



АВИАЦИЯ ♦ РАКЕТНАЯ ТЕХНИКА ♦ КОСМОНАВТИКА

Журнал выходит ежемесячно

Выпускается с августа 1998 г.

Г.В. НОВОЖИЛОВ –

Главный редактор (авиация)

А.С. КОРОТЕЕВ –

Главный редактор (ракетная техника и космонавтика)

Л.А. ГИЛЬБЕРГ –

зам. Главного редактора

Члены редакционной коллегии	Редакционный совет
В.В. АЛАВЕРДОВ	А.М. МАТВЕЕНКО – председатель
А.П. АЛЕКСАНДРОВ	О.М. АЛИФАНОВ
А.П. БОБОВНИКОВ	Н.А. АНФИМОВ
В.Г. ДМИТРИЕВ	В.И. БАРКОВСКИЙ
А.Н. ЗЕЛИН	И.В. БАРМИН
Б.И. КАТОРГИН	В.Е. БАРСУК
П.И. КЛИМУК	В.Ф. БЕЗЪЯЗЫЧНЫЙ
А.А. ЛЕОНОВ	Б.В. БОДИН
В.А. ЛОПОТА	А.Ф. ВОЙНОВ
А.М. МАТВЕЕНКО	А.Н. ГЕРАЩЕНКО
С.В. МИХЕЕВ	Ю.Ф. ГОРТЫШОВ
Н.Ф. МОИСЕЕВ	М.Б. ГУЗАЙРОВ
А.Ф. МОРОЗЕНКО	В.А. ДАВЫДОВ
Ф.Н. МЯСНИКОВ	Г.Л. ДЕГТЯРЕВ
Б.В. ОБНОСОВ	О.Ф. ДЕМЧЕНКО
А.Н. ПЕРМИНОВ	Н.Н. ДОЛЖЕНКОВ
М.А. ПОГОСЯН	Ю.С. ЕЛИСЕЕВ
Г.М. ПОЛИЩУК	С.Ю. ЖЕЛТОВ
Г.Г. РАЙКУНОВ	Л.М. ЗЕЛЕНый
О.Н. РУМЯНЦЕВА	А.Н. КИРИЛИН
М.П. СИМОНОВ	В.А. КОМАРОВ
В.В. ТЕРЕШКОВА	В.В. КРЫМОВ
И.Б. ФЕДОРОВ	Л.Н. ЛЫСЕНКО
Е.А. ФЕДОСОВ	В.А. МЕНЬШИКОВ
С.Л. ЧЕРНЫШЕВ	Т.А. МУСАБАЕВ

Ответственные секретари журнала

И.Н. МЫМРИНА
Д.Я. ЧЕРНИС

Редактор-

организатор

О.С. РОДЗЕВИЧ

В.Г. САЙДОВ
В.Г. СВЕТЛОВ
А.Н. СЕРЬЕЗНОВ
М.Ю. СМУРОВ
В.П. СОКОЛОВ
А.В. СОЛЛОГУБ
В.А. СОЛОВЬЕВ
А.И. ТАТУЕВ
В.В. ЦИБЛИЕВ
Б.Е. ЧЕРТОК
В.А. ШАТАЛОВ
И.С. ШЕВЧУК

Представители журнала:

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

СОДЕРЖАНИЕ

Наумов Б.А. Космические тренажеры	3
Губанов А.А., Гусев Д.Ю. Управление движением летательного аппарата с помощью выдвижных щитков	8
Цыганков О.С. Концептуальная модель формирования лунной исследовательской станции	13
Нечаев Ю.Н. Параметрические исследования характеристик тяговых модулей пульсирующих детонационных двигателей	18
Бабаскин В.В., Исаев С.А., Метов Х.Т., Чепига В.Е. Моделирование и система предупреждения опасного орографического сдвига ветра в аэропортах	27
Дурицын Д.Ю., Соколянский В.П. Результаты противопожарных операций самолетов-амфибий Бе-200 в 2004–2007 гг.	35
Бирюков В.И. Особенности расчета внутрикамерных автоколебаний в дросселируемых ЖРД на гидразине	38
Таковицкий С.А. Носовые части ЛА с минимальным волновым сопротивлением	44
Павлов С.С. Влияние смещения вертолета в поперечном направлении на характер колебаний груза	49
Левант М.Г., Пономарев П.А. Создание отечественных материалов для изготовления оболочек воздухоплавательных комплексов	57

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

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

Адрес редакции: 107076, Москва, Стромынский 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
A.P. BOBOVNIKOV
V.G. DMITRIYEV
A.N. ZELIN
B.I. KATORGIN
P.I. KLIMUK
A.A. LEONOV
V.A. LOPOTA
A.M. MATVEYENKO
S.V. MIKHEYEV
N.F. MOISEEV
A.F. MOROZENKO
F.N. MYASNIKOV
B.V. OBNOSOV
A.N. PERMINOV
M.A. POGOSYAN
G.M. POLISHCHUK
G.G. RAYKUNOV
O.N. RUMYANTSEVA
M.P. SIMONOV
V.V. TERESHKOVA
I.B. FEDOROV
E.A. FEDOSOV
S.L. CHERNYSHEV

**Executive secretaries
of the journal**

I.N. MYMRINA
D.Ya. TCHERNIS

Editor Organizer

O.S. RODZEVICH

Editorial

Committee

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

Representatives of the journal:

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

CONTENTS

Naumov B.A. Space Simulators	3
Gubanov A.A., Gusev D.Yu. Zap Flap Aircraft Control Method	8
Tsygankov O.S. Moon Research Station Concept	13
Nechayev Yu.N. Parameter Study Of Pulse-Detonation Engines' Thrusters	18
Babaskin V.V., Isaiev S.A., Metov Kh.T., Chepiga V.E. Modeling And Warning System Of Hazardous Orographic Wind Shift In Airports	27
Duritsyn D.Yu., Sokolyanskyi V.P. The Results Of Fire-control Operations Of Be-200 Amphibian Aircrafts During 2004–2007	35
Biryukov V.I. Features Of Calculation Inside The Chamber Self-oscillations In Throttling Liquid Propellant Rocket Motors On Hydrazine	38
Takovitsky S.A. Nose-Cones With Minimal Wave Drag.	44
Pavlov S.S. The Effect Of A Helicopter Lateral Displacement On The Cargo Oscillation Nature	49
Levant M.G., Ponomarev P.A. Developing Domestic Materials For Hulls Of Aeronautical Vehicles	57

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

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

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

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

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

E-mail address: polet@mashin.ru

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

УДК 656.7

Космические тренажеры

Б.А. Наумов

Представлен обзор космических тренажеров, обеспечивающих подготовку космонавтов, начиная с полетов первых космических кораблей "Восток" и до настоящего времени. Рассмотрена концепция разработки космических тренажеров, показана динамика совершенствования их аппаратной базы, в соответствии с которой выделены пять поколений тренажеров.

В.А. Naumov. Space Simulators

The paper reviews the space simulators and training facilities, which has been used to train cosmonauts for space voyages from the first flights of Vostok spaceships until now. It also scrutinizes the concept of space simulator development and analyses the progressive dynamics of hardware, thus categorizing the systems into five generations.

Полеты человека в космос привели к принципиально новому виду операторской деятельности человека в невесомости. Высокий уровень фактора риска, ломка циркадных ритмов, социальная изоляция и, наконец, действие мощного, не имеющего аналогов на Земле фактора невесомости — все это делает работу космонавта тяжелой, сложной, почти неповторимой в иных условиях.

Работа космонавтов на борту пилотируемого космического аппарата (ПКА) представляет собой совокупность самых различных видов деятельности. Основные из них связаны с управлением движением ПКА на этапах орбитального полета, сближения и стыковки, расстыковки и возвращения на Землю. На борту орбитальной станции (ОС) космонавты с использованием научной аппаратуры проводят астрофизические, фундаментальные медико-биологические исследования, исследования атмосферы земной поверхности и технологические эксперименты по производству материалов и биопрепаратов в условиях микрогравитации.

Многообразие видов профессиональной деятельности космонавтов определяет многофункциональный характер задач подготовки космонавтов на космических тренажерах (КТ) и, соответственно, необходимость создания различных КТ, обеспечивающих моделирование всех возможных факторов, условий и режимов космического полета, а также предстартовой подготовки и действий после приземления.

За период существования пилотируемой космонавтики разработаны девять комплексов тренажеров в соответствии со следующими программами полетов:

- космического корабля "Восток" (1961 г.);
- космического корабля "Восход" (1964 г.);
- космического корабля "Союз" (1966–1976 гг.);
- лунной (1969–1970 гг.);
- орбитальных станций "Алмаз" (1972–1978 гг.);
- орбитальных станций "Салют" (1974–1982 гг.);
- орбитального корабля "Буран" (1982–1991 гг.);
- орбитальной станции "Мир" (1986–2000 гг.);
- российского сегмента Международной космической станции (РС МКС) (с 1993 г. по настоящее время).

Сложившаяся концепция разработки КТ включает:

- определение структуры комплекса тренажеров;



НАУМОВ

Борис Александрович — заместитель начальника РГНИИ ЦПК им. Ю.А. Гагарина по научной работе, академик Российской академии космонавтики им. К.Э. Циолковского, кандидат техн. наук

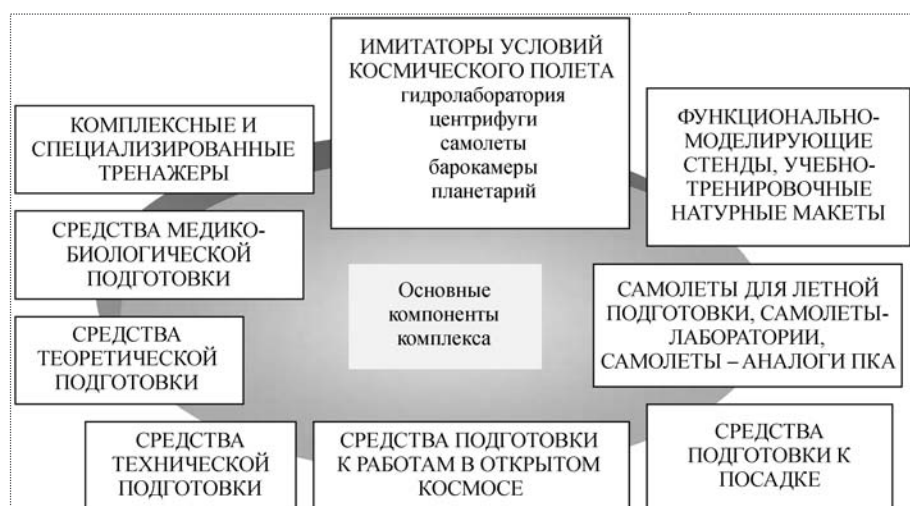


Рис. 1. Комплекс средств подготовки космонавтов

организационные принципы построения тренажеров;

технические принципы построения тренажеров.

Для каждой космической программы проводится тщательный функционально-структурный анализ, основная задача которого состоит в определении и реализации оптимального уровня достаточности количества тренажеров и их специализации. При этом определяется структура комплекса тренажеров, которая, как правило, соответствует как архитектуре ПКА (для каждого ПКА разрабатывается свой комплексный тренажер), так и его функциональному назначению (специализированные тренажеры и стенды для решения оптимальных задач). Определяется состав средств для летной и медико-биологической подготовки, имитации условий космического полета, изучения работы бортовых систем, средств для отработки действий после посадки в различных климатогеографических зонах. В результате для подготовки космонавтов по каждой космической программе формируется комплекс средств подготовки (рис. 1).

Организационные принципы заключаются в координации работ всех партнеров для обеспечения своевременной разработки, проведения испытаний тренажеров и готовности к проведению тренировок.

Современные технические принципы разработки КТ сформировались в результате требований к тренажерам и многолетнего опыта их разработки и эксплуатации. Они заключаются в следующем:

обеспечение адекватности тренажерной модели объекту моделирования;

специализация тренажеров в соответствии с задачами подготовки;

структурная организация, подразумевающая разработку тренажеров с автономной структурой и тренажеров, функционирующих в составе тренажерных комплексов;

модульность — выделение в структуре тренажеров систем (аппаратных и программных модулей), относительно независимых с точки зрения их разработки и модификации;

наращиваемость, обеспечивающая возможность этапной разработки тренажерных комплексов по мере развертывания орбитальных комплексов на орбите;

возможность доработки и модернизации тренажеров в соответствии с изменениями, происходя-

щими на борту ПКА;

унификация, обеспечивающая максимальное использование серийных унифицированных технических компонентов при создании тренажеров;

информационная связанность компонентов тренажеров каналами информационного обмена для реализации задач подготовки;

предпочтение программного моделирования для создания информационных моделей.

Технические принципы, аппаратная и программная базы, положенные в основу разработки КТ, определяют их функциональные возможности, технико-экономические и эксплуатационные характеристики.

На рис. 2 показана динамика совершенствования систем имитации визуальной обстановки (СИВО), а на рис. 3 — развитие аппаратной базы вычислительных систем (ВС). Эти системы составляют основу аппаратно-программной платформы в структуре тренажеров. На рис. 2, 3 четко выражены периоды, определяющие поколения КТ (каждое из них отличается техническим

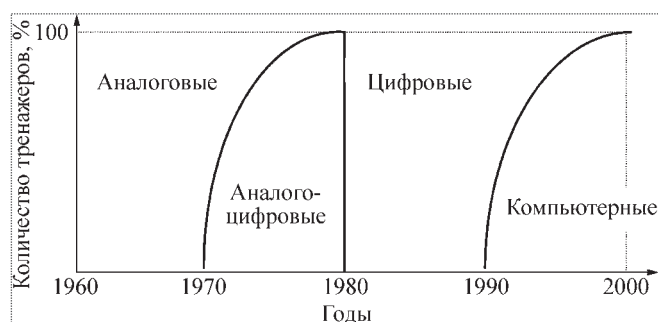


Рис. 2. Динамика совершенствования аппаратной базы вычислительных систем

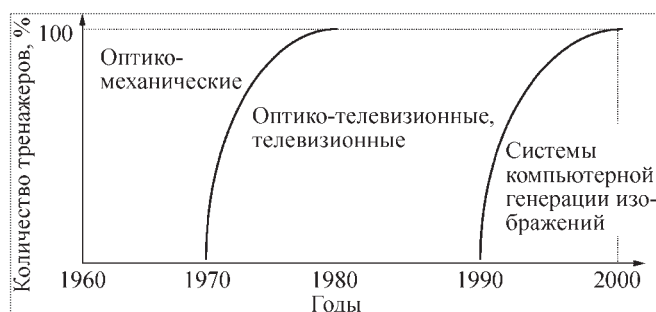


Рис. 3. Динамика совершенствования аппаратной базы систем имитации визуальной обстановки

уровнем, принципом структурной организации и технологическими возможностями аппаратно-программных платформ).

К первому поколению (1961–1970 гг.) относятся тренажеры для подготовки космонавтов по программам космических кораблей (КК) "Восток", лунной программе, а также большая часть тренажеров КК "Союз". Тренажеры КК "Восток" и "Восход" были комплексными, а по программе КК "Союз" были разработаны и специализированные тренажеры.

Тренажеры первого поколения характеризуются автономной структурой, использованием аналоговых вычислительных машин в составе ВС, построением СИВО на базе оптико-механических имитаторов, применением релейных элементов в составе устройств согласования с объектом. Пульты контроля и управления тренажеров первого поколения дублировали пульт космонавта с широким применением приборов-повторителей.

В начале 1970-х гг. в Центре подготовки космонавтов в соответствии с реализуемыми в СССР космическими программами параллельно шли работы по созданию тренажеров по трем программам — программам полетов транспортного корабля (ТК) "Союз", орбитальных станций "Салют" и "Алмаз". Эти тренажеры относятся ко второму поколению.

