлять раздел по прикладному программному обеспечению: многодисциплинарным программным системам, программам по тематическим направлениям — солверам, программам типовых наилучших вычислительных процедур и т.п.

Поскольку одним из элементов CALS-технологии является построение сетей с центральным порталом, который предназначен для взаимодействия и с промышленными отраслями, то в целях внедрения результатов исследований целесообразно проводить периодическое (без предварительного запроса) оповещение отраслей о новых достижениях, в частности о прикладных программах, новых версиях программ и их описаниях, как это принято на международном уровне. Осведомленность постоянных и потенциаль-



Рис. 5. Сеть оборонно-промышленной комиссии

ных пользователей программ о достижениях фонда будет положительно влиять на успех.

Рассмотрим информационную интеграцию оборонно-промышленного комплекса и оборонно-промышленной комиссии (ОПК).

Основной целью информационной интеграции является построение системы, обеспечивающей информационное взаимодействие корпораций и предприятий оборонно-промышленного комплекса с верхним уровнем комплекса – государственным регулирующим органом, которым является оборонно-промышленная комиссия нового поколения.

Поскольку основной задачей оборонно-промышленного комплекса является выпуск оборонных изделий высокого технического совершенства в кратчайшие сроки, то информационная система должна быть построена таким образом, чтобы прежде всего обеспечить получение информации по состоянию проектирования и производства новых изделий, обеспечив при этом различные уровни регулирования – от мониторинга с отслеживанием этапов выполнения корпорациями важнейших для страны оборонных изделий до определения и назначения приоритетов со стороны комиссии по остро необходимым изделиям.

При этом важнейшей стороной функционирования комплекса является минимизация совокупных затрат по жизненному циклу изделия. В связи с этим необходимы получение и анализ ОПК (в режиме мониторинга) информации по затратам финансовых, энергетических, производственных ресурсов, а также о специалистах, занятых на создании изделия.

Рассмотрим пути решения проблемы информационной интеграции.

Многие корпорации и предприятия оборонно-промышленного комплекса внедряют и развивают для создания изделий технологию информационной поддержки изделий (ИПИ-технологию, или CALS-технологию). Поэтому информацию о состоянии работ на местах, предназначенную для комиссии ОПК, целесообразно формировать и передавать в формате ИПИ-технологии. Это должны быть укрупненные выборки из действующих систем управления жизненным циклом изделия.

Технической и программной платформой информационной интеграции корпораций оборонно-промышленного комплекса с комиссией ОПК (т.е. по вертикали) и между отраслями (т.е. по горизонтали) должна стать сеть ОПК (рис. 5).

Структурными составляющими технической платформы оборонно-промышленного комплекса в на-

стоящее время становятся корпорации с их сетевыми магистралями (см. рис. 3), обеспечивающими информационное взаимодействие предприятий в процессе жизненного цикла изделия.

Сеть комиссии ОПК — это верхний уровень, надстройка над отраслевыми корпоративными магистралями ИПИ-технологий (см. рис. 5). Через нее должна осуществляться информационная вертикаль: интеграция отраслей с комиссией ОПК, включающая мониторинг состояния ключевых проектов, мониторинг и анализ совокупной по отраслям (и предприятиям) экспериментальной базы, установка приоритетов проектов оборонных изделий и финансирования.

По-существу, информационная интеграция ОПК, или информационная система ОПК, — это многопроектная, многоотраслевая ИПИ-технология. Она выполняет в основном информационные функции: мониторинг проектов, выработка приоритетов. В процессе использования информационной системы ОПК жизнь при необходимости внесет свои коррективы.

Практически во всех создаваемых ИПИ-технологиях отраслевых корпораций машиностроения принимаются одинаковые стандарты представления и использования информации. Комиссия ОПК будет получать

ее в тех же форматах, которые циркулируют в ИПИ-магистралях промышленных корпораций. Это в значительной степени облегчит получение информации, опирающейся на сетевые магистрали корпораций, и даст существенную экономию в создании программного обеспечения.

Главной задачей является защита сети и информации от несанкционированного доступа. Необходим специальный проект с оптимальным структурным включением серверов, введением паролей для обеспечения возможности деления информации по уровням защищенности на закрытую, конфиденциальную и открытую.

Таким образом, для комиссии ОПК нового поколения характерны прежде всего полная информированность на основе современных информационных технологий, аналитическая деятельность, выработка приоритетов по проектам (изделиям) и финансированию. Глубокое, поэтапное внедрение ИПИ-технологий в корпорациях для сокращения сроков и стоимости выпуска оборонных изделий, а также гибкое регулирование обеспечения страны этими изделиями — это, по сути, и есть создание российского оборонно-промышленного комплекса XXI столетия.



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

РОССИЯ И ЕВРОПА БУДУТ СОЗДАВАТЬ ВЗАИМОДОПОЛНЯЕМЫЕ КОСМИЧЕСКИЕ НАВИГАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ

"Российская космическая навигационная система ГЛОНАСС и Европейская система "Галилео" будут взаимно дополнять друг друга", — заявил глава Роскосмоса А.Н. Перминов. "Мы должны создать такие системы, чтобы и ГЛОНАСС, и "Галилео" были работоспособными и совместимыми. И второе — они должны быть взаимодополняемыми", — заявил А.Н. Перминов по итогам встречи в Роскосмосе с главой Европейского космического агентства Жан-Жаком Дорденом и гендиректором генерального директората по предпринимательству и промышленности Еврокомиссии Хайнсом Зуреком. А.Н. Перминов сообщил, что в ходе совместных переговоров, которые прошли в Роскосмосе, достигнуто соглашение о том, что в перспективе возможна работа систем ГЛОНАСС и "Галилео" на одну аппаратуру потребителей. В рамках достигнутого соглашения будут проводиться работы по обеспечению совместимости обеих систем.

Глава Роскосмоса отметил, что взаимодействие в вопросах спутниковой навигации является лишь одним из семи направлений сотрудничества Роскосмоса и Европейского космического агентства.

Глобальная навигационная спутниковая система ГЛОНАСС, аналог американской системы GPS, используется для обеспечения навигационной информацией и сигналами точного времени наземных, морских и космических потребителей. В составе орбитальной группировки системы в настоящее время находится 19 космических аппаратов, что позволяет принимать навигационные сигналы со спутников практически на всей территории России. К 2009 г. орбитальную группировку ГЛОНАСС намечено довести до штатной численности — до 24 спутников. В этом случае системой ГЛОНАСС смогут пользоваться потребители во всем мире.

Проект навигационной системы "Галилео" (Galileo) начат в 2000 г. Создание европейской системы планировалось завершить в 2008 г., но из-за финансовых разногласий между странами Европейского космического агентства ввод системы в эксплуатацию может быть перенесен на несколько лет. В состав орбитальной группировки войдет 31 спутник (26 штатных, 1 экспериментальный, 4 взамен выслуживших ресурс). Планируемый срок эксплуатации системы — 20 лет. Ее поддержание в течение данного срока, включая восполнение группировки, оценивается в 220 млн евро в год.

Вестник Интерфакс — АВН № 11 (286), 2007 г.

УДК 629.7

80 лет ОКБ имени А.С. Яковлева

О.Ф. Демченко

Рассказано об эффективном использовании ОКБ им. А.С. Яковлева своего многолетнего опыта проектирования, производства, сертификации и эксплуатации самолетов при разработке и создании новых высококачественных машин.

O.F. Demchenko. 80 Years Of Yakovlev Special Design Bureau

The article narrates how the Yakovlev special design bureau makes an effective use of the wealth of expertise, gained in long years of plane development, production, certification, operation and maintenance, in designing new aircraft.

ОКБ А.С. Яковлева возникло в процессе создания самолета АИР-1 как самостоятельная, не оформленная каким-либо приказом группа конструкторов и рабочих. Датой рождения ОКБ принято считать 12 мая 1927 г. — день начала летных испытаний АИР-1.

В активе творческой деятельности ОКБ — свыше 200 типов и модификаций спроектированных и построенных летательных аппаратов, в том числе более 100 серийных. Самолеты "Як" непрерывно находятся в серийном производстве и эксплуатации. За 80 лет выпущено 70 000 машин — больше, чем у любого другого российского ОКБ (до Великой Отечественной войны — 4000 машин, в 1941—1945 гг. — 40 000, после войны — 26 000). Среди построенных самолетов — 41 000 боевых, 29 000 гражданских.

ОКБ отличается широтой тематики среди отечественных авиационных фирм. Под руководством генерального конструктора академика А.С. Яковлева и его преемников создавались самолеты, вертолеты, планеры, беспилотные аппараты, в том числе следующие:

лучшие отечественные легкие самолеты (с 1927 г. и до наших дней), включая спортивные самолеты от АИР-1 до Як-55, серийные учебные самолеты от УТ-2 и Як-18 до Як-54; серийные многоцелевые самолеты от АИР-6 и Як-12 до Як-18Т;

поршневые истребители Як-1, Як-7, Як-9, Як-3 и десятки их серийных модификаций, составлявшие две трети советской истребительной авиации во время Великой Отечественной войны;

первые советские реактивные боевые самолеты — истребители Як-15, перехватчики Як-25, сверхзвуковые разведчики Як-27, сверхзвуковые фронтовые бомбардировщики Як-28Б и перехватчики Як-28П;

самолеты вертикального взлета и посадки (СВВП) — первый советский СВВП Як-36, первый в мире палубный СВВП Як-38 и первый в мире сверхзвуковой СВВП Як-141;

самые большие в СССР серийные десантные планеры Як-14, крупнейшие в мире вертолеты 1950-х гг. Як-24;

пассажирские самолеты — первый в мире реактивный региональный самолет Як-40 и самый экономичный для своего времени ближнемагистральный лайнер Як-42;

малоразмерные беспилотные летательные аппараты (БЛА), в частности "Пчела" — единственный отечественный БЛА, принимавший участие в боевых действиях и удостоенный премии Правительства РФ;



ДЕМЧЕНКО
Олег Федорович —
генеральный директор —
генеральный конструктор
ОКБ им. А.С. Яковлева,
президент ОАО "Корпорация
"Иркут", действительный
член Академии наук
авиации и воздухоплавания,
кандидат экон. наук

реактивные учебно-тренировочные самолеты (учебно-боевой Як-130 победил на конкурсе ВВС России в 2002 г.).

На самолете АИР-1 в 1927 г. были установлены первые советские мировые рекорды, а всего на 19 типах легких, пассажирских и военных самолетов "Як" — 86 мировых рекордов.

ОКБ им. А.С. Яковлева награждено орденами Ленина, Красного Знамени, Октябрьской Революции, Почетным дипломом Международной авиационной федерации (ФАИ). Создатели самолетов "Як" отмечены Ленинской и восемью Государственными премиями, премией Правительства Российской Федерации, Золотой медалью ФАИ.

В 1990 г. предприятию присвоено имя А.С. Яковлева, основателя и руководителя ОКБ до 1984 г. В 1984–1990 гг. руководителем ОКБ был А.А. Левинских, в 1991–1994 гг. — А.Н. Дондуков, с 1994 г. — О.Ф. Демченко.

Сейчас в ОКБ ведутся приоритетные работы по учебно-боевому самолету (УБС) Як-130 и его модификациям, ближне-среднемагистральному самолету МС-21, российско-индийскому многоцелевому транспортному самолету МТС, самолету первоначального обучения Як-152, а также по модификациям "Пчелы" и новым типам БЛА.

В ОКБ спроектирован и успешно разрабатывается учебно-тренировочный комплекс УТК-Як. Он включает наземные учебные средства, тренажеры, самолет первоначального обучения Як-152, реактивный учебно-боевой самолет Як-130, систему управления и объективного контроля учебного процесса. Все компоненты комплекса объединены единым математическим обеспечением с открытой архитектурой, позволяющей наращивать возможности комплекса.

Самолет Як-130 получил одобрение ведущего испытательного института российских ВВС. Подтверждены и продемонстрированы в полном объеме его высокие летно-технические характеристики, заявленные в проекте. Устойчивый и управляемый полет на больших углах атаки (до 42°) является уникальным достижением для машин такого класса. Як-130 обеспечивает высококачественную подготовку пилотов в короткие сроки для любых типов истребителей четвертого и пятого поколений.

Конфигурация и структура комплекса оборудования дают возможность создать на базе Як-130 целый ряд модификаций — боевых, а также учебных самолетов палубного базирования, беспилотных и др. ОКБ в настоящее время работает над расширением возможностей УТС с целью превращения его в универсаль-

ный учебно-боевой самолет и легкий ударный самолет.

Являясь машиной для эффективной подготовки пилотов на основном, повышенном и переходном к истребителям этапам, УБС Як-130 может без ограничений использовать широкую гамму отечественного и зарубежного оружия общей массой до 3000 кг, размещаемого на девяти внешних узлах подвески. В качестве боевого этот самолет может применяться совместно с беспилотным аппаратом "Пчела" для разведки целей и наведения.

Як-130 — единственный военный самолет, спроектированный и построенный в России после 2001 г. Главнокомандующий ВВС России генерал армии В.С. Михайлов сказал о нем: "У этого самолета большое будущее, по всем параметрам самолет на сегодняшний день превосходит все аналоги, даже зарубежные. Такой превосходной машины в Военно-воздушных силах не было".

В настоящее время завершены заводские испытания самолетов 01 и 02 в серийной конфигурации, они переданы на государственные испытания. По результатам полетов двух самолетов в октябре 2007 г. будет получено предварительное заключение (предварительный сертификат) на Як-130 в учебно-тренировочном варианте. К сожалению, был потерян третий самолет. Но на Нижегородском авиазаводе "Сокол" строится ему на замену четвертый, который должен подняться в воздух в сентябре этого года. Наличие трех самолетов позволит в кратчайшие сроки закончить государственные испытания в полном объеме.

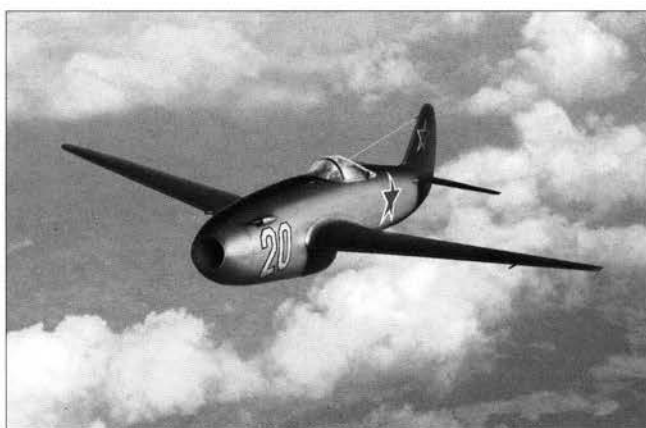
В апреле 2005 г. был подписан контракт с Министерством обороны России на изготовление установочной партии в количестве 12 машин. Всего ВВС России планируют закупить не менее 200 самолетов Як-130. Первые самолеты будут построены на заводе "Сокол" в начале следующего года.

В феврале 2006 г. был подписан контракт с Алжиром на поставку 16 самолетов. К их производству уже приступил Иркутский авиационный завод. Первые самолеты должны быть поставлены в конце 2008 г.

Серийные самолеты существенно отличаются от разработанного ранее самолета-демонстратора Як-130Д: компоновка стала плотнее, уменьшились габаритные размеры самолета, впервые в России создана полностью цифровая система управления самолетом (это принципиальное отличие от Як-130Д). На сегодняшний день нет ни одного отечественного самолета с цифровым интегрированным комплексом бортового оборудования. Все системы самолета — новейшие разработки российского авиапрома.



АИР-1 1927 г.



Як-15 1946 г.



Як-3 1943 г.



Як-24 1952 г.



Як-18 1946 г.



Як-28 1958 г.



Як-40 1966 г.



"Пчела" 1986 г.



Як-18Т 1967 г.



Як-141 1987 г.



Як-42 1975 г.



Як-130 1996 г.



Ближне-среднемагистральный самолет МС-21 (проект)

Як-130 — универсальный самолет, он может быть легко адаптирован к требованиям ВВС различных стран как по техническим показателям, так и по эксплуатационным характеристикам. Самолет позволяет отрабатывать 80 % всей программы подготовки летчиков. Использование УБС Як-130 в училищах, строевых частях и центрах боевой подготовки позволит в четыре-пять раз снизить затраты на эксплуатацию и сохранить ресурс боевых самолетов и "спарок", которые сегодня используются для боевой подготовки курсантов и строевых летчиков. В ограниченных и локальных конфликтах Як-130 сможет решать боевые задачи с максимальной эффективностью.

Самолет МС-21. ОКБ им. А.С. Яковлева совместно с фирмами "Ильюшин", "Туполев" и ведущими авиационными НИИ осуществляет разработку проекта ближне-среднемагистрального самолета МС-21 на 132...168 пассажиров. Проект победил на конкурсе



Многоцелевой транспортный самолет МТС (проект)

Росавиакосмоса и включен в государственную программу развития гражданской авиации до 2015 г. С 2005 г. осуществляется его финансирование из госбюджета. Сертификация самолета запланирована на 2015 г.

ОКБ не исключает возможного участия зарубежных партнеров и инвесторов в программе МС-21. Заложенный в проект принцип модульности позволяет использовать как российские, так и зарубежные двигатели и оборудование. Предусмотрено внедрение новейших отечественных достижений в области аэродинамики, конструкционных материалов, авионики. На самолет будут установлены современные экономичные двигатели. Считается, что уровень эксплуатационных расходов будет существенно ниже нынешних зарубежных аналогов, а уровень комфорта пассажиров и экипажа — максимальным среди самолетов аналогичного класса.

После 2010 г. ожидается списание Ту-154 — основы парка российских магистральных самолетов. В связи с этим возникает острая необходимость в МС-21, поскольку в случае отсутствия отечественных машин такого класса освобождающуюся нишу заполняют самолеты фирм "Боинг" и "Эрбас", а российские конструкторские и научно-исследовательские центры окажутся невостребованными.

Самолет МТС (многоцелевой транспортный самолет) грузоподъемностью 20 т при дальности 2500 км разрабатывается для ВВС России и Индии, а также для гражданских грузоперевозок. Проектирование ведется с начала 2006 г. совместно ОКБ им. А.С. Яковлева и Авиаконструкторским бюро им. С.В. Ильюшина. После подписания межправительственного соглашения к финансированию и разработке присоединится Индия (фирма HAL). Планируется завершение эскизного проекта в 2008 г. и создание самолета в 2012 г. Строиться МТС будет на территории России и Индии.

Этот самолет будет иметь два перспективных ТРДД российской или зарубежной конструкции. Благодаря использованию новейших достижений в области аэродинамики, конструкционных материалов, БРЭО МТС будет конкурентоспособен на мировом рынке и заменит самолеты класса Ан-12 в России и за рубежом.

Техническая концепция МТС предусматривает перевод всех гидравлических потребителей на электрические приводы с отказом от централизованной гидросистемы. На самолете будет установлена кислорододобывающая установка, что снизит эксплуатационные расходы.

Беспилотные летательные аппараты. В декабре 2004 г. было получено предварительное заключение по результатам государственных испытаний комплекса

"Строй-ПД" с БЛА "Пчела-1К" с телевизионной аппаратурой круглосуточного применения. На основании этого заключения на заводе в Смоленске были построены 10 БЛА, которые в составе серийного комплекса в 2007 г. переданы в учебный центр беспилотной авиации Министерства обороны в целях скорейшего освоения. Завершаются государственные испытания БЛА "Пчела-1К" с другими вариантами целевых нагрузок — химической и радиотехнической аппаратурой.

ОКБ рассматривает ряд перспективных межвидовых многофункциональных БЛА. Прежде всего это "Клест" (такого же класса, как и "Пчела") и скоростной высотный разведчик "Ворон". По нетрадиционной схеме планируется создание семейства БЛА "Прорыв". Использование научно-технического задела по Як-130 позволит сократить затраты, сроки разработки и технический риск.

Самолеты Як-52М и Як-152. Широко распространенный самолет Як-52 (построено более 1800 машин) модифицируется в Як-52М по госзаказу для ВВС России. Он будет служить для первоначального обучения и профессионального отбора военных летчиков до появления нового самолета — Як-152.

На Як-52М предусмотрены: замена двигателя, доработка крыла для повышения безопасности полета, установка современного оборудования, катапультных кресел. Все это будет способствовать продлению срока службы самолета.

29 марта 2005 г. начальником ГЛИЦ ВВС был подписан Акт по государственным испытаниям Як-52М. Самолет получил положительную оценку и был рекомендован для первоначальной летной подготовки. Модернизация организована на авиаремонтном заводе № 308 в Иваново.

ОКБ совместно с арсеньевским авиационным заводом "Прогресс" завершает разработку конструкторской документации самолета первоначального обучения нового поколения Як-152. В 2007 г. в Арсеньеве начнется изготовление опытных образцов (этот завод — давний партнер ОКБ им. А.С. Яковлева. С 1941 по 1993 г. здесь были построены 9557 самолетов ОКБ — УТ-2, Як-18, Як-18П и Як-18ПМ, Як-50, Як-55 и Як-55М). Ведутся переговоры о совместных НИОКР по Як-152 с партнерами из Китая и Украины.

Разработки ОКБ в 2007 г. Прежде всего это двухместный самолет Як-54, предназначенный для обучения высшему пилотажу и участия в соревнованиях. Создан на базе акробатического самолета Як-55М и обладает такими же высокими летными качествами.

Серийные самолеты, выпущенные в Саратове, поступили в сборную команду России по высшему пило-



Новый самолет Як-152 (проект)

тажу. Они были отправлены также в США, Австралию и Италию. Российские летчики успешно выступают на Як-54 на чемпионатах мира и Европы по первой категории. Документация на Як-54 передана в Арсеньев, где в апреле 2007 г. начнется серийный выпуск этих самолетов.

На различных этапах разработки находятся легкие многоцелевые самолеты — шестиместный Як-58 и четырехместный Як-112. С партнерами из Казахстана создано ОАО "Як-Алакон", которое обеспечивает финансирование программы Як-58 и сертификацию самолета.

На 2007–2008 гг. Смоленскому авиационному заводу заказано 60 самолетов Як-18Т с новым приборным оборудованием для училищ гражданской авиации.

По мере получения заказов проводится модернизация региональных самолетов Як-40 и ближнемагистральных Як-42Д.

В училищах ГВФ успешно используются Як-40 в качестве выпускного самолета и Як-18Т для первоначального обучения.

Самолеты марки "Як" получили широкое распространение внутри страны и за рубежом. В Китае, Румынии, Польше, Чехословакии они выпускались по лицензии. Во Франции создана единственная в мире женская пилотажная группа на самолетах Як-54. Пилотажные группы на Як-52 существуют в Англии, Италии, Германии. ФАИ планирует проведение чемпионатов мира на самолетах Як-52.

ОКБ им. А.С. Яковлева плодотворно сотрудничает с авиастроительными предприятиями многих стран, в последние годы особенно тесно с фирмами Италии, Израиля, США, Словакии, Чехии, Китая. Самолет Як-40 стал первым и единственным отечественным

Серийный выпуск основных типов самолетов "Як"

Годы выпуска	Типы самолетов	Количество
1927–1931	АИР-1 и АИР-2	7
1929–1930	АИР-3 и АИР-4	3
1932–1936	АИР-6	128
1937–1940	УТ-1	1256
1938–1948	УТ-2	7323
1940	УТ-3	14
1940–1941	Як-2 и Як-4	201
1940–1944	Як-1	8721
1941–1944	Як-7	6399
1942–1948	Як-9	16769
1944–1946	Як-3	4848
1993–2002	Ретрокопии Як-3, Як-7, Як-9	22
1942–1943	Як-6	381
1946	Як-8	4
1945(1947)–1948	Як-10	41
1946–1956	Як-11	4166
1948–1970	Як-12	4458
1950–1952	Як-14	413
1946–1947	Як-15	280

Годы выпуска	Типы самолетов	Количество
1948–1949	Як-17	430
1947–2001	Як-18 и СЖ6	8434
1949–1951	Як-23	313
1956–1958	Як-24	40
1954–1957	Як-25	483
1961–1965	Як-25РВ	155
1957	Як-26	10
1957–1962	Як-27	180
1959–1972	Як-28	1157
1960–1961	Як-30 и Як-32	7
1973–1988	Як-38	231
1967–1981	Як-40	1010
1976–2002	Як-42	179
1973–2002	Як-18Т	613
1973–1986	Як-50	312
1977–2004	Як-52	1860
1994–2002	Як-54	14
1986–1993	Як-55	231
1992–1994	Як-58	5
1992–1994	Як-112	7
1982–2005	БЛА	153

самолетом, сертифицированным по западным нормам летной годности и экспортированным в развитые страны (Италия, ФРГ).

В создании Як-130Д участвовала итальянская фирма "Аэрмакки". Американской фирмой "Гольфстрим" серийно выпускается самолет "Гольфстрим 200", спроектированный совместно фирмой IAI и ОКБ им.

А.С. Яковлева под названием "Гэлекси". В Китае с нашим участием создан сверхзвуковой учебно-тренировочный самолет L-15.

Сегодня ОКБ им. А.С. Яковлева является единственным в России авиационным ОКБ, которое имеет международный опыт совместного проектирования, испытаний и сертификации самолетов.





ВОСКОБОЙНИКОВ
Валерий Иванович —
заместитель директора
департамента оборон-
но-промышленного
комплекса Минпромэнер-
гетики РФ, кандидат техн.
наук



ВОЛОДИН
Вячеслав Владимирович —
начальник научно-инфор-
мационного центра
ГосНИИАС, кандидат
техн. наук

МАКС-2007: перед финишной прямой

В.И. Воскобойников, В.В. Володин

Продолжается обсуждение вопросов проведения выставок МАКС, уже ранее поднимавшихся в печати, в том числе и в журнале "Полет" [1–3]. Рассмотрен общий подход к организации авиационно-космических салонов, обсуждается динамика международной выставочной деятельности этого направления и перспективы выставки МАКС-2007.

V.I. Voskoboinikov, V.V. Volodin. MAKS 2007: At The Finish Line

The article continues the topic of MAKS international air show, taking over from earlier mass media discussions, including from Polet, and presents a comprehensive approach to the organization of aerospace shows, paying special attention to the dynamics of the international exhibition activities in this domain, and making forecasts of the MAKS 2007 prospects.

Очередная выставка МАКС-2007 будет проходить в обстановке и условиях, связанных с произошедшими событиями в мировой и отечественной авиации и выставочном бизнесе. Как пройдет салон зависит от того, насколько будут приняты во внимание последние изменения в международном выставочном бизнесе и учтены ошибки и позитивные достижения предыдущего салона.

Анализируя выставочную деятельность, проводимую международными салонами, следует отметить существующую тематическую специализацию выставок. На сегодняшний день можно выделить несколько основных групп салонов:

авиационно-космические салоны — "Ле Бурже", "Фарнборо", ILA, МАКС, "Эйша Аэропейс" и "Эйршоу Чайна";

салоны военной и гражданской авиационной техники — "АэроИндия", "Джапен Аэропейс", "Дубай", "Австрэлиэн Авиэйшн", "Аэросвит", "Сеул Эйршоу";

тематические салоны вертолетной техники — "Хели Эйша", "Хели Пауэр", "Хели-тек", "Хели Экспо";

тематические салоны административной авиации — EBACE, NBAA, AVIEX;

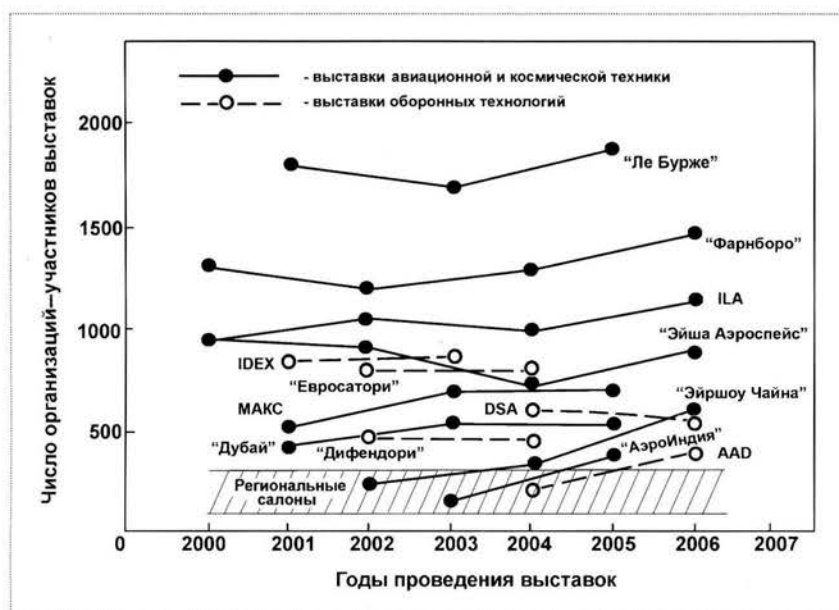
тематические салоны оборонных технологий — "Евросатори", "Дифендори", EDEAS, INDEX, IDET, LAD, LIMA, "Иран Эйршоу", BMC, AAD;

тематический салон гидроавиации — "Гидроавиасалон";

тематические салоны по технологиям эксплуатации гражданской авиации — САКС, "Гражданская авиация", "Экспо Чайна".

Необходимо отметить определенную динамику не только существования салонов, но и их тематической направленности. Так, увеличивающееся присутствие на выставках салона "АэроИндия" космической тематики, отражающей развитие собственных технологий в Индии, делает возможным относить этот салон к разряду авиационно-космических.

Определенная специализация существует и в отношении рейтинга салонов. Здесь можно выделить салоны общемирового уровня, ориентированные на развитие мировой авиации в целом, и салоны региональные, для которых характерно решение более конкретных задач. Это различие проявляется весьма зримо в таком показателе деятельности салона, как число организаций, принимающих участие в выставках. Иллюстрацией данного положения является рисунок, показывающий ранжирование международных салонов по числу организаций — участников выставок. Общая зона — 100...300



Ранжирование международных салонов по представительности участников выставок

организаций-участников охватывает основную массу региональных салонов. Выше этой зоны находятся десять салонов общемирового уровня: западноевропейские салоны "Ле Бурже", "Фарнборо", ILA, "Евросатори", "Дифендори", азиатские салоны DSA, "Эйша Аэропейс", ближневосточные салоны IDEX, "Дубай" и наш российский МАКС. Следует обратить внимание, что к этим салонам общемирового уровня присоединяются некоторые региональные салоны. Это, прежде всего, салон "Эйршоу Чайна", принадлежащий Китаю. По итогам выставки, проведенной в 2006 г., он уже достиг уровня представительности организаций-участников, соизмеримого с салонами МАКС и "Дубай". Это также салоны "АэроИндия" и AAD (ЮАР). Опыт международной выставочной деятельности последних десятилетий показывает, что без постоянной динамики развития эта деятельность существовать не может. Рассмотрим такой фактор, как место и время проведения выставок. Динамика наблюдается и здесь. В 2000 г. время проведения выставки салона в Фарнборо (Великобритания) было перенесено с сентября на июль с тем, чтобы создать более четко хронологически выраженный альянс с салоном в Ле Бурже (Франция). Это вызвало немедленную реакцию организаторов берлинского салона ILA, которые сдвинули время проведения своих выставок с мая на июнь. Следует отметить, что и положение салона ILA не утратило своей устойчивости. Как видно из рисунка, число организаций-участников на последней выставке было выше, чем в предыдущие годы. Это результат предпринятых в 2004 г. организационных мер, квалифицированных самими руководи-

телями салона ILA как "оптимизация участия зарубежных фирм в выставках салона ILA по критерию стоимость — эффективность и, в частности, по снижению расходов экспонентов, связанных с арендой выставочных помещений и другими затратами". Смена времени и места проведения выставок стала в последние годы широко использоваться для обеспечения салонами своей устойчивости в динамично изменяющейся авиационной выставочной деятельности. Так, авиационный салон "АэроИндия", проводивший свои выставки в последние месяцы каждого четного года, с 2001 г. сдвинул их на начало нечетных годов. Благодаря этому удалось сразу же увеличить число организаций-участников. Авиационный салон оборонных технологий AAD, действующий в ЮАР, провел в 2004 г. изменение другого рода — переместил свои выставки с военно-воздушной базы вблизи Претории на более подходящую для этих целей базу ВВС в районе Кейптауна. Имеются примеры и более дальней передислокации выставок. Самым впечатляющим из них стал перенос салона "Эйша Аэропейс" из Сингапура в Гонконг, о чем стало известно после завершения выставки в 2006 г. Было изменено и время проведения выставок. Теперь они будут проходить не в начале каждого четного года, как ранее, а в конце нечетных годов. Если учесть, что Гонконг — особая экономическая зона Китая и рядом с г. Чжухаем, в котором в конце каждого четного года проходят выставки салона "Эйршоу Чайна", то становится вполне очевидным появление особого выставочного дуэта "Эйша Аэропейс" — "Эйршоу Чайна". По заявлению руководителей британской компании "Рид Экзебишн",

являющейся одним из организаторов и собственником бренда салона "Эйша Аэропейс": "Рынок гражданской авиационной техники смещается на север". Действительно, темпы промышленного роста Китая и связанные с этим темпы развития китайской гражданской авиации являются впечатляющими. Китай становится не только потребителем пассажирских самолетов западных фирм-производителей, но и участником их производства. А если учесть успехи китайцев в космосе и то, что некоторые китайские боевые самолеты и образцы авиационного вооружения уже вышли на мировой рынок, и что уже в течение нескольких лет китайская промышленность работает над созданием собственного истребителя пятого поколения, общий эффект от появления на территории Китая связи двух авиационно-космических салонов высокого рейтинга очевиден, и не учитывать этого факта в организации российского выставочного бизнеса нельзя.

В период становления МАКС организаторы этой программы задумывались, как обеспечить имидж салона, выделяющий его из мероприятий подобного рода, проводимых за рубежом, обеспечить его устойчивость в международной выставочной деятельности. Организаторы понимали бесперспективность соревнования с зарубежными салонами в части объема заключения на выставках коммерческих сделок и числа организаций-участников. Первенство здесь давно захватили салоны "Фарнборо", "Ле Бурже", ILA и "Эйша Аэропейс". Даже салоны "АэроИндия" и "Эйршоу Чайна" с заключенными на их выставках в последние годы объемами коммерческих контрактов оставляют за собой российский салон в части коммерческой активности на мировом рынке авиационной техники. Поэтому основными принципами имиджа МАКС рассматривались: демонстрация достижений и возможностей российской авиационной промышленности; организация диалога Восток — Запад в общем процессе интеграции авиации России и стран СНГ в мировое авиационное сообщество; проведение летной демонстрации авиационной техники; обмен научной информацией между зарубежными и отечественными специалистами; широкая аудитория посетителей выставки.

В ходе первых выставок, состоявшихся в 1995 и 1997 гг., все это проявилось в полной мере, обозначив имидж салона.

Обмен научной информацией между отечественными и зарубежными специалистами в разные годы занимал в деятельности салона МАКС различное место. Многим специалистам, участвовавшим в выставке МАКС-1997, возможно запомнилась прошедшая в рамках этой выставки международная конференция "Авиационные технологии — XXI век". В конференции

приняли участие сотни специалистов из научных центров и конструкторских бюро авиационной промышленности России, Украины, США, Великобритании, Франции, Германии, Японии, Швеции и др. стран. Было заслушано более 200 докладов и научных сообщений, актуальность некоторых из них сохраняется и сегодня. Провести такую конференцию можно было благодаря активному участию ЦАГИ, ЦИАМ, ВИАМ, ГосНИИАС и др. научных центров России. На этом фоне не очень убедительно смотрятся научно-технические мероприятия последних выставок салона. Конечно, проведенная в ходе МАКС-2003 выставка авиационно-технического творчества детей и молодежи ЮНИМАКС-2003 была интересна, как и приуроченная к выставке МАКС-2005 научная конференция "Авиация и космонавтика", проводимая ежегодно МАИ при содействии ряда федеральных агентств и ассоциаций. И по числу участников, и по числу заслушанных докладов последняя превосходит упомянутую международную конференцию 1997 г. Но не всегда число участников и докладов, сделанных на конференции, определяет ее научное и практическое значение.

Демонстрация достижений и возможностей российской авиационной промышленности всегда являлась важным направлением выставок МАКС. Однако по мере освоения этих выставок западными разработчиками и производителями авиационной техники проведение этой демонстрации становилось все более сложной задачей. Весьма слабое информационное обеспечение выставок не отражало в необходимой степени представленные результаты отечественной авиационной науки (которые всегда менее заметны, чем натурные образцы летательных аппаратов, пусть даже небольшой размерности). Да и в отношении самих летательных аппаратов, отражающих достижения и уровень возможностей отечественной авиационной промышленности, экспозиции салона МАКС в последние годы не во всем были адекватны. Достаточно упомянуть о вопросе демонстрации достижений программы разработки боевых самолетов пятого поколения. Этот вопрос действительно существует. Не зря при обсуждении результатов выставки МАКС-2005 представитель одного из конструкторских бюро доктор технических наук Е. Кошелев не удержался от заявления, что "на выставке об истребителе пятого поколения как будто забыли. Где же он?" ("Независимое военное обозрение" № 34 (443), 9—15 сент. 2005). А генеральный конструктор корпорации "Фазотрон-НИИР" доктор технических наук А. Канашенков высказался еще более решительно: "К сожалению, последний МАКС в г. Жуковском не дал четкого понимания результатов работы, ведущейся по про-

грамме российского боевого самолета пятого поколения ПАК-ФА" (ж-л "Фазотрон" № 1–2 (4) 2006).

Широкая посетительская аудитория МАКС всегда выделяла его среди других международных авиационно-космических салонов. Огромная посещаемость выставки в г. Жуковском позволила говорить об этом салоне как о мощном средстве поднятия в глазах россиян престижа отечественной авиации и патриотического воспитания нашей молодежи. Что же мы имеем сегодня?

Бывший руководитель салона И. Новиков констатировал, что общее число посетителей выставки МАКС-2005, включая ее участников и зрителей, превысило 500 тыс. человек ("МАКС-2005" ж-л "Полет" № 1, 2006). Однако если обратиться к официальному отчету о выставке МАКС-2003, можно обнаружить, что в 2003 г. на международной авиационно-космической выставке в г. Жуковском побывало около 600 тыс. человек. Есть и другие проявления того, что популярность салона среди широкой аудитории снизилась. Что же следует предпринять для поддержания высокого рейтинга, достигнутого салоном в предыдущие годы?

Можно предположить, что после несостоявшегося альянса с другими европейскими аналогами салон ILA неминуемо развернется на Восток. И для МАКС это очень удобный момент укрепления с ним взаимовыгодных связей. Программы каждого из этих салонов когда-то включали принцип — "Восток встречается с Западом". Подкрепление его конкретными мерами по развитию взаимодействия в ходе выставок с участием научных специалистов стран СНГ, азиатского региона и Запада могло бы укрепить связь салонов МАКС и ILA. Можно считать, что первым шагом в данном направлении стало участие России в выставке ILA-2006 со статусом "страна-партнер". Но это лишь первый шаг, необходимо делать другие шаги для дальнейшего развития. И делать надо весьма быстро, учитывая выставочную активность, которую проявляет в последние годы украинский салон "Аэросвит-XXI".

Нельзя упускать из внимания и то, что после кардинального реформирования салона "Эйша Аэропейс" ближайшая выставка этого салона оказалась почти сов-

падающей по времени с очередной выставкой МАКС. И в этой ситуации многие зарубежные, да и отечественные авиационные фирмы задумаются над вопросом: "Где принять участие — в выставке "Эйша Аэропейс-2007" или в выставке МАКС-2007?" Ответ может оказаться неблагоприятным для нашего салона, значит, это надо учитывать уже сегодня. Предельно необходима слаженность и координация действий всех федеральных органов и структур, участвующих в организации и проведении выставки МАКС-2007. То, что принимающие участие в подготовке салона ФCBT, "Рособоронэкспорт" и "Роспром" несколько по-разному смотрят на проблему финансирования выставок, настораживает. Если первые две стороны признают необходимость государственной финансовой поддержки проводимых у нас международных выставок, то последняя, судя по заявлению одного из руководящих работников "Роспрома", относится к выставкам как к "обычному бизнесу, на котором надо зарабатывать деньги".

Да, выставки — это действительно бизнес. И салон МАКС в этом отношении не исключение. Но если все свести только к зарабатыванию денег на продаже входных билетов, сувениров и прохладительных напитков, то о патриотическом воспитании нашей молодежи на основе гордости за российскую авиацию можно забыть. Можно забыть и о научном обмене, обогащающем наших авиационных специалистов и позволяющем правильно оценить свои плюсы и достижения в свете общего развития авиационной науки.

Время пришло, и если не принять правильных решений, зарубежные участники МАКС-2005 отправятся в Гонконг на "Эйша Аэропейс-2007" вместо того, чтобы приехать к нам в г. Жуковский на МАКС-2007.

Список литературы

1. Володин В.В. МАКС-2002: пять шагов за горизонт // Полет. 2003. № 12.
2. Володин В.В. МАКС: воспоминание о будущем // Полет. 2005. № 6.
3. Володин В.В. Проблемы информационного сопровождения международных авиационных выставок салона МАКС // Полет. 2006. № 7.



НЕЧАЕВ
Юлиан Николаевич — профессор ВВИА им. Н.Е. Жуковского, заслуженный деятель науки РФ, доктор техн. наук



ТАРАСОВ
Александр Иванович — главный конструктор НТЦ им. А. Люльки ОАО "НПО "Сатурн", кандидат техн. наук



ПОЛЕВ
Анатолий Сергеевич — начальник кафедры ВВИА им. Н.Е. Жуковского, профессор, доктор техн. наук



МОХОВ
Алексей Александрович — альянкт ВВИА им. Н.Е. Жуковского

Области возможного применения пульсирующих детонационных двигателей

**Ю.Н. Нечаев, А.И. Тарасов,
А.С. Полев, А.А. Мохов**

Рассматриваются перспективы применения в авиации пульсирующих детонационных двигателей новой оригинальной схемы, не имеющей аналогов в мировой практике. На основании разработанной методики расчета удельных параметров, тягово-экономических и удельно-массовых характеристик этих двигателей производится их сравнение с существующими авиационными газотурбинными двигателями. Показаны основные преимущества двигателей предлагаемой схемы на примере их применения в составе силовых установок летательных аппаратов различного целевого назначения.

Yu.N. Nechayev, A.I. Tarasov, A.S. Polev, A.A. Mokhov. Possible Applications Of Pulse Detonation Engines

The article spotlights opportunities of employing world's unrivalled pulse detonation engines of a new, unique design in present-day aviation. Based on the dedicated methods of specific parameter computation and thrust-to-weight and cost-effectiveness assessments, it makes a comparison of such engines with in-service turbo-jets. The article shows the advantages of such-configured engines, using the history of their application in aircraft of various classes and purposes as an example.

Пульсирующий детонационный двигатель (ПудД) — новый тип двигателя для авиации. В нем реализуется термодинамический цикл, близкий к циклу со сгоранием топлива при постоянном объеме, а поэтому более экономичный, чем цикл Брайтона, используемый в существующих газотурбинных двигателях. В последнее время исследователями предлагаются и изучаются различные схемы ПудД. В данной статье рассматривается оригинальная схема ПудД с высокочастотным резонатором и двухстадийным сгоранием топлива, отличающаяся полным отсутствием каких-либо клапанов и систем принудительного зажигания [1]. Пульсирующий процесс в таком двигателе возникает за счет возбуждения высокочастотных автоколебаний в газодинамическом резонаторе, периодически заполняющемся специально подготовленной топливовоздушной смесью (ТВС), а выделение теплоты, усиливающее амплитуду этих колебаний, происходит вследствие детонационного сгорания этой смеси в ударных волнах.

Конструктивно двигатель указанной схемы состоит из генератора сжатого воздуха (ГСВ) и нескольких тяговых модулей (ТМ). В ГСВ осуществляется предварительное сжатие воздуха перед его подачей в ТМ. Степень повышения давления воздуха,

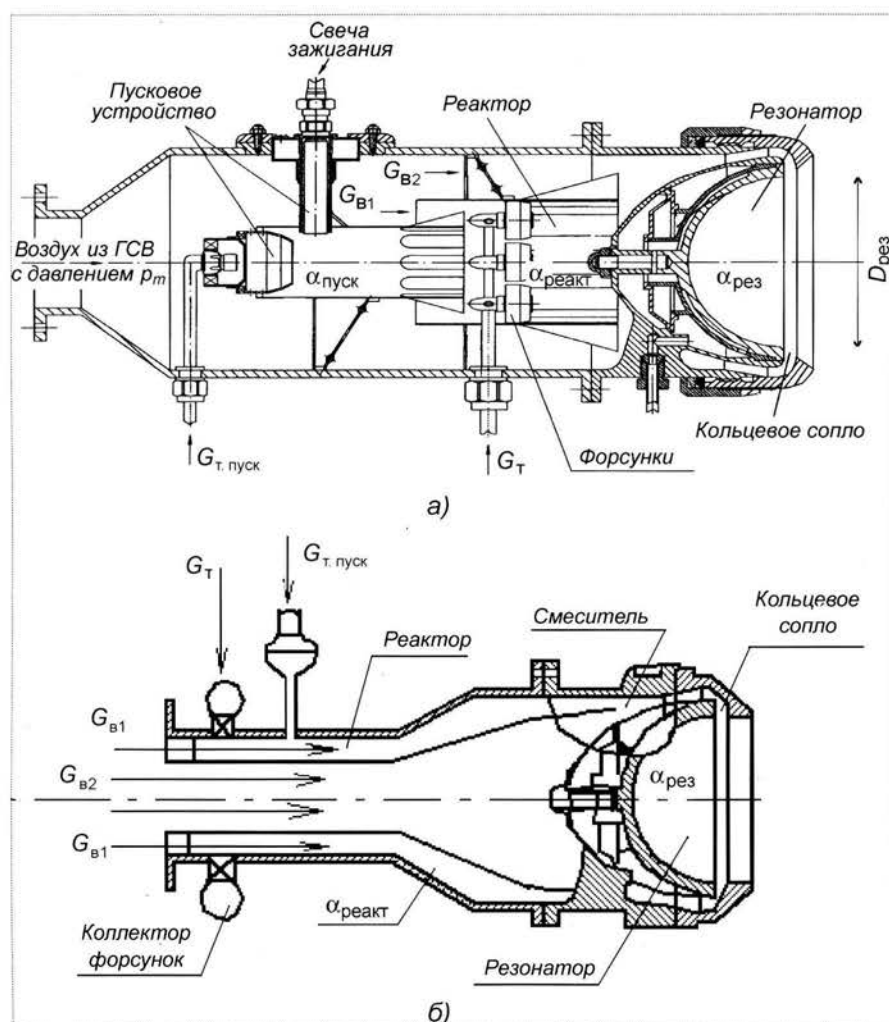


Рис. 1. Возможные схемы тяговых модулей ПДД

отбираемого от компрессора, характеризуется величиной параметра $\pi_{к.отб} = p_m/p_{в}$, где p_m — давление воздуха, подаваемого в ТМ, а $p_{в}$ — его давление на входе в ГСВ. В тяговых модулях осуществляется детонационное сгорание топлива и реализуется процесс создания реактивной тяги.

Расчетное исследование параметров и характеристик такого двигателя основано на использовании понятия термодинамического цикла с детонационным сгоранием топлива (цикла ДСТ). Математическая модель расчета параметров этого цикла была разработана в [2] и подробно изложена в [5]. Показано, что термический КПД η_t и работа цикла l_u при интенсивности детонации, соответствующей условиям Чепмена—Жуге (СЖ), с достаточной степенью точности определяются из формул:

$$\eta_t = 1 - \frac{C_p T_1}{q_1} \left[\frac{1}{M_{CJ}^2} \left(\frac{1 + k M_{CJ}^2}{k + 1} \right)^{\frac{k+1}{k}} - 1 \right];$$

$$l_u = q_1 \eta_t,$$

где q_1 — количество сообщаемой теплоты; k и C_p — осредненные значения показателя адиабаты и теплоемкости рабочего тела; M_{CJ} — число Маха, соответствующее скорости распространения детонационной волны в резонаторе при выполнении условий СЖ.

По найденным величинам l_u и η_t для каждого режима полета и заданного значения параметра $\pi_{к.отб}$ определяются удельная тяга $P_{уд}$ и удельный расход топлива $C_{уд}$ цикла ДСТ при условии минимума необратимых потерь в детонационных волнах. Расчет удельных параметров тягового модуля цикла ДСТ $P_{уд.ТМ}$ и $C_{уд.ТМ}$ производится по формулам [2]:

$$P_{уд.ТМ} = \sqrt{2(l_u + l_k) + V^2} - V;$$

$$C_{уд.ТМ} = 1/(\alpha_{рез} L_0 P_{уд.ТМ}),$$

где $\alpha_{рез}$ — коэффициент избытка воздуха в резонаторе; l_k — работа, затрачиваемая на сжатие воздуха,

отбираемого от компрессора ГСВ, V — скорость полета.

Для определения суммарных удельных параметров ПДД учитывается наличие генератора сжатого воздуха. Этот генератор проектируется так, чтобы он сам не создавал тяги (см. ниже) и, следовательно, $P_{уд.ГСВ} = 0$. В расчетах $C_{уд.Σ}$ к величине $C_{уд.ТМ}$ добавляется удельный расход топлива ГСВ $C_{уд.ГСВ}$. По найденным удельным параметрам рассчитываются тягово-экономические характеристики ПДД [5].

Схемно-конструкторская проработка различных вариантов силовых установок с ПДД заключается в расчетах газодинамических и геометрических параметров основных элементов, их эскизном проектировании и весовой оценке и в конечном счете в формировании конструктивного облика с учетом установки ПДД на рассматриваемом ЛА.

Главными элементами рассматриваемого двигателя являются его тяговые модули (рис. 1). В ТМ подается сжатый воздух, отбираемый из-за компрессора ГСВ (или подогретый газ, если тяговые модули устанавливаются на выходе из турбины). Каждый ТМ состоит из реактора и резонатора. В ряде случаев тяговые модули снабжаются эжекторными усилителями тяги (ЭУТ).

В реакторе, в который подается практически все топливо G_t и только часть воздуха $G_{в1}$ (см. рис. 1), осуществляется первая стадия процесса горения: частичное сжигание топлива, необходимое для его конверсии — разложения на химически активные составляющие. Этот процесс осуществляется за счет экзотермических реакций, происходящих в переобогащенной топливовоздушной смеси, имеющей $\alpha_{реакт} \approx 0,35...0,4$. Затем эта ТВС перемешивается в смесителе с воздухом $G_{в2}$, подаваемым в обход реактора, и обедняется до значений $\alpha_{рез}$, требуемых для осуществления второй (основной) стадии процесса горения — детонационного сгорания топлива в волнах сжатия. Окончательно подготовленная ТВС, имеющая давление p_m , температуру T_m и $\alpha = \alpha_{рез}$ из смесителя через специальное кольцевое сопло поступает в резонатор.

На рис. 1 показаны два варианта конструктивного выполнения реактора. На рис. 1, а реактор расположен в центре ТМ перед смесителем, а на рис. 1, б — в периферийной части с установкой топливного коллектора с форсунками и пускового воспламенителя на внешнем корпусе ТМ.

В резонаторе, имеющем полусферическую форму, осуществляется ударно-волновое инициирование детонационного горения. В нем возникают высокочастотные пульсации давления и температуры, вызываемые соударением радиальных сверхзвуковых струй, вытекающих из кольцевого сопла (эффект Гартмана—Шпренгера). При этом происходит значительное локальное повышение давления и температуры в газодинамическом "фокусе" резонатора, которое оказывается достаточным для самовоспламенения и детонационного сгорания подготовленной указанном способом ТВС.

В каждом одиночном цикле после опорожнения полости резонатора в ней возникает волна разрежения, способствующая заполнению резонатора новым зарядом ТВС. Опытным установлено, что волна разрежения способствует подсосу воздуха в резонатор из окружающей атмосферы, что вызывает некоторое повышение тяги за счет присоединения к реактивной струе дополнительной массы воздуха. Частоты пульсаций зависят от диаметра выходного сечения резонатора $D_{рез}$ и достигают нескольких кГц, что делает работу ТМ

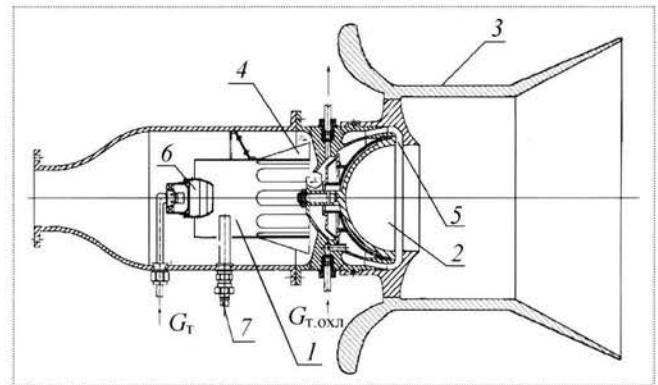


Рис. 2. Схемно-конструкторская проработка тягового модуля с эжекторным усилителем тяги:

1 — реактор; 2 — резонатор; 3 — эжекторный усилитель тяги; 4 — смеситель; 5 — кольцевое сопло; 6 — горелочное устройство; 7 — свеча

малозумной. Быстрота сгорания топлива должна обеспечивать снижение содержания окислов азота в выхлопных газах.

Площадь критического сечения кольцевого сопла $F_{к.с}$ и диаметра резонатора $D_{рез}$ подбираются экспериментально. Они определяются условиями возбуждения в полости резонатора высокочастотных автоколебаний. Согласно опытным данным, оптимальные значения $D_{рез}$ лежат в пределах 60...100 мм [3]. Выбор $D_{рез}$ предопределяет число тяговых модулей, требуемых для получения заданной тяги. Из-за малых размеров резонаторов тяга, создаваемая одним ТМ, не превышает 1...3 кН. Этим определяется необходимость наличия в одном генераторе сжатого воздуха нескольких ТМ.

Эжекторные усилители тяги (ЭУТ), работающие в пульсирующем потоке газа, могут в зависимости от своих относительных размеров увеличивать тягу в 1,5...2 раза [2]. Схема ТМ с установленным ЭУТ показана на рис. 2. Физические причины более значительного увеличения тяги в пульсирующем эжекторном усилителе тяги (в сравнении со стационарным) состоят в том, что волны сжатия в истекающей из резонатора реактивной струе чередуются с волнами разрежения и за счет скважности между соседними пиками давления образуются зоны пониженного давления, в которые и засасывается воздух из окружающей среды. Затем эти присоединенные массы воздуха проталкиваются через эжекторный канал последующими волнами сжатия. Происходит увеличение тяги при неизменном расходе топлива и тем самым уменьшается $C_{уд}$. Это происходит за счет уменьшения скорости истечения и повышения тягового КПД.