В связи с усложнением конструкций ПКА, значительным расширением спектра задач по их управлению и обслуживанию, выполнением целого ряда экспериментов прикладного характера углублялась специализация тренажеров. Наряду с комплексными тренажерами по каждой программе разрабатывались несколько специализированных тренажеров.

Менялась и структура тренажеров. Именно этот период характеризовался активными поисками технических решений оптимальной структуры ТК. Одним из таких решений явилась идея объединения средств ВС и СИВО для коллективного использования создаваемых тренажеров.

В 1971 г. был разработан аналого-цифровой комплекс (АЦК). Он являлся гибридной системой, в которой модель динамики была реализована на аналоговых вычислительных машинах, а модели бортовых систем — на цифровых. Объединение цифровых и аналоговых машин в единый комплекс позволило путем взаимного дополнения использовать преимущества тех и других вычислительных машин.

В то время АЦК обеспечивал работу четырех тренажеров ОС "Салют", тренажера ТК "Союз" и тренажера возвращаемого аппарата ОС "Алмаз". При этом коллективные средства СИВО объединяли четыре тренажера ОС "Салют" и специализированный тренажер ручных режимов причаливания и стыковки ТК "Союз".

Опыт разработки и эксплуатации АЦК и коллективной СИВО явился, по существу, удачным экспериментом и позволил обосновать в дальнейшем принцип использования унифицированных систем. Проведенные в то время исследования подтвердили возможность унификации практически всех функциональных систем тренажеров и перехода к тренажерной структуре с коллективным использованием дорогостоящих унифицированных функциональных систем. Это представлялось экономически целесообразным и открывало в перспективе широкие возможности.

С 1980-х гг. начинается третий этап в развитии КТ. Высокие темпы развития цифровой вычислительной техники и телевизионных систем способствовали дальнейшему развитию структуры тренажерных систем коллективного пользования. В 1978 г. начали разрабатывать первую тренажерную систему "Белладонна", ВС которой представляла собой локальную распределительную многомашинную вычислительную сеть. В составе тренажерной системы "Белладонна" были разработаны комплексный тренажер ОС "Салют-7" и специализированный тренажер сближения и стыковки ТК "Союз".

Следующими этапами развития структуры тренажерных систем явились система "Ермак-27", в составе которой были разработаны и эксплуатировались девять тренажеров по программе "Мир", и система "Ермак-35", в составе которой начиналась разработка пяти тренажеров орбитального корабля "Буран". В тренажерном комплексе "Ермак-27" обеспечивалась возможность одновременной работы от одного до четырех независимых (или совместно работающих) тренажеров.

В период разработки тренажеров третьего поколения создаются уникальные динамические тренажеры и комплексы для имитации условий космического полета, ко-

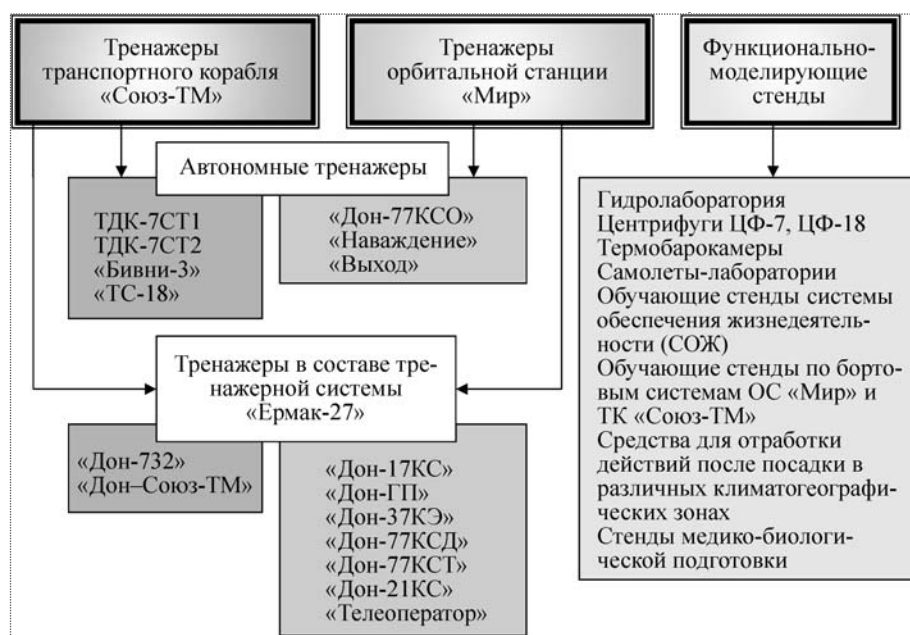


Рис. 4. Комплекс тренажерных средств подготовки космонавтов по программе "Мир"

которые успешно функционируют и в настоящее время. В 1980 г. была введена в эксплуатацию гидролаборатория, предназначенная для проведения в условиях моделируемой невесомости в гидросреде испытаний объектов космической техники, тренировок космонавтов и экспериментальных исследований. В 1981 г. введена в эксплуатацию центрифуга ЦФ-18, на базе которой позднее был разработан специализированный динамический тренажер ручного управляемого спуска ТС-18.

но-справочные подсистемы, обеспечивающие методистов-инструкторов и инженеров различной справочной информацией. Улучшились информационно-технические характеристики пульта контроля и управления ТК за счет использования в качестве основных средств отображения информации цветных мониторов, образующих многооконный интерфейс. Использование компьютерных систем генерации изображений позволило значительно улучшить информационно-технические показатели и качество имитации, а также, что немаловажно, почти наполовину уменьшить потребность в занимаемой площади за счет исключения громоздкого оборудования используемых ранее систем.

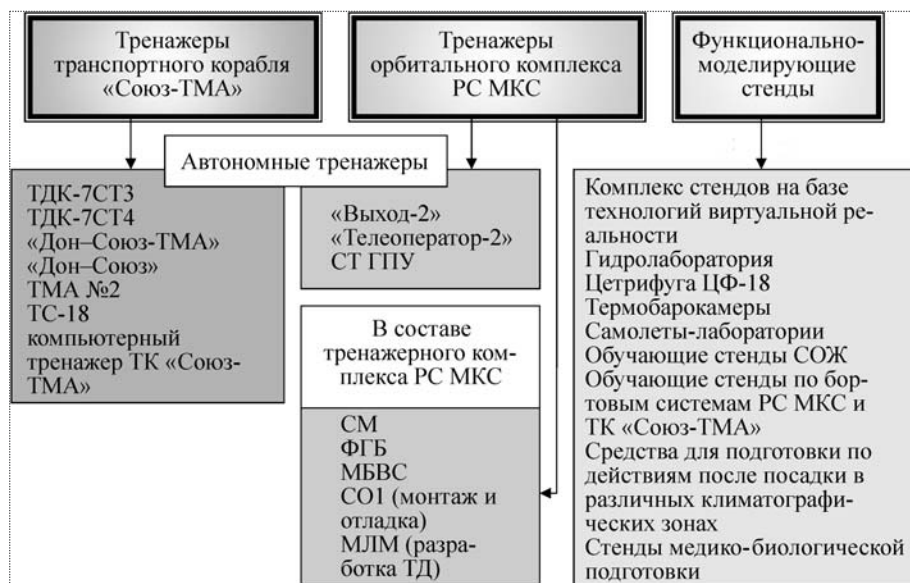


Рис. 5. Комплекс тренажерных средств подготовки космонавтов по программе РС МКС

К четвертому поколению тренажеров относятся многопользовательские тренажерные системы с применением персональных компьютеров, графических станций, компьютерных систем визуальной обстановки и технологий виртуальной реальности. Представителями этого поколения являются модернизированные и вновь разрабатываемые тренажеры по программе ОС "Мир" (рис. 4). За счет увеличения быстродействия и объема памяти ВС, использования новых инструментальных средств программного обеспечения расширились технологические возможности тренажеров для моделирования функционирования объекта управления, обучения космонавтов, управления процессом тренировки. Появляются дополнительные информацион-

но-справочные подсистемы, обеспечивающие методистов-инструкторов и инженеров различной справочной информацией. Улучшились информационно-технические характеристики пульта контроля и управления ТК за счет использования в качестве основных средств отображения информации цветных мониторов, образующих многооконный интерфейс. Использование компьютерных систем генерации изображений позволило значительно улучшить информационно-технические показатели и качество имитации, а также, что немаловажно, почти наполовину уменьшить потребность в занимаемой площади за счет исключения громоздкого оборудования используемых ранее систем.

Дальнейшее совершенствование КТ связано с использованием современных компьютерных средств и технологий, предоставляющих качественно новые возможности создания информационных моделей для обучающихся космонавтов и методические возможности для инструкторов. К тренажерам пятого поколения относятся тренажеры по программе РС МКС (рис. 5).

Формирование и совершенствование важных профессиональных навыков и умений космонавтов, необходимых для управления

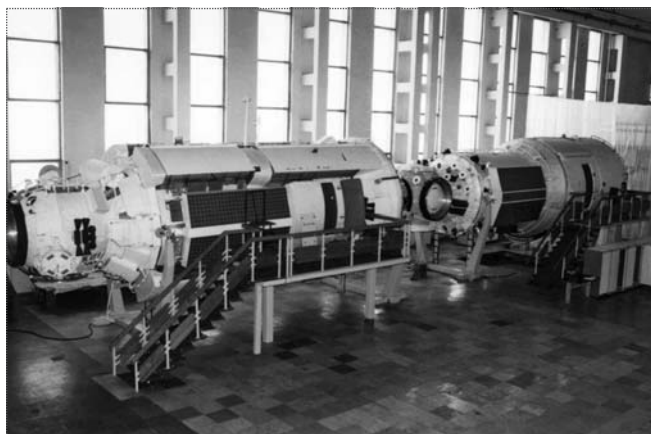


Рис. 6. Тренажеры служебного модуля (СМ) и функционально-грузового блока (ФГБ) из состава тренажерного комплекса РС МКС

МКС и выполнения задач программами полетов, осуществляются на тренажерном комплексе РС МКС (рис. 6, 7). Он создавался по технологии, разработанной Центром тренажеростроения и опробованной на последних тренажерах по программе "Мир".

Тренажерный комплекс РС МКС представляет собой сложный полунатурный моделирующий комплекс. В основу этого ТК положены принципы открытости сетей и вычислительных систем, модульное построение технических и программных средств, обеспечивающие создание комплекса методом наращивания по мере развертывания РС МКС на орбите. Структура комплекса позволяет гибко изменять программные и аппаратные средства под задачи подготовки, развивать и модернизировать отдельные компоненты, не затрагивая остальные части тренажера.

В настоящее время тренажерный комплекс РС МКС обеспечивает проведение тренировок в пяти различных конфигурациях. При этом модели всех объектов согласуются и работают в едином времени, а взаимодействие операторов различных объектов осуществляется по каналам, обеспечивающим пере-



Рис. 7. Тренировка космонавтов в тренажере служебного модуля

дачу цифровой, акустической и визуальной информации.

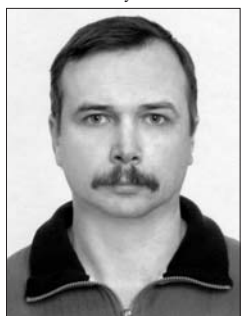
Структура тренажерного комплекса РС МКС с момента формирования находится в состоянии динамического развития: проводятся модернизации, доработки комплекса. Это связано с развертыванием станции на орбите, изменением программ полетов, модернизацией штатного программного обеспечения и др. По мере интеграции в состав тренажерного комплекса РС МКС нового тренажера количество возможных конфигураций функционирования всего комплекса увеличивается.

Космические тренажеры прошли несколько этапов развития. При этом процесс формирования общей концепции их создания и технических принципов разработки остается динамичным, что отражается на техническом облике тренажеров и способствует постоянному улучшению их функциональных возможностей.

Уникальный опыт разработки и эксплуатации космических тренажеров накапливался от программы к программе, и те тренажеры, которые мы сейчас имеем, — это результат не только эволюции научно-технического прогресса, но и труда не одного поколения специалистов.



ГУБАНОВ
Анатолий Александрович —
заместитель начальника
НИО ЦАГИ, кандидат техн.
наук



ГУСЕВ
Дмитрий Юрьевич —
ведущий инженер ЦАГИ

Управление движением летательного аппарата с помощью выдвижных щитков

А.А. Губанов, Д.Ю. Гусев

Предложен способ управления высокоскоростным летательным аппаратом с помощью щитков, выдвижаемых из боковой поверхности корпуса вдоль его образующей или под небольшим углом к ней. Представлены экспериментальные результаты, полученные в аэродинамической трубе ЦАГИ, которые подтверждают эффективность предложенного способа управления.

A.A. Gubanov, D.Yu. Gusev. Zap Flap Aircraft Control Method

The paper describes a method to control high-speed aircraft by means of zap flaps, retractable from the side of the hull along its generatrix or under a small angle to it. Furthermore, it reviews the results of experiments, conducted in the air tunnel of the TSAGI research and test institute, which prove the effectiveness of the said method.

Разработка новых аэродинамических компоновок летательных аппаратов (ЛА) неразрывно связана с выбором наиболее эффективных способов управления. Для обеспечения требуемой перегрузки при полете в атмосфере ЛА обычно выводится на соответствующий угол атаки, и перегрузка создается за счет действия на него аэродинамической подъемной силы. Управляющие моменты, необходимые для вывода летательного аппарата на требуемый угол атаки, обычно являются результатом действия сил, создаваемых органами управления. В качестве органов управления высокоманевренных летательных аппаратов, траектории полета которых включают участки с числом Маха $M \geq 5$, могут использоваться аэродинамические рули, системы газоструйного управления (ГСУ), отклоняемые щитки, газовые рули и т.п.

Применение каждого из перечисленных типов органов управления связано с определенными трудностями. Аэродинамические рули, например, при полете на больших скоростях в плотных слоях атмосферы требуют специальных мер по обеспечению теплозащиты, системы ГСУ не могут быть эффективными без значительных запасов топлива, для отклонения щитков при больших скоростных напорах воздуха, обтекающего летательный аппарат, необходимо преодолевать большие аэродинамические нагрузки, а газовые рули и другие системы, основанные на отклонении вектора тяги двигателя, не могут использоваться на пассивном участке траектории. Кроме того, недостатком большинства перечисленных органов управления, в частности аэродинамических рулей и систем ГСУ, является снижение их эффективности с ростом угла атаки.

В настоящей статье рассматривается способ управления, принципиально отличающийся от перечисленных выше тем, что органы управления для обеспечения маневра смещают положение центра давления ЛА и аэродинамический момент, необходимый для выхода на требуемый угол атаки, создается аэродинамической силой, рассредоточенной по всей его поверхности. Стабилизация летательного аппарата при необходимом значении угла атаки может осуществляться с помощью этих же органов управле-

ния в результате совмещения центра давления X_p с центром тяжести X_T . Такой способ управления, основанный прежде всего на изменении запаса статической устойчивости, на высокоскоростных ЛА может быть реализован, например, с помощью выдвижных щитков, располагаемых в кормовой части корпуса.

Рассматриваемая схема, предназначенная для осуществления интенсивных маневров в широком диапазоне углов атаки, представляет собой конический корпус, снабженный четырьмя выдвижными управляющими щитками, расположенными непосредственно под обшивкой ЛА в его кормовой части.

Управление осуществляется следующим образом. При полете с нулевой поперечной перегрузкой щитки находятся в выдвинутом положении и обеспечивают необходимый запас статической устойчивости ЛА (рис. 1). При необходимости маневра или изменения вектора поперечной перегрузки путем изменения площадей выдвинутых частей щитков изменяется запас устойчивости таким образом, что для увеличения угла атаки или скольжения запас устойчивости ЛА в требуемом канале управления уменьшается, а для уменьшения угла атаки или скольжения — увеличивается. Для задания направления изменения пространственного угла атаки и управления при режимах обтекания, когда действующая на ЛА нормальная сила невелика, необходимо несимметричное изменение положений щитков, создающее начальный аэродинамический момент. Стабилизация ЛА при необходимых значениях пространственного угла атаки α_n достигается за счет совмещения центра давления с центром тяжести посредством установки щитков в соответствующее положение.