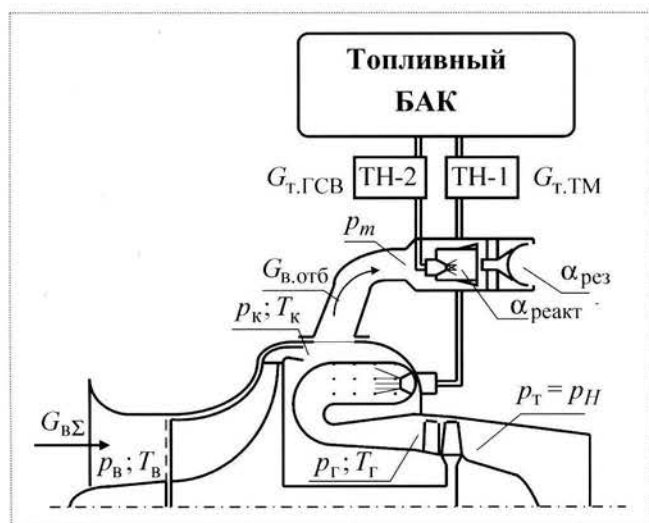


Рис. 3. Принципиальная схема ПудД с размещением тяговых модулей с подводом воздуха из-за компрессора

Расчетная схема ПудД, состоящего из ГСВ и ТМ, представлена на рис. 3. Отбор воздуха для работы ТМ в количестве $G_{в.отб}$ производится за компрессором ГСВ. Подача топлива в камеры сгорания ГСВ и ТМ осуществляется двумя топливными насосами (ТН-1 и ТН-2). Управляющими факторами служат расходы топлива $G_{т.ГСВ}$ и $G_{т.ТМ}$. Соответствующими управляемыми пара-

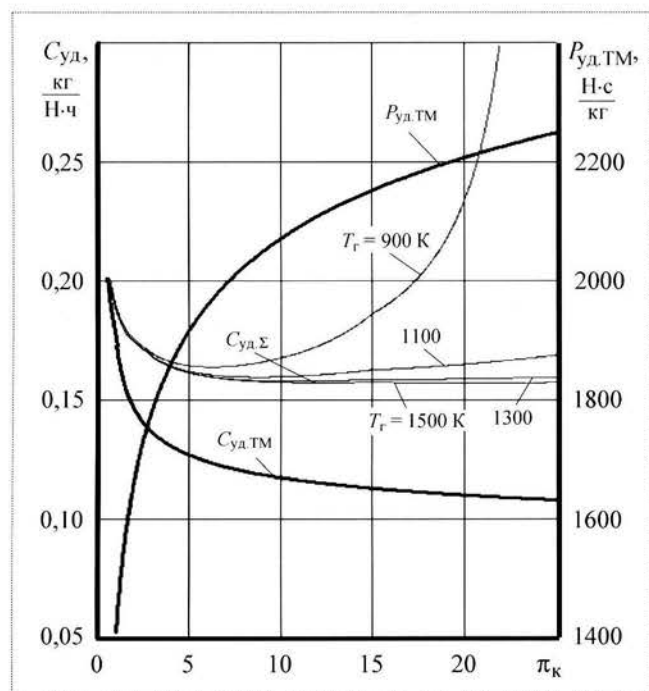


Рис. 4. Зависимость $P_{уд.ТМ}$, $C_{уд.ТМ}$ и $C_{уд.Σ}$ от параметров рабочего процесса ГСВ

метрами являются температура газа перед турбиной ГСВ T_g и коэффициент избытка воздуха в резонаторе $\alpha_{рез}$. Программа управления ПудД при расчете его тягово-экономических характеристик (ТЭХ) задается в соответствии с опытными данными исходя из требований получения эффективной и устойчивой работы ТМ во всех условиях полета [3]. Этими требованиями являются близкий к стехиометрическому состав ТВС, поступающей в резонатор ($\alpha_{рез} \approx 1,0$), постоянство давления воздуха, подаваемого в резонатор и, соответственно, в ТМ ($p_m = \text{const}$) во всех условиях полета. У ГСВ с отбором воздуха за компрессором $\pi_k = \pi_{к.отб}$ и, соответственно, $p_m \approx p_k$, а величина p_m связана с $\pi_{к.отб}$ соотношением $p_m = \sigma_{вх} p_{нх} \pi_{к.отб}$. Следовательно, в полете поддержание $p_m = \text{const}$ может быть обеспечено за счет регулирования $\pi_{к.отб}$. Следует отметить, что эти требования являются экстремальными. Изменения $\alpha_{рез}$ и p_m в определенных пределах могут улучшить ТЭХ ПудД. Но возможность такого управления процессом требует экспериментальных доказательств.

В целях выбора оптимальных параметров рабочего процесса генератора сжатого воздуха для характерных условий полета рассчитываются зависимости $P_{уд}$ и $C_{уд}$ ПудД от параметров ГСВ π_k и T_g . Такие зависимости для случая, когда $\alpha_{рез} = 1$, а $M_H = H = 0$, представлены на рис. 4. Из рисунка видно, что повышение $\pi_{к.отб}$ приводит к возрастанию $P_{уд.ТМ}$ (при условии $P_{уд.ГСВ} = 0$), а величины $C_{уд.Σ} = C_{уд.ТМ} + C_{уд.ГСВ}$ достигают практически минимальных значений при относительно невысоких $\pi_{к.отб}$ порядка 5...8. Это объясняется тем, что при снижении $C_{уд.ТМ}$ с возрастанием $\pi_{к.отб}$ повышается $C_{уд.ГСВ}$ (вследствие затрат топлива на привод ГСВ). Видно также, что у ГСВ не требуется иметь высоких температур газа перед турбиной для обеспечения минимума $C_{уд.Σ}$. Величины $T_{г.опт}$ находятся на уровне 1100...1300 К. Низкие параметры рабочего процесса определяют простоту конструкции и малый удельный вес ГСВ и ПудД в целом.

Ниже дан анализ рациональных областей применения и приведены схемно-конструкторские проработки двигательных установок с ПудД для летательных аппаратов различного целевого назначения.

Применение ПудД на беспилотных летательных аппаратах (БПЛА). Вследствие малой взлетной массы БПЛА для них требуются двигатели малых тяг. Но мировой опыт разработки малоразмерных ГТД традиционных схем для БПЛА и крылатых ракет показывает, что с уменьшением расчетной тяги двигателей существенно ухудшаются их удельные параметры. Это объясняется тем, что с уменьшением размерности ГТД сни-

жаются КПД их основных элементов, в первую очередь КПД компрессора η_k и турбины η_t . Основное влияние на их снижение оказывает уменьшение чисел Рейнольдса (при $Re < Re_{кр}$), а также относительное увеличение радиальных зазоров в компрессорных и турбинных ступенях при уменьшении радиальных размеров.

В отличие от двигателей традиционных схем у ПудД малоразмерность является их органическим свойством и не приводит к ухудшению удельных параметров при малых расчетных тягах. Это объясняется тем, что снижение η_k и η_t у ГСВ не оказывает влияния на работу цикла и термический КПД ПудД. Увеличивается при этом только $C_{уд.ГСВ}$. Малое влияние снижения КПД элементов на удельные параметры ПудД делает целесообразным применение на их генераторах сжатого воздуха более простых по конструкции центробежных компрессоров, а также расширяет возможности использования при изготовлении деталей ГСВ более дешевых технологий их изготовления. В частности, становится выгодным для снижения стоимости деталей ГСВ осуществлять их изготовление на основе применения точного литья без последующей обработки.

В качестве примера была рассмотрена замена на БПЛА Ту-243 его штатного турбореактивного двигателя ТР3-117А с взлетной тягой 6400 Н на ПудД с той же исходной тягой. Штатный ТРД при этом имеет на взлетном режиме расход воздуха $G_v = 9,5$ кг/с, степень повышения давления девятиступенчатого осевого компрессора $\pi_{к,р} = 9,0$. Компрессор приводится во вращение двухступенчатой турбиной с температурой газа перед турбиной $T_{г,р} = 1150$ К. Удельный расход топлива равен $0,087$ кг/(Н·ч), масса двигателя — 250 кг.

Схемно-конструкторская проработка ПудД для этого БПЛА представлена на рис. 5. ГСВ в соответствии с найденными для него оптимальными параметрами ($G_v = 3,9$ кг/с; $G_{в,отб} = 1,9$ кг/с; $\pi_{к,р} = 5,3$; $T_{г,р} = 1150$ К) имеет одноступенчатый диагональный компрессор 1, противоточную относительно короткую камеру сгорания 2, одноступенчатую неохлаждаемую газовую турбину 3 и нерегулируемое реактивное сопло 4. ГСВ имеет очень простую конструкцию и благодаря этому — малую массу. У ТМ 5, состоящего из реактора 6 и резонатора 7, единственным высоконагруженным элементом является резонатор. Для его изготовления требуется применение особых жаропрочных материалов и конвективное охлаждение стенок топливом. Необходимая тяга при этом обеспечивается при $\alpha_{рез} = 1$ двумя ТМ с $D_{рез} = 100$ мм. Площадь критического сечения кольце-

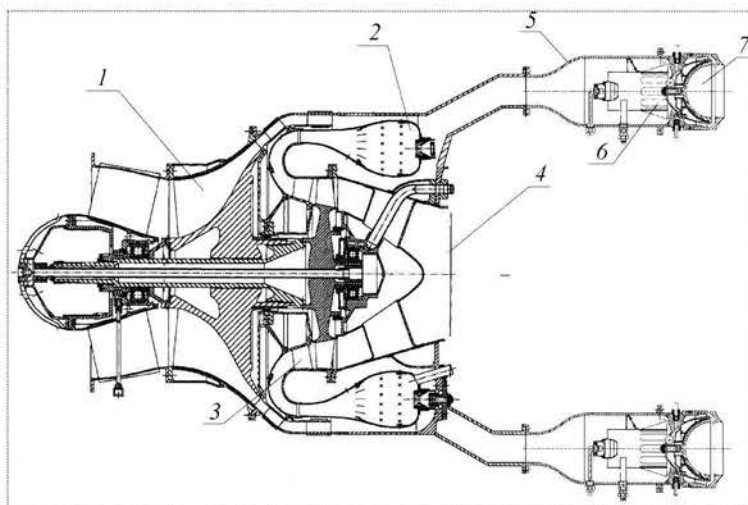


Рис. 5. Схемно-конструкторская проработка исследуемого ПудД для БПЛА: 1 — компрессор; 2 — камера сгорания; 3 — газовая турбина; 4 — реактивное сопло; 5 — тяговый модуль; 6 — реактор; 7 — резонатор

вого сопла $F_{к,с}$ в соответствии с опытными данными [3] выбрана из условия $F_{кр} = 0,25F_{рез}$. При наличии ЭУТ с коэффициентом усиления $K_{ус} = 2,0$ стендовый удельный расход топлива равен $C_{уд} = 0,076$ кг/(Н·ч). Общая масса двигателя, определенная путем расчета и суммирования массы его отдельных элементов, равна 140 кг.

По разработанной методике [5] проведены расчеты параметров ПудД в условиях полета и определены его тягово-экономические характеристики при программе управления $p_m = 0,5$ МПа = const и $\alpha_{рез} = 1,0$ = const. На рис. 6 показано изменение по M_H и H частоты вращения $\pi_{к,отб.ГСВ}$ (а), температуры газа перед турбиной ГСВ T_t (б), величин $\bar{n}_{пр}$ (в), а также P_z и $C_{уд}$ (г). Как видно из рисунка, для низковысотного БПЛА дальнего радиуса действия, каковым является Ту-243, его ГСВ должен работать на умеренных режимах, причем снижение $\bar{n}_{пр}$ требуется производить с уменьшением высоты и увеличением числа M полета. Но потребные величины $\bar{n}_{пр}$, $\pi_{к,отб}$ и T_t возрастают с увеличением высоты полета, особенно при малых числах M полета. Характер высотно-скоростных характеристик (рис. 6, г) отличается от обычных ТРД более интенсивным снижением тяги при увеличении M_H , но характерным является то, что при M_H = const с увеличением высоты полета тяга в определенном диапазоне высот увеличивается, что объясняется раскруткой ротора ГСВ и положительно влияет на летно-технические характеристики БПЛА. При принятой программе управления ПудД режим работы каждого тягового модуля, а следовательно, и его тяга остаются в полете практически неизменными. Регулирование тяги по ве-

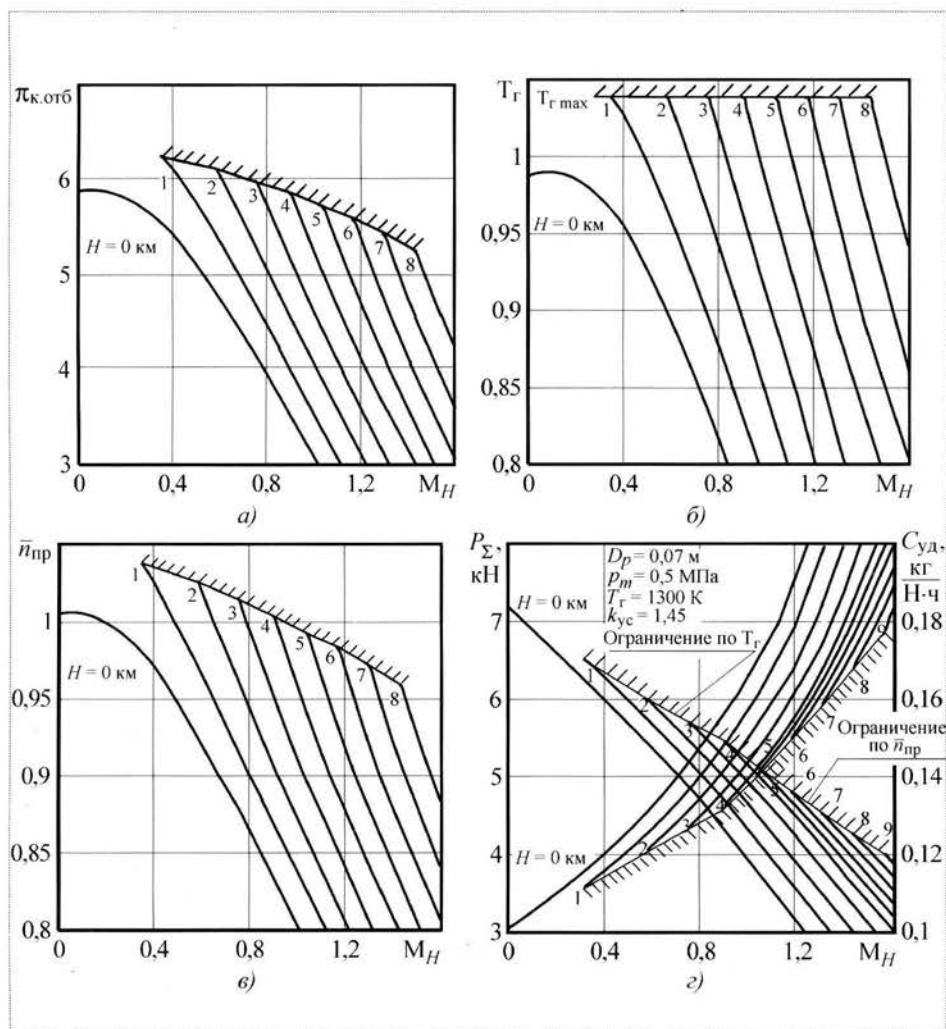


Рис. 6. Зависимости $\pi_{k,отб}$ (а), T_r (б), $\bar{n}_{пр}$ (в) и высотнo-скоростная характеристика (з) от M_H и H для ПудД Ту-243:

$$\pi_{k,отб,p} = 6,0; T_{r,p} = 1150 \text{ К}; \bar{n}_{пр} = n_{пр}/n_{расч}; n_{пр} = n/\sqrt{288/T_v}$$

личине (изменение ее осевой составляющей) в двигателе двухмодульной схемы достигается отклонением ТМ от осевого направления в разные стороны. В многомодульных схемах регулирование тяги может осуществляться отклонением отдельных ТМ.

Наличие тягово-экономических и удельно-массовых характеристик двигателя позволило определять ЛТХ БПЛА и, в частности, дальность и продолжительность полета. Оказалось, что при неизменной массе оборудования и вооружения запас топлива возрос на 100 кг (из-за снижения массы двигателя и частично в силу уменьшения $C_{уд}$ ПудД). При полете по однотипному профилю время горизонтального полета повысилось примерно в два раза, а дальность горизонтального полета БЛА увеличилась от 360 до 700 км.

Следует отметить, что газодинамические резонаторы предложенного типа могут быть использованы при отсутствии в них сжигания топлива взамен традиционных реактивных сопел. Опытнo доказано, что при установке таких резонаторов в потоке горячего газа за турбиной существующих ГТД достигается увеличение тяги на 25...30 % по сравнению с тягой, обеспечиваемой при их работе со штатным реактивным соплом. Природа этого явления в полной мере не исследована, но можно предположить, что оно связано с подсосом пульсирующим потоком, вытекающим из сопла, относительно холодного воздуха из окружающей атмосферы, что способствует снижению скорости истечения и увеличению тягового КПД. Это открывает возможности для модернизации (путем форсирования) существующих ГТД (в первую очередь применяемых на БПЛА) без каких-либо существенных конструктивных переделок и, следовательно, с малыми материальными затратами.

Применение ПудД на ближне-и среднемагистральных самолетах (БМС) в принципе не отличается от рассмотренных вариантов их использования на

БПЛА. Критическими для силовых установок с ПудД этих самолетов являются режимы полета на больших высотах с малыми скоростями. Это объясняется тем, что снижение на этих режимах полета давления p_H приходится компенсировать увеличением $\pi_{k,отб}$. С этой целью генератор сжатого воздуха приходится переразмеривать. На взлете он должен быть задресселирован, т.е. работать при $\bar{n}_{пр} < 1$ и $T_r < T_{r,max}$. Тогда в условиях полета на больших высотах и малых скоростях требуемое увеличение $\pi_{k,отб}$ достигается за счет раскрутки ротора ГСВ и, соответственно, увеличения $\bar{n}_{пр}$ и T_r . Такое переразмеривание ГСВ должно быть тем значительнее, чем выше потребная высотность полета ЛА. Расчеты показывают, что при высотах крейсерского

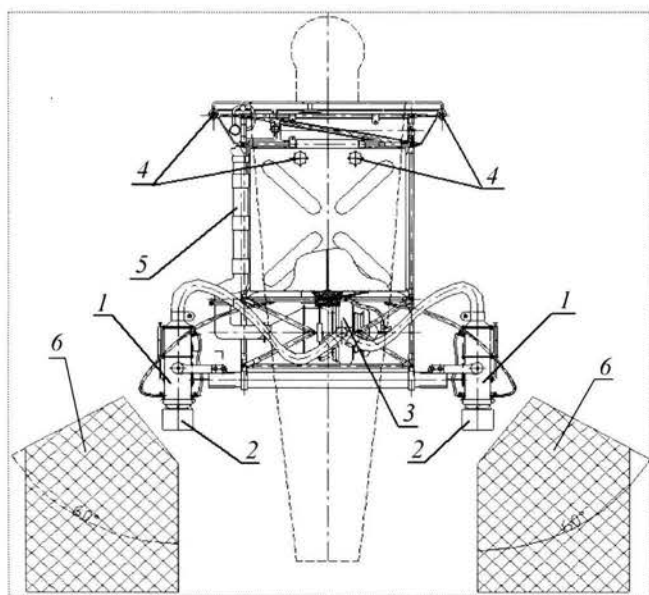


Рис. 7. Конструктивная схема ранцевого ЛА:

1 – тяговый модуль; 2 – эжекторный усилитель тяги; 3 – генератор сжатого воздуха; 4 – рулевые сопла; 5 – подвод выхлопных газов к соплам; 6 – зоны повышенных температур при отклонении ТМ

полета до 10 км потребные максимальные значения величин $\pi_{к,отб}$ при $p_m = 0,5$ МПа не превышают 8...10.

Следует учитывать более высокий уровень потребных тяг БСМС. Это требует увеличения числа ТМ, а в ряде случаев и числа ГСВ, проектируемых для них СУ с ПудД. Снижение числа ТМ может быть достигнуто увеличением $D_{рез}$, а также повышением давления p_m .

Схемно-конструкторская проработка индивидуально-го ранцевого ЛА с ПудД представлена на рис. 7. Она выполнена на базе ГСВ уже рассмотренного типа (см. рис. 5), но уменьшенных размеров, с $D_{рез} = 60$ мм, $G_{в\Sigma} = 1$ кг/с и с двумя разводными ТМ с тягой по 1 кН каждый, снабженными ЭУТ. Расчетная масса двигателя составила менее 10 кг при $C_{уд} = 0,076 \frac{кг}{Н \cdot ч}$. Тяговые

модули – однофорсуночные (рис. 8) с системой зажигания от пиропатрона. Продолжительность полета при запасе топлива 50 кг оказалась равной 20 мин. Это в пять раз больше, чем у ранцевого ЛА фирмы "Белл" с двигателем WR-19. Управление полетом осуществляется отклонением ТМ и посредством подвода выхлопных газов к управляющим соплам.

Возможность модернизации двигателей АЛ-31Ф за счет установки на них пульсирующих детонационных форсажных камер сгорания (ПудФК), работающих на воздухе, отбираемом от наружного контура [4]. Общая компоновочная схема представлена на рис. 9. ПудД размещены на корпусе штатной форсажной камеры с отбором около 50 % воздуха наружного контура ($G_{в,отб} = 20$ кг/с). По расчетам при установке 20 таких камер взлетная тяга двигателя возрастет с 12,5 до 14,5 тс. При выключении ПудФК полностью сохраняются штатные режимы и характеристики двигателя АЛ-31Ф.

На рис. 10 дана конструктивная схема ТМ ПудФК. Для улучшения процесса конверсии топлива здесь ТМ выполнен трехконтурным. При этом $G_{в1} = 0,1$ кг/с; $G_{в2} = 0,3$ кг/с и $G_{в3} = 0,6$ кг/с. Первый контур с расходом топлива $G_{т1}$ служит для запуска реактора и предварительного подогрева воздуха на входе в реактор. В нем при $\alpha_1 = 1,1$ обеспечивается температура $T_1 = 2250$ К. Основное топливо в количестве G_t подается в четырехгорелочный реактор, куда поступает подогретый газ (с $T_{см} = 950$ К) и поддерживается $\alpha_2 = 0,35$, чем обеспечиваются экзотермические реакции, способствующие подготовке ТВС к детонационному сгоранию. Во втором смесителе за счет подачи третичного воздуха смесь обедняется до стехиометрического состава ($\alpha_3 \approx 1$), она подается в кольцевое сопло резонатора при температуре $T_m = 950$ К и давлении $p_m = 3,5 \cdot 10^2$ кПа. Эжектор с малым коэффициентом эжекции (по габаритным соображениям) обеспечивает увеличение тяги на 25 %. Запальное устройство имеет свечу зажигания и кислородную подпитку. Тяга одного ТМ (при $D_{рез} = 100$ мм) без ЭУТ равна 2,0 кН, а с эжектором – 2,5 кН. Охлаждение резонатора и эжектора осуществляется топливом. Схема размещения ПудФК на корпусе форсажной каме-

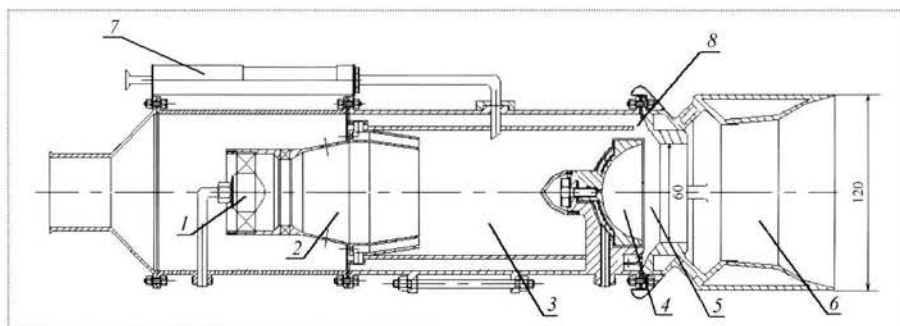


Рис. 8. Схема тягового модуля СУ ранцевого ЛА:

1 – форсунка; 2 – топливная горелка; 3 – реактор; 4 – резонатор; 5 – кольцевое сопло; 6 – эжекторный усилитель тяги; 7 – пиропатрон для запуска реактора; 8 – смеситель

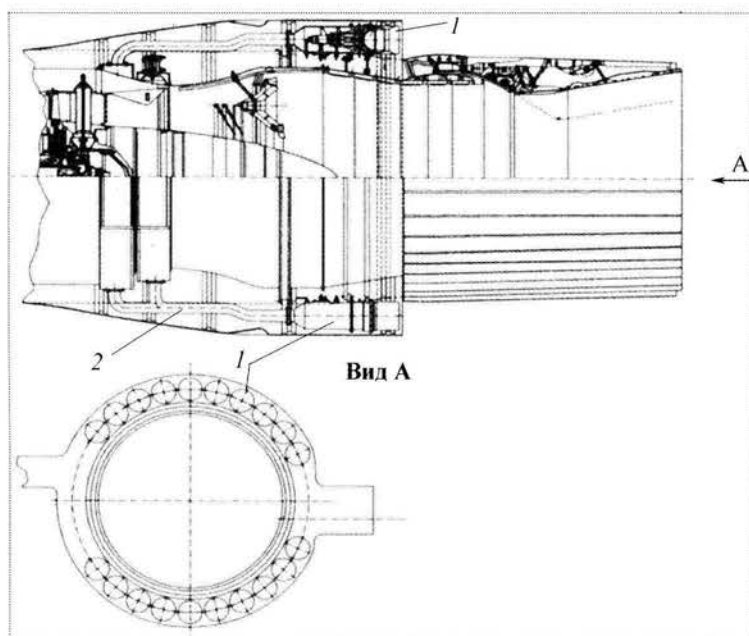


Рис. 9. Схема размещения ПудФК на корпусе форсажной камеры сгорания двигателя АЛ-31Ф:

1 – ПудФК; 2 – патрубок подвода воздуха из наружного контура двигателя

ры сгорания двигателя АЛ-31Ф и система клапанов для подачи в них воздуха представлена на рис. 9.

При соблюдении условия $p_m = \text{const}$ ПудФК могут включаться только в определенном диапазоне скоростей и высот полета. Этот диапазон может быть существенно расширен за счет изменения давления p_m , но при этом возникает необходимость регулирования площади критических сечений кольцевых сопел, что и предусмотрено в данной конструкции (см. рис. 10).

Расчеты тягово-экономических характеристик модернизированного двигателя и летно-технических ха-

рактеристик самолета Су-27 с этим двигателем показали возможность значительного улучшения взлетных и маневренных характеристик самолета на форсированных режимах.

Применение ПудД в качестве двигательных установок гиперзвуковых летательных аппаратов (ГЛА) примечательно тем, что условие $p_m = \text{const}$ здесь может быть обеспечено за счет специальным образом подобранной траектории полета (взлета – разгона – набора высоты), представленной на рис. 11 в координатах $M_H - H$ в виде кривой $ABBF$. На рис. 11 нанесены, кроме того, линия ограничения по максимально допустимому скоростному напору q_{max} (в данном случае $q_{\text{max}} = 50$ кПа), а также изолинии потребных значений $\pi_{\text{к.отб}}$ из условия получения $p_m = \sigma_{\text{кан}} \pi_{\text{вх}} \pi_{\text{к.отб}}$ и $p_H = 0,4$ МПа. Этому условию на взлете (при $M_H = 0$ и $H = 0$) соответствует в рассматриваемом примере величина $\pi_{\text{к.отб0}} \approx 4,3$.

На участке разбега (от старта до точки А, см. рис. 11) вследствие увеличения M_H при $H = 0$ величина $\pi_{\text{к.отб}}$ снижается от 4,3 до 3,7. Затем от точки А начинается набор высоты с увеличением скоростного напора q . В точке В достигается $q = q_{\text{max}} = 50$ кПа, а на участке ВВ продолжается разгон – набор высоты уже при условии $q_{\text{max}} = \text{const}$. Из-за роста $\pi_{\text{вх}}$ на этом участке $\pi_{\text{к.отб}}$ плавно снижается. В точке В величина $\pi_{\text{к.отб}}$ достигает единицы. С этого момента требуемая величина давления $p_m = 0,4$ МПа обеспечивается только за счет скоростного напора при включенном ГСВ. Далее на участке ВГ двигатель работает при $p_m = \text{const}$ (вдоль линии $\pi_{\text{к.отб}} = 1$) в прямоточном режиме до достижения крейсерского гиперзвукового режима полета в точке Г при $M_H = 5$.

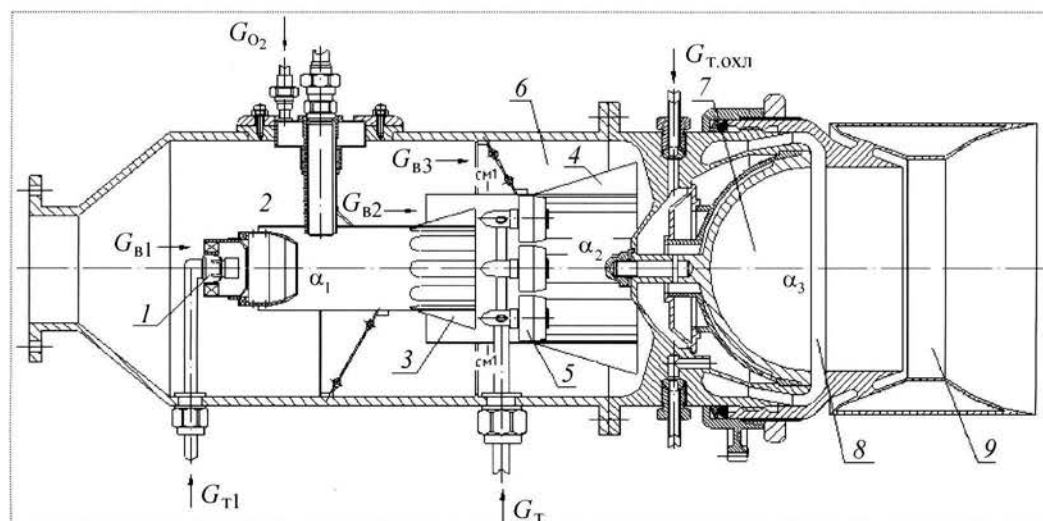


Рис. 10. Конструктивная схема ТМ ПудФК с ЭУТ:

1 – форсунка для запуска реактора и подогрева воздуха в нем; 2 – пусковое устройство; 3, 4 – смеситель; 5 – основные форсунки; 6 – реактор; 7 – резонатор; 8 – кольцевое сопло; 9 – эжекторный усилитель тяги

Как видно из данного примера, при профиле полета *АВВГ* для получения условия $p_m = \text{const}$ по всей траектории взлета — разбега — разгона — набора высоты и крейсерского гиперзвукового режима полета требуется иметь расчетную степень повышения давления компрессора ГСВ, равную 4,3. Такие условия подачи воздуха в тяговый модуль ПудД могут быть обеспечены генератором сжатого воздуха, имеющим в связи с высокими потребными тягами четырехступенчатый осевой компрессор, прямоточную камеру сгорания и одноступенчатую газовую турбину.

Если исходя из требований ИКАО по снижению уровня шума и силы звукового удара быстро осуществлять набор высоты (примерно до 10 км) на участке разгона ГЛА до $M_H \approx 1$ (участок *АДБ*), то в этом случае максимально потребная величина $\pi_{к.отб}$ повышается.

Существенное преимущество ПудД при их применении в составе силовой установки ГЛА (по сравнению с традиционно рассматриваемыми для этих целей турбопрямоточными (ТПД) и ракетно-турбинными (РТДп) двигателями) состоит в том, что они при использовании в качестве топлива только одного керосина (без применения водорода) позволяют получить удельный импульс, соизмеримый с удельным импульсом ТПД и РТДп при применении в них в качестве топлива жидкого водорода. За счет этого не только обеспечивается приемлемая экономичность СУ при крейсерских гиперзвуковых скоростях полета, но и в силу более высокой плотности керосина в сравнении с водородом уменьшается объем топливных баков и, соответственно, размеры всего ЛА, увеличивается его аэродинамическое качество, снижается потребная тяговооруженность, уменьшается взлетная масса (при заданной полезной нагрузке) и возрастает весовая отдача самолета по топливу. Ожидаемое увеличение практической дальности полета при этом составляет 20...30 %.

Если для ГЛА необходим хладоресурс в целях охлаждения его элементов, керосин может быть заменен на сжиженный природный газ, либо возможно использование углеводородных эндотермических топлив. Отказ от водорода должен удешевить стоимость производства и эксплуатации ГЛА.

Представленные примеры схемно-конструкторских проработок, основанные на детальном расчете тягово-экономических и удельно-массовых характеристик ПудД, позволяют сделать вывод о перспективно-

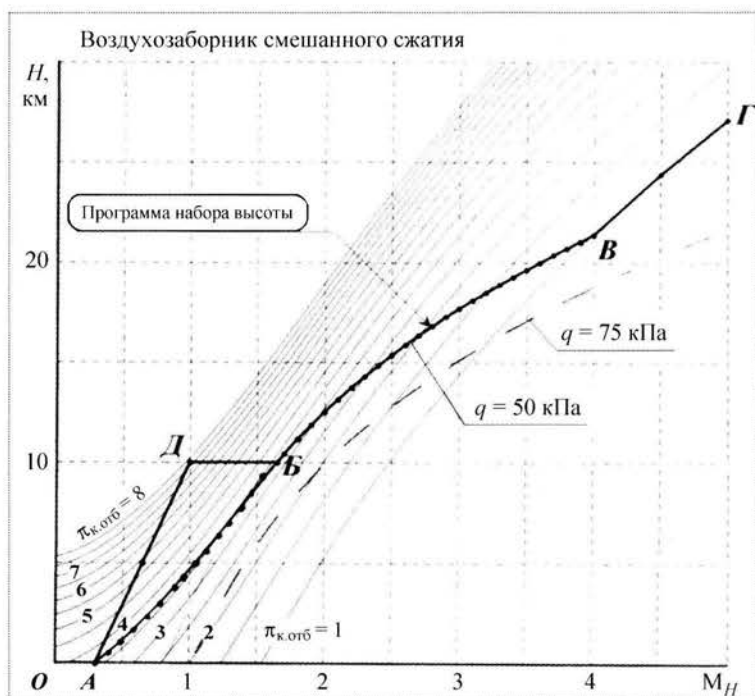


Рис. 11. Программа полета ГЛА, обеспечивающая $p_m = \text{const}$

сти применения этих двигателей на ЛА различного целевого назначения. ПудД обеспечат по сравнению с существующими ГТД улучшение экономичности и повышение удельной тяги наряду со значительным упрощением конструкции, снижением массы, уменьшением стоимости, улучшением экологических характеристик и обеспечением бесшумности в работе.

Список литературы

1. Нечаев Ю.Н., Тарасов А.И. Новый подход к организации рабочего процесса пульсирующих детонационных двигателей // Общероссийский науч.-техн. журнал "Полет", № 8, 2000.
2. Нечаев Ю.Н. Термодинамический анализ рабочего процесса пульсирующих детонационных двигателей. М.: ВВИА им. Н.Е. Жуковского, 2002.
3. Нечаев Ю.Н., Полев А.С., Тарасов А.И. Результаты экспериментальных исследований керосиновоздушных пульсирующих детонационных двигателей и вопросы их практического применения // "Химическая физика", т. 22, № 8, 2003.
4. Нечаев Ю.Н., Полев А.С., Тарасов А.И. и др. Анализ областей возможного применения пульсирующих детонационных двигателей // Сборник тр. науч.-техн. конф., посвященной 60-летию кафедры "Теории ВРД" МАИ. М.: Изд-во МАИ, 2005.
5. Нечаев Ю.Н. Расчет термодинамического цикла и удельных параметров пульсирующих детонационных двигателей // Общероссийский науч.-техн. журнал "Полет", № 11, 2006.

УДК 629.7

Космические системы дистанционного зондирования Земли: состояние и перспективы развития

Ю.А. Матвеев, В.В. Ламзин

Проводится анализ состояния отечественных и зарубежных космических систем дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ). Сформулированы перспективы развития данных систем, связанные с повышением эффективности их применения.

Yu.A. Matveyev, V.V. Lamzin. Space-Based Earth Remote-Sensing Systems Today And In Future

The article makes an analysis of the present-day situation with Russian and foreign Earth remote-sensing systems, formulating the principles for their further development with account of needs to raise their effectiveness.

Космические системы (КС) дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) являются наиболее динамично развивающимися космическими информационными системами. Растет число стран, осваивающих эти технологии, широко ведутся работы по модернизации существующих и созданию перспективных систем для удовлетворения возрастающих требований потребителей информации, расширяются функциональные возможности ДЗЗ.

Создание первых космических систем ДЗЗ с передачей получаемой видеoinформации на Землю началось в 1960 г. с запуска по программе Национального агентства по аэронавтике и исследованию космического пространства США космического аппарата (КА) Tiros (Television and Infrared Observation Satellite) для проведения метеорологических наблюдений. В 1972 г. был запущен КА Landsat-1 (США) для изучения природных ресурсов Земли [1]. В настоящее время информация ДЗЗ широко применяется для решения различных прикладных и социально-экономических задач, каждая из которых выдвигает свои специфические требования к характеристикам снимков и съемочной аппаратуре — обзорность (метеорология), частота и регулярность наблюдения (метеорология, мониторинг чрезвычайных ситуаций), высокое пространственное и радиометрическое разрешение (видовая съемка).

Создание первых космических систем ДЗЗ (американской LANDSAT и российской "РЕСУРС-О") было связано с экспериментальной отработкой общих принципов получения видеоизображений Земли из космоса и обеспечением необходимой информацией государственных потребителей. Вопросы коммерческого использования этих систем рассматривались как второстепенные [2]. В начале 1980-х гг. космические системы ДЗЗ характеризуются высокой сложностью и стоимостью, в основном это были системы, финансируемые правительством. До 1990 г. число стран-разработчиков данных систем было незначительным: Российская Федерация (разные КА), США (разные КА), Франция (Spot-1), Индия (Bhaskara), КНР (разные КА), Япония (Gms), Европейское космическое агентство (Meteosat) [3]. В период 1990–2000 гг. происходит существенный рост числа стран, имеющих космические системы ДЗЗ: число стран увеличилось на 12 — Великобритания (Uosat-5), Бразилия (SCD-1), Германия (DLR-Tubsat), Израиль (Ofeq-3), Канада (Radarsat-1), Малайзия (Tiungsat-1),



МАТВЕЕВ
Юрий Александрович —
декан факультета МАИ,
академик Российской
академии космонавтики
им. К.Э. Циолковского,
профессор, доктор техн.
наук



ЛАМЗИН
Владимир Владимирович —
аспирант МАИ

Португалия (Posat-1), Таиланд (Tmsat), Тайвань (Rocsat-1), Украина (Sich-1), Чили (Fasat-Alfa) и ЮАР (Sunsat-1). С 2000 г. к ним присоединились еще 12 стран: Австралия (Aries), Алжир (Alsat-1), Аргентина (SAC-C), Республика Беларусь (БелКА), Вьетнам (Vietnam DMC), Египет (Egypsat-1), Иран (Sinach-1), Марокко (Maroc-Tubsat), Нигерия (Nigeriasat-1), Пакистан (Badr-B), Саудовская Аравия (Saudsat-2) и Турция (Bilsat-1).

Термин гибридные (правительственные/коммерческие) космические системы появился в период 1980–1997 гг. Создание систем финансировалось правительством, а затем их эксплуатация проводилась с привлечением финансов коммерческих структур. Такими системами, например, были LANDSAT, SPOT, IRS, RADARSAT и др.

Число функционирующих КА дистанционного зондирования Земли (по состоянию на конец 2006 г.), кроме военных КА, составляет 44 единицы (рис. 1).

В рассматриваемый период также были созданы полностью коммерческие системы, но они были ограничены микроспутниками массой от 10 до 100 кг. Первым коммерческим микроспутником был Uosat-1 (Великобритания), информация с которого принималась и другими странами. В соответствии с



Рис. 1. Данные о принадлежности функционирующих КА ДЗЗ различным странам

международной программой передачи технологий подобные микроспутники были созданы Южной Кореей (Kitsat-1) и Португалией (Posat-1). В дальнейшем доля малоразмерных КА быстро увеличивалась благодаря разработкам компании SSTL (Surrey Satellite Technology Ltd.) Суррейского университета (Великобритания). Основные технические характеристики малоразмерных КА ДЗЗ, созданных этой компанией, приведены в табл. 1.

Первый коммерческий метеорологический КА Microlab-1, который в дальнейшем получил название OrbView-1, был разработан в США и запущен в 1995 г. Съёмочная аппаратура КА предоставляла информа-

Т а б л и ц а 1

Наименование КА	Страна	Год запуска	Масса, кг	Высота орбиты, км	Космическая платформа
Uosat-5	Великобритания	1991	48,4	770	MicroSat-70
Kitsat-1	Ю. Корея	1992	48,6	1330	MicroSat-70
Kitsat-2	Ю. Корея	1993	50	900	MicroSat-70
Posat-1	Португалия	1993	50	800	MicroSat-70
Fasat-Alfa	Чили	1995	50	873	MicroSat-70
Fasat-Bravo	Чили	1998	55	835	MicroSat-70
Tmsat	Таиланд	1998	150	835	MicroSat-70
Uosat-12	Великобритания	1999	315	650	MiniSat-400
Tsinghua-1	КНР	2000	50	750	MicroSat-70
Tiungsat-1	Малайзия	2000	50	1020	MicroSat-70
Alsat-1	Алжир	2001	90	650	MicroSat-100
Bilsat-1	Турция	2003	129	650	MicroSat-100
BNSCsat	Великобритания	2003	90	650	MicroSat-100
Nigeriasat-1	Нигерия	2003	90	650	MicroSat-100
China-DMC+4	КНР	2005	140	650	MicroSat-100
Topsat-1	Великобритания	2005	130	690	MicroSat-100

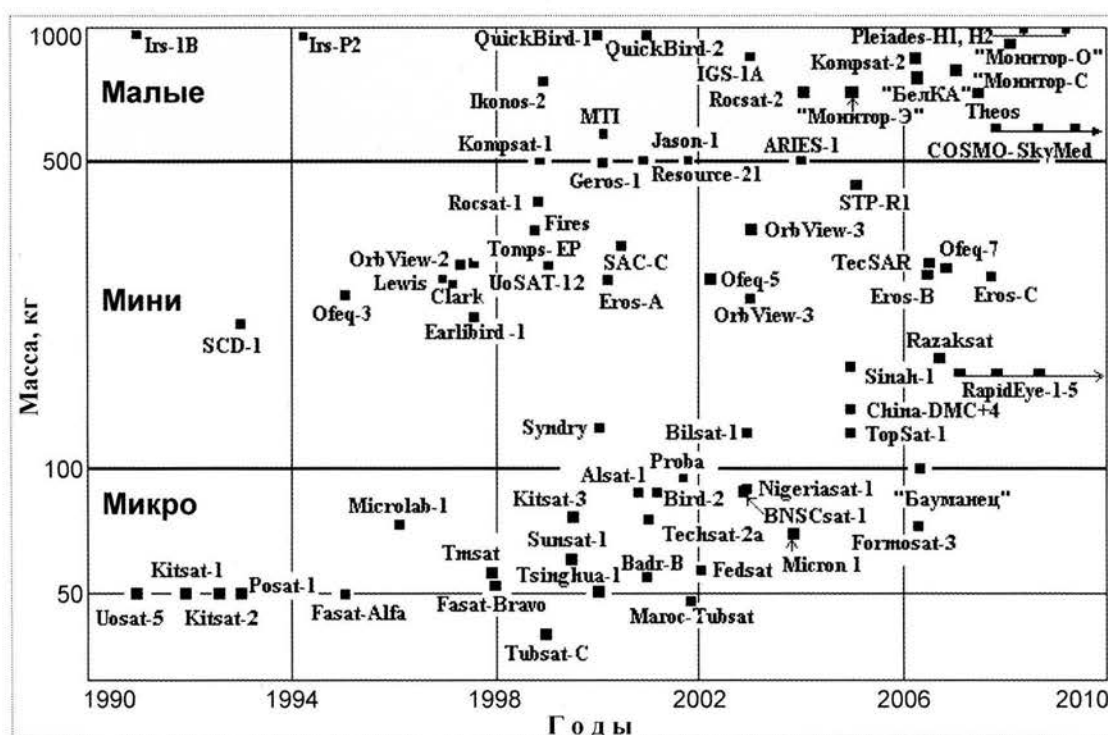


Рис. 2. Тенденции разработки малоразмерных КА

цию для повышения точности прогнозирования погоды. Камера получала подробные изображения и информацию о молниях в течение суток. Прибор атмосферного мониторинга обеспечивал метеорологические данные для долгосрочных прогнозов. Этот КА подтвердил целесообразность разработки микроспутников массой от 10 до 100 кг при создании глобальной космической системы для исследований атмосферы и ионосферы Земли.

В период 1995–2006 гг. была также подтверждена целесообразность разработки мини-спутников массой от 100 до 500 кг для решения различных задач ДЗЗ. Первый мини-спутник Toms-EP был разработан в США в рамках программы исследования Земли и выведен на орбиту в августе 1995 г. Целевая аппаратура мини-спутника Toms-EP позволяла проводить полное измерение содержания озона в атмосфере Земли.

В настоящее время доля малоразмерных КА (микро-, мини- и малые спутники) в космических системах ДЗЗ значительно увеличилась (рис. 2).

Что касается КА большой размерности, то с 1990 г. и по настоящее время наблюдается тенденция снижения их габаритно-массовых характеристик при одновременном улучшении ряда целевых параметров, таких как пространственное разрешение, число спектральных каналов и др. (рис. 3).

Необходимо отметить современную тенденцию комплексного использования КА, как малоразмерных, так и большой размерности. Также наблюдается тенденция кооперации использования космических систем различных стран для решения практических задач. Например, для исследования океана в СССР в 1979 и 1980 гг. были запущены два экспериментальных КА "Океан-Е1" и "Океан-Е2" с пассивной радиометрической аппаратурой. В 1983–1987 гг. были запущены четыре экспериментальных КА (два – "Океан-ОЕ" и два – "Океан-О1") с радиолокационной системой бокового обзора и пассивной радиометрической аппаратурой. В период 1988–1994 гг. начатые в СССР работы по программе "ОКЕАН" были продолжены РФ совместно с Украиной и Германией с использованием КА серии "Океан-О1", "Океан-О" и аппаратуры, установленной на модуле "Природа" орбитальной станции "Мир". В США исследования океана из космоса начались с запуска космического аппарата Seasat массой 2300 кг. С 1980 г. запускались КА серии Nimbus-7 со сканером береговой зоны CZCS (Coastal Zone Color Scanner). В 1997 г. был выведен на низкую околополярную орбиту мини-спутник OrbView-2 с аппаратурой SeaWiFS (Sea viewing Wide Field Sensor) для мультиспектральных наблюдений океанов и суши в гло-

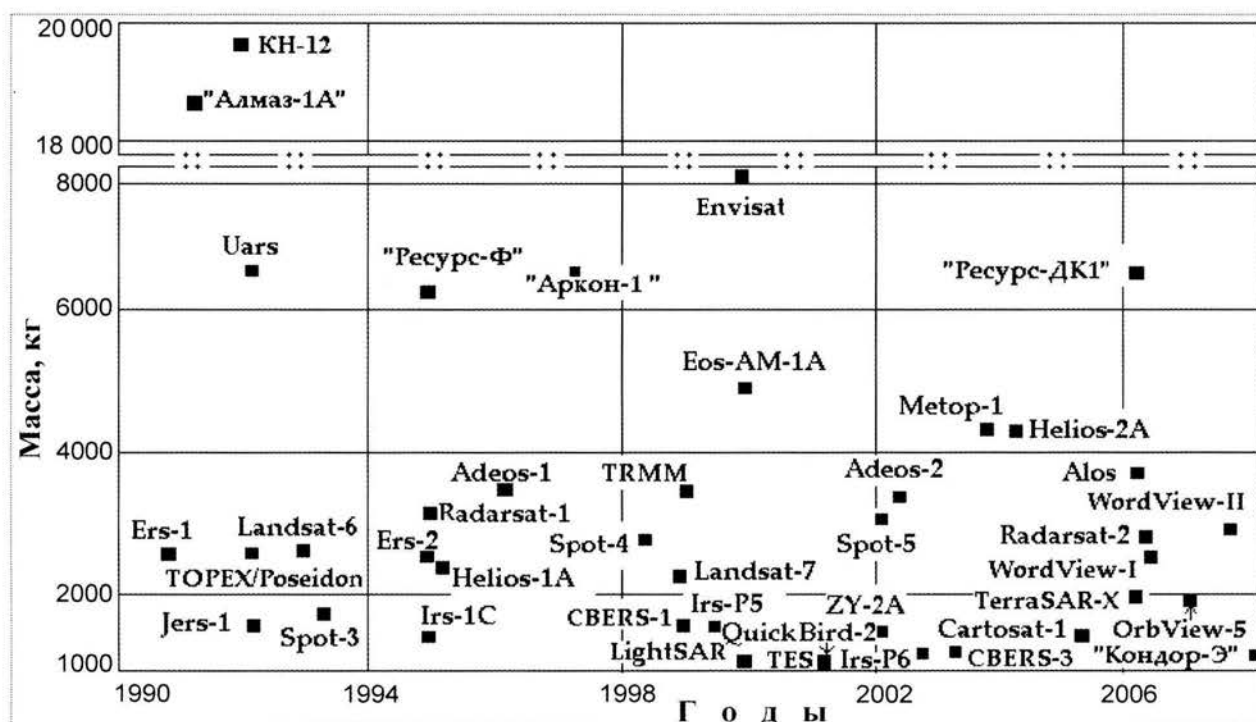


Рис. 3. Тенденции разработки КА большой размерности

бальном масштабе. С 2001 г. исследования океана из космоса продолжились с помощью КА Jason-1 массой 500 кг, запуск второго КА этой серии Jason-2 предполагается в 2008 г. Существенное увеличение числа стран, участвующих в программах по исследованию океана из космоса, произошло в период 1996–2004 гг. В 1996 г. к исследованию океана из космоса подключились такие страны, как Индия (Irs-P3), Япония (Adeos-1, -2; Mos-1A, -B). С конца 1990-х гг. — КНР (CZ-3, HY-1A), Южная Корея (Kompasat-1), Тайвань (Rocsat-1), Аргентина (SAC-C), Европейское космическое агентство (Envisat-1) и Франция (Myriade Series).

Тенденции развития космических систем дистанционного зондирования Земли по основным техническим характеристикам (наилучшему значению пространственного разрешения, количеству спектральных каналов и периодичности наблюдения) представлены на рис. 4–6. В скобках после названия КА приведено обозначение съемочной аппаратуры, реализующей представленные на рисунках основные технические характеристики.

Как видно из рис. 4–6, начиная с 2000 г. наблюдается существенный рост числа космических систем для решения различных задач ДЗЗ при одновременном расширении их функциональных возможностей

— улучшении информационных возможностей съемочной аппаратуры, повышении технических характеристик систем сбора, хранения на борту и передачи первичной информации на наземные комплексы приема. КА существующих и перспективных космических систем имеют в своем составе съемочную аппаратуру, обеспечивающую получение первичной информации ДЗЗ с пространственным разрешением менее 1 м (Eros-B (Израиль), GeoEye-1 (первоначальное наименование OrbView-5), WorldView-1, -2 (США)); периодичностью наблюдения заданных районов до 1 сут (Formosat-2 (Тайвань)); числом спектральных каналов от трех и более (EO-1, NEMO, Syndry (США)). Срок активного существования перспективных КА ДЗЗ ориентировочно составляет 7...10 лет.

Создание космических систем дистанционного зондирования Земли на базе космических аппаратов с радиолокационной аппаратурой началось в конце 1970-х гг. Первый радиолокатор был установлен в 1978 г. на КА Seasat (США), предназначенном для изучения динамики океанических процессов. Тенденции разработки КА с радиолокационной аппаратурой представлены на рис. 7. Основные технические характеристики некоторых КА с радиолокационной аппаратурой приведены в табл. 2.