Для создания требуемого управляющего момента относительно продольной оси ЛА (момента крена) необходимо несимметричное выдвижение щитков так, чтобы возникающая на них аэродинамическая сила создавала определенный момент крена. Учитывая эти моменты, возникающие на четырех боковых щитках, можно с помощью бортовой вычислительной машины обеспечить нужное управление ЛА в данный момент времени относительно всех трех его связанных осей.

Рассматриваемая аэродинамическая схема ЛА, отличающаяся от традиционных схем использованием в качестве органов управления вместо обычно применяемых поворотных консольных поверхностей выдвижных щитков, характеризуется:

существенно меньшей тепловой нагрузкой органов управления вследствие отсутствия на щитках выходя-

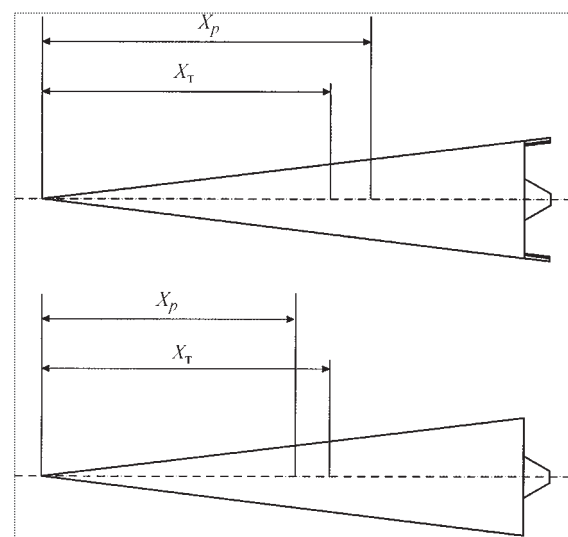


Рис. 1. Схема к пояснению принципа управления движением летательного аппарата с помощью выдвижных щитков

щей в набегающий поток передней кромки, подверженной наибольшей тепловой нагрузке;

значительно меньшими потребными усилиями в приводах органов управления, выполненных в виде выдвижных щитков, не создающих шарнирных моментов (практически все усилия в приводных механизмах идут на преодоление сил трения, в связи с чем выдвижные щитки, в отличие от отклоняемых, можно применять в условиях полета ЛА в плотных слоях атмосферы при больших скоростных напорах);

меньшим аэродинамическим сопротивлением органов управления, поскольку возникающая на щитках аэродинамическая сила дает значительно меньшую, чем поворотные органы управления, составляющую в направлении продольной оси ЛА;

возрастающей с ростом угла атаки эффективностью органов управления, вплоть до значений пространственного угла атаки $\alpha_n \sim 90^\circ$, что выгодно отличает предложенный способ управления от известных, включая применение ГСУ.

Для повышения эффективности щитков, особенно при малых углах атаки ЛА, может оказаться целесообразным выдвижение их под некоторым углом δ_0 к образующей корпуса. Это приведет к некоторому увеличению тепловых потоков и коэффициента c_{x0} . Вопрос о выборе оптимального угла δ_0 должен решаться комплексно, с учетом требований к эффективности щитков, лобовому сопротивлению, массогабаритных ограничений, накладываемых на органы управления и энергоприводную систему, а также вопросов обеспечения теплозащиты.

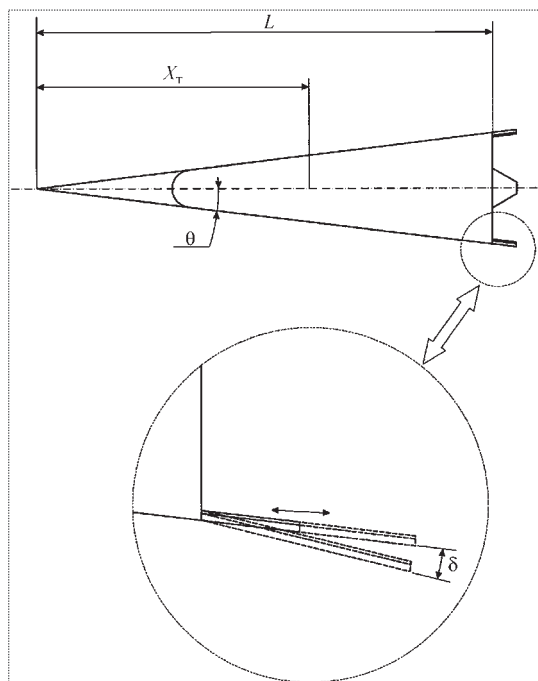


Рис. 2. Схема модели для исследований в аэродинамической трубе

новой целью экспериментальных исследований было определение эффективности выдвижных щитков в каналах управления по тангажу и рысканию. Площадь развертки внешней поверхности одного щитка составляла 4 % от площади корпуса модели в плане; угол установки щитков δ_0 принимал значения, равные 0; 5; 10°. В ходе испытаний было исследовано влияние затупления носовой части корпуса на эффективность данных органов управления, для чего острая носовая часть конуса заменялась носовой частью со сферическим затуплением, характеризуемым величиной

$$\bar{R}_{н.ч} = R_{н.ч} / R_{мид} = 0,33,$$

где $R_{н.ч}$ – радиус затупления носовой части; $R_{мид}$ – радиус миделевого сечения. Испытания модели проводились при числах $M = 4; 9$ в диапазоне углов атаки $\alpha = -6...30^\circ$.

При расчете аэродинамических коэффициентов в качестве характерной площади использовалась площадь миделевого сечения корпуса модели $S_{мид} = 0,01706 \text{ м}^2$, а в качестве характерного линейного размера – длина корпуса с острой носовой ча-

Для определения эффективности выдвижных щитков как органов управления высокоманевренного скоростного ЛА в аэродинамической трубе ЦАГИ Т-116 была проведена серия испытаний специально изготовленной для этой цели модели (рис. 2).

Модель представляет собой круговой конус с полууглом раствора $\theta = 7^\circ$. В ее хвостовой части устанавливаются щитки, наклоненные под различными углами δ_0 к образующей корпуса. Эти щитки моделируют выдвижные органы управления ЛА, находящиеся в некотором фиксированном положении при выдвижении под углом δ_0 к образующей внешней поверхности корпуса. Ос-

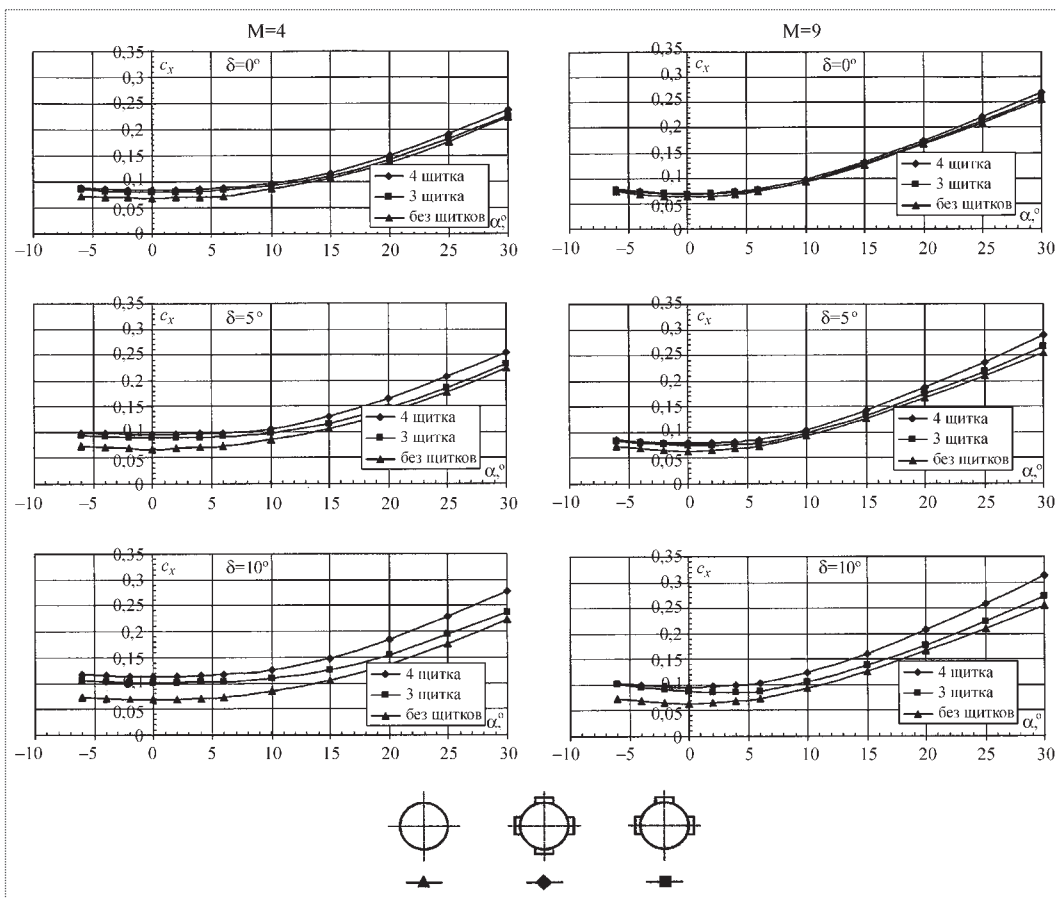


Рис. 3. Зависимости продольной силы от угла атаки при различных углах заклинивания щитков

Рис. 4. Зависимости подъемной силы от угла атаки при различных углах заклинивания щитков

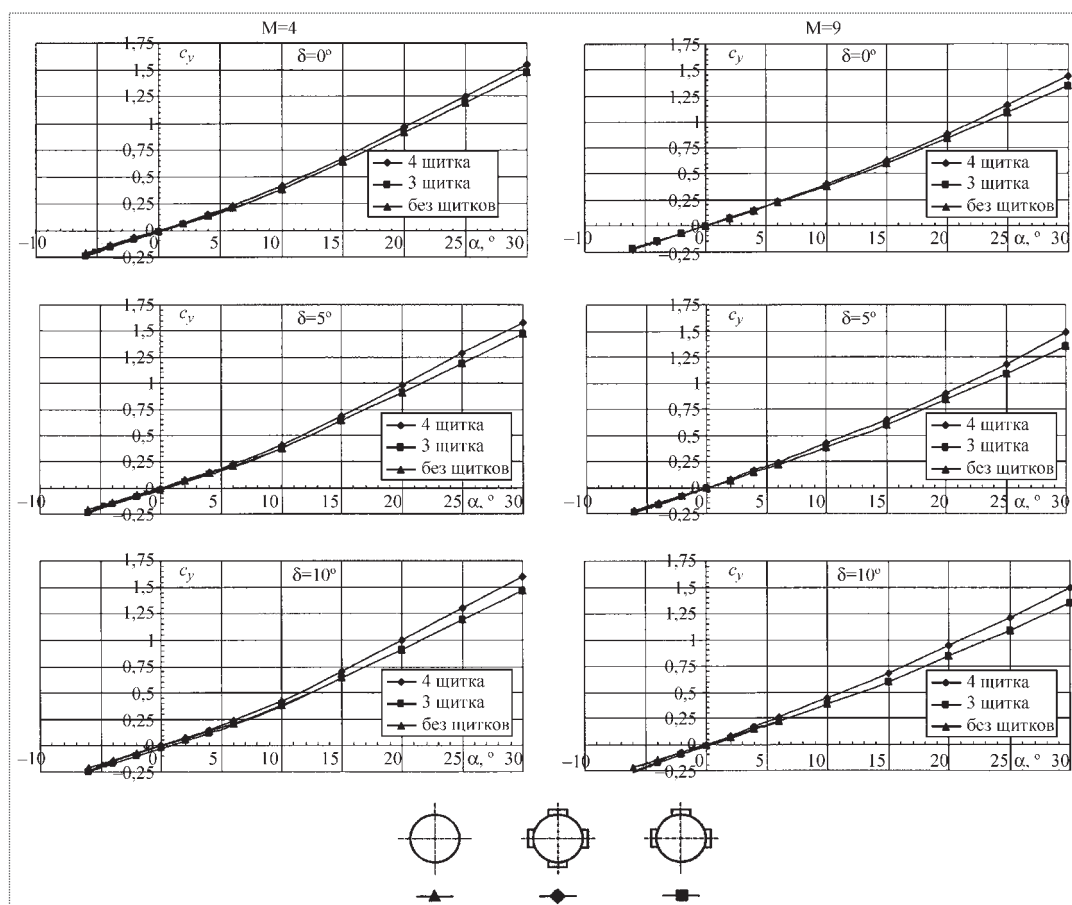
стью $L = 0,6$ м. Характеристики момента тангажа определялись относительно точки, расположенной на оси модели на расстоянии $X_T = 0,66L$ от носка корпуса, имеющего заостренную носовую часть. Все аэродинамические коэффициенты определялись в связанной с моделью системе координат.

Полученные в результате эксперимента зависимости от угла атаки коэффициентов c_x и c_y модели без щитков и

модели с четырьмя щитками, установленными по схеме "+", представлены на рис. 3, 4 (здесь и в дальнейшем в основном будут анализироваться результаты испытаний модели с заостренной носовой частью корпуса). Видно, что увеличение угла δ_0 , под которым щитки выдвигаются относительно образующей корпуса, приводит к увеличению их вклада в лобовое сопротивление ЛА. Влияние щитков на коэффициент нормальной силы модели незначительно и во всех рассмотренных случаях не превышает 10 %.

Наиболее существенное влияние щитки оказывают, естественно, на моментные характеристики модели, представленные на рис. 5. При выбранном положении условного центра тяжести ($X_T/L = 0,66$) изолированный корпус является статически неустойчивым ($m_z^a > 0$) как при числе $M = 4$, так и при $M = 9$. В результате установки четырех щитков модель становится статически устойчивой. Значительное изменение производной m_z^a при установке щитков свидетельствует о достаточной эффективности выдвижных щитков и возможности управления описанным выше способом.

Как показали экспериментальные исследования модели с тремя щитками, для обеспечения маневра



достаточно регулировать положения щитков, находящихся с наветренной стороны корпуса.

Остальные щитки, как видно из результатов, приведенных на рис. 3...5, при углах атаки $\alpha > 10^\circ$ попадают в область аэродинамического затенения корпусом и перестают оказывать влияние на аэродинамические характеристики. При малых углах атаки именно эти щитки, находящиеся в фиксированном выдвинутом положении, обеспечивают начальное изменение α_n .

Затупление носовой части корпуса, как видно из зависимостей $\Delta m_z(\alpha)$, приведенных на рис. 6, практически не влияет на эффективность щитков при больших углах атаки ($\alpha > 10^\circ$) и снижает ее при малых углах атаки, особенно при больших скоростях.

Таким образом, можно сделать следующие выводы:

1. Щитки, выдвигаемые из боковой поверхности корпуса летательного аппарата вдоль образующей корпуса или под небольшим углом к ней, являются эффективным средством регулирования положения центра давления.