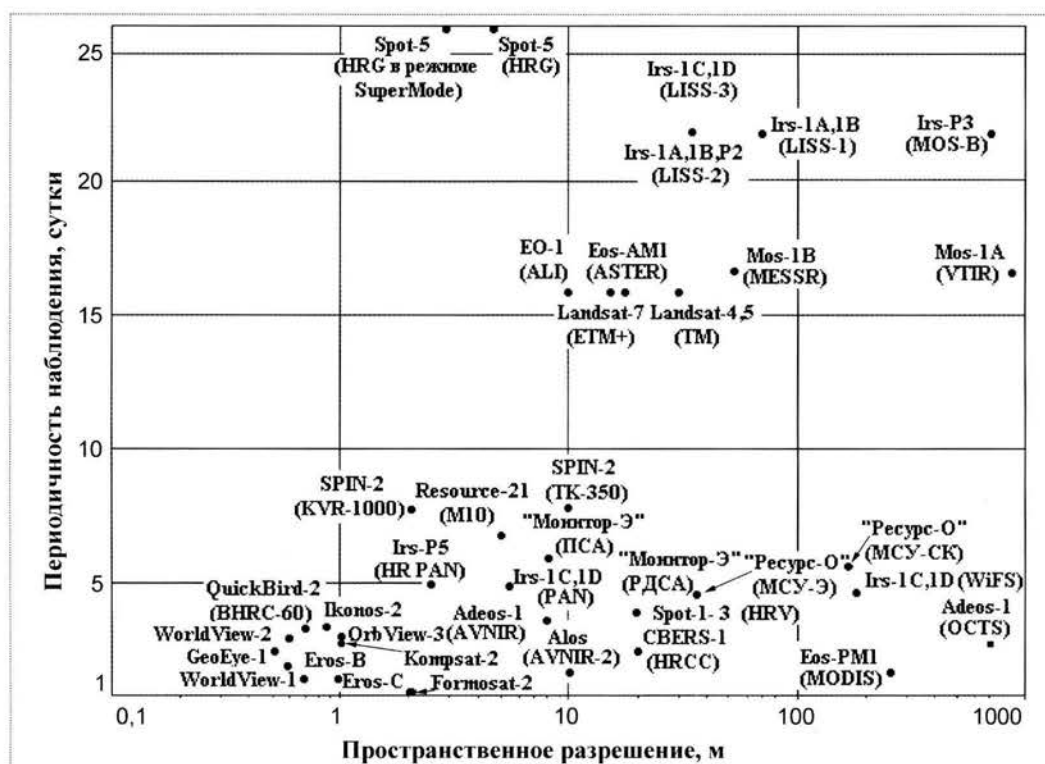


Рис. 6. Зависимость периодичности наблюдения от пространственного разрешения

Страна	Годы			
	1980	1990	2000	2010
Израиль			TecSAR-1 ■	
Канада		Radarsat-1 ■	Radarsat-2 ■	Radarsat-3 ■
КНР			Yaogan-1 ■	
ЕКА		Ers-1 ■ Ers-2 ■	Envisat-1 ■	
Германия		Shuttle (XSAR) ■	TerraSAR-X ■	SAR-Lupe ■
Индия			Irs-P3 ■	
Италия		Shuttle (XSAR) ■	COSMO-SkyMed-2,4,6,7 ■■	
Япония		Jers-1 ■	Alos ■ Alos-A1 ■ Alos-B1 ■	
РФ	"Ресурс-О1" ■ "Космос-1870" ■	"Алмаз-1А" ■ "Мир-Природа" ■	"Ресурс-О2" ■ "Алмаз-1В" ■	"Кондор" ■ "Монитор-Р3,Р23" ■
США	Shuttle (SIR-A) ■ Shuttle (SIR-B) ■	Shuttle (SIR-C) ■	Shuttle (SRTM) ■	LightSAR ■ Radar-1 ■

Рис. 7. Тенденции разработки КА с радиолокационной аппаратурой

создание многофункциональных интегрированных космических систем ДЗЗ для достижения оптимальной структуры и характеристик комплекса.

Развитие космических систем ДЗЗ связано с прогрессом техники и технологий видовой съемки, с совершенствованием приема-передающих и обеспечи-

Т а б л и ц а 2

Наименование КА	Масса КА, кг	Высота орбиты, км	Число каналов	Пространственное разрешение, м	Полоса захвата, км
Radarsat-1	2924	790	1	8...100	170...500
LightSAR	1300	600	4	1...3	10...20
TerraSAR-X	2000	514	2	1	5×10
				16	100×150
COSMO-SkyMed	550...600	500...675	2	0,7	5,5
				100	200
Radarsat-2	2900	800	2	3100	10 500
TecSAR-1	300	400...600	2	0,7	6
				1,5	8
SAR-Lupe	770	500	2	0,5	5,5
				1,5	8
"Кондор"	1150	450...900	2	1...3	50
				5...20	160
"Монитор-РЗ"	800...900	540	3	3	10
				20/40	60/120
				100	450
"Монитор-Р23"	800...900	540	3	5	30
				20/40	60/120
				100	450

вающих систем. Основные направления этого развития включают:

уменьшение пространственного разрешения (менее 1 м);

улучшение производительности съемки не менее чем в 2...3 раза;

значительное увеличение количества спектральных каналов за счет широкого применения гиперспектральной съемки;

повышение точности геодезической привязки изображений без контрольных наземных ориентиров до единиц метров;

снижение периодичности наблюдения до 1 сут и менее;

снижение массовых и габаритных характеристик целевой аппаратуры: съемочной, обработки и передачи информации;

увеличение числа решаемых задач (приоритетное направление разработок микро- и наноспутников);

создание на базе малоразмерных КА перспективных высокорентабельных космических систем, адаптированных для решения различных задач потребителей;

расширение областей применения коммерческой информации;

сокращение сроков разработки и создания новых космических систем ДЗЗ до 1,5...2 лет.

Результаты анализа развития космических систем дистанционного зондирования Земли могут быть использованы при ведении прогнозных исследований, формировании программ развития данных систем и требований на разработку целевой аппаратуры и обеспечивающих подсистем КА, для чего необходимо совершенствование методов прогнозно-плановых исследований, комплексной оценки параметров модернизации системы и космических аппаратов при наличии ограничений (технических, технологических и др.) в планируемый период.

Список литературы

1. Гарбук С.В., Гершензон В.Е. Космические системы дистанционного зондирования Земли. М.: Изд-во А и Б. 1997.
2. Лавров В.Н. Космические системы сверхвысокого разрешения. Геоинновационное агентство "Иннотер". <http://www.gisa.ru/29638.html>.
3. Ламзин В.А., Макаров В.П., Хайлов М.Н. Развитие средств дистанционного зондирования Земли. Тр. XXXII Науч. чтений, посв. разработке наследия К.Э. Циолковского. М., 1998.



ГИНЕВСКИЙ
Арон Семенович —
главный научный сотрудник
Московского комплекса
ЦАГИ, профессор, доктор
техн. наук



ПОГРЕБНАЯ
Тамара Викторовна —
старший научный сотрудник
Московского комплекса
ЦАГИ, кандидат техн. наук



ШИПИЛОВ
Александр Сергеевич —
инженер Московского ком-
плекса ЦАГИ



ШИПИЛОВ
Сергей Дмитриевич —
ведущий научный сотруд-
ник Московского комплекса
ЦАГИ, кандидат техн. наук

Движение кольцевого вихревого жгута к плоскому экрану

**А.С. Гиневский, Т.В. Погребная, А.С. Шипилов,
С.Д. Шипилов**

Настоящая статья является развитием материала статьи под близким названием [6] для случая ламинарного течения при малых числах Рейнольдса.

Излагается приближенный метод расчета течения, образующегося при натекании кольцевого вихревого жгута на плоский экран. Учитывается, что приближающееся к экрану вихревое кольцо генерирует на нем пристенное радиальное течение с образованием ламинарного или турбулентного пограничного слоя. В итоге образуется восходящее вихревое течение. Данные расчетов качественно соответствуют данным эксперимента.

A.S. Ginevsky, T.V. Pogrebnyaya, A.S. Shipilov, S.D. Shipilov. Round Vortex Core Motion In-Leak On Flat Screen

The article is a follow-on of the article under a similar name, spotlighting the same processes in case with laminar flows and small Reynolds numbers.

The article presents an approximation method of calculation of currents arising from vortex core's leaking on a flat screen. It takes into account that while approaching the screen, the vortex core generates radial flows near the screen walls, which creates laminar or turbulent border layers, and subsequently gives way to the upward vortex current. The calculations' results correspond in quality with the ones of experiments.

Изучение самоиндуцированного движения кольцевых вихревых жгутов представляет интерес применительно ко многим природным и техногенным явлениям. Например, при взрыве атомной бомбы в атмосфере образуется грибовидное облако, представляющее собой вихревой кольцевой жгут, который поднимается на несколько километров. Известны также предложения по практическому применению генерации кольцевых вихрей для переноса газов и вредных примесей на промышленных предприятиях. При этом указанные примеси поднимаются на большую высоту и рассеиваются [1]. Другая область применения — пожаротушение на фонтанирующих газонефтяных скважинах [2]. Для этого используется генератор вихревых колец, в которые вводятся специальные порошкообразные вещества.

В последнее десятилетие ряд научных публикаций был посвящен движению вихревых колец к плоскому экрану в идеальной и вязкой среде [3, 4]. В работе [4] рассматривался случай ламинарного движения, которое исследовалось на основе численного решения уравнений Навье—Стокса. Экспериментально такого рода течения изучаются на лабораторных установках при движении вихревого кольца в жидкой среде [5].

Приближенное решение этой задачи для случая турбулентного движения было получено в работе [6]. Оно базируется на использовании известного решения в невязком приближении для кольцевого вихревого жгута, движущегося к плоскому экрану (рис. 1), или, что то же самое, движения двух вихревых колец, расположенных зеркально относительно плоского экрана [3]. При этом исходный вихревой жгут и его зеркальный напарник моделировались системой из 19 бесконечно тонких вихревых колец с одинаковыми циркуляциями. Круговое ядро заменяется центральным беско-

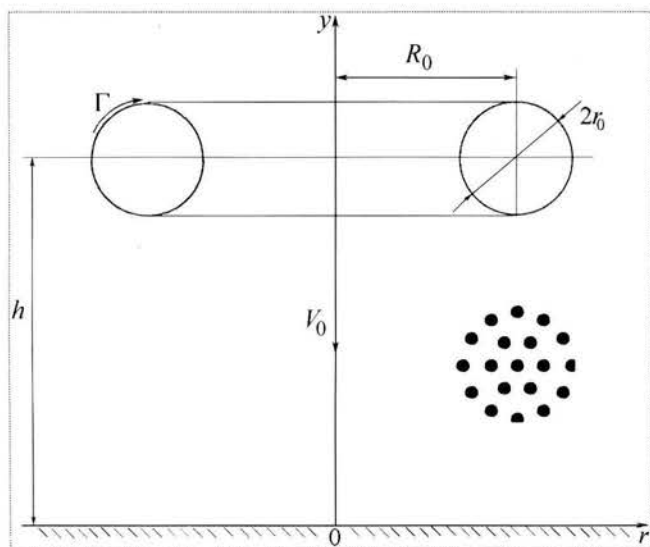


Рис. 1. Схема течения

нечно тонким вихрем и двумя концентрическими слоями, состоящими из 6 и 12 таких же вихрей соответственно.

Движение кольцевого вихревого жгута к экрану является существенно нестационарным. Оно же индуцирует радиальное пристенное течение (ламинарное или турбулентное), которое в принятом подходе рассматривается в квазистационарном приближении. В разные моменты времени под действием продольного градиента давления в радиальном направлении происходит отрыв пограничного слоя, в результате чего образуются вторичные вихревые кольца, циркуляция которых противоположна знаку первичных вихревых колец, набегających на экран. Именно взаимодействие первичных и вторичных вихревых колец определяет динамику процесса.

Введение в расчет пограничного слоя используется только для определения параметров вторичных кольцевых вихрей, образующихся при отрыве слоя (их диаметра, циркуляции и скорости сноса). Далее уже в рамках идеальной среды рассчитывается взаимодействие первичных и вторичных вихрей. При этом в осесимметричном радиальном течении интегральное соотношение импульсов в квазистационарном приближении записывается в виде

$$\frac{dR_2}{d\bar{r}} + \frac{1}{\bar{u}_{r0}} \frac{d\bar{u}_{r0}}{d\bar{r}} (H+1) R_2 + \frac{R_2}{\bar{r}} = \frac{1}{2} \text{Re} \bar{u}_{r0} c_f \quad (1)$$

и отличается от соответствующего соотношения для плоского пограничного слоя наличием в левой части дополнительного члена $R_2/\bar{r}$.

Здесь (см. рис. 1)

$$\bar{r} = r/R_0; \bar{u}_{r0} = u_{r0}/V_0; \text{Re} = V_0 R_0/\nu;$$

$$R_2 = u_{r0} \delta_2/\nu; H = \delta_1/\delta_2; c_f = \tau_w / \left(\frac{1}{2} \rho u_{r0}^2 \right),$$

где δ_1 и δ_2 — соответственно толщины вытеснения и потери импульса; c_f — коэффициент поверхностного трения на экране; R_0 — радиус кольцевого вихря; V_0 — скорость самоиндукции, с которой телесный кольцевой вихрь движется вдоль оси симметрии как единое целое в начальный момент времени; u_{r0} — скорость на внешней границе пограничного слоя.

Интегральное соотношение (1) содержит три неизвестных параметра R_2 , H и c_f . Чтобы замкнуть задачу, следует использовать соотношения для H и c_f (профиля скорости и закона сопротивления соответственно), которые полагаются совпадающими с аналогичными соотношениями для плоского пограничного слоя (турбулентного [7] или ламинарного).

Расчет позволяет определить местоположение отрыва слоя, где $c_f = 0$, скорость центра завихренности $y = \delta_1$ оторвавшегося пограничного слоя от стенки, и завихренность оторвавшегося пограничного слоя, которая определяется из известного выражения

$$\frac{d\Gamma_s}{dt} = \int_0^{\delta} \frac{\partial u_r}{\partial y} u_r dy = \frac{1}{2} u_{r0}^2,$$

откуда циркуляция

$$\Gamma_s = \frac{1}{2} u_{r0}^2 \Delta t.$$

Последнее соотношение используется при расчете циркуляции кольцевых вторичных вихрей в сечении отрыва, причем радиус кольцевого вторичного вихря равен r_s .

Решение рассматриваемой нестационарной задачи основано на использовании уравнений движения кольцевого вихревого жгута в невязком приближении и интегрального метода расчета осесимметричного пограничного слоя в квазистационарном приближении. При заданных начальных значениях h , R_0 , r_0 , Γ и числе Рейнольдса Re решается нестационарная задача о движении к экрану кольцевого вихревого жгута в невязком приближении совместно с расчетом осесимметричного радиального пограничного слоя. В процессе решения подлежат определению изменение вдоль радиуса скорости u_{r0} и координаты точки отрыва r_s , циркуляция вторичных вихрей Γ_s , траектории

вихрей и скорости их перемещения в разные моменты времени.

Алгоритм расчета построен следующим образом:

расчет по заданным параметрам кольцевого вихревого жгута (R_0, r_0, Γ) и расстоянию плоскости его симметрии от экрана h динамики вихрей в рамках идеальной жидкости с помощью системы дифференциальных уравнений $dy_i/dt =$

$= F_1(y, r, t)$ и $dr_i/dt = F_2(y, r, t)$, заимствованной из монографии [3];

определение радиальной скорости на поверхности экрана $u(r, t)$, которая полагалась приблизительно равной скорости на внешней границе пограничного слоя $u_{\infty}(r, t)$;

расчет параметров пограничного слоя для заданного числа Рейнольдса и вычисление координаты его отрыва, циркуляции Γ_s сносимого в поток вторичного вихря и скорости его сноса; при этом заново рассчитывалось распределение $u_s(r, t)$ с учетом системы первичных вихрей и включения в вихревую систему вторичного вихря (до тех пор, пока не было получено распределение $u_{\infty}(r, t)$);

построение в функции координат и времени траектории вихрей и определение скоростей их перемещения.

Анализ полученной картины течения показывает, что помимо вторичных вихрей в турбулентном пограничном слое в ряде случаев формируются и третичные вихри, знак которых в отличие от вторичных вихрей совпадает со знаком первичных вихрей. Аналогичный эффект был ранее зафиксирован при численном решении уравнений Навье–Стокса для ламинарного течения [4].

В работе [6] расчеты были выполнены для $h/R_0 = 1, r_0/R_0 = 0,1$ для случая идеальной жидкости (рис. 2) и для случая, когда на экране образуется турбулентный пограничный слой (рис. 3) при числе Re , равном 10^6 . Были выполнены также расчеты для $Re = 10^7$.

При приближении к экрану вихревого кольцевого жгута в идеальной жидкости происходит плавное его растекание вдоль экрана в радиальном направлении (см. рис. 2). При учете вязкости сре-

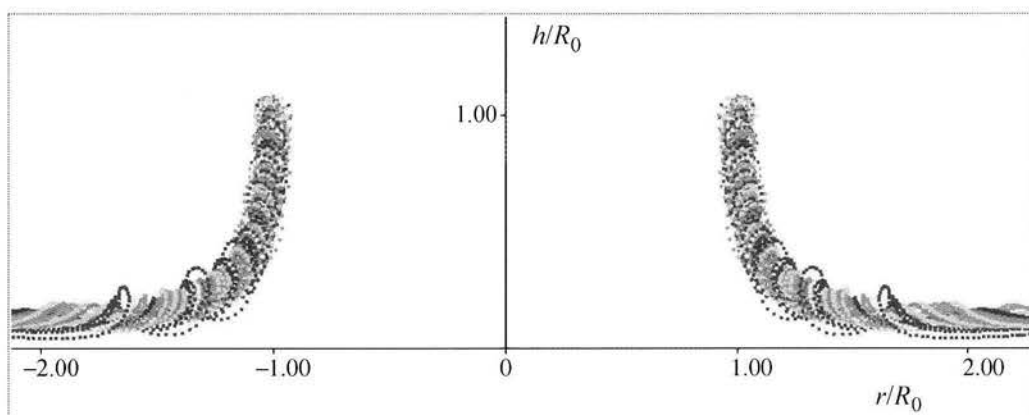


Рис. 2. Растекание вихревого кольца (идеальная жидкость)

ды с образованием турбулентного пограничного слоя растекание вдоль экрана происходит лишь на начальном участке, после чего образуется возвратное течение жидкости к оси симметрии и образование вертикального потока (см. рис. 3).

На рис. 3 приведены траектории вихрей в меридиональной плоскости течения, иллюстрирующие образование вертикального осесимметричного течения, соответствующего безразмерному времени $\bar{t} = \Gamma t / R_0^2 = 12$ при $r_0/R_0 = 0,1$. Расчет одного варианта течения на ПК Pentium IV занимает не более 10...15 мин. Аналогичные расчеты при численном решении уравнений Навье–Стокса требуют затрат машинного времени на много порядков больше.

С ростом времени это течение ослабевает и в конце концов затухает. Из расчетов следует, что скорость поднимающихся вверх вихрей на высоте $y = h$ не превышает $0,1 V_0$.

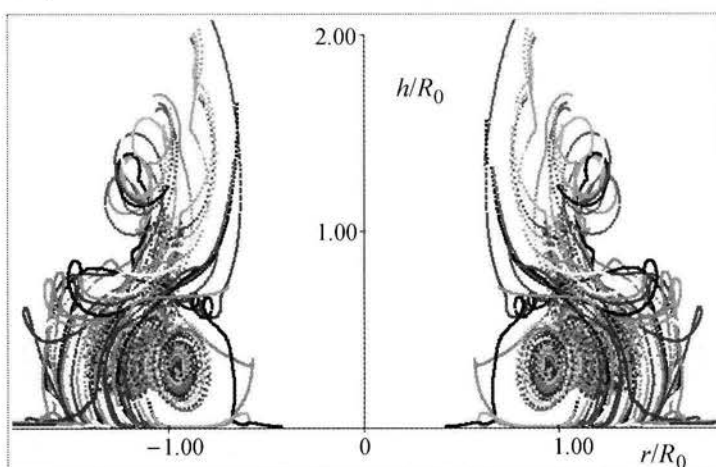


Рис. 3. Натекание вихревого кольца на экран ($Re = 10^6$). Расчет для турбулентного пограничного слоя

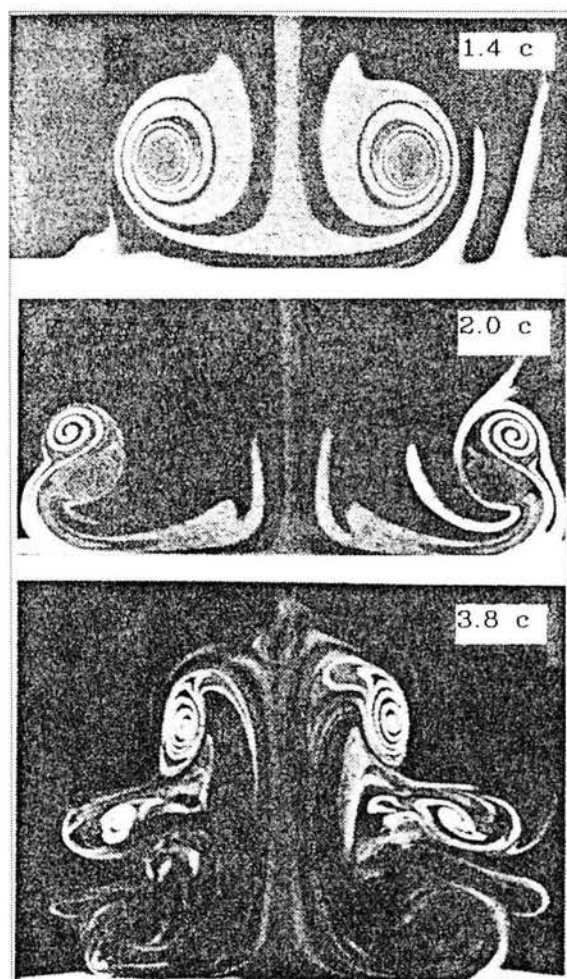


Рис. 4. Результаты лабораторного эксперимента ($Re = 930$) в моменты времени 1,4; 2,0 и 3,8 с

На рис. 4 представлены результаты лабораторных экспериментальных исследований [5] при $Re = 930$ в разные моменты времени для ламинарного режима течения. Установлено, что учет образования вторичных вихрей и их взаимодействия с первичными вихрями приводит к кардинальному перестроению картины течения, причем результаты приближенного расчета при больших числах Рейнольдса в качественном отношении согласуются с данными экспериментов при малых числах Re .

Следует оговорить, что качественное согласие результатов расчета с использованием соотношения для турбулентного пограничного слоя при числах Рейнольдса 10^6 и 10^7 и данных эксперимента при числе Рейнольдса $Re = 930$ нуждается в дополнительном обосновании, так как различие чисел Рейнольдса в общем случае составляет 3 или 4 порядка. В связи с этим авторами были выполнены расчеты для случая $Re =$

$= 1000$, когда на экране образовывался ламинарный пограничный слой.

Рассмотрим теперь случай, когда приближающийся к экрану кольцевой вихревой жгут индуцирует на нем ламинарное радиальное пристенное течение. Считаем, что взаимодействие первичных и вторичных вихрей происходит уже в рамках идеальной среды.

Интегральное соотношение (1) содержит три неизвестных параметра R_2 , H и c_f . Следуя К. Польгаузену, для замыкания задачи профиль скорости в пограничном слое заменялся полиномом четвертой степени [7]:

$$\frac{u_r}{u_{r\delta}} = a\eta + b\eta^2 + c\eta^3 + d\eta^4,$$

где $\eta = y/\delta$, a , b , c , d — параметры, определяемые из граничных условий на экране и на внешней границе слоя. Следуя [7], получим

$$a = 2 + \lambda/6; b = -\lambda/2; c = -2 - \lambda/2; d = 1 - \lambda/6,$$

где $\lambda = \frac{\delta^2}{\nu} \frac{du_{r\delta}}{dr}$; δ — толщина пограничного слоя.

Величины δ_1 , δ_2 ; τ_w вычисляются по формулам

$$\frac{\delta_1}{\delta} = \frac{3}{10} - \frac{\lambda}{120}; \quad \frac{\delta_2}{\delta} = \frac{37}{315} - \frac{\lambda}{945} - \frac{\lambda^2}{9072};$$

$$\tau_w = (2 + \lambda/6)\mu u_{r\delta}/\delta.$$

Подстановка полученных выражений в уравнение (1) дает:

$$\begin{aligned} \frac{1}{2} \frac{dR_2^2}{dr} + (1+H)R_2^2 \frac{du_{r\delta}}{dr} \frac{1}{u_{r\delta}} + \frac{R_2^2}{r} = \\ = Reu_{r\delta} \left(2 + \frac{\lambda}{6} \right) \left(\frac{37}{315} - \frac{\lambda}{945} - \frac{\lambda^2}{9072} \right). \end{aligned}$$

Расчет позволяет определить положение отрыва слоя, где $c_f = 0$ ($\lambda = -12$), причем параметры λ и R_2^2 связаны соотношением

$$\lambda \left(\frac{37}{315} - \frac{\lambda}{945} - \frac{\lambda^2}{9072} \right)^2 = \frac{R_2^2 Re}{u_{r\delta}^2} \frac{du_{r\delta}}{dr}.$$

Расчет проводится начиная с точки $r = 0$, в которой величина $R_2^2/u_{r\delta}^2 \rightarrow 0$.

В сечении отрыва r_s получим $H = 3,5$, тогда $\delta_2/\delta = 36/315$; $\delta_1/\delta = 0,4$. При этом скорость центра завих-

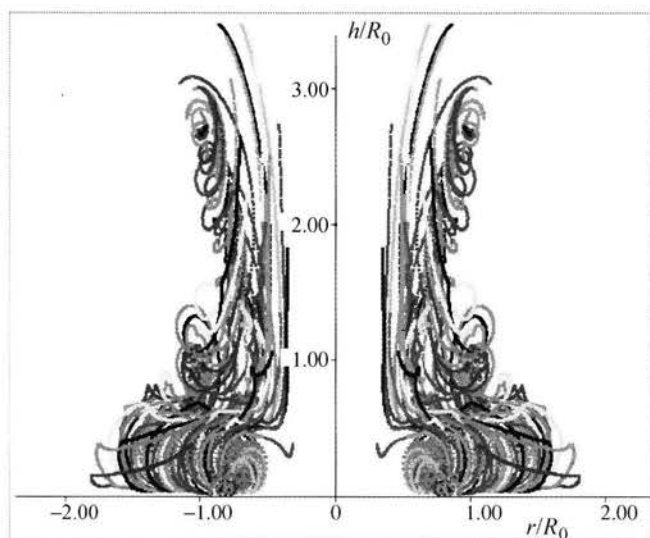


Рис. 5. Натекание вихревого кольца на экран ($Re = 10^3$). Расчет для ламинарного пограничного слоя

ренности $y = \delta_1$ оторвавшегося пограничного слоя от стенки определяется следующим образом:

$$u_r(\delta_1)/u_{\infty} = 0,8704.$$

На рис. 5 представлены результаты расчетов картины течения в момент времени $\bar{t} = 12$ при $Re = 1000$, близких к соответствующим значениям в эксперимен-

те ($Re = 930$). Таким образом, качественное согласие результатов расчетов при числах $Re = 10^6$, 10^7 и 10^3 и эксперимента ($Re = 930$) имеет место независимо от числа Рейнольдса и режима течения.

Работа выполнена при поддержке РФФИ (проект 05-01-00694).

Список литературы

1. Лаврентьев М.А., Шабат Б.В. Проблемы гидродинамики и их математические модели. М.: Наука, Физматлит, 1973. 416 с.
2. Ахметов Д.Г., Луговцев Б.А. Тушение пожаров на газонефтяных скважинах с помощью вихревых колец // Физика горения и взрыва. 1980. № 5. С. 8–14.
3. Гоман О.Г., Карплюк В.И., Ништ М.И., Судаков А.Г. Численное моделирование осесимметричных отрывных течений несжимаемой жидкости / под ред. М.И. Ништа. М.: Машиностроение, 1999. 284 с.
4. Walker J.D.A., Smith C.R., Cerra A.W., Doligalski T.L. The impact of a vortex ring on a wall // J. Fluid Mech. 1987. Vol. 181. P. 99–140.
5. Naguib A.M., Kochoessfahani M.M. On wall-pressure sources associated with the unsteady separation in a vortex-ring/wall interaction // Physics of Fluids. 2004. Vol. 16. № 7. P. 2613–2622.
6. Гиневский А.С., Погребная Т.В., Шипилов С.Д. Натекание кольцевого вихревого жгута на плоский экран // Изв. РАН. Физика атмосферы и океана. 2006. Т. 42. № 5. С. 1–5.
7. Шлихтинг Г. Теория пограничного слоя. М.: Наука. 1969. 741 с.



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

В ГКНПЦ им. М.В. Хруничева готовится проект многофункциональной космической системы Союзного государства России и Беларуси

Многофункциональную космическую систему (МФКС) по мониторингу Земли, дистанционному обучению и связи предлагает создать в интересах Союзного государства России и Беларуси Государственный космический научно-производственный центр (ГКНПЦ) им. М.В. Хруничева, сообщил директор НИИ космических систем ГКНПЦ В.А. Меньшиков.

По словам В.А. Меньшикова, ключевой элемент — микроспутник массой 120 кг. Потребуется шесть таких аппаратов и наземная инфраструктура. Более половины составляющих элементов микроспутника (60 %) уже создано в рамках программы "Космос-СГ", рассчитанной на 2004–2007 гг., на основе которой строится российско-белорусское сотрудничество в космической области.

Первым шагом по созданию МФКС может стать российско-белорусская программа "Космос-НТ", рассчитанная на 2008–2011 гг. Эта программа логически продолжает две предыдущие — "Космос-БР" и "Космос-СГ", но ее пока не удалось согласовать в Минфине России. Стоимость программы составляет 1,8 млрд руб. Помимо нее в МФКС Союзного государства в качестве составных частей должны войти еще три программы.

Цель первой из них — мониторинг глобальных геофизических явлений, а также прогнозирование природных и техногенных катастроф, что позволит выявлять признаки опасных явлений на самой ранней стадии и заблаговременно о них оповещать, уменьшая тем самым возможный ущерб и человеческие жертвы.

Вторая программа, стоимость которой составит 39 млн руб., предполагает дистанционное обучение в гуманитарных и технических областях, а также позволит упростить процедуры повышения квалификации и доступа к новым знаниям.

Третьей составляющей МФКС В. Меньшиков назвал программу транспортного коридора Брест—Владивосток. По его словам, разработанные ГКНПЦ им. М.В. Хруничева космические технологии связи позволят контролировать перемещение грузов и транспортных средств на территории всего Союзного государства. "Свой интерес в этом, безусловно, найдут органы МВД, охранные службы, банки, транспортные организации и коммерческие фирмы", — подчеркнул он.

Вестник Интерфакс — АВН № 11 (286), 2007 г.

Расчет характеристик пластической деформации и ползучести монокристаллов

И.Х. Бадамшин

Рассматривается один из механизмов пластической деформации и установившейся ползучести монокристаллов, основанный на перемещении краевых дислокаций. Приведена формула расчета скорости движения дислокации.

I.Kh. Badamshin. Calculation Of Monocrystals' Plastic Deformation And Flow Parameters

The provides the details of a mechanism of monocrystals' plastic deformation and set flow, which is based on motion of edge dislocations. It presents a formula to calculate the travel speed of such dislocations.

Исследования в области повышения прочности конструкционных материалов развиваются в направлении изменения объемной плотности структурных дефектов: с одной стороны, увеличение плотности дефектов кристаллических тел, а с другой — стремление к бездефектной структуре идеального монокристалла с прочностью, близкой к теоретической. Последнее направление реализуется, в частности, в материалах авиационных двигателей в качестве монокристаллических жаропрочных сплавов и эвтектических композитных материалов, армированных высокопрочными нитевидными монокристаллами.

В расчетах на прочность названных материалов важную роль играют характеристики пластической деформации и ползучести.

Рассмотрим один из механизмов пластической деформации и установившейся ползучести, основанный на перемещении краевых дислокаций. В этом случае для определения значений пластической деформации и ползучести необходимо знать скорость перемещения дислокации.

Для решения поставленной задачи рассмотрим движение одной краевой дислокации в бездефектном монокристалле. Схема сдвига с образованием краевой дислокации в нанобъеме монокристалла представлена на рисунке.

Задача решается при следующих допущениях:

рассматривается перемещение одной дислокации на одно межатомное расстояние, при этом не учитывается упрочнение;

внешняя сила $F_{\text{внеш}}$ (напряжение τ) перемещения дислокации является постоянной величиной: $F_{\text{внеш}} = \text{const}(\tau = \text{const})$;

координаты рассматриваемого участка пластической деформации $[0,5a_0; a_0]$ соответствуют одному циклу перемещения дислокации в пределах одного периода кристаллической решетки по модели Я.И. Френкеля [1]. Причем координата $0,5a_0$ соответствует максимальной скорости движения дислокации, когда напряжение сопротивления электростатических сил $\tau = 0$.

Поскольку имеется два неизвестных — координата x и время t — для определения скорости движения дислокации составим два уравнения:



БАДАМШИН
Ильдар Хайдарович —
доцент Уфимского
государственного
авиационного
технического
университета,
кандидат техн. наук

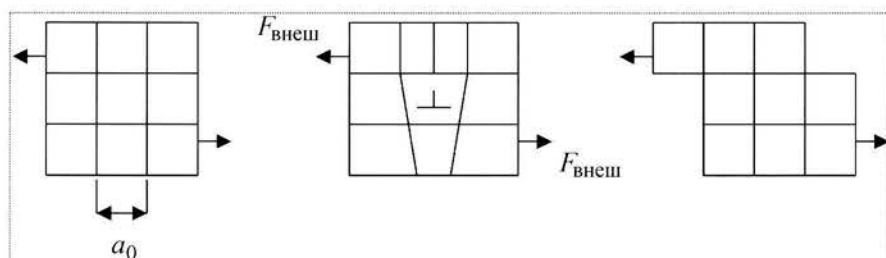


Схема сдвига для расчета пластической деформации и установившейся ползучести нановолюма монокристалла (a_0 – период кристаллической решетки; $F_{\text{внеш}}$ – внешняя сила)

уравнение равновесия действующих сил

$$a = F_{\text{внеш}} / m$$

и уравнение электростатического взаимодействия (закон Кулона)

$$F_{\text{кул}}^1 = e^2 / (4\pi\epsilon_0 x^2) = c / x^2,$$

где a – ускорение; m – масса (принимается $m = 1$); $F_{\text{кул}}^1$ – кулоновская сила взаимодействия между атомами; $e = 1,6 \cdot 10^{-19}$ Кл – величина взаимодействующих зарядов, равная заряду электрона; $\epsilon_0 = 8,85 \cdot 10^{-12}$ Кл²/н·м² – электрическая постоянная; x – расстояние между взаимодействующими зарядами; $c = e^2 / 4\pi\epsilon_0$ – коэффициент.

Или через координату x и время t можно записать так:

$$2x/t^2 = F_{\text{внеш}} / m;$$

$$F_{\text{кул}}^1 = c / x^2.$$

При перемещении дислокации из точки с координатой $0,5a_0$ в точку с координатой a_0 перемещение определяется следующим образом:

$$x = a_0 - 0,5a_0 = 0,5a_0.$$

Учитывая, что $v_{\text{max}} = x/t$; $t = \pm \sqrt{(2xm)/F_{\text{внеш}}}$, скорость перемещения краевой дислокации определим по формуле (патент автора RU 2267112)

$$v_{\text{max}} = \frac{0,5a_0}{\sqrt{\frac{2 \cdot 0,5a_0}{M \frac{e^2}{4\pi\epsilon_0 x^2}}}} = \frac{e}{\sqrt{\frac{5\pi\epsilon_0 a_0}{M}}},$$

где $M = F_{\text{внеш}} / F_{\text{кул}}^1$.

Максимальная скорость движения дислокации возникает либо при равенстве внешней силы $F_{\text{внеш}}$,

воздействующей на рассматриваемый нановолюм, кулоновской силе электростатического взаимодействия $F_{\text{кул}}^1$, либо при равенстве внешнего напряжения сдвига максимальному (скалывающему) напряжению, при котором происходит сдвиг.

Поскольку в процессе движения дислокации происходит периодический разрыв межатомной связи, то скорость движения дислокации изменяется от нулевого значения до максимального v_{max} . Средняя скорость движения дислокации определяется выражением

$$v_{\text{ср}} = (v_{\text{max}} + 0)/2.$$

Возрастание скорости движения краевой дислокации произойдет при $M > 1$.

Например, для кубического образца длиной, равной $3a_0$, из монокристалла меди с периодом кристаллической решетки $a_0 = 3,6148 \cdot 10^{-10}$ м и при $M = 1$

$$v_{\text{max}} = \frac{e}{\sqrt{(5\pi\epsilon_0 a_0)/M}} = 3,568 \cdot 10^{-10} \text{ м/с},$$

значение относительной деформации ϵ при перемещении краевой дислокации на расстояние $0,5a_0$ при заданной длине образца определяется так:

$$\epsilon = 0,5a_0 / (3a_0) = 0,167.$$

Экспериментальные значения скорости движения дислокаций изменяются в широком диапазоне и определяются рядом факторов [2]. Необходимо учитывать, что скольжение всегда происходит по плоскости, в которой находятся и линия дислокации, и вектор сдвига. Под легкостью скольжения дислокации не следует понимать обязательную быстроту их движения. При низких напряжениях дислокации скользят очень медленно, со скоростями порядка 10^{-8} м/с и менее [2].

При повышении температуры силы электростатического взаимодействия уменьшаются. При постоянной внешней нагрузке $F_{\text{внеш}}$ это означает, что параметр M увеличивается, что приводит к увеличению скорости перемещения дислокации.

Зная скорость перемещения дислокации в нанобъеме, можно перейти к расчету величины пластической деформации в нитевидном (бездефектном) монокристалле, который используется в качестве армирующей фазы в эвтектическом композитном материале.

Для определения скорости деформации ползучести технических монокристаллов, имеющих плотность дислокаций до 10^3 см^{-2} [2], можно воспользоваться, в частности, формулой Орована [3]

$$\dot{\epsilon} = \rho_d b V,$$

где $\dot{\epsilon}$ — скорость деформации ползучести; ρ_d — плотность дислокаций; b — вектор Бюргерса; V — скорость движения дислокации.

Таким образом, определение скорости перемещения краевой дислокации V по длине нанобъема под

действием заданной внешней нагрузки $F_{\text{внеш}}$ дает возможность оценить длительность t перемещения дислокации, величину пластической деформации.

В дальнейших исследованиях необходимо оценить влияние коэффициента M на скорость перемещения краевой дислокации как под действием температуры, так и под действием внешней силы $F_{\text{внеш}}$.

Список литературы

1. **Металлофизика** высокопрочных сплавов: учеб. пособие для вузов / М.И. Гольдштейн, В.С. Литвинов, Б.М. Бронфин. М.: Металлургия, 1986. 312 с.
2. **Кристаллография** и дефекты кристаллической решетки. Учеб. / И.И. Новиков, К.М. Розин. М.: Металлургия, 1990. 336 с.
3. **Пуарье Ж.П.** Высокотемпературная пластичность кристаллических тел: пер. с франц. М.: Металлургия, 1982. 272 с.



ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ

К 2010 г. в ракетно-космической отрасли РФ будет создано 14 интегрированных структур

Развитие ракетно-космической отрасли в России пойдет по пути создания крупных научно-производственных комплексов, сообщил глава Роскосмоса А.Н. Перминов.

"Динамика интеграции предприятий ракетно-космического комплекса такова, что в 2010 г. мы планируем иметь до 14 крупных интегрированных структур. Четыре из них уже созданы или создаются", — заявил А.Н. Перминов, выступая на заседании президиума Госсовета по вопросам развития космической отрасли.

По словам А. Перминова, к 2015 г. предприятия ракетно-космической отрасли будут объединены в 3—4 комплекса еще большего масштаба, в которых будет сконцентрировано до 90 % активов и численности работающих.

Вестник Интерфакс — АВН № 12 (287), 2007 г.

Ракетно-космическая корпорация "Энергия" планирует до конца года представить в Роскосмос доработанный проект нового космического корабля

Президент Ракетно-космической корпорации "Энергия" (г. Королев) Н.Н. Севастьянов сообщил, что корпорация продолжает работы по созданию перспективной космической транспортной системы. "Мы планируем в конце года предложить Роскосмосу проект космического корабля "Клипер" в более глубокой проработке", — сказал он.

По словам Н.Н. Севастьянова, в РКК "Энергия" разработана программа работ над перспективной космическо-транспортной системой, которая включает в себя этап модернизации кораблей "Союз", а также работы над кораблем нового поколения "Клипер". В корпорации также разработаны предложения по использованию модернизированных корабля "Союз" и ракеты-носителя "Союз-2", которые позволят этой системе летать как с Байконура, так и с Куру". Решение об использовании данной системы для осуществления таких пилотируемых полетов будет приниматься Роскосмосом и Европейским космическим агентством. Н.Н. Севастьянов пояснил, что согласно предложениям РКК "Энергия" часть кораблей "Союз" в этом случае будет производиться в России, а часть — на европейских предприятиях. "Мы предлагаем распределение обязанностей. В частности, спускаемый аппарат и агрегатно-приборный отсек делает РКК "Энергия", а бытовой отсек и некоторые бортовые системы для различных агрегатов делаются на европейских предприятиях", — сказал Н.Н. Севастьянов. Он сообщил, что эти предложения направлены в Роскосмос.

Вестник Интерфакс — АВН № 11 (286), 2007 г.

Особенности моделирования нестационарного обтекания профиля

Аникин Виктор Андреевич – главный инженер проекта ОАО "Камов", доктор техн. наук; **Герасимов Олег Викторович** – ведущий инженер-программист ОАО "Камов", кандидат техн. наук; **Коломенский Дмитрий Сергеевич** – начальник бригады ОАО "Камов", кандидат техн. наук; **Шумилина Екатерина Борисовна** – инженер-конструктор ОАО "Камов"; **Крицкий Борис Сергеевич** – заместитель заведующего кафедрой ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, доктор техн. наук; **Судаков Георгий Григорьевич** – ведущий научный сотрудник ФГУП "ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского", доктор физ.-мат. наук

Рассматриваются вопросы расчета нелинейных нестационарных аэродинамических характеристик вертолетных профилей. Сравнительный анализ результатов моделирования нестационарного отрывного обтекания профиля выполнен с использованием двух подходов: решения системы уравнений Навье–Стокса и решения, основанного на синтезе методов расчета течения невязкой несжимаемой жидкости (метод дискретных вихрей) и нестационарного пограничного слоя. Исследуются характеристики нестационарного течения. Сопоставление сил и моментов с экспериментальными данными позволяет оценить достоверность и границы применимости математических моделей.

V.A. Anikin, O.V. Gerasimov, D.S. Kolomenskiy, E.B. Shumilina, B.S. Kritsky, G.G. Sudakov. Peculiarities Of Unsteady Airfoil Aerodynamics Simulation

The paper discusses problems of airfoil unsteady nonlinear aerodynamic characteristics computation. Comparative analysis is carried out using stalled airflow simulation results obtained by two approaches: the first is a solution 2D RANS system of equations and the second is based on synthesis of inviscid incompressible flow (discrete vortices method) and viscous unsteady boundary layer. Characteristics of unsteady airflow are investigated. Comparison of the calculated forces and moments with experimental data allows estimating the validity and the limits of both models.

В связи с расширением области применения вертолетов, ростом их скоростных и маневренных характеристик возникает необходимость совершенствования методов моделирования работы несущих винтов, более полного учета влияния различных факторов на их аэродинамические характеристики.

Одна из особенностей аэродинамики несущего винта состоит в том, что практически на всех режимах полета вертолета сечения лопастей винта работают в условиях нестационарного обтекания. Известно, что нестационарность оказывает существенное влияние на аэродинамические характеристики профиля. В методах расчета сил и моментов несущих винтов традиционно используются характеристики профилей, полученные в стационарных продувках.

Однако по сравнению со стационарными продувками экспериментальное определение нестационарных аэродинамических характеристик профилей является более сложной задачей, и для новых вертолетных профилей такие экспериментальные данные практически отсутствуют. В этих условиях основным инструментом для исследования нестационарных

аэродинамических характеристик профилей становится математическое моделирование.

Здесь представлены результаты моделирования нестационарного отрывного обтекания профиля лопасти несущего винта с использованием двух методов. Такой подход дает материал для сравнительного анализа всех параметров течения, а сопоставление сил и моментов с экспериментальными данными позволяет оценить достоверность и границы применимости математических моделей. Кроме того, появляются более широкие возможности для тестирования расчетных программ в применении к задачам расчета нестационарных аэродинамических характеристик вертолетных профилей.

В первом методе [1, 2] течение разбивается на две области: невязкого несжимаемого потока и нестационарного пограничного слоя.

Для расчета параметров потока в области невязкого течения используется метод дискретных вихрей (МДВ).

На поверхности профиля располагаются дискретные вихри, между которыми находятся контрольные точки, в них выполняются граничные условия непро-

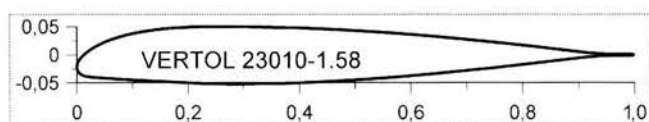


Рис. 1

течения, условия Томпсона о постоянстве циркуляции и вводится регуляризирующая переменная для устранения переопределенности системы уравнений.

Определение параметров потока в области вязкого течения производится численным интегрированием системы дифференциальных уравнений нестационарного пограничного слоя. Пограничный слой рассчитывается от критической точки до точки отрыва. Возможны режимы обтекания с возникновением нескольких критических точек.

Расчет аэродинамической нагрузки на профиле осуществляется на каждом временном шаге с помощью интеграла Коши—Лагранжа.

Во втором методе решается система уравнений Навье—Стокса. Для этого применялся пакет прикладных программ, используемый в ЦАГИ. Расчет производился при следующих условиях:

решались двумерные осредненные по Рейнольдсу уравнения Навье—Стокса;

была использована k - ε модель турбулентности;

использовалась модель сжимаемой жидкости;

граничные условия задавались тремя компонентами скорости на входных границах.

В качестве объекта исследования был выбран вертолетный профиль Vertol 23010 (рис. 1), поскольку для него имеется достаточный объем экспериментальных данных [3].

На первом этапе было выполнено сопоставление стационарных аэродинамических характеристик, полученных двумя расчетными методами. Стационарное решение получалось как предельный случай решения задачи в нестационарной постановке. Были выявлены некоторые особенности методов при расчете характеристик вертолетных профилей. В частности, большое значение для корректного расчета положения точки отрыва имеет гладкий переход от хвостовой части профиля к пластинке.

На рис. 2 показано расчетное распределение коэффициента давления по контуру профиля на углах атаки $\alpha = 8^\circ$ и 12° . При $\alpha = 8^\circ$ (рис. 2, а) обтекание безотрыв-

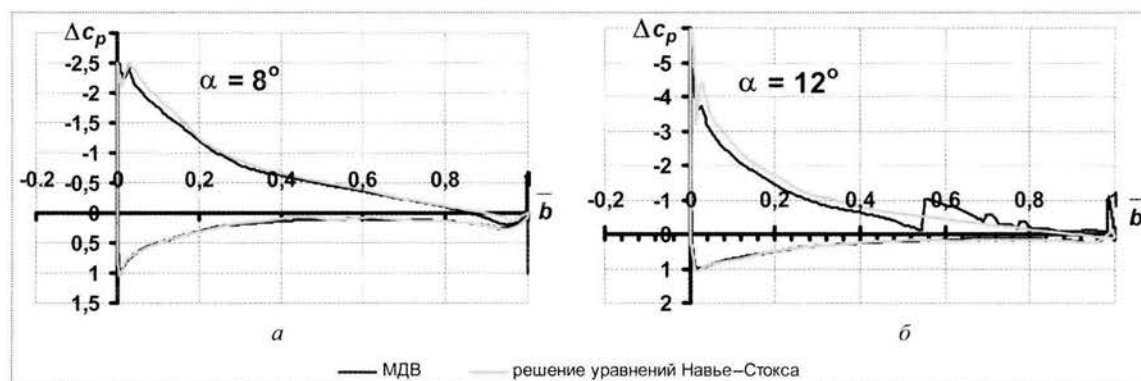


Рис. 2

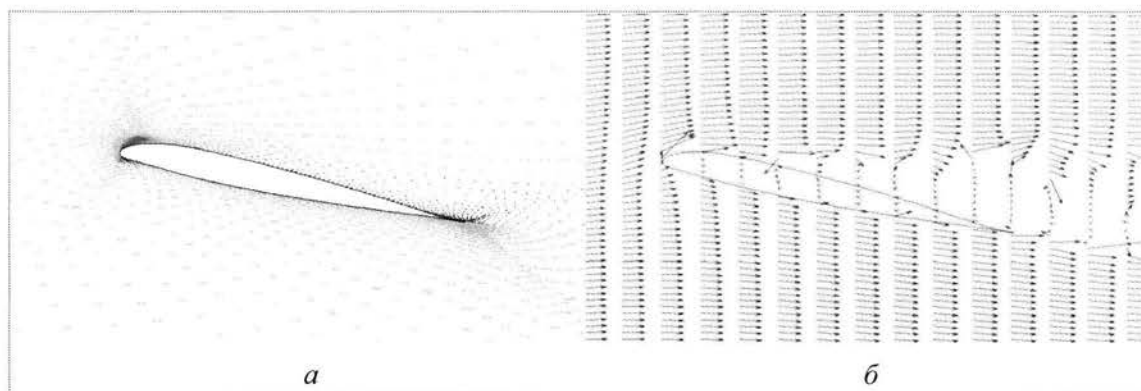


Рис. 3

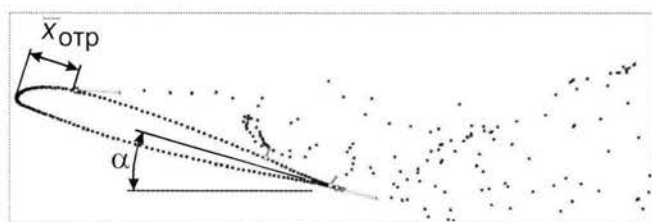


Рис. 4

ное, и оба метода позволяют достаточно подробно описать распределение давления по контуру профиля. Удовлетворительно моделируются всплески давления на пластинке. При $\alpha = 12^\circ$ (рис. 2, б) на верхней поверхности возникает отрыв, и появившееся отличие в расчетном c_p объясняется различием подходов к моделированию свободных вихрей.

Важную информацию об обтекании профиля дает поле скоростей. На рис. 3 показано поле скоростей при стационарном отрывном обтекании профиля, рассчитанное двумя методами. Качественно обе картины одинаковы. Точка отрыва располагается вблизи передней кромки, имеется обширная область нулевых скоростей. В картине течения, полученной решением уравнений Навье–Стокса (рис. 3, а), ее граница более "размыта" из-за вязкости, в отличие от МДВ (рис. 3, б), где внешнее течение невязкое и пелены тонкие.

Моделирование нестационарных аэродинамических характеристик выполнялось для профиля Vertol 23010, совершающего гармонические колебания по углу атаки. Границы изменения угла атаки выбирался таким образом, чтобы охватить и безотрыв-

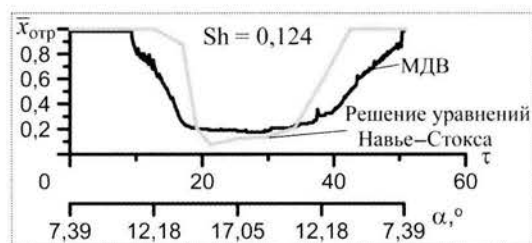


Рис. 5

ные, и отрывные режимы. Рис. 4 иллюстрирует вихревой след при отрывном обтекании профиля ($\alpha = \alpha_0 - \alpha_m(\cos Sh \tau - 1)$; $\tau = V/(br)$).

На рис. 5 показано изменение с течением времени координаты точки отрыва $x_{отр}$ на верхней поверхности. Согласно результатам расчета по МДВ, при увеличении угла атаки до $\alpha = 10,3^\circ$, что соответствует моменту времени $\tau = 9,4$, точка отрыва располагается на задней кромке, т.е. обтекание безотрывное. При дальнейшем увеличении угла атаки точка отрыва перемещается в сторону передней кромки, формируется картина обтекания, показанная на рис. 5. Затем точка отрыва медленно возвращается к задней кромке и достигает ее только при $\alpha = 7,39^\circ$.

В результате решения уравнений Навье–Стокса также получен гистерезис точки отрыва, но по сравнению с МДВ отрыв начинается позже и заканчивается раньше (см. рис. 6).

На рис. 6 показаны поля завихренности в окрестности профиля, рассчитанные по МДВ (рис. 6, а, в) и из уравнений Навье–Стокса (рис. 6, б, г) в одинаковые

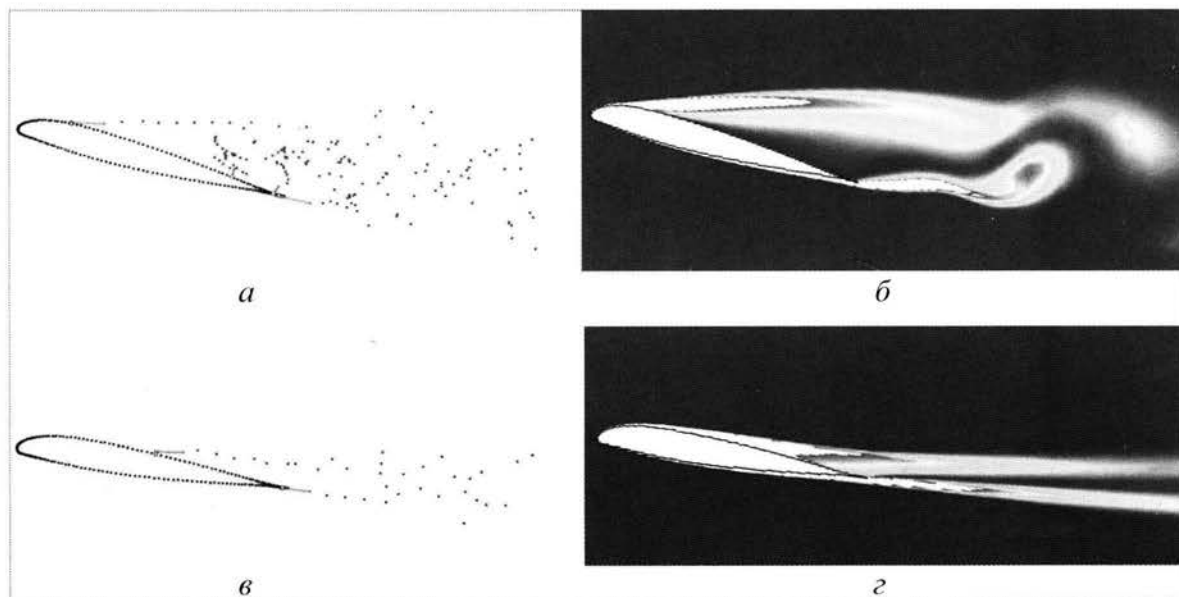


Рис. 6

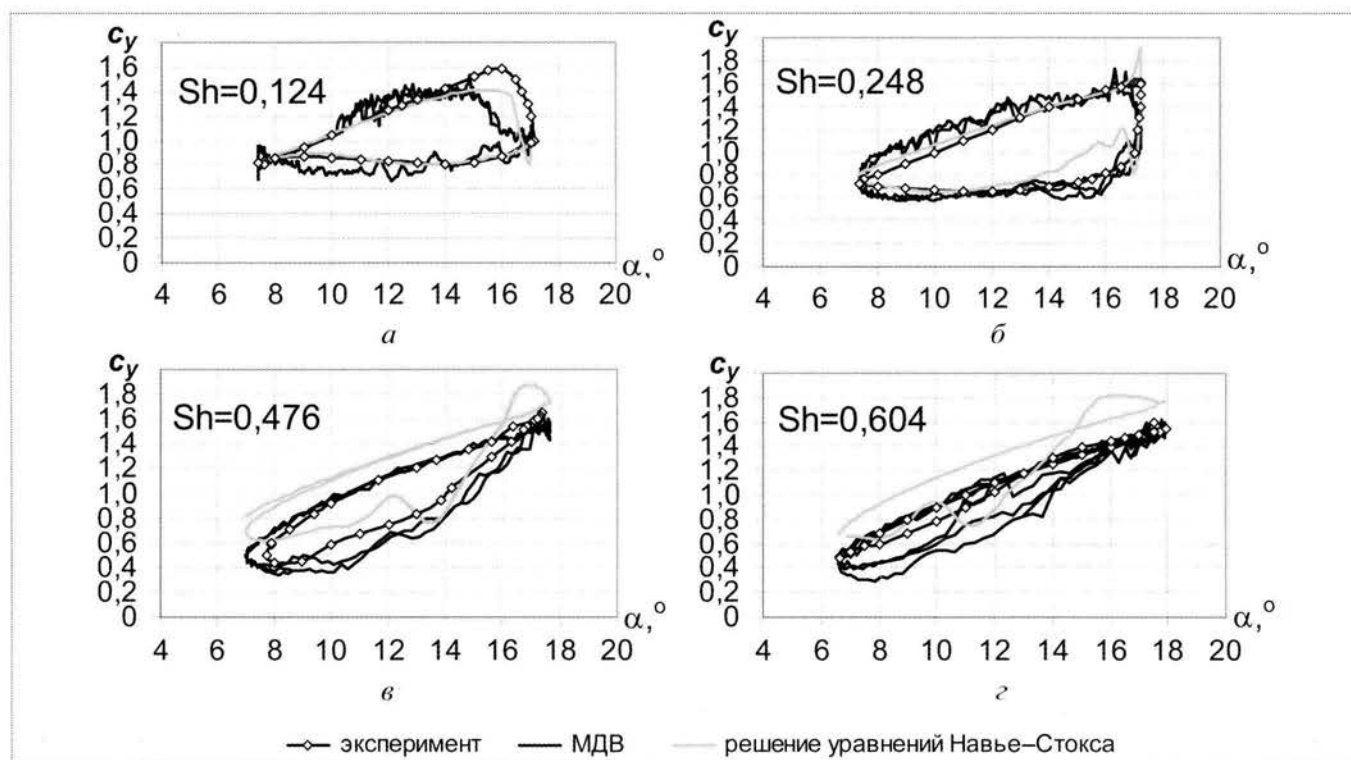


Рис. 7

моменты времени. Качественно результаты согласуются между собой, но есть и заметные различия. Так, на рис. 6, а явно виден вторичный отрыв. На этом же участке на рис. 6, б завихренность пограничного слоя настолько мала, что трудно судить о его отрыве.