2. Приращение момента тангажа, связанное с изменением положения щитков, находящихся на наветрен-

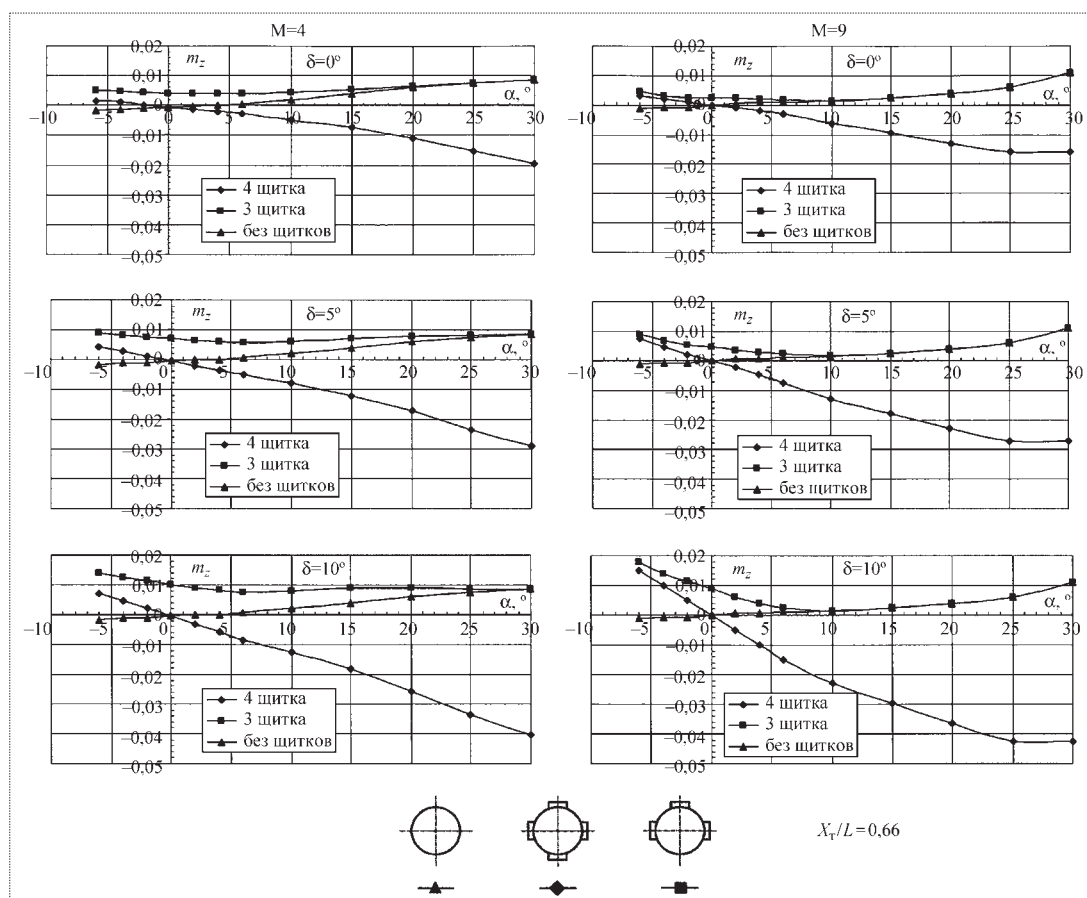


Рис. 5. Зависимости момента тангажа от угла атаки при различных углах заклинивания щитков

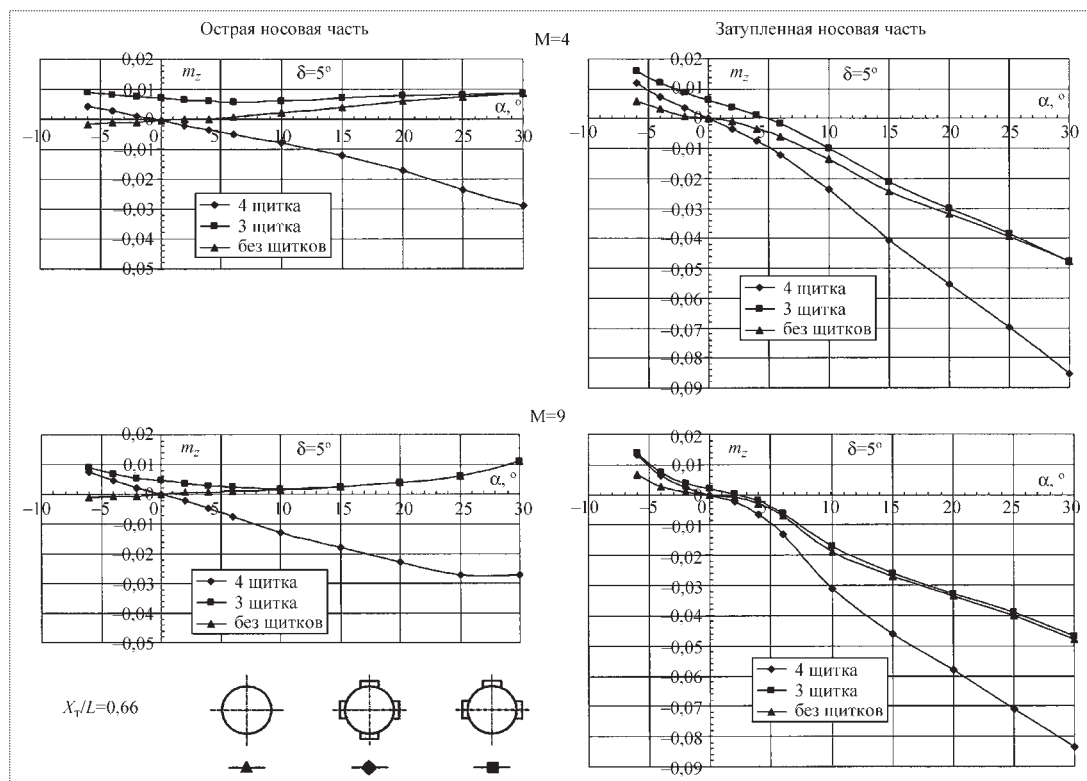


Рис. 6. Зависимости момента тангажа от угла атаки для острой и затупленной носовых частей

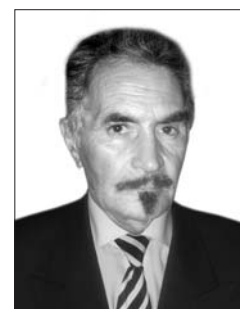
ной стороне корпуса, увеличивается с ростом пространственного угла атаки.

3. Увеличение угла наклона внешней поверхности выдвижного щитка к образующей корпуса ЛА является резервом повышения эффективности щитка, особенно существенным в диапазоне малых углов атаки ($\alpha < 10^\circ$).

УДК 656.7

Концептуальная модель формирования лунной исследовательской станции

О.С. Цыганков



ЦЫГАНКОВ
Олег Семенович —
главный специалист РКК
"Энергия" им. С.П. Короле-
ва, доктор техн. наук

Существует мнение о неизбежности предварительного детального исследования Луны сначала дистанционными, а затем контактными методами. Организация обитаемой базы допускается лишь после создания на поверхности Луны так называемого полигона, насыщенного автоматическими аппаратами и роботами различного назначения.

У автора другая точка зрения. При необходимом минимуме поддерживающих исследований целесообразно сформировать долговременную обитаемую лунную исследовательскую станцию (ЛИС), научиться там жить и использовать ее в качестве опорного пункта для систематического изучения Луны.

В статье рассматривается концепция создания авангардной ЛИС, перспективных технологий и объектов лунной инфраструктуры.

O.S. Tsygankov. Moon Research Station Concept

A preliminary remote sensing followed by contact methods of exploration is sometimes said to be the only viable pattern of in-depth Moon exploration. A manned station is expected to be deployed no sooner than a bridgehead has been created on the moon surface, with lots of various-purpose robots in place.

The author has a different standpoint. According to him, a long-term manned station should be deployed on the moon to conduct the required minimum of researches for people to learn how to live in that conditions in order to prepare for a systematic and thorough exploration.

The paper scrutinizes all aspects of the concept to set up a manned research station on the moon, and describes existing and future technologies to be used to deploy a moon infrastructure.

Активно обсуждаемый тренд в развитии мировой космонавтики сегодня — это Луна (американцы говорят о возвращении на Луну). Китай, Индия, Япония, ESA также включают в план своей космической деятельности достижение Луны. Космическое пространство явно или неявно вновь становится ареной соперничества и государств, и народов. На международное сотрудничество космические агентства идут скорее в своих национальных интересах, чем в интересах общей задачи, стремясь таким путем повысить собственный рейтинг в космической деятельности. Позицию США в отношении международного сотрудничества по темам Луны и Марса можно характеризовать как крайне эгоцентричную.

Существует вероятность того, что, несмотря на договор по космосу 1967 г., поверхность Луны может быть разделена на лицензионные участки, которые будут сдавать в аренду первопроходцы. Как известно, проект "Договора о Луне", подготовленный ООН в 1979 г. (там была сделана попытка запретить коммерческое использование небесных тел, включая Луну), так и остался проектом. США, Россия, Китай, Индия и Япония этот документ не подписали, что свидетельствует о намерениях этих государств сохранить за собой приоритет в использовании природных ресурсов инопланетных тел.

Россия не должна оставаться в стороне от будущей лунной эпопеи. Однако сейчас возможно только концептуальное обсуждение проблемы. Концепция же не возникает на пустом месте, а формируется с учетом возможностей и ресурсов. Последние два фактора и "уберегут" нас от копирования американского пути.

Если вербально обозначить отношения человечества с Луной, то выстраивается такой эволюционный ряд: наблюдение, дистанционное исследование, непосредственное контактное изучение, территориальное освоение, промышленное использование, экологически оправданные преобразования, обживание. Земляне, по-видимому, в настоящее время находятся на пороге третьей фазы этого ряда. При этом начало последующей фазы не связано с прекращением предыдущей, так как страны могут находиться в разных фазах. Опыт обеспечения кратковременного пребывания человека на Луне имеется. Обеспечение же безопасного длительного периода жизни на Луне, сопряженного с продуктивной исследовательской деятельностью, потребует иных подходов и таких технических средств, которых сегодня не существует.

Содержательное наполнение термина "космонавтика" не сводится только к ракетно-полетным технологиям. Параллельно создавались и развивались системы, обеспечивающие пребывание человека в космическом полете. Тенденция к увеличению сроков активного существования обитаемых объектов устойчиво сохраняется в мировой космонавтике. Этим обусловлено расширение, усложнение, а зачастую, и проявления принципиально новых требований к служебным системам. Особо важным является решение проблем обеспечения сверхдальних автономных полетов, например, на Марс или обустройства жилых и служебных помещений на иных небесных телах.

Постепенно могут быть реализованы следующие идеи: создание регенеративной системы обеспечения жизнедеятельности, производство из реголита и лунных пород пропеллентов¹ и нутриентов², масштабное преобразование солнечной энергии и др. Указанные направления становятся все более актуальными, без успешных разработок по ним достижение Луны (за исключением самого факта достижения) может оказаться малопродуктивным.

Средства, ассигнуемые на космическую деятельность, в большей или меньшей степени ограничены в любом государстве, осуществляющем такую деятельность. В этой ситуации целесообразно оптимизировать распределение средств и ресурсов по направлениям космонавтики, акцентировать внимание на наземной отработке таких критических технологий, отсутствие которых станет препятствием для дальнейшего развития космонавтики в ее широком понимании.

Первостепенной задачей является организация и формирование транспортной системы по маршруту

З—ОИСЗ—ОИСЛ—Л¹. Такой транспортный мост будет поддерживаться различными типами аппаратов на разных участках маршрута (схема очевидна, и таких проектов опубликовано достаточно много).

Но как минимизировать вероятность принятия неоптимальной программы дальнейших действий? С чего начать? Как избежать преждевременных, неадекватных проектов? Такая вероятность появляется, если заменить поиск ответа на традиционный для российского менталитета вопрос "что делать?" решением другого прагматического вопроса — "чего не делать?". Этот методологический прием назовем "принципом отказа". Отказа от неактуальных, затратных акций, которые не ведут кратчайшим путем к решению основной задачи — формированию лунной исследовательской станции² как форпоста, опорного пункта для последующих экспедиций.

По мнению автора, во избежание распыления средств в начале практической деятельности на Луне целесообразно отказаться от следующего:

- выведения на ОИСЛ аппаратов с общенаучными отвлеченными целями, не направленными на реконструкцию мест посадки;
- глобального картирования поверхности;
- исследований по геофизике, сейсмологии, внутреннему строению Луны;
- буровых работ и геологических, геохимических исследований на больших площадях;
- разворачивания обсерватории, астрономических, астрофизических исследований и т.д.

Концепция создания ЛИС должна базироваться на принципах, унаследованных от ОК "Мир": долговременность, многомодульность, последовательность сборки, возможность дооснащения, техобслуживание и ремонт в процессе эксплуатации, сменяемость экипажа, консервация/расконсервация, обеспечение периодов автономного (без экипажа) существования.

В комплексе инженерных задач, которые предстоит решить при подготовке к разворачиванию ЛИС, есть такая, от решения которой будет зависеть успех всего предприятия, а именно: противостояние радиационной опасности.

Радиационная опасность особенно велика на "беззащитной" безатмосферной Луне. Ведется поиск материалов и конструктивных решений для достижения необходимого уровня защиты. Но при применении материалов с высокой удельной плотностью отнюдь

¹З — Земля; ОИСЗ — орбита искусственного спутника Земли; Л — Луна; ОИСЛ — орбита искусственного спутника Луны.

²Осознанно не используется понятие "база", под которым подразумевается более значительное структурное образование.

¹Компоненты ракетных топлив.

²Корневой субстрат для апельсинов.

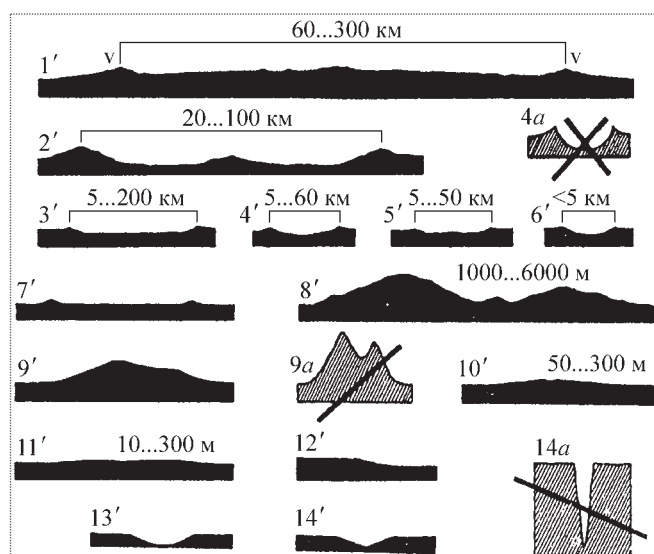


Рис. 1

не снимается требование по минимизации массы конструкции. В этой ситуации закономерно желание использовать для защиты от потоков ионизирующего излучения, а также от метеороидов и резких колебаний температуры на поверхности местные (лунные) материалы, например полученный из реголита лунобетон или сформированные из реголита (методом спекания) строительные блоки. Эти технологии требуют наличия воды и чрезвычайно высокого энергоснабжения.

Использовать реголит в естественном виде можно также в различных вариантах: расфасовка реголита в мягкие емкости (как цемент) и обкладывание ими модулей; непосредственная засыпка модуля лунным грунтом, что вряд ли допустимо для внешнего оборудования. Рассматриваются возможности использования особенностей рельефа, складок местности, в частности "лавовых трубок" (подповерхностных каналов лавовых потоков) для размещения в них модулей. Геометрия этих образований, прочность покрывающего слоя, да и само их существование достаточно неопределенны.

На рис. 1 показаны существующие профили и диаметры кратеров (схемы 1'...14'), указаны их размеры [1]. Внутренние стены в виде уступов, террас имеют наклон 20...30°. Внешний откос имеет угол наклона 5...15°. Для распространенных кратеров типа 4' отношение глубины к диаметру обычно равно 1:5.

Предметное рассмотрение кратерной формации позволяет выявить следующие особенности. Несущая способность грунта в валах кратеров невелика; она уменьшается с увеличением крутизны склона. На осо-

бо крутых склонах возможно появление оползней. Межкратерное пространство, т.е. поверхность между кратерами диаметром более 2 м, является понятием довольно условным, поскольку представляет собой результат наложения множества мелких кратеров. При известной густоте кратерной сети использование в первозданном виде кратерированной поверхности в качестве площадки для размещения модулей ЛИС весьма проблематично. Более или менее подходящим может оказаться днище — наиболее пологая часть склона старых и средневозрастных кратеров диаметром 1...2 км [2].

Здесь уместно обратиться к одному из направлений строительной науки — подземной урбанистике и использовать опыт проектирования и строительства подземных сооружений. Наиболее приемлемым является вариант заглубленного размещения модулей ЛИС в котлованах траншейного типа с пологими съездами [3].

Для перекрытий под обратную засыпку и укрепления откосов траншеи может быть использована технология сварных тонколистовых металлоконструкций (0,1...0,3 мм), трансформируемых химическими газобразователями, которая была разработана в киевском ИЭС им. Е.О. Патона. Конструкции преобразуемого объема могут иметь диапазон изменения одного из размеров в пределах от девяти- до сорокакратного, минимальную массу, высокую заводскую готовность и монтажную технологичность. Такие конструкции могут образовывать цилиндрические, тороидальные и арочные помещения.

Предварительно спланированная площадка под траншеи значительно упростит их устройство. Дно такой траншеи будет способствовать соосному положению модулей и, следовательно, будет возможна их стыковка. Двухметровый слой реголита станет надежной противорадиационной, противометеороидной защитой, а также защитой от высоких температур. Таким образом, получим ангар для размещения модулей ЛИС (рис. 2).

С началом практических работ на Луне возникает необходимость в строительной, землеройно-транспортной технике [4]. Одним из вариантов решения этой задачи является создание дистанционно управляемой технологической машины, обладающей высокой опорной проходимостью. Оснащенная навесными рабочими органами, она будет совмещать в себе функции буксировщика, скрепера, бульдозера и одноковшового погрузчика. Высокая надежность машины достигается отсутствием в ее составе гермокабины с системой обеспечения жизнедеятельности,

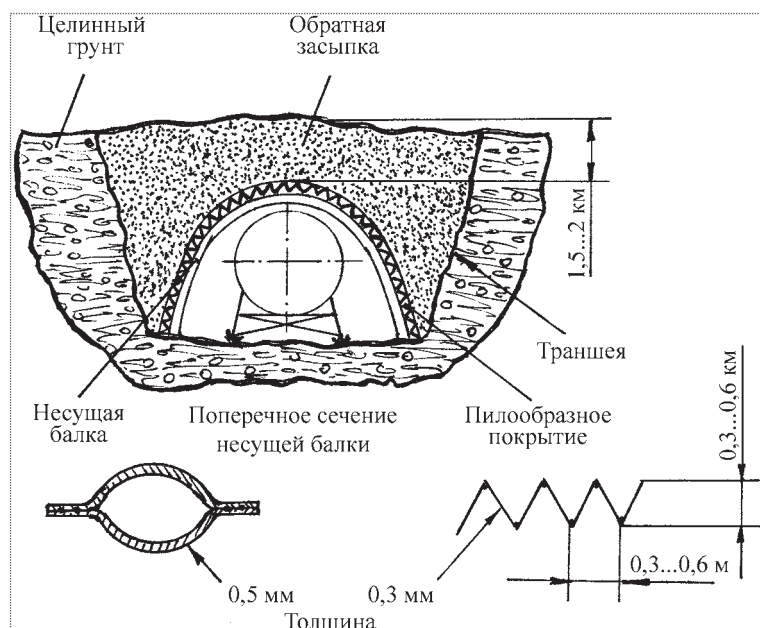


Рис. 2

средств шлюзования, механизмов стыковки с другими модулями, бортовых автономных источников электропитания.

Для перемещения модуля стационарного использования методом буксировки-скольжения по трассе, которая будет подготовлена рассмотренной машиной, предлагается изучить возможность совмещения посадочного устройства с шасси в виде полозьев, облицованных фторопластом. Шасси снабжается механизмами для подстройки осей модулей при стыковке и выполняет функцию стапеля для обеспечения зазора между корпусом модуля и дном траншеи.

Уникальные антифрикционные свойства второпласта и его устойчивость в условиях космоса подтверждены практикой. Способ нанесения фторопластовых покрытий с высокой адгезионной прочностью разработан в ГКНПЦ им. М.В. Хруничева [5]. Для обоснования этого предложения необходимо провести трибометрические исследования, оценить влияние гравитационного поля Луны на процесс взаимодействия подвижного объекта с грунтом.

Строительная землеройно-транспортная техника будет востребована и в национальных, и в международных программах [6]. Страна, где будет создана такая техника, станет неременным соучастником освоения Луны. Перспективен вариант сотрудничества России (создание луноходов) и Республики Беларусь (опыт производства карьерной техники) в проекте по созданию строительной машины для эксплуатации в природных условиях Луны.

Далее изложены предложения по рационализации отдельных элементов лунной инфраструктуры.

- Идея безшлюзового выхода из гермоотсеков в открытое пространство существует и обсуждается в специальной литературе [7]. В этом случае исключаются потери газа при шлюзовании, затраты времени на десатурацию. К ее преимуществам относится также высокая оперативная готовность к внекорабельной деятельности. Разработка конструкции интерфейса скафандр-модуль, создание опытных образцов и испытание их в орбитальных полетах на новых аппаратах стало бы хорошим заданием для будущей лунной программы.

- На орбитальных станциях в течение длительного времени проводятся эксперименты по исследованию широкого спектра физических явлений и адаптации технологических процессов к условиям микрогравитации (поведение жидкостей, растворов, расплавов, кристаллизация, биотехнологии, свойства материалов, сварка, пайка и др.).

- Вполне можно предположить, что промышленное производство на Луне будет развернуто даже раньше, чем на орбитальных станциях. Изменение гравитационных условий повлияет на протекание процессов. Но по поводу влияния на техпроцессы условий, характеризующихся значением $g = 0,16$ (в отличие от $g = 0$ и $g = 1$), нет даже теоретических работ. Хотелось бы надеяться, что публичная постановка этой задачи вызовет интерес исследователей.

- Глобальное (в перспективе) исследование Луны с учетом разнообразия ее рельефа должно проводиться во множестве точек поверхности. При использовании в этих целях транспортных средств, перемещающихся по поверхности (луноходов, мобильных модулей, самоходных шасси), такое исследование затянется на долгие годы, а многие точки окажутся просто недоступны. Желательны более скоростные оперативные транспортные средства. Назревает вопрос (по крайней мере, для активного обсуждения и концептуальной разработки) о создании неорбитальной ракетной авиации. Еще в большей степени, чем на Луне, ракетная авиация потребуется при исследовании Марса, да и на Земле она нашла бы свою нишу.

- Вовлечение в будущем Луны в хозяйственную структуру Земли обусловит значительный грузопоток от Земли к Луне. Оптимизация по стоимости грузотранспортных операций возможна, по-видимому, пу-

тем внедрения в транспортную систему неракетных способов выведения на орбиту ОИСЛ и прилунения (например, тросовых систем и лифта; грузовых капсул, выстреливаемых из газовой пушки с Луны в область точек либрации системы Земля–Луна; двигателей, работа которых основана не на газодинамическом, а на электрокинетическом эффекте).

- По мнению автора, необходимо рассматривать создание ЛИС как продолжение линии развития отечественных космических обитаемых станций, адаптации их к природным условиям Луны.

При этом программа ЛИС-1 могла бы содержать следующие основные положения:

- сбалансированное соотношение в финансировании создания летательных аппаратов и поверхностной инфраструктуры;

- формирование в меру возможностей и ресурсов многокомпонентной транспортной системы 3–ОИСЗ–ОИСЛ–Л;

- создание элементов инфраструктуры – строительных технологий, материалов и машин.

До создания отечественной транспортной системы можно развивать эти направления в рамках участия в международных программах.

На научно-технических конференциях самого различного масштаба – всероссийских, региональных, вузовских, – даже на детских и юношеских олимпиадах обсуждается все, что может быть связано с Луной. Доклады и сообщения изобилуют идеями и предложениями. Однако все это не имеет практического продолжения, и, похоже, не интересует тех, кому это, казалось бы, должно быть интересно. Вместе с тем активизации хотя бы предпроектных работ по обсуждаемой проблеме могли бы способствовать следующие организационные мероприятия:

- подготовка доступного технического задания на создание ЛИС с указанием целей, задач, условий и возможных ограничений;

- проведение межотраслевого анализа проблемы создания ЛИС с участием специалистов организаций и предприятий, не входящих в космическую отрасль;

- организация открытого конкурса проектов по проблеме создания ЛИС сначала силами общественных организаций (РАКЦ, ФК, МКК и др.), затем ФКА и, наконец, РАН;

- рассмотрение возможности реализации проекта ЛИС на основе государственно-частного партнерства, рациональных методов управления, инновационных технологий.

Такой комплекс мероприятий, несомненно, способствовал бы появлению на основе использования достижений в строительной индустрии, строительном-дорожном и транспортном машиностроении, горно-рудной промышленности, подводном судостроении конструктивных решений, которые могли бы послужить аналогами для разработки элементов лунной инфраструктуры.

К сожалению, ценность гипотез и предложений, значение принятых решений и последствия их принятия осознаются во временной перспективе, зачастую с опозданием, как уже бывало в истории отечественной космонавтики.

Список литературы

1. *Taschenatlas Mond-Mars-Venus*. Artia, Praha, 1997.
2. *Передвижение по грунтам Луны и планет*: под ред. А.Л. Кемурджиана. М.: Машиностроение, 1986.
3. *Ивахнюк В.А.* Строительство и проектирование подземных и заглубленных сооружений. М.: Изд-во Ассоциации строительных вузов, 1999.
4. *Цыганков О.С.* Технологическая деятельность на начальном этапе промышленного освоения недр Луны // Общероссийский научно-технический журнал "Полет". 2006. № 7. С. 3–10.
5. *Дербенёв Л.В. и др.* Исследование адгезионных свойств покрытий фторопластом-4МБ // Материалы XXXII академич. чтений по космонавтике, Москва, янв.–февр. 2008 г.
6. *Цыганков О.С.* Луна в ракурсе человеческого фактора // Общероссийский научно-технический журнал "Полет". 2007. № 11. С. 16–23.
7. *Abramov I.P., Skoog A.I.* Russian spacesuits. Praxis Publishing Ltd, Chichester, UK, 2003.



НЕЧАЕВ
Юлиан Николаевич —
профессор ВВИА им. проф.
Н.Е. Жуковского, заслужен-
ный деятель науки РФ, док-
тор техн. наук

Параметрические исследования характеристик тяговых модулей пульсирующих детонационных двигателей

Ю.Н. Нечаев

В данной статье приводится система уравнений для расчета параметров детонационных волн сгорания топлива при различных условиях их возбуждения. На базе этих уравнений произведено исследование влияния способов установки тяговых модулей на характеристики пульсирующих детонационных двигателей. Показано, что максимальный термический КПД цикла у двигателей с детонационным сгоранием топлива (цикла ДСТ) соответствует минимуму потерь, связанных с необратимостью процесса подвода теплоты в детонационных волнах сгорания. Эти потери оказываются более низкими при установке тяговых модулей в потоке горячих газов на выходе из турбины в сравнении с их установкой в потоке относительно холодного воздуха, отбираемого из-за компрессора.

Yu.N. Nechayev. Parameter Study Of Pulse-Detonation Engines' Thrusters

The paper reviews a system of equations to calculate the parameters of detonation waves from fuel combustion in different excitation situations. Based on the equations, the author carries out a research to assess the influence exerted on pulse-detonation engines by the way their thrusters are installed. It shows that the maximal thermal efficiency of the cycle in engines with detonation combustion of fuel ensures the minimal losses from the inconvertibility of heat transport processes in the detonation burning waves. These losses are lower when thrusters are installed in the hot-gas stream at the outlet of the turbine, compared with when they are in the relatively colder air stream coming from the compressor.

Пульсирующий детонационный двигатель (ПудД) — это новый тип двигателя внутреннего сгорания. 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 последние годы в связи с открывшимися возможностями осуществления управляемого детонационного сгорания топлива во всем мире возник огромный интерес к проблеме создания пульсирующих детонационных двигателей. Появились многочисленные исследования, изобретения и патенты ПудД.

Рассматриваются ПудД различных схем. В предлагаемой статье исследуются ПудД с наддувом, состоящие из генератора рабочего тела (ГРТ) и ряда тяговых модулей (ТМ). ГРТ представляет собой турбокомпрессорный агрегат, по конструкции аналогичный обычному ТРД, который не создает реактивной тяги, а служит только для производства и подачи рабочего тела (РТ) в ТМ. Сами тяговые модули являются особыми устройствами, в которых осуществляется высокочастотное детонационное сгорание топлива и создается реактивная тяга. Принцип работы ТМ может быть различным. Нами рассматриваются тяговые модули особой схемы ([1], [2] и др.), в которых возбуждение детонационного горения топлива осуществляется в газодинамическом резонаторе, имеющем форму шарового сегмента, за счет использования эффекта Гартмана—Шпренгера. Такая схема ТМ была впервые запатентована в 1991 г. Р.М. Пушкиным и А.И. Тарасовым [3]. Последующие исследования ТМ этой схемы

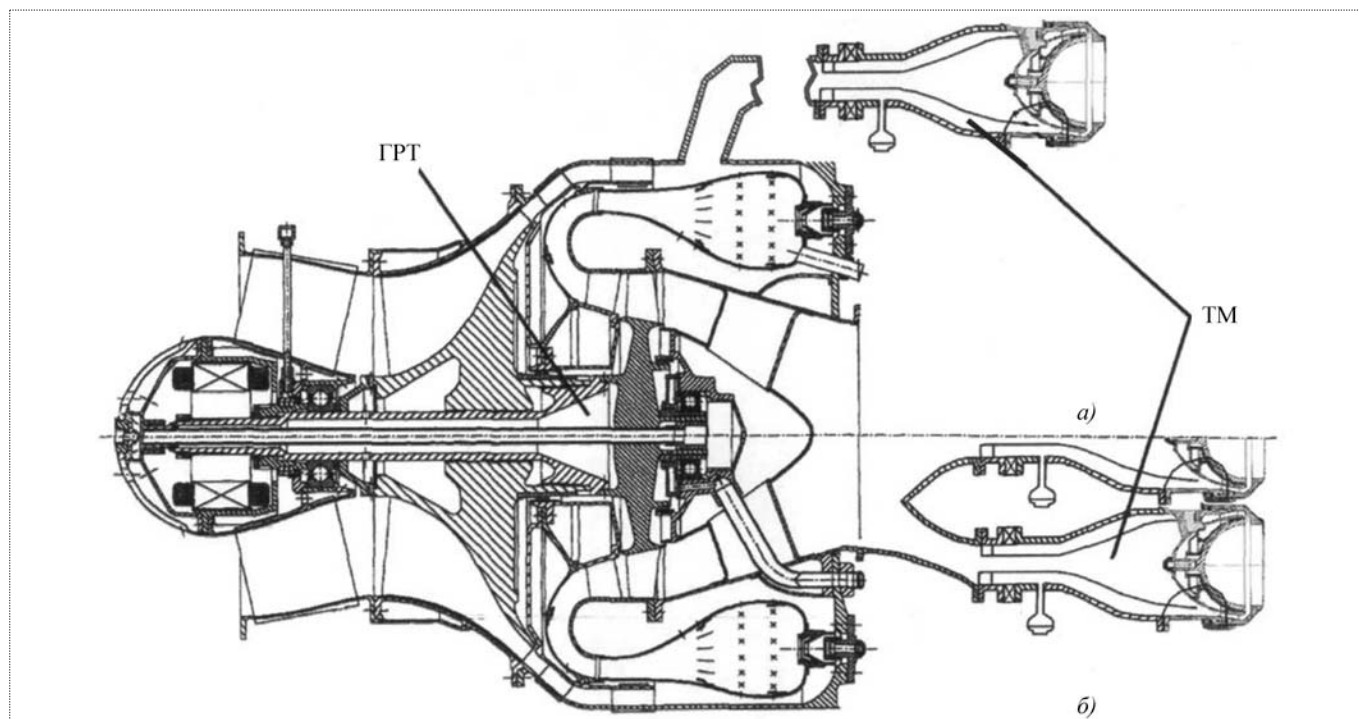


Рис. 2. Две схемы установки ТМ:
а — за компрессором; б — на выходе из турбины

двигателей, использующих цикл с детонационным сгоранием топлива (цикл ДСТ). Цикл ДСТ с предварительным повышением давления рабочего тела перед подачей его в ТМ представлен на рис. 3 в $T-S$ координатах (сплошные линии). Он состоит из четырех процессов: процесса 1–2 — предварительного адиабатического повышения давления топливно-воздушной смеси перед ее подачей в ТМ; процесса 2–3 — подвода теплоты q_1 в детонационной волне сгорания; процесса 3–4 — адиабатического расширения продуктов сгорания до атмосферного давления и процесса 4–1 — отвода теплоты q_2 в окружающую атмосферу. Подводимая теплота q_1 зависит от теплотворной способности применяемого топлива Hu и коэффициента избытка воздуха α в детонационной камере сгорания и определяется из соотношения $q_1 = Hu / (\alpha L_0)$. Отводимая теплота q_2 при $p_4 = p_1$ находится из условия $q_2 = c_p(T_4 - T_1)$, где c_p — осредненное значение теплоемкости РТ.