Рассмотренное перемещение точки отрыва сказывается на зависимости $c_y(\alpha)$. На рис. 7 показаны петли гистерезиса $c_y(\alpha)$ при колебаниях с разными числами Струхала Sh . Качественно результаты расчета по обоим методам согласуются с экспериментом. В расчете по МДВ при $Sh = 0,124$ занижены нестационарные $\alpha_{кр}$ и $c_{y \max}$, при больших числах Sh согласование с экспериментом улучшается. Для этого метода также характерна осцилляция решения при отрывном обтекании профиля.

Зависимости $c_y(\alpha)$, полученные в результате решения уравнений Навье–Стокса, удовлетворительно согласуются с экспериментом при небольших Sh , а при увеличении Sh заметно отличаются. Для обоих методов характерна тенденция уменьшения петли гистерезиса с увеличением частоты колебаний.

Важно, что при больших числах Sh зависимость $c_y(\alpha)$ близка к безотрывной вплоть до максимального угла атаки как при движении на увеличение, так и на уменьшение угла атаки, хотя обтекание отрывное.

На рис. 8 показано движение точки отрыва при $Sh = 0,124$ и $Sh = 0,604$. Видно, например, что при $\alpha =$

$= 16^\circ$, $da/dt < 0$, положение точки отрыва $x_{отр} = 0,2$ при обоих Sh , однако c_y при $Sh = 0,604$ примерно в два раза больше, чем c_y при $Sh = 0,124$ (см. рис. 7, а, г).

На рис. 9 показано распределение разности давлений на близких углах атаки при движении на кабрирование и на пикирование. Согласование с экспериментом в обоих случаях удовлетворительное, за исключением характерного "всплеска" в месте схода тонкой вихревой пелены и осцилляций, вызванных дискретными вихрями, в расчете по МДВ.

Было исследовано влияние числа Рейнольдса на коэффициент нормальной силы профиля при различ-

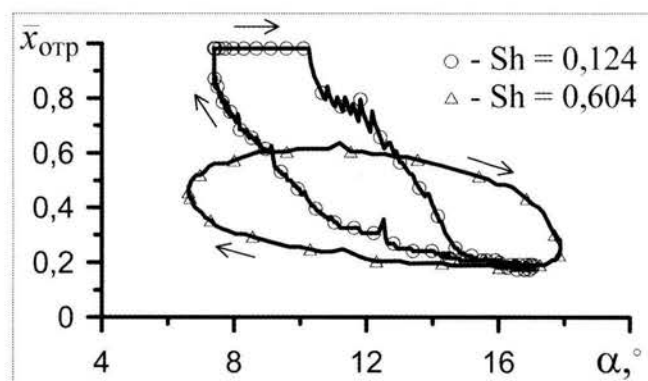


Рис. 8

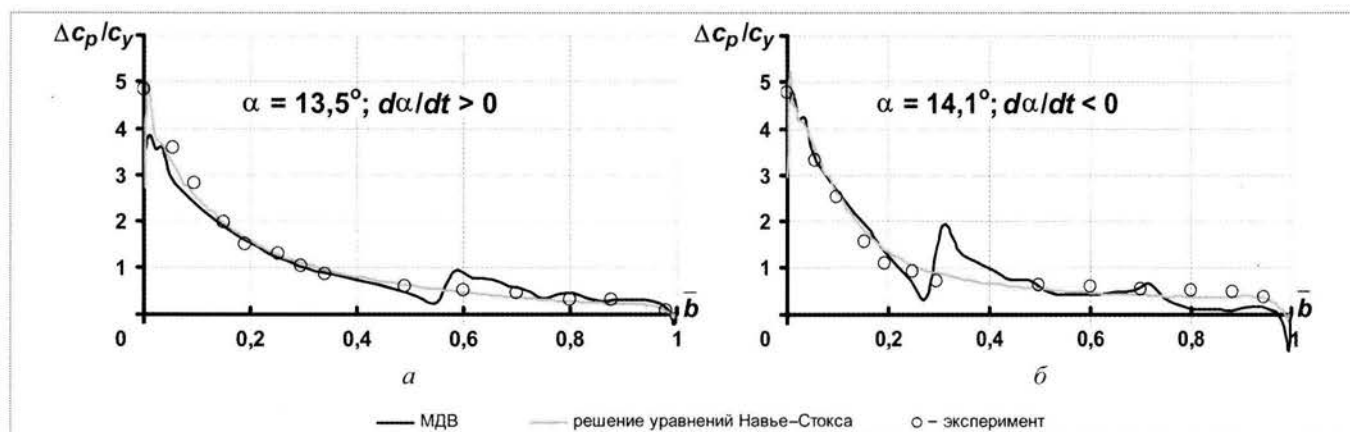


Рис. 9

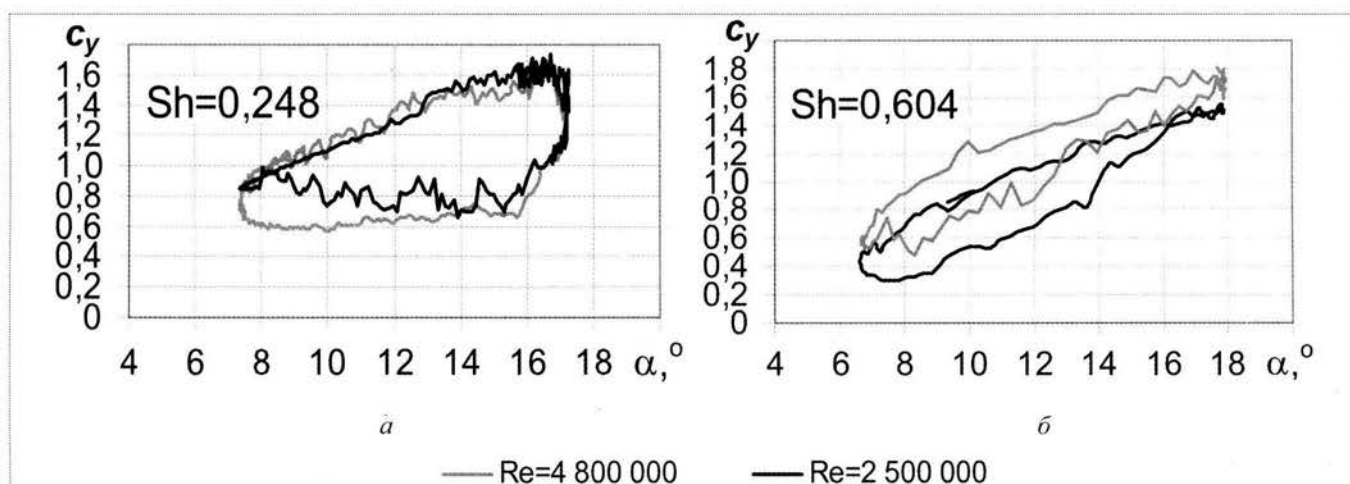


Рис. 10

ной частоте колебаний. Результаты приведены на рис. 10, а, б. Как оказалось, при малых числах Sh влияние числа Re мало, а при больших числах Sh c_y увеличивается с ростом Re для всех углов атаки.

Влияние числа Маха было исследовано с помощью решения уравнений Навье–Стокса, так как этот метод в рассмотренной выше постановке позволяет рассчитывать трансзвуковые течения. На рис. 11 приведены расчетные изолинии скорости, иллюстрирующие обтекание профиля при числе $M = 0,6$. С увеличением угла атаки образуется область сверхзвуковых скоростей, которая замыкается скачком уплотнения (он наблюдался и в эксперименте [3]). Отрыв здесь вызван уже не вязким кризисом, а скачком.

Таким образом, нестационарность оказывает существенное влияние на обтекание профиля и его аэродинамические характеристики. Современные расчетные

методы позволяют моделировать нестационарное обтекание профилей и дают возможность получить подробную информацию о рассматриваемых физических явлениях. Тем не менее, как показало выполненное численное исследование, требуется дальнейшее совершенствование рассмотренных методов в части расчета аэродинамических характеристик вертолетных профилей.

В заключение сформулируем основные выводы, полученные в результате выполненного исследования.

1. Разработанные методы моделирования нестационарного обтекания вертолетных профилей позволяют удовлетворительно рассчитать коэффициент нормальной силы, и их результаты могут использоваться для расчета аэродинамических характеристик несущих винтов.

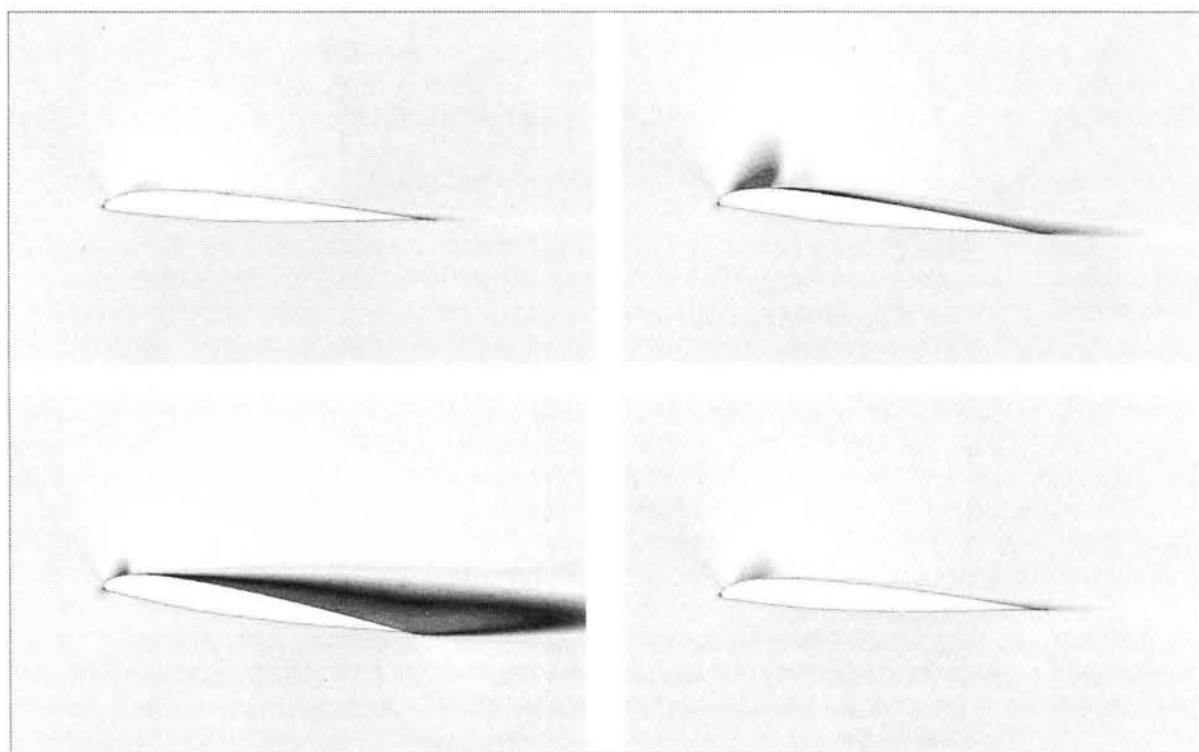


Рис. 11

2. Метод на основе дискретных вихрей позволяет исследовать нестационарное обтекание профиля в широком диапазоне углов атаки и частот колебаний на безотрывных и отрывных режимах. На отрывных режимах имеется осцилляция решения, характерная для методов дискретных особенностей. Предполагается ее уменьшить, уточнив дискретную модель.

3. Решение осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье–Стокса позволяет исследовать обтекание профиля в широком диапазоне режимов, в том числе при трансзвуковом обтекании. Сходимость с экспериментом в значительной степени определяется методами моделирования турбулентности, которые требуют дальнейшего изучения. Метод очень трудоемкий, и в задачах расчета аэродинамических характеристик винтов целесообразно использовать аппроксимацию, а именно нейронные сети, обученные на результатах работы "профильной" программы.

4. Использование двух расчетных методов дает материал для сравнительного анализа всех параметров

нестационарного обтекания профиля, а сопоставление сил и моментов с экспериментальными данными позволяет оценить достоверность и границы применимости математических моделей. Кроме того, появляются более широкие возможности для тестирования расчетных программ.

Список литературы

1. Белоцерковский С.М., Котовский В.Н., Ништ М.И., Федоров Р.М. Математическое моделирование отрывного обтекания тел. М.: Наука, 1988.
2. Герасимов О.В., Крицкий Б.С. Моделирование срывного обтекания лопастей несущего винта вертолета // Тр. III форума РосВО и Юрьевских чтений. М., 1998.
3. Liiva J., Davenport F.J., Gray L., Walton I.C. Two-dimensional tests of airfoils oscillating near stall. Volume 1. Summary and evaluation of results. USAAVLABS TR 68-13A. Philadelphia, Pennsylvania, 1968.



ТАРАСОВ
Владимир Алексеевич —
заведующий кафедрой
МГТУ им. Н.Э. Баумана,
профессор, доктор техн.
наук



СМИРНОВ
Юрий Васильевич —
заведующий лабораторией
НИИ "Специальное
машиностроение" МГТУ
им. Н.Э. Баумана, кандидат
техн. наук



ТИМОФЕЕВ
Михаил Петрович —
заведующий учебной
лабораторией Дмитровского
филиала
МГТУ им. Н.Э. Баумана



ФИЛИМОНОВ
Алексей Сергеевич —
доцент МГТУ
им. Н.Э. Баумана,
кандидат техн. наук

Режимы фильтрационного осаждения элементов теплозащиты РКТ

**В.А. Тарасов, Ю.В. Смирнов, М.П. Тимофеев,
А.С. Филимонов**

Приведены методы расчета процесса формообразования теплоизоляционных элементов на основе минеральных волокон способом фильтрационного осаждения (жидкостной фильтрацией). Разработаны математические модели свободного формообразования изделий и формообразования с одновременной подпрессовкой.

Приведенные методы расчета позволяют оптимизировать основные параметры технологического процесса при его проектировании и получать изделия со стабильными теплофизическими и механическими характеристиками.

V.A. Tarasov, Yu.V. Smirnov, M.P. Timofeev, A.S. Filimonov. Modes Of Filtrational Sedimentation Of Heat-Insulation Elements Of Space-Rocket Technics

Methods of calculation of shaping process heat-insulation elements are resulted on the basis of mineral fibres by way of filtrational sedimentation (a liquid filtration). Mathematical models free shaping products and shaping with simultaneous prepressing are developed.

The resulted methods of calculation allow to optimize key parameters of technological process at its designing and to receive products with stable thermophysical and mechanical characteristics.

Повышение технико-экономической эффективности новых систем космических летательных аппаратов и орбитальных станций связано с применением легковесных экологически чистых и негорючих теплоизоляционных материалов. Наиболее перспективными для ракетно-космической техники (РКТ) являются теплоизоляционные материалы с композиционной структурой, содержащей неорганическое связующее и наполнитель в виде минеральных волокон и нитевидных кристаллов.

Наиболее приемлемым способом при изготовлении легковесных, экологически чистых теплоизоляционных изделий со стабильными теплофизическими, механическими характеристиками и геометрическими параметрами является метод фильтрационного осаждения [1, 2]. Он характеризуется эффективным использованием волокнистого наполнителя и равномерным распределением связующего по объему готового изделия. Этот метод позволяет получать изделия различной степени сложности с большой точностью.

Однако при свободном фильтрационном формообразовании время набора слоя осадка велико и плотность материала по высоте изделия различна. Для решения этих вопросов был предложен метод фильтрационного осаждения с одновременной подпрессовкой [3].

Для формирования деталей из волокнистых теплоизоляционных материалов методом фильтрационного осаждения готовится гидромасса путем смешивания объема волокнистого наполнителя V_n и раствора связующего $V_ж$. Физическая модель метода фильтрационного осаждения приведена на рис. 1, где обозначены: H — начальная высота гидромассы; h — текущая высота гидромассы; x — начальная координата произвольного слоя гидромассы; δ — конечная высота гидромассы (толщина осадка); y_δ — конечная координата произвольного слоя осадка.

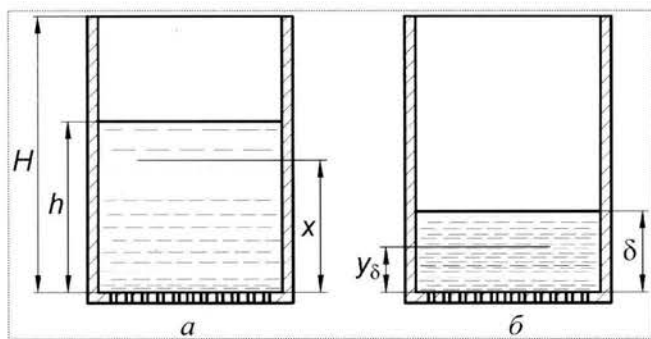


Рис. 1. Физическая модель метода фильтрационного осаднения: а – промежуточное состояние гидромассы; б – конечное состояние гидромассы

Доли волокна наполнителя $v_{в0}$ и жидкой фазы связующего $v_{ж0}$ будут определяться следующим образом:

$$v_{в0} = \frac{V_{в}}{V_{ж} + V_{в}}; \quad v_{ж0} = \frac{V_{ж}}{V_{ж} + V_{в}},$$

т.е. $v_{ж0} + v_{в0} = 1$.

Если представить имеющееся в единице объема волокно как сферу с радиусом

$$r = \left(\frac{3v_{в}}{4\pi} \right)^{1/3},$$

то площадь поверхности волокна можно оценить как

$$S = 4\pi \left(\frac{3v_{в}}{4\pi} \right)^{2/3},$$

а объем связки, осевшей на поверхности волокна, будет определяться выражением

$$v_{св} = 4\pi \delta_{св} \left(\frac{3v_{в}}{4\pi} \right)^{2/3},$$

где $\delta_{св}$ – толщина связки, осевшей на поверхности волокна.

Пористость волокнистого осадка без учета осевшей связки

$$\Pi = 1 - v_{в}. \quad (1)$$

Уравнение сжимаемости отфильтрованного осадка можно представить в виде

$$v_{в} = v_{вк} + v_{внб} (1 - e^{-k_1 P}), \quad (2)$$

где $v_{вк}$ – минимальная доля волокна при отсутствии гидростатического давления P ; $v_{внб}$ – максимальная доля волокна при наличии гидростатического давления.

Процесс формирования толщины детали удобно описать координатным законом расположения слоев детали:

$$y_{\delta} = \int_0^x \frac{v_{в0} dx}{v_{в} [P(x)]}, \quad (3)$$

где y_{δ} – координата слоя в стенке детали; x – координата слоя гидромассы, из которого образуется слой с координатой y_{δ} ; $P(x)$ – давление, действующее в момент образования рассматриваемого слоя; $v_{в} [P(x)]$ – доля волокна формируемого слоя в момент формирования детали.

По сути уравнение (3) представляет собой закон изменения доли волокна $v_{в} [y_{\delta}]$ по слоям y_{δ} стенки детали.

Применение закона сохранения массы при анализе процесса фильтрования позволяет математически описать динамику увеличения толщины детали во времени. Если обозначить через u_{ϕ} скорость истечения жидкой фазы через формируемую деталь и пресс-форму, то объем оседающего волокна за единицу времени будет равен $u_{\phi} (v_{в0}/v_{ж0})$.

Тогда скорость уменьшения высоты столба гидромассы

$$dh/dt = -u_{г.с} = -\frac{u_{\phi}}{v_{ж0}}.$$

Но скорость истечения жидкой фазы можно связать с гидравлическим давлением и параметрами осадка соотношением

$$u_{\phi} = \frac{k_2 P}{k_3 + \delta} v_{внб}.$$

При этом скорость изменения столба гидромассы примет вид

$$dh/dt = -\frac{k_2 P}{k_3 + \delta} v_{внб}, \quad (4)$$

где h – текущая высота столба гидромассы; k_2 и k_3 – эмпирические коэффициенты.

Таким образом, уравнения (2) и (4) позволяют анализировать динамику и результат формирования изделия методом фильтрационного осаднения и выбирать рациональный закон управления процессом.

Для математического описания процесса представим уравнение (2) в упрощенном виде:

$$v_v = v_{вк} + v_{внб} k_1 P. \quad (5)$$

В момент формирования изделия из слоя гидромассы с координатой x высота столба будет равна $H-x$, а давление

$$P = \rho g (H - x), \quad (6)$$

где g — ускорение силы тяжести; ρ — плотность гидромассы; H — начальная высота столба гидромассы.

Тогда уравнение (3) в координатном виде по толщине формируемой детали запишется следующим образом:

$$y_\delta = \frac{v_{в0}}{k_1 v_{внб} \rho g} \ln \frac{v_{вк} + v_{внб} k_1 \rho g H}{v_{вк} + v_{внб} k_1 \rho g (H - x)}. \quad (7)$$

Соотношения (5)–(7) можно рассматривать как уравнения с параметром x . Задавая x в интервале от 0 до H , получим зависимости $v_v(x)$ и $y_\delta(x)$.

При $h = x$ получим толщину детали

$$\delta = \frac{v_{в0}}{k_1 v_{внб} \rho g} \ln \left[1 + \frac{v_{внб} k_1 \rho g H}{v_{вк}} \right]. \quad (8)$$

Коэффициент k_1 можно определить из уравнений (5), (6) при $x = 0$, если экспериментально определены $v_{в \max}$ и $v_{вк}$:

$$k_1 = \frac{v_{в \max} - v_{вк}}{v_{внб} \rho g H}.$$

Динамику формирования осадка можно описать, используя уравнение (4):

$$t = \int_h^H \frac{A(h) dh}{k_2 \rho g h v_{внб} (1 - k_1 \rho g h)}, \quad (9)$$

где $A(h) = k_3 + \frac{v_{в0}}{k_1 v_{внб} \rho g} \ln \frac{v_{вк} + v_{внб} k_1 \rho g H}{v_{вк} + v_{внб} k_1 \rho g (H - x)} \approx k_3 + \delta \left(1 - \frac{h}{H} \right)$.

Интегрируя, получим

$$t = \frac{k_3 + \delta}{k_2 \rho g v_{внб}} \ln \frac{H}{h} d_1 - \frac{\delta}{k_2 \rho g v_{внб} k_1 \rho g H} \ln d_1, \quad (10)$$

где $d_1 = \frac{1 - k_1 \rho g h}{1 - k_1 \rho g H}$.

Максимальное время процесса $t_{\max}$ определяется по формуле (10) и может быть использовано для экспериментального определения коэффициентов k_2 и k_3 при $h = \delta(H)$. Для этого преобразуем уравнение (10) к виду

$$\alpha_i k_2 - \beta_i k_3 = \gamma_i,$$

где $\alpha_i = v_{внб} \rho g t_{i \max}$; $\beta_i = \ln d_i \frac{H_i}{\delta(H_i)}$; $d_i = d_i [h = \delta_i(H_i)]$;

$\gamma_i = \delta_i \left(\beta_i - \frac{\ln d_i}{k_1 \rho g H_i} \right) t_{i \max}$ — полное время фильтрации-

онного осаждения столба гидромассы высотой H_i , определяемое экспериментально; $\delta_i(H_i)$ — толщина осадка, соответствующая высоте H_i .

Осуществляя дважды измерения полного времени фильтрационного осаждения столба гидромассы для высот $H_i (i = 2, 3)$, получим систему уравнений относительно k_2 и k_3 , которая в матричном виде может быть представлена выражением

$$(A)(k) = (\gamma),$$

$$\text{где } (A) = \begin{pmatrix} \alpha_2 & \beta_2 \\ \alpha_3 & \beta_3 \end{pmatrix}; (k) = \begin{pmatrix} k_2 \\ k_3 \end{pmatrix}; (\gamma) = \begin{pmatrix} \gamma_2 \\ \gamma_3 \end{pmatrix}.$$

Тогда решение системы примет вид

$$(k) = (A)^{-1} (\gamma).$$

Динамика уменьшения высоты столба гидромассы с течением времени в соответствии с уравнением (10) представлена на рис. 2.

Важным фактором процесса фильтрования является начальная высота столба гидромассы. Анализ показывает, что при ее уменьшении интенсивность процесса фильтрования замедляется за счет уменьшения гидростатического давления.