Работа цикла l_u и его термический КПД η_t , как известно, выражаются через q_1 и q_2 следующим образом:

$$l_u = q_1 - q_2; \quad \eta_t = 1 - q_2/q_1. \quad (1)$$

Поскольку для каждого применяемого топлива величина q_1 известна, задача определения параметров цикла ДСТ сводится к нахождению величины $q_2 =$

$= c_p T_1(T_4/T_1 - 1)$, а следовательно, к определению отношения температур T_4/T_1 . Тогда l_u и η_t рассчитываются по формулам

$$l_u = q_1 \left[1 - \frac{c_p T_1}{q_1} \left(\frac{T_4}{T_1} - 1 \right) \right]; \quad \eta_t = 1 - \frac{c_p T_1}{q_1} \left(\frac{T_4}{T_1} - 1 \right). \quad (2)$$

На рис. 3 для сравнения изображены в $T-S$ координатах также циклы Брайтона ($p = \text{const}$) и Гемфри ($V = \text{const}$) при равенстве подводимой теплоты q_1 и одинаковых значениях параметра $\pi = p_2/p_1$, характеризующего степень предварительного повышения давления воздуха перед его подачей в ТМ.

Для расчета цикла ДСТ нужно знать параметры и условия подвода теплоты в процессе 2–3 детонационного сгорания топлива. Расчет этого процесса основан на использовании теплогазодинамических соотношений для определения параметров детонационных волн сгорания (ДВС), применяемых в теории ударных волн [6]. Параметры ДВС рассчитываются с использованием трех уравнений сохранения — массы, количества движения и энергии. Если в соответствии с рис. 3 параметры перед ДВС отмечать индексами 2, а за нею — индексами 3, система уравнений сохранения для идеального газа ($pV = RT$), как показано в [6], может быть

представлена следующими тремя уравнениями, обеспечивающими расчет параметров в ДВС:

$$\frac{p_3}{p_2} = \frac{1 + kM_2^2}{1 + kM_3^2}; \quad (I)$$

$$\frac{T_3}{T_2} = \frac{M_3^2}{M_2^2} \left(\frac{1 + kM_2^2}{1 + kM_3^2} \right)^2; \quad (II)$$

$$\frac{q_1}{c_p T_2} + 1 + \frac{k-1}{2} M_2^2 = \frac{M_3^2 (1 + kM_2^2)^2 \left(1 + \frac{k-1}{2} M_3^2 \right)}{M_2^2 (1 + kM_3^2)} \quad (III)$$

Система уравнений (I)–(III) замечательна тем, что в ней искомые газодинамические параметры ДВС представляются в функции только чисел M_2 перед ДВС и M_3 за ДВС, что значительно упрощает все расчеты характеристик ПудД. Она дает возможность, в частности, при заданных параметрах РТ перед ДВС (в точке 2 на рис. 3) и известной величине подводимой теплоты q_1 определять параметры за ДВС (в уже сгоревшей смеси – в точке 3). Наличие этой системы уравнений для ДВС позволяет находить отношение температур T_4/T_1 , а следовательно, с использованием формул (2) рассчитывать работу и термический КПД рассматриваемого цикла.

Параметрические исследования детонационных волн сгорания. Возбуждение детонационного сгорания топ-

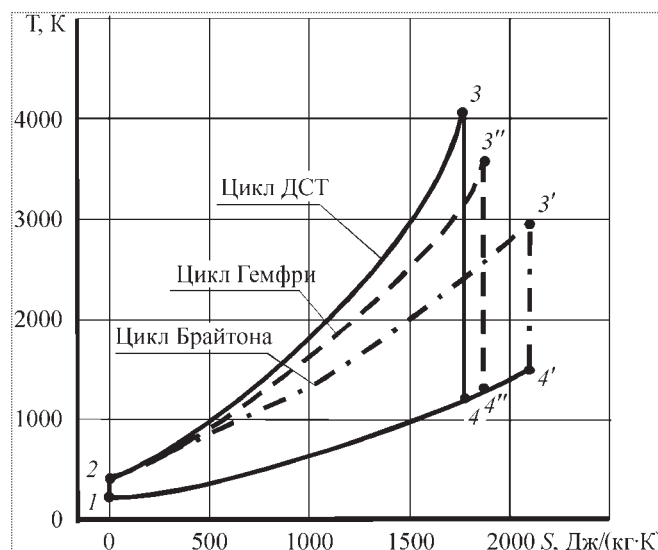


Рис. 3. Термодинамический цикл ДСТ и его сравнение с циклами Брайтона и Гемфри

ливо-воздушной смеси в ТМ ПудД осуществляется ударной волной. Скорость распространения сверхзвуковой ударной волны по еще несгоревшей топливо-воздушной смеси характеризуется числом M_2 . За счет сжатия горючей смеси в ударной волне, сопровождающегося повышением давления и температуры, осуществляется ее воспламенение и сгорание при одновременном уменьшении числа M в ДВС от M_2 до M_3 . Степень снижения числа M в детонационной волне сгорания характеризует ее интенсивность.

На рис. 4 представлены рассчитанные с использованием системы уравнений (I)–(III) зависимости основных параметров ДВС: чисел M_3 ; отношения давлений p_3/p_2 и отношения температур T_3/T_2 – в функции числа M_2 (при различных значениях параметра π). Все параметры ДВС представляются при различных π в функции только чисел M_2 и M_3 . Для этих зависимостей характерно наличие двух ветвей: *DE* и *DA*. На участках *DE* представленных кривых при $M_2 > 1$ число $M_3 < 1$, чем обеспечивается значительное повышение давления и температуры. Поэтому здесь детонация является сильной. Такие ДВС именуются пересжатыми. На участках *DA* степень торможения газового потока в ДВС ослабевает. Здесь при $M_2 > 1$ также и $M_3 > 1$, а повышение давления в ДВС уменьшается. Такие ДВС именуются недосжатыми. Детонация становится слабой.

Главной целью расчета цикла ДСТ является определение величин $l_{ц}$ и η_t . Работа цикла $l_{ц}$ характеризует тяговую эффективность цикла, а его термический КПД η_t оценивает термодинамические потери и характеризует экономичность цикла. Величины $l_{ц}$ и η_t определяются с использованием системы уравнений (I)–(III) следующим образом. Для их определения, как видно из (2), нужно знать отношение температур T_4/T_1 . Но T_4/T_1 можно представить в виде произведения трех сомножителей: $T_4/T_1 = (T_4/T_3)(T_3/T_2)(T_2/T_1)$. Для адиабатических процессов 1–2 и 3–4 при $p_1 = p_4$

произведение $\frac{T_4}{T_3} \frac{T_2}{T_1} = \left(\frac{p_2}{p_3} \right)^{\frac{k-1}{k}}$, а соответственно

$\frac{T_4}{T_1} = \frac{T_3}{T_2} \left(\frac{p_2}{p_3} \right)^{\frac{k-1}{k}}$. Отсюда с использованием уравнений (I) и (II) получаем:

$$\frac{T_4}{T_1} = \frac{M_3^2}{M_2^2} \left(\frac{1 + kM_2^2}{1 + kM_3^2} \right)^{\frac{k+1}{k}}. \quad (3)$$

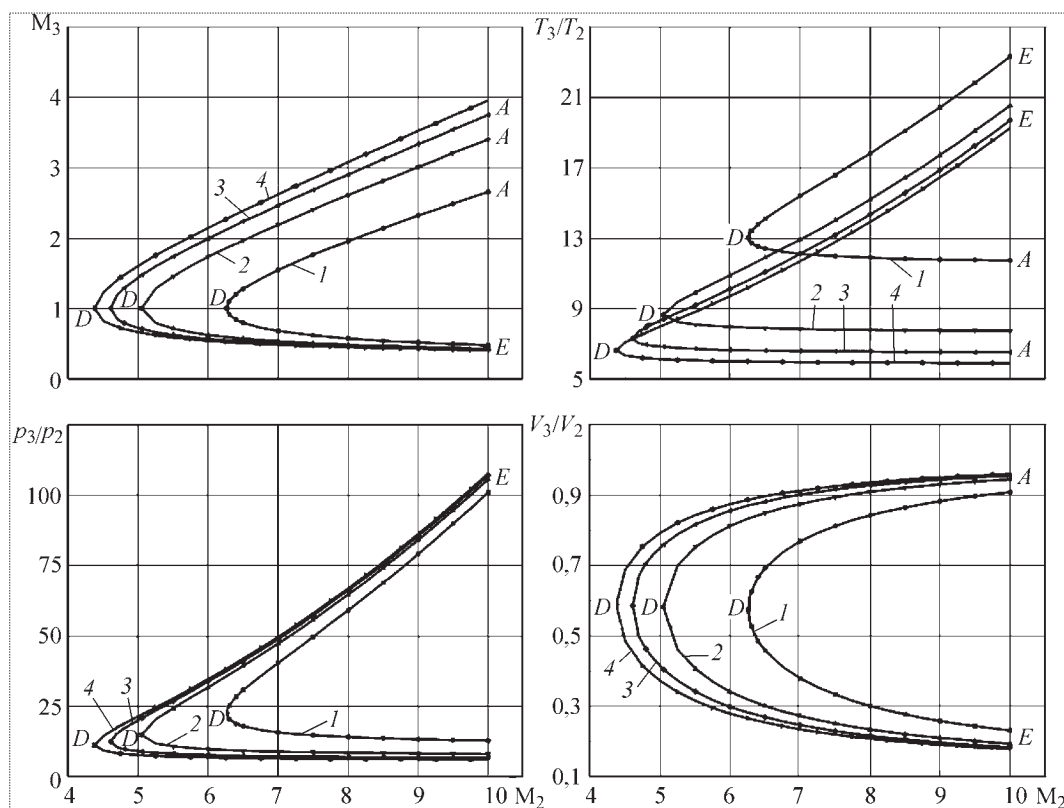


Рис. 4. Зависимости параметров ДВС от M_2 и π при $\alpha = 1$, $M_H = 0$, $H = 0$ (топливо–керосин):

Кривая..... 1 2 3 4
 π 1 5 10 15

Это уравнение позволяет производить расчеты величин l_u и η_r , причем минимумам отношения температур T_4/T_1 должны соответствовать максимумы величин l_u и η_r .

Параметры цикла ДСТ для большей наглядности целесообразно анализировать, представляя их в зависимости от отношения удельных объемов V_3/V_2 , определяющих наравне с числами M_2 интенсивность ДВС. Значениям V_3/V_2 , меньшим, чем в точках D (см. рис. 4), соответствуют пересжатые, а большим – недосжатые ДВС.

На рис. 5 представлены зависимости термического КПД цикла ДСТ и других параметров ТМ ПудД от V_3/V_2 . Как видно из рисунка, максимальные значения η_r (а следовательно и l_u) достигаются в точках D представленных кривых, для которых $M_3 = 1$.

Для оценки влияния потерь на эффективность цикла ДСТ применим энтропийный анализ. Особенность цикла ДСТ состоит в том, что из-за наличия ударных волн он является необратимым. В необратимых циклах увеличение энтропии при подводе теплоты больше, чем ее уменьшение при отводе теплоты. Этот прирост энтропии ΔS в замкнутом цикле является мерой необратимости процесса и характеризует уровень необратимых потерь. Для простоты мы при-

меним энтропийный анализ не ко всему циклу ДСТ, а только к процессу 2–3, происходящему в ДВС. Повышение энтропии в этом процессе, для которого состояние в точках 2 и 3 заранее известно, может быть найдено по формуле

$$\frac{DS}{R} = \frac{k}{k-1} \ln \left(\frac{T_3}{T_2} \right) - \ln \left(\frac{p_3}{p_2} \right), \quad (IV)$$

где R – газовая постоянная.

Формула (IV) дает суммарное повышение энтропии в ДВС. Оно складывается из обратимой и необратимой составляющих: $\Delta S = \Delta S_{\text{обр}} + \Delta S_{\text{необр}}$. Обратимая часть обусловлена повышением температуры в процессе сгорания топлива, а необратимая связана с потерей полного давления в детонационной ударной волне, в которой осуществляется процесс сгорания топлива. Можно показать, что величина $\Delta S_{\text{обр}}$ (при принятом значении q_1 и заданных условиях на входе) является величиной постоянной, поэтому изменения $\Delta S = S_3 - S_2$ (или безмерного параметра $\Delta S/R$) происходит только за счет изменения $\Delta S_{\text{необр}}$, а минимумам $\Delta S/R$, достигаемым в точках D , должны соответствовать наименьшие величины $\Delta S_{\text{необр}}$ и максимальные значения η_r . Это подтверждается расчетами, результаты которых представлены на рис. 5, а.