Для обеспечения качества деталей из теплоизоляционного материала следует управлять протеканием технологического процесса так, чтобы плотность осадка была постоянной. С этой целью при формообразовании изделия фильтрационным методом к стол-

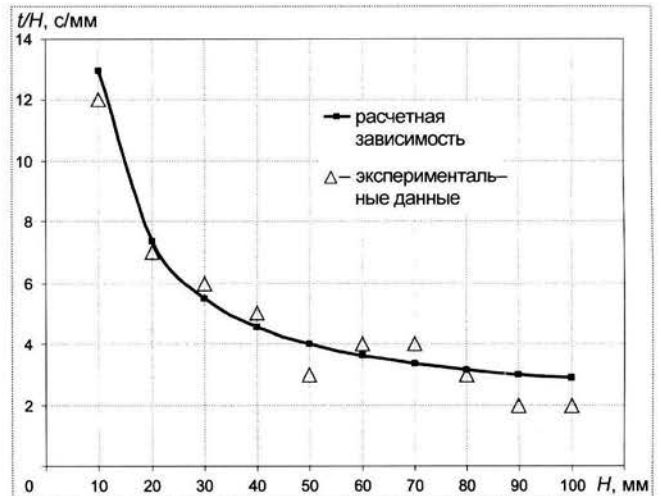


Рис. 2. Зависимость изменения высоты столба гидромассы от времени при свободном фильтровании

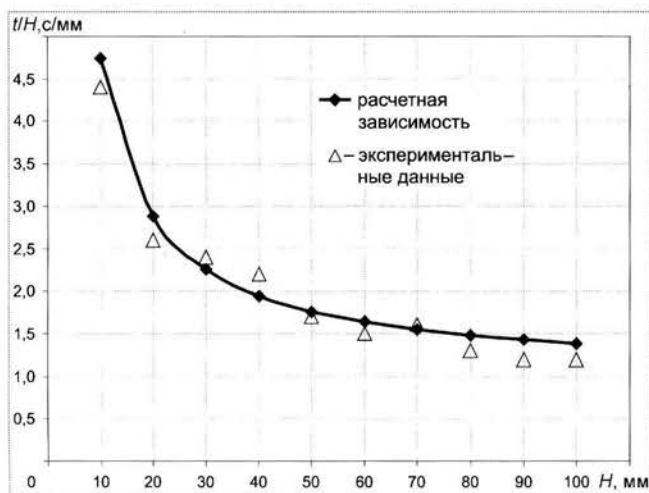


Рис. 3. Зависимость изменения высоты столба гидромассы от времени в случае подпрессовки

бу гидромассы прилагается дополнительная нагрузка. Тогда координатный закон принимает более простой вид

$$y = \frac{v_{в0} x}{v_{в}(P)}. \quad (11)$$

Уравнение (4) преобразуется к виду

$$\frac{dh}{dt} = - \frac{k_2 P v_{внб}}{k_3 + \frac{v_{в0}(H-h)}{v_{в}(P)}}.$$

После интегрирования получим уравнение для времени фильтрования:

$$t_{\max} = (H - \delta) \left[\left(k_3 + \frac{v_{в}(P)(H - \delta)}{2v_{в0}} \right) / (k_2 P v_{внб}) \right]. \quad (12)$$

Сравнение с уравнением (10) при $h = \delta$ показывает, что производительность процесса за счет подпрессовки существенно возросла (рис. 3). При этом P является свободным параметром. Его нужно выбрать таким образом, чтобы величина $t_{\max}$ была меньше допустимого значения $t_{\text{доп}}(\delta)$, которое соответствует времени расщепления гидромассы на жидкую и твердую фазы.

Таким образом, закон для давления подпрессовки можно записать так:

$$P_{\text{п}} = P - \rho g (H - x) = \rho g x. \quad (13)$$

Для обеспечения давления подпрессовки используется пресс. При этом перемещение пуансона (плунжера) x должно соответствовать изменению высоты H гидромассы.

По сути, при изготовлении изделий из теплоизоляционного материала заданной толщины δ выражение (13) можно рассматривать как закон управления подпрессовкой.

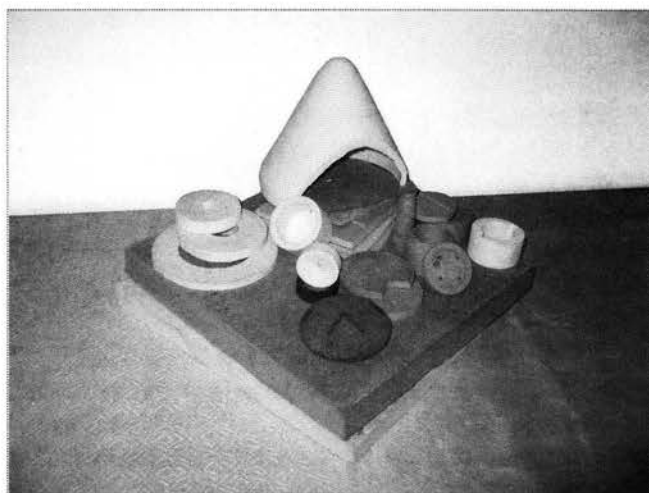


Рис. 4. Теплоизоляционные изделия сложной формы, применяемые в ракетно-космической и авиационной технике

На рис. 4 приведена фотография применяемых в ракетно-космической и авиационной технике теплоизоляционных изделий сложной формы, полученных рассматриваемым методом. Колебание плотности по объему изделия не превышало 5...7 %. При свободном фильтративном осаждении изделий с высотой стенок более 50...60 мм разброс плотностей материала достигал 12...15 %. Поэтому для получения теплоизоляционных элементов, к которым предъявляются более высокие требования по качеству, необходимо использовать метод жидкостной фильтрации с одновременной подпрессовкой.

На основании проведенных исследований можно сделать следующие выводы:

физико-механические свойства теплоизоляционных материалов, полученных методом жидкостной фильтрации с подпрессовкой, обеспечивают высокую энергоэффективность, эксплуатационную надежность и долговечность конструкций тепловой изоляции авиационной и ракетно-космической техники;

производительность фильтративного осаждения с подпрессовкой в 3–4 раза больше, чем без подпрессовки;

с увеличением гидростатического давления возрастает интенсивность процесса фильтративного осаждения.

Список литературы

1. Берней И.И. Технология асбестоцементных изделий. М.: Высш. шк., 1977. 229 с.
2. Смирнов Ю.В., Трегубов Г.П., Горничев А.А. Некоторые аспекты технологии получения экологически чистых негорючих теплоизоляционных и звукопоглощающих материалов // Вестник машиностроения. 1998. № 7. С. 33–39.
3. Смирнов Ю.В., Смирнов В. Ю., Тимофеев М.П. и др. Современные теплоизоляционные материалы на основе минеральных волокон // Огнеупоры, техническая керамика. 2000. № 7. С. 24–28.



СИЛУЯНОВА
Марина Владимировна —
доцент "МАТИ" — Россий-
ского государственного
технологического универси-
тета им. К.Э. Циолковского,
кандидат техн. наук

Комплексная оценка проектных решений для сложных технических систем

М.В. Силуянова

В статье рассмотрена методология определения комплексных оценок сложных технических систем на различных стадиях жизненного цикла с применением функционально-стоимостного анализа.

M.V. Silujanova. Overall Estimating Of Engineering Decisions For Complex Technical Objects

The article presents the cost-function methodology of calculating overall estimations of complex technical systems at all stages of their life cycle.

В процессе проектирования, производства и эксплуатации авиационной техники неизбежно возникают противоречия между функциональными требованиями, конструктивными решениями, производственными и эксплуатационными условиями. Для получения конкурентоспособных проектных решений процессом разрешения данных противоречий необходимо управлять. В этих целях используются методы управления требованиями, предъявляемыми к сложным техническим системам, а также управления программой их реализации на основе комплексной оценки вариантов решений. Предлагаемая методология проиллюстрирована на рис. 1.

Для обеспечения конкурентоспособности предлагается большую часть противоречий комплексных проектных решений выявлять и разрешать в информационном слое на ранних стади-

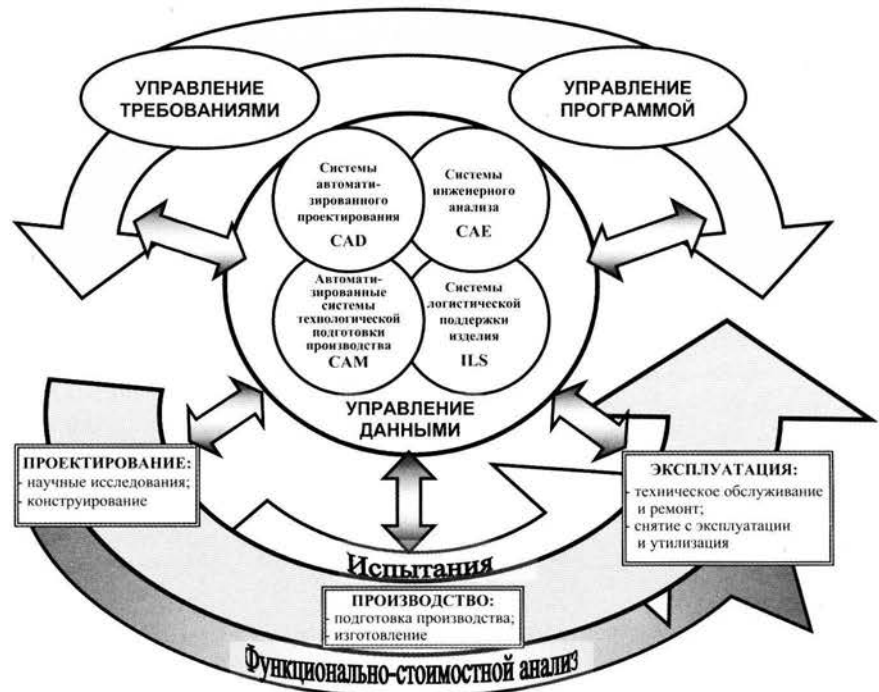


Рис. 1. Функционально-стоимостной анализ в процессе управления жизненным циклом сложных технических систем

ях жизненного цикла изделий в проектной, производственной и эксплуатационной системах методами функционально-стоимостного анализа (ФСА) [1]. Основными принципами формирования взаимосвязанной совокупности методов и средств автоматизации проектирования авиационной техники, обеспечивающими требуемый уровень конкурентоспособности проектных решений, являются принцип системного единства, принцип комплексности и принцип информационного единства.

Принцип системного единства состоит в том, что на всех стадиях и этапах жизненных циклов изделий и систем их проектирования, производства и эксплуатации функционирование и развитие систем информационной поддержки обеспечиваются в едином пространстве проектирования взаимосвязями и взаимодействием автоматизированных систем.

Принцип комплексности заключается в том, что обеспечивается взаимосвязь всех видов проектирования структурных элементов и всего объекта в целом для всех стадий и этапов жизненного цикла сложных машиностроительных объектов.

Принцип информационного единства состоит в том, что во всех автоматизированных системах, обеспечивающих проектирование, в функциональных и инвариантных подсистемах и средствах обеспечения используются единые терминология, способы представления информации и проблемные языки проектирования.

Методологической основой обеспечения принципов системного единства, комплексности и информационного единства является формализованный подход к определению пространства проектирования и его структуризации, а также применение функционально-стоимостного анализа для комплексной оценки проектных решений.

Для информационной поддержки автоматизированными системами различного назначения стадий жизненного цикла сложных технических систем применяется широкая номенклатура инструментальных средств, включающая следующие системы (рис. 2):

CAD — Computer aided design — система автоматизированного проектирования (САПР);

CAM — Computer aided manufacturing — автоматизированная система технологической подготовки производства (АСТПП);

CAE — Computer aided engineering — система автоматизированного моделирования процессов эксплуатации (система инженерного анализа или автоматизированная система научных исследований — АСНИ);

ERP — Enterprise resource planning — система планирования ресурсов предприятия;

CAQ — Computer aided quality — система автоматизированного контроля качества изготовления;

CAT — Computer aided test — автоматизированная система испытаний или этап наземной стендовой отработки агрегатов, узлов и изделий в целом, на котором опробуются подсистемы нового изделия при различных вариантах учета внешних факторов;

CRM — Customer relationship management — система, управляющая взаимоотношениями с заказчиками;

S&SM — Sales and service management — система, управляющая продажами и техническим обслуживанием изделий.

Наиболее важную роль в интеграции инструментальных средств играют так называемые PDM-системы — Product data management (управление информацией об изделии). Эти системы управляют всеми процессами жизненного цикла, находящимися в информационном слое. Можно предположить, что PDM-системы смогут обеспечить информационное единство на всех стадиях жизненного цикла изделия.

Следует рассмотреть отдельно инструментальные средства ERP. По сути, это модуль, управляемый следующими системами:

PDM, которая непрерывно отслеживает состояния продукции и производственной базы;

MES (Manufacturing execution system — производственная исполнительная система), которая управляет процессами изготовления изделий;

CPC (Collaborative product commerce — система совместной продажи), которая управляет торговой деятельностью предприятия.

Из изложенного можно заключить, что ERP-системы собирают, обрабатывают и доводят до производства те сигналы управления, которые касаются организации производства и реализации продукции. Эти системы обеспечивают организационное единство.

Необходимо отметить, что в различных источниках в определении места и роли ФСА в жизненном цикле изделия наблюдаются большие различия. И само понятие функционально-стоимостного анализа со временем претерпело определенные изменения. В предлагаемой методологии ФСА рассматривается как процесс оценки и всестороннего анализа всех параметров изделия на всех стадиях жизненного цикла. При этом процесс ФСА начинается на самой первой стадии научных исследований, задолго до появления первого физического образца изделия. И все противоречия, касающиеся конструктивно-технологических, эксплуатационных и стоимостных свойств изделия, должны быть разрешены в информационном слое.

Методологическое единство пространства проектирования обеспечивается единством формы представления данных. Отсутствие этого единства — главная проблема при создании полноценной системы ФСА. В настоящее время компании-разработчики берутся в основном за создание узкоспециализированных объектно-ориентированных систем, а поскольку единых стандартов на форму представления данных об изделии нет, то возникают трудности при стыковке стадий жизненного цикла изделия.

Причина такой ситуации кроется в инерционности развития систем проектирования по сравнению с аппаратными средствами. Для разработки новых поколений компьютеров требуется меньше времени, чем для создания даже узкоспециализированной системы проектирования. А для создания полноценной комплексной системы, охватывающей все стадии жизненного цикла изделий и способной работать с раз-

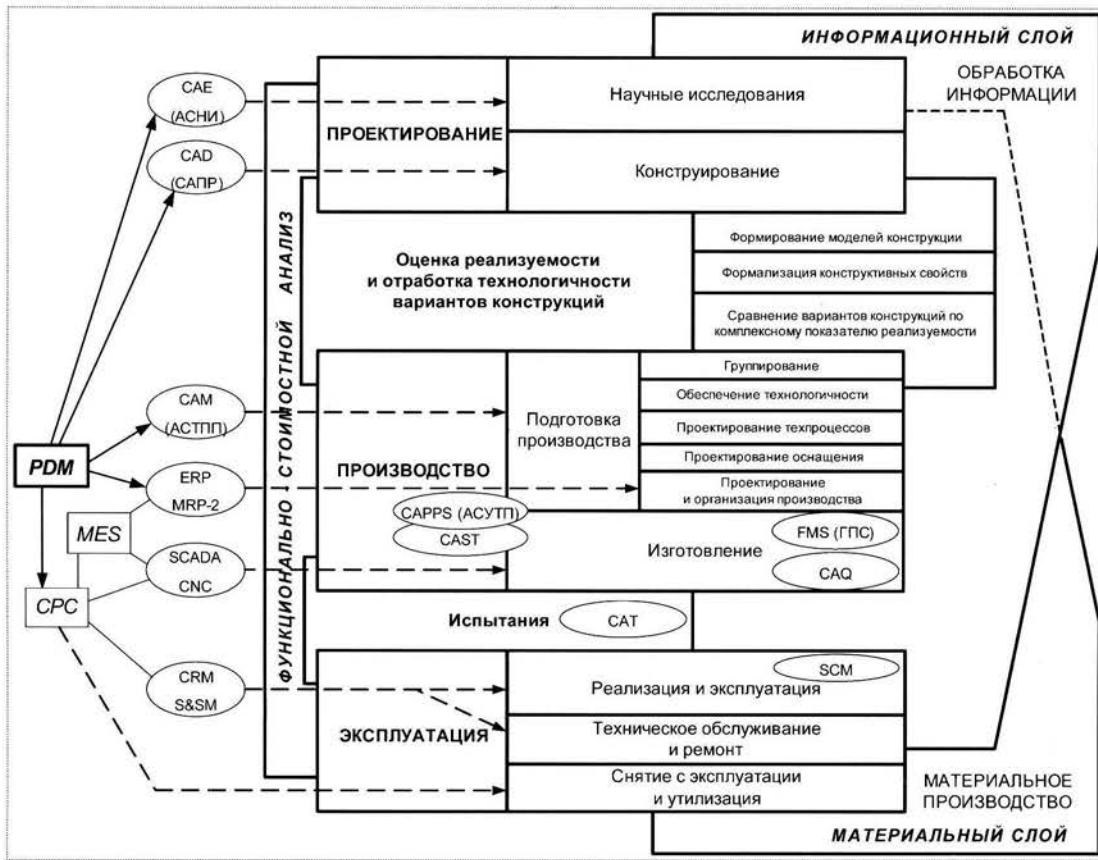


Рис. 2. Информационная поддержка автоматизированными системами различного назначения стадий жизненного цикла сложных технических систем

личного рода ограничивающими факторами, необходим такой срок, который не позволяет разработчику надеяться на коммерческую успешность создаваемого продукта в связи с его устареванием еще в процессе создания. Для того чтобы создание такой системы успешно завершилось хотя бы в сроки смены поколений компьютеров, требуется повысить рациональность представления каждого ее элемента.

Таким образом, методологическое, информационное и организационное единство – основа для создания любого эффективно функционирующего производства.

Для функционально-стоимостного анализа сложных технических систем на всех стадиях их жизненного цикла создаваемые объекты, средства и процессы их производства и эксплуатации представляются в виде математических моделей следующей типовой структуры [2]:

$$S(A) = \{A, F^A, N^A, R^A\}, \quad (1)$$

где A – базовое множество элементов сложной технической системы; F^A – базовое множество свойств (контуров) элементов; N^A – базовое множество параметров элементов мно-

жества A и контуров множества F^A ; R^A – множество отношений, определяемых на базовых множествах A, F^A, N^A .

Базовое множество можно записать следующим образом:

$$A = \{A_1, A_2, \dots, A_i, \dots, A_n\}; \quad (2)$$

$$A_i = \{a_1^i, \dots, a_j^i, \dots, a_m^i\},$$

где A_i, a_j^i – структурные элементы изделия (агрегаты, узлы, детали, их элементы (тела, поверхности). Величины A, A_i, a_j^i могут быть абстрактными или конкретными на определенных этапах моделирования. Причем A, A_i являются основными элементами и, в свою очередь, могут быть элементами множества более высокого уровня, но и сами они представляются множеством элементов более низкого структурного уровня. Величины a_j^i являются целыми (неделимыми) на определенном уровне анализа элементами независимо от конструкции. Например, на определенном уровне ФСА как целый и неделимый элемент могут представляться и деталь, и узел, и агрегат, и даже двигатель или самолет несмотря на то, что самолет, двигатель и их агрегаты являются, в сущности, сложными техническими системами.

Базовое множество свойств элементов представляется в виде

$$F^A = \{F_1^A, \dots, F_i^A, \dots, F_n^A\};$$

$$F_i^A = \{f_1^i, \dots, f_j^i, \dots, f_m^i\}, \quad (3)$$

где F_i^A , f_j^i – контуры (свойства) структурных элементов изделия, представляемые как логические переменные, принимающие определенное значение для конкретных, характеризуемых ими элементов. Величины F^A , F_i^A являются составными; f_j^i – элементарными. Составные величины F^A , F_i^A при сопоставлении с элементами $d_j^i \in A_i$, $A_i \in A$ определяются через совокупность характеризующих эти элементы свойств следующего, более высокого структурного уровня, в то время как элементарные контуры f_j^i являются параметрически определяемыми.

Понятие контур является абстрактным и используется для представления совокупности свойств определенного назначения. При функционально-стоимостном анализе свойства подразделяются на четыре взаимосвязанные группы: F^F – функциональные, F^K – конструктивные, F^T – технологические, F^S – стоимостные (техничко-экономические) [3].

Пространство проектирования $\{(F^F, N^F), (F^K, N^K), (F^T, N^T), (F^S, N^S)\}$, схема формирования которого представлена на рис. 3, подразделяется на четыре сопряженных подпространства, в которых по специализированным методикам проектирования выполняются обособленные проектные работы. Проектирование в подпространстве $((F^F, N^F), (F^K, N^K))$ обеспечивает функциональное совершенство. Подпространство $((F^K, N^K), (F^T, N^T))$ определяет реализуемость изделия в технологической системе. Проектирование в подпространстве $((F^T, N^T), (F^S, N^S))$ дает возможность оценить и обеспечить технологичность конструкции изделия. В подпространстве $((F^F, N^F), (F^S, N^S))$ выполняется согласование результатов оценки функционального совершенства, реализуемости и технологичности изделия и определяется конкурентоспособность комплексных проектных решений.

Для взаимосвязанной совокупности проектной, производственной и эксплуатационной систем необходимо на ранних стадиях жизненного цикла изделия формировать и оценивать комплексные проектные решения.

Изменения конструкции, связанные с модернизацией изделия, требуют модернизации и переналадки производственной и эксплуатационной систем. В современных условиях (конверсия оборонного комплекса, обострение конкурентной борьбы) в ряду требований к процессам проектирования на первое место выходят комплексность и гибкость. Обеспечение гибкости требует интенсивной разработки и применения методов ФСА, а также новых информационных технологий, обеспечивающих переход к методам параллельного проектирования на основе математического моделирования и построения электронных макетов объектов.

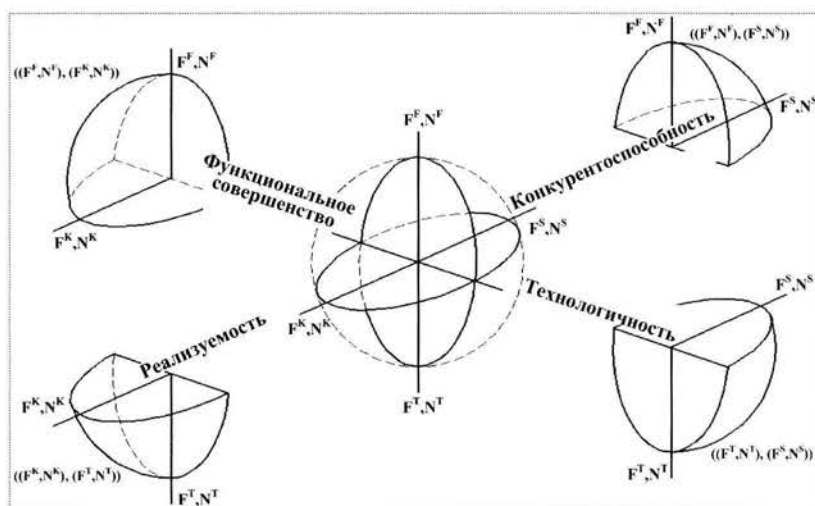


Рис. 3. Схема формирования пространства проектирования для ФСА сложных технических систем на всех стадиях их жизненного цикла

Гибкость обеспечивается прежде всего вариантностью решений. Для повышения вариантности и оперативного выбора рациональных решений необходима комплексность процесса проектирования, заключающаяся в параллельном проектировании и исследовании различных объектов на разных стадиях их жизненного цикла с функционально-стоимостным анализом комплексных проектных решений.

Для обеспечения комплексности любой объект проектирования (изделие, технологическая система, технологический процесс) на всех стадиях жизненного цикла должен сопровождаться динамической, постоянно корректируемой, иерархической информационной моделью, позволяющей при изменяющихся условиях выявлять и оценивать множество рациональных вариантов комплексных проектных решений.

На рис. 4 схематически показан механизм формирования комплексной оценки проектного решения на примере организации процесса проектирования в подпространстве $((F^K, N^K), (F^T, N^T))$. В выделенном подпространстве определяется реализуемость конструкции изделия $S(A^K)$, математическая модель которого $S(A^K) = S(A) = \{A, F^A, N^A, R^A\}$ со-

Рис. 4. Пример формирования комплексного конструктивно-технологического показателя для пространства оценки реализуемости: $(F^K, N^K)_i$ – вариант конструктивного решения с наилучшим комплексным показателем; $(F^T, N^T)_j$ – вариант технологического решения для $(F^K, N^K)_i$ с наилучшим комплексным показателем "показатель варианта"; $(F^T, N^T)_n$ – показатель n -го варианта; d – мера близости n -го и лучшего j -го вариантов

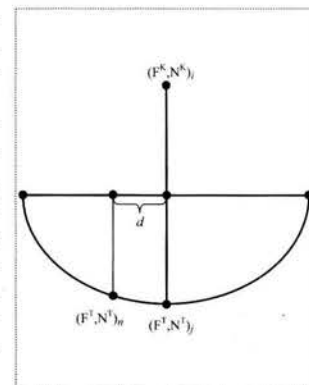




Рис. 5. Подходы и методы оценки показателей при ФСА

держит детальное описание конструктивных контуров F^k , реализующих соответствующие функциональные свойства $F^A = (F_f^A - F_k^A)$, и параметры $N^A = N_{f-k}^A$. В процессе проектирования $S(A)$ является моделью исходного объекта. Реализуемость модели $S(A)$ оценивается в среде технологической системы $S(P^T)$, математическая модель которой $S(P^T) = S(P) = \{P, F^P, N^P, R^P\}$ содержит описание взаимосвязанной системы конструктивно-технологических контуров $F^P = (F_k^P - F_i^P)$ и характеризующих их параметров $N^P = N_{k-i}^P$. Математическая модель $S(P)$ в выделенном подпространстве является моделью порождающей среды.

Подходы к оценочной деятельности и методы оценки основных показателей конкурентоспособности и реализуемости при функционально-стоимостном анализе отражены на рис. 5.

Каждое подпространство проектирования (см. рис. 3) имеет определенный логически законченный набор мероприятий, которые необходимо выполнить до перехода к следующему этапу ФСА. Взаимосвязь этапов ФСА с управлением требованиями и программой реализации сложных технических систем представлена на рис. 6.



Рис. 6. Взаимосвязь этапов ФСА с управлением требованиями и программой реализации сложных технических систем

Предлагаемая методология реализуется на основе иерархической информационной модели конструктивно-технологических решений в форме объективно-ориентированных баз знаний и банков данных, опытная эксплуатация которых для ФСА сложных технических систем подтверждает возможность управления процессом выбора проектных решений со сбалансированными функциональными и стоимостными показателями.

Список литературы

1. Силуянова М.В. Математическое моделирование и функционально-стоимостной анализ комплексных проектных решений. Сб. докл. Международной конференции "Гагаринские чтения". М., Центр визуализации и спутниковых информационных технологий ИМВС РАН, 2005. С. 44–51.
2. Силуянова М.В. Функционально-стоимостной анализ агрегатов и узлов авиационных двигателей на производственных стадиях жизненного цикла: Учеб. пособие. М., МАТИ–РГТУ им. К.Э. Циолковского, 2002. 73 с.
3. Силуянова М.В. Предметная область, модели и задачи функционально-стоимостного анализа // Программные продукты и системы. Приложение к международному журналу "Проблемы теории и практики управления". 2004. № 4. С. 35–37.

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, Строминский пер., 4

Редакторы О.Г. Красильникова, И.Н. Мырина, Д.Я. Чернис, Е.В. Гагулина

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

Сдано в набор 06.03.07. Подписано в печать 17.04.07. Формат 60×88/8. Усл. печ. л. 7,35. Уч.-изд. л. 7,81. Зак. 526. 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