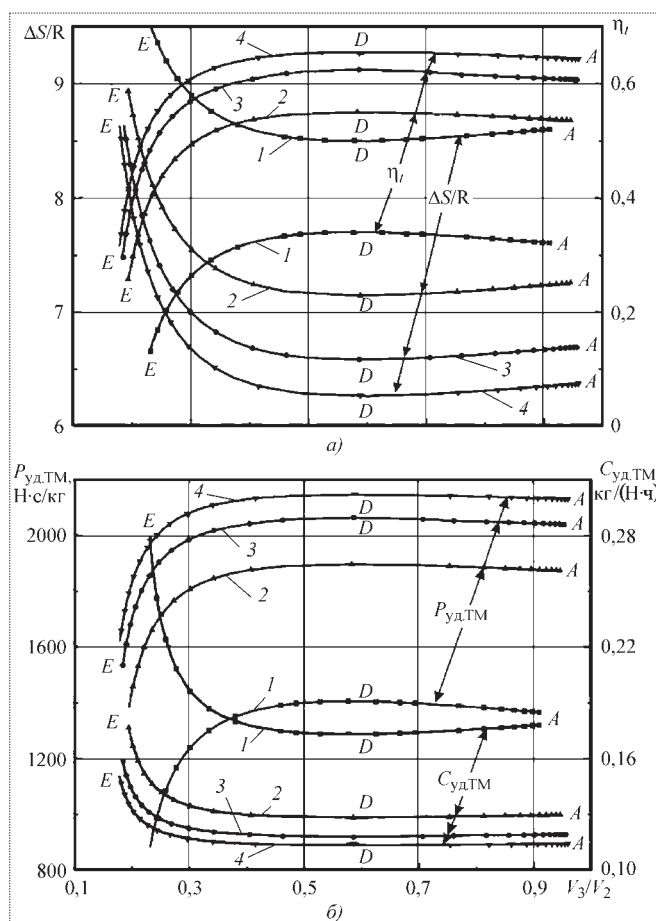


Рис. 5. Зависимость $\Delta S/R$ и η_t (а) и $P_{уд.ТМ}$ и $C_{уд.ТМ}$ (б) от V_3/V_2 и π :

Кривая	1	2	3	4
π	1	5	10	15

Расчет характеристик ПуДД при установке ТМ за компрессором. Способ установки тяговых модулей оказывает влияние на их характеристики только через изменение температуры T_2 на входе в ТМ. Как было показано в [5], это объясняется тем, что повышение температуры T_2 снижает потери, связанные с необратимостью процесса подвода теплоты в ДВС. При установке ТМ за компрессором генератора рабочего тела (см. рис. 2, а) температура T_2 повышается в сравнении с температурой T_1 только по причине предварительного сжатия РТ в компрессоре ГРТ, поскольку $T_2 = T_1 \pi^{\frac{k-1}{k}}$. Но при этом необходимо учитывать работу l_k , расходуемую компрессором ГРТ на сжатие РТ. Эта работа прибавляется к работе цикла, и поэтому приращение кинетической энергии потока РТ при его прохождении через ТМ находится из условия $W_4^2 - V^2 = 2(l_{\text{ц}} + l_k)$. Из этого соотношения определяется скорость W_4 и находится удельная тяга ТМ $P_{уд.ТМ} =$

$= W_4 - V$. В конечном итоге удельные тяги и удельные расходы топлива ТМ рассчитываются по формулам

$$P_{уд.ТМ} = \sqrt{2(l_{\text{ц}} + l_k) + V^2} - V; C_{уд.ТМ} = \frac{3600}{\alpha L_0 P_{уд.ТМ}}, \quad (4)$$

где l_k – работа, сообщенная воздуху в компрессоре ГРТ; α – коэффициент избытка воздуха в детонационной камере сгорания; L_0 – стехиометрический коэффициент; V – скорость полета; W_4 – осредненное по времени значение скорости истечения рабочего тела из тягового модуля.

Значения $P_{уд.ТМ}$ и $C_{уд.ТМ}$, рассчитанные по формулам (4) в зависимости от V_3/V_2 при различных величинах параметра π , представлены на рис. 5, б. И здесь, как видно из рисунка, наивыгоднейшие удельные параметры ТМ соответствуют точкам D.

Главный вывод, который следует сделать из рассмотрения представленных параметрических зависимостей, состоит в том, что оптимальные режимы работы ТМ ПуДД достигаются при интенсивности детонации, соответствующей точкам D представленных на рис. 5 кривых. Снижение η_t при отклонении от этих режимов, особенно в сторону пересжатых ДВС, как видно из рис. 5, а, связано со значительным увеличением потерь, обусловленных необратимостью процесса подвода теплоты в ДВС цикла ДСТ. Использование пересжатых ДВС, на выгодность которых часто ошибочно указывается в литературе, не обеспечивает улучшения параметров ТМ ПуДД. Точки D на полученных кривых, для которых $M_3 = 1$, соответствуют известным из газовой динамики режимам детонации Чепмена–Жуге (CJ), подробно описанным в литературе [6].

Расчет параметров цикла ПуДД для детонации Чепмена–Жуге. В газовой динамике доказывается, что детонация CJ является наиболее устойчивой формой детонации, поскольку при $M_3 = 1$ на выходе из детонационной камеры сгорания достигается стабилизация ДВС за счет возникновения теплового кризиса [6].

Методика расчета параметров и характеристик ПуДД для этого случая была дана в работе [2] еще в 2002 г. Система уравнений (I)–(III) позволяет существенно упростить вывод всех расчетных формул, используемых в этой методике. В частности, из формулы (III) при условии $M_3 = 1$ сразу же находится число $M_2 = M_{CJ}$:

$$M_{CJ} = \sqrt{\frac{k^2 - 1}{2} \frac{q_1}{a_2^2} + a_2^2} + \sqrt{\frac{k^2 - 1}{2} \frac{q_1}{a_2^2}}, \quad (5)$$

где $a_2^2 = kRT_2 = kRT_1 \pi^{\frac{k-1}{k}}$ – квадрат скорости звука в горючей смеси до ее воспламенения (в точке 2, см. рис. 3).

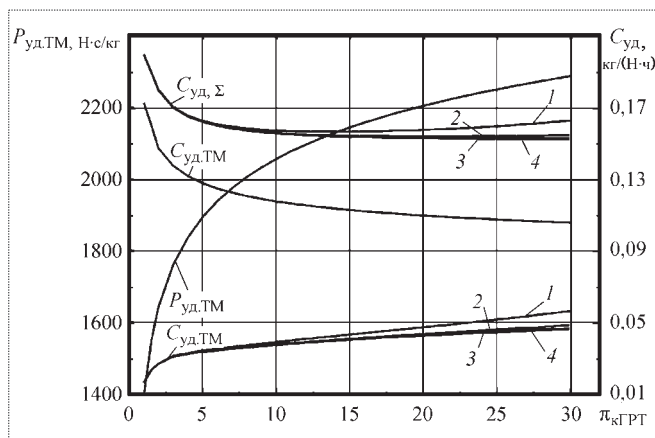


Рис. 6. Зависимость $P_{уд.ТМ}$ и $C_{уд.ТМ}$ от $\pi_{к.ГРТ}$ для детонации СД при $\alpha_{\Sigma} = 1$ (топливо–керосин), $H = 0$, $M = 0$:

Кривая	1	2	3	4
$T_{Г}$, К	1100	1300	1500	1700

Из формулы (3) при $M_3 = 1$ определяется отношение температур T_4/T_1 :

$$\frac{T_4}{T_1} = \frac{1}{M_{CJ}^2} \left(\frac{1 + k M_{CJ}^2}{k + 1} \right)^{\frac{k+1}{k}}. \quad (6)$$

По найденному значению T_4/T_1 вычисляются с использованием формул (2) термический КПД и работа цикла, а удельные параметры определяются по формулам (4).

При расчете $C_{уд.Σ}$ в схеме 1, показанной на рис. 2, а, нужно учитывать работу l_k . Тогда $C_{уд.Σ}$ для схемы 1 определяется сложением величин $C_{уд.ТМ}$ и $C_{уд.ГРТ}$. Удельный расход топлива ГРТ (приходящийся на 1 Н тяги, создаваемой ТМ) определяется из условия $C_{уд.ГРТ} = 3600 G_{т.ч.ГРТ} / (G_{в.ТМ} P_{уд.ТМ})$. Здесь $G_{т.ч.ГРТ}$ – часовой расход топлива в ГРТ, $G_{в.ТМ}$ – количество воздуха, отбираемого из-за компрессора ГРТ и подаваемого в тяговые модули. Если через g_t обозначить расход топлива ГРТ, приходящийся на 1 кг воздуха, поступающего в его камеру сгорания, то тогда, как показано в [5],

$$C_{уд.ГРТ} = \frac{3600 g_t}{m P_{уд.ТМ}}, \quad (7)$$

где $g_t = \frac{c_p (T_Г - T_2)}{Hu}$; m – степень двухконтурности

ГРТ рассматриваемой схемы. Величина $m = G_{в.ТМ} / G_{в.КС}$ определяется из условия баланса работ и расходов для компрессора и турбины ГРТ, согласно которым

$$(1 + m) l_k = (1 + g_t) l_t. \quad (8)$$

Здесь $G_{в.ТМ}$ – расход воздуха тяговых модулей; $G_{в.КС}$ – расход воздуха тяговых модулей; $G_{в.КС}$ – расход воздуха,

поступающего в камеру сгорания ГРТ; l_k и l_t – удельные работы компрессора и турбины ГРТ.

Рассчитанные по изложенной методике зависимости удельных параметров ПудД от $\pi = \pi_{к.ГРТ}$ при различных температурах газа перед турбиной ГРТ $T_Г$ представлены на рис. 6. Как видно из рисунка, с возрастанием π ГРТ значения $P_{уд.ТМ}$ повышаются, а $C_{уд.ТМ}$ – снижаются, что обусловлено улучшением использования подводимой теплоты q_1 в цикле с ростом $\pi_{к.ГРТ}$. Но при этом с увеличением $\pi_{к.ГРТ}$ возрастает $C_{уд.ГРТ}$ и зависимость $C_{уд.Σ}$ в функции π становится полой. Минимум величин $C_{уд.Σ}$, как видно из рис. 6, достигается при $\pi_{к.ГРТ} \approx 5...8$ и $T_{Г.ГРТ} \approx 1100...1300$ К. Следовательно, для ГРТ этой схемы не требуется иметь высоких параметров рабочего процесса, свойственных современным ГТД. Приемлемые данные обеспечивает ГРТ с одноступенчатым центробежным компрессором и неохлаждаемой одноступенчатой газовой турбиной (см. рис. 2, а). Но затраты топлива на привод ГРТ достигают порядка 30 % от $C_{уд.ТМ}$, что требует их обязательного учета.

Сравнение цикла ДСТ с циклами Брайтона и Гемфри.

Значения термических КПД, полученных для точек D цикла ДСТ (рассчитанные для керосина при $\alpha = 1$) в функции параметра π , представлены на рис. 7, а. Здесь же даны η_i для циклов Брайтона и Гемфри. Их сравнение отчетливо показывает превосходство цикла ДСТ над циклом Брайтона, используемым в современных ГТД. Особенно большой выигрыш в экономичности достигается при низких π . Например, при $\pi = 5$ переход от цикла Брайтона к циклу ДСТ дает увеличение η_i примерно на 70 %, а при $\pi = 30$ выигрыш сокращается до 30 %. Поэтому для реализации величин η_i , свойственных современным ГТД (порядка 0,5), нужно у ПудД иметь существенно более низкие величины $\pi = \pi_k$, и для их ГРТ не потребуются высоконапорные компрессоры, применяемые в современных ГТД. Цикл Гемфри имеет высокое значение η_i , но создание тепловых двигателей, работающих по этому циклу, практически неосуществимо из-за сложности устройства и ненадежности работы их клапанных механизмов. Показательно то, что цикл ДСТ по термодинамической эффективности даже несколько превосходит цикл Гемфри.

На рис. 7, б представлены для сравниваемых циклов зависимости температур T_3 и T_4 и отношения давлений $\bar{p}_3 = p_3/p_1$ в функции от параметра π . В цикле ДСТ реализуются более высокие температуры и давления, чем в циклах Брайтона и Гемфри. Но несмотря на повышение температур T_3 ($T_3 > T'_3 > T''_3$), температуры выхлопных газов T_4 в сравниваемых циклах снижа-

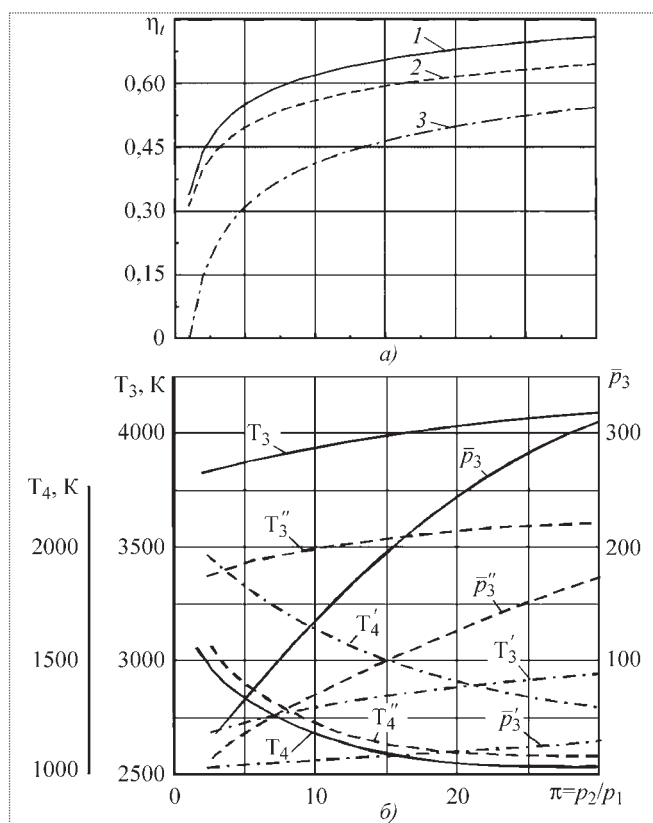


Рис. 7. Сравнение термических КПД (а) и зависимости параметров циклов (б) от $\pi = p_2/p_1$:

— цикл ДСТ; — — — цикл Гемфри; - · - · - цикл Брайтона

ются ($T_4 < T_4' < T_4''$). Это показатель более эффективного использования теплоты в цикле ДСТ, чем в цикле Гемфри и Брайтона. Характерно также и то, что, несмотря на значительно более высокие давления и температуры, получающиеся в цикле ДСТ по сравнению с циклом Гемфри, прирост η_r у него за счет этого оказывается весьма незначительным. Это обусловлено наличием в цикле ДСТ потерь, связанных с необратимостью процесса подвода теплоты, которые в цикле Гемфри отсутствуют.

Расчет характеристик ПудД при установке ТМ за турбиной. В схеме 2 (см. рис. 2, б) высокие температуры T_2 достигаются за счет установки ТМ в потоке горячего газа на выходе из турбины ГРТ. В этой схеме расчет ДВС осуществляется по тем же формулам (I)–(III), а удельные параметры – по формулам (4) при $l_k = 0$, но существенно изменяются параметры газового потока на входе в ТМ. Помимо этого, частичное сгорание топлива в ГРТ влияет на коэффициент избытка воздуха тягового модуля α_{TM} . Это объясняется тем, что один и тот же воздух участвует в сгорании топлива дважды – вначале в ГРТ, а затем в ТМ. Поэтому при полном использовании воздуха для сгорания топлива, т.е. при

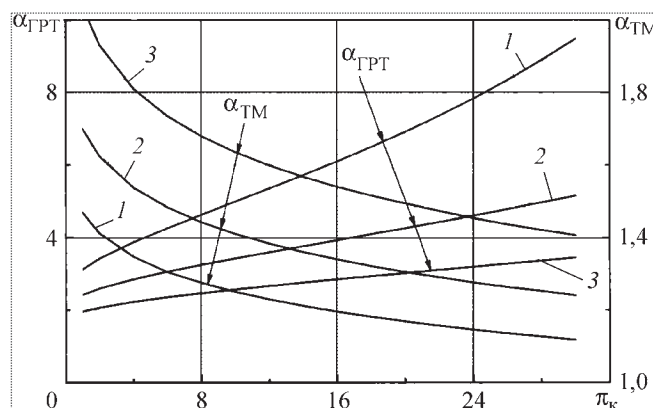


Рис. 8. Зависимости α_{GRT} и α_{TM} от π_k и T_g ГРТ:

Кривая	1	2	3
T_g , К	1100	1300	1500

$\alpha_\Sigma = 1$, нельзя получить $\alpha_{TM} = 1$. Величина α_{TM} в этих случаях оказывается больше 1.

Общее количество подводимой теплоты (на 1 кг РТ) равно $q_\Sigma = q_{GRT} + q_{TM}$, а поэтому $1/\alpha_\Sigma = 1/\alpha_{GRT} + 1/\alpha_{TM}$. Величина же α_{GRT} зависит от параметров рабочего процесса ГРТ – T_g и π_k . Рассчитанные исходя из этих соображений графики зависимостей α_{GRT} и α_{TM} (при $\alpha_\Sigma = 1$) от π_k и T_g ГРТ представлены на рис. 8. Для ТМ желательно иметь как можно большие избытки воздуха в камере сгорания ГРТ, чтобы получать минимальные величины α_{TM} в камерах сгорания ТМ и повысить долю подводимой туда теплоты. Как видно из рис. 8, минимальные значения α_{TM} (близкие к единице) соответствуют низким T_g и высоким π_k .

Параметры газового потока, поступающего в данном случае в ТМ ($p_2 = p_r$ и $T_2 = T_r$) в зависимости от T_g и π_k , даны на рис. 9. Здесь уровень температур T_2 являет-

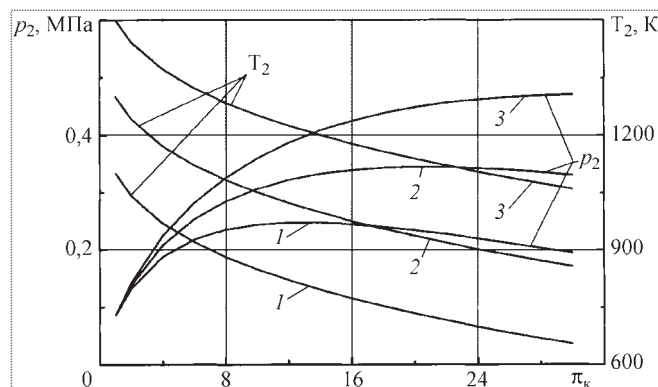


Рис. 9. Зависимости p_2 и T_2 от π_k и T_g ГРТ при установке ТМ за турбиной, $M_H = 0$, $H = 0$:

Кривая	1	2	3
T_g , К	1100	1300	1500

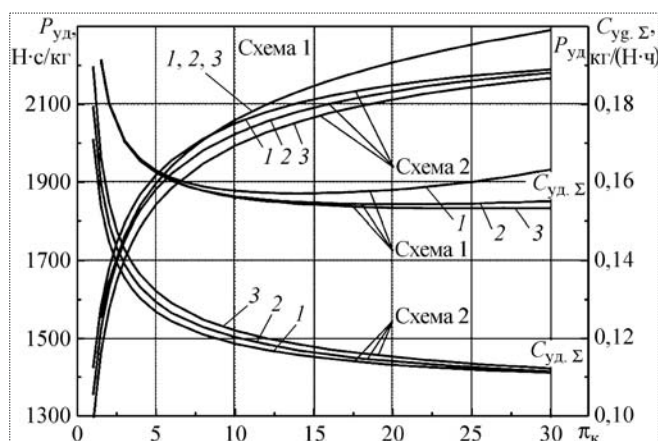


Рис. 10. Зависимости $P_{уд}$ и $C_{уд, \Sigma}$ сравниваемых схем ПуДД при различных π_k и T_g ГРТ:

Кривая	1	2	3
T_g, K	1100	1300	1500

ся весьма значительным, но ограничены возможности получения высоких давлений p_2 . Поэтому ГРТ в схеме 2 должен отличаться более высокими величинами $\pi_{k, ГРТ}$, чем в схеме 1. По найденным параметрам в точке 2 перед ДВС (см. рис. 3) по формулам (I) и (II) при $M_3 = 1$ определяются параметры p_2 и T_2 в точке 3 за ДВС и далее находятся величины $P_{уд}$ и $C_{уд, \Sigma}$. Зависимости этих величин от температуры газа T_g и π_k ГРТ для $\alpha_\Sigma = 1$ при условии $M_H = 0$ и $H = 0$ приведены на рис. 10. С возрастанием π_k и уменьшением T_g эффективность использования подводимой теплоты q_1 в схеме 2 (см. рис. 2, б) улучшается. На рис. 10 показаны также величины $P_{уд, ТМ}$ и $C_{уд, \Sigma}$ для схемы 1 (при установке ТМ за компрессором). Из рис. 10 следует, что установка ТМ за турбиной более выгодна, так как дает значительный выигрыш в величинах $C_{уд, \Sigma}$ (до 30...40 %).

Основная причина столь значительного улучшения экономичности ТМ ПуДД схемы 2 в сравнении со схемой 1 состоит в том, что увеличение температуры T_2 на входе в ТМ, как уже указывалось, существенно повышает эффективность цикла ДСТ. В этом случае при одинаковом количестве подводимой теплоты q_1 с ростом T_2 снижается количество отводимой теплоты q_2 . Снижаются при этом также величины $\Delta S/R$, характеризующие потери на необратимость, и повышается η_i . Эти величины рассчитаны и представлены на рис. 11 в функции температуры T_2 для совокупности всех режимов ГРТ, показанных на рис. 8 и 9. Выигрыш в $C_{уд, \Sigma}$ при повышении температуры T_2 объясняется снижением $\Delta S/R$ и увеличением η_i в сравниваемых условиях.

Подводя итоги, отметим, что на основе полученной системы уравнений (I)–(III) и установленного понятия термодинамического цикла двигателей с де-

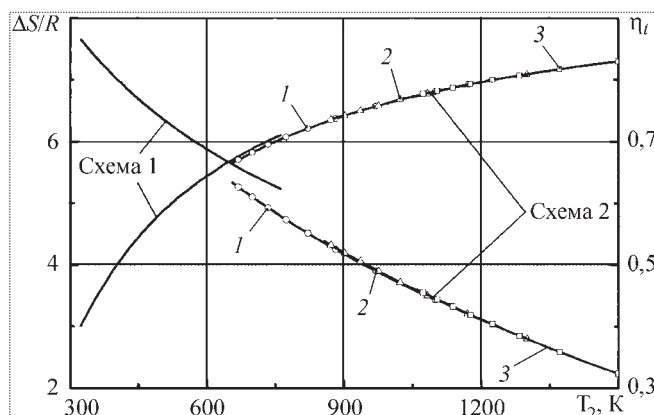


Рис. 11. Зависимости $\Delta S/R$ и η_i от T_2 и T_g ГРТ сравниваемых схем при $\alpha_\Sigma = 1$, $M_H = 0$, $H = 0$:

Участок кривой	1	2	3
T_g, K	1100 (○)	1300 (△)	1500 (□)

тонационным сгоранием топлива (цикла ДСТ) разработан инженерный метод расчета параметров детонационных волн сгорания и тягово-экономических характеристик пульсирующих детонационных двигателей.

Максимальные значения величин работ цикла и термических КПД у двигателей, использующих цикл ДСТ, а соответственно, и наивыгоднейшие их удельные параметры, достигаются при интенсивности детонации, соответствующей условиям Чепмена–Жуге. Можно утверждать, что применение пересжатых ДВС не обеспечивает улучшения удельных параметров ПуДД.

Сравнительный анализ двух различных конструктивных схем ПуДД, отличающихся способом установки ТМ, показывает существенное преимущество по экономичности (до 30...40 %) схемы ПуДД, в которой ТМ устанавливаются в потоке горячих газов на выходе из турбины.

Список литературы

1. Нечаев Ю.Н., Тарасов А.И. Перспектива применения в авиации пульсирующих детонационных двигателей // Авиакосмическая техника и технология. 1999. № 4.
2. Нечаев Ю.Н. Термодинамический анализ рабочего процесса пульсирующих детонационных двигателей / М.: Литера-2000, 2002.
3. Пушкин Р.М., Тарасов А.И. Способ получения тяги и устройство для получения тяги. Пат. СССР № 1672933 от 22.04.1991 с приоритетом от 30.11.1989.
4. Нечаев Ю.Н., Тарасов А.И. Новый подход к организации рабочего процесса пульсирующих детонационных двигателей // Общероссийский научно-технический журнал "Полет". 2000. № 8.
5. Нечаев Ю.Н. Теоретические основы расчета термодинамического цикла и удельных параметров пульсирующих детонационных двигателей // Общероссийский научно-технический журнал "Полет". 2006. № 11.
6. Курант Г., Фридрикс К. Сверхзвуковые течения и ударные волны / М.: Изд-во иностранной литературы, 1950.

Моделирование и система предупреждения опасного орографического сдвига ветра в аэропортах

В.В. Бабаскин, С.А. Исаев, Х.Т. Метов, В.Е. Чепига

На основе конечно-объемного решения уравнений Рейнольдса, замкнутых с помощью диссипативной двухпараметрической модели турбулентности, развита мезомасштабная модель ветровой обстановки в окрестности аэропорта и предложена система прогнозирования опасного сдвига ветра вдоль глиссады, формирующегося за счет орографии местности. На примере аэропорта г. Нальчик дан анализ влияния на сдвиг ветра дискретной шероховатости — застройки рельефа.

V.V. Babaskin, S.A. Isaiev, Kh.T. Metov, V.E. Chepiga. Modeling And Warning System Of Hazardous Orographic Wind Shift In Airports

Based on the solution of the Reynolds equations, locked up by means of a dissipative two-parameter model of turbulence, the authors develop a mesogrid model of the wind situation in the vicinity of an airport and offer a system to predict hazardous wind shifts along the glidepath, which has been formed as a result of the orographic study of the area. Using the Nalchik airport as an example, the paper analyses the influence of the urban relief features on wind shift.

Развитие ветровой инженерии [1] в направлении исследования локального ветрового климата (разработка мезомасштабных моделей) с приложениями к строительной аэродинамике (проектирование высотных зданий, автомобильных тоннелей, мостов и др.) стимулирует интерес к решению одной из классических проблем безопасности полетов воздушных судов (ВС), связанной с опасным сдвигом ветра. Это явление давно привлекает внимание специалистов, анализирующих физическую природу изменений ветровой обстановки, а также оценивающих влияние сдвига ветра на поведение ВС на этапах взлета-посадки [2]. Опасность представляют сильные сдвиги ветра, характеризующиеся большими градиентами воздушного потока. Как правило, они возникают по метеорологическим причинам, в частности в результате грозовой активности. Однако существуют и другие источники формирования устойчивого сдвига ветра, связанные с орографией местности, на которой располагается аэродром. Именно такие сдвиги ветра рассматриваются в данной статье, посвященной разработке и совершенствованию системы прогнозирования опасного сдвига ветра, на примере аэропорта г. Нальчик [3]. Ее актуальность обуславливается решением фундаментальных проблем моделирования формирования высокоградиентного воздушного потока вблизи криволинейной шероховатой поверхности с расположенными на ней препятствиями в приложении к созданию математического и программного обеспечения тренажерных систем, имитирующих взлет и посадку воздушных судов в условиях сдвига ветра.

Концепция исследования и ее генезис

Концепция исследования заключается в численном моделировании ветрового режима в окрестности аэропорта на основе решения осредненных по Рейнольдсу урав-



БАБАСКИН
Василий Викторович —
генеральный директор
ФГУАП "КавминводьявИА",
профессор, кандидат техн.
наук



ИСАЕВ
Сергей Александрович —
профессор Санкт-Петербургского университета гражданской авиации, доктор физ.-мат. наук



МЕТОВ
Хаути Тилович —
генеральный директор
ФГУАП "ЭльбрусавИА", кандидат техн. наук



ЧЕПИГА
Владимир Евгеньевич —
профессор Санкт-Петербургского университета гражданской авиации, доктор физ.-мат. наук

нений Навье—Стокса, создании базы данных по полям составляющих скорости и их производных, проведении траекторного анализа взлета-посадки ВС с оценкой последствий попадания в сдвиг ветра и, наконец, в определении степени опасности сдвига ветра и принятии решения об изменении полета ВС.

Расчет воздушного потока в окрестности аэропортов основывается на развитых алгоритмах численного моделирования отрывного турбулентного обтекания тел несжимаемой жидкостью [4] и связывается с переходом от решения задач внешней и внутренней аэродинамики к мезомасштабным моделям окружающей среды [5, 6]. Важно подчеркнуть, что разрабатываемый с начала 1990-х гг. подход к моделированию ветрового обтекания элемента земной поверхности, содержащего аэродром, сохраняет базовые черты виртуального аэродинамического эксперимента, когда исследуемый рельеф помещается в рабочую часть аэродинамической трубы и производится его обдувка при близких к натурным условиям. В отличие от физического аналога он может использоваться при значительно более высоких числах Рейнольдса (свыше 10^5). В [3] разработан предварительный вариант имитационного комплекса, который применен для прогнозирования ветровой обстановки в окрестности аэропорта "Пулково". Модифицированный вариант, базирующийся на многоблочных вычислительных технологиях и отличающийся более высокой точностью прогнозов, создан специально для расчета ветровых режимов в окрестности аэропорта г. Нальчик и нашел отражение в работе Х.Т. Метова [5], а также с монографии [6]. В работах [3...6] рассматривается решение сопряженных задач аэродинамики окружающей среды и динамики движения ВС на этапе взлета-посадки. Проведенный траекторный анализ позволяет оценить степень опасности сдвига ветра, а также предложить бортовую систему оповещения о нем.

Математическая модель

Электронное картографирование, оцифровка местности. Отправной точкой при решении задачи прогнозирования воздушной обстановки в окрестности аэропорта является электронное картографирование местности. Важно не только оцифровать рельеф, т.е. определить высоту подстилающей поверхности как функцию координат рассматриваемой точки, но и подготовить файлы нанесенных на рельеф полей шероховатости, в состав которой входят прежде всего растительные зоны и невысокая строительная застройка. Размер шероховатости входит в качестве параметра в пристеночные функции при расчете гранич-

ных условий. Процесс оцифровки автоматизируется, т.е. разрабатываются вспомогательные программы по переносу данных с карт в компьютерные файлы, а также их корректировки [5]. Для рассматриваемого случая на рис. 1 отображается расчетная область в окрестности старого аэропорта г. Нальчик с центром $43^{\circ}30'48''$ СШ и $43^{\circ}38'18''$ ВД. Длина взлетно-посадочной полосы 2000 м.

В рамках предложенного в работе [3] двухмасштабного подхода на шероховатый рельеф наносятся отдельные строения, как правило, высотные. Размещенные в пристеночном слое течения воздуха, эти строения играют роль препятствий, во многом ответственных за формирование сдвига ветра. В рассматриваемом случае при исследовании ветровой обстановки в окрестности аэропорта г. Нальчик [5] на рельеф наносятся снятые с карты местности здания: одно трехэтажное, одно четырехэтажное, 37 пятиэтажных, 21 девятиэтажное, четыре десятиэтажных, одно двенадцатиэтажное и два четырнадцатипятиэтажных, СПТУ № 4, аэровокзал, гостиница и казарма (см. рис. 1).

Постановка задачи. Расчетная область охватывает зону аэропорта. Глиссадам на рис. 1 соответствуют прямые линии, проведенные с наклоном 3° . Цель параметрических расчетов — создание базы данных по составляющим и модулю скорости ветра, а также их производным вдоль глиссид для последующего решения задачи динамики полета ВС. Варьируемые параметры — толщина пограничного слоя на входе в область (20, 50 и 100 м) и угол наклона ветрового потока. На входной границе задается профиль 1/7 в пределах пограничного слоя и равномерный поток над ним. Боковые границы области непроницаемые, с постановкой на них условий симметрии. Верхняя и выходная границы — проточные границы, на которых ставятся мягкие граничные условия продолжения решения. Расчеты воздушной обстановки проводятся с учетом и без учета зданий на рельефе местности. В качестве характерной величины выбирается скорость равномерного потока на входе.

Система исходных дифференциальных уравнений в частных производных, описывающих движение воздушного потока в окрестности аэропорта, включает осредненные по Рейнольдсу уравнения Навье—Стокса, замыкаемые с помощью уравнений двухпараметрической диссипативной модели турбулентности [7]. Основанные на их решении мезомасштабные модели в последние годы получили развитие применительно к прогнозированию характеристик систем вентиляции автомобильных тоннелей, а также при оценке ветрового режима в микрорайонах проектируемых зданий

[8]. Следует также отметить выполненное в рамках аналогичного подхода численное исследование ветровой обстановки в районе аэропорта Амстердама [9].

Для расчета турбулентных течений с высокими числами Рейнольдса ($Re > 10^6$) используются различные пристеночные функции, вид которых определяется учетом влияния шероховатости [7]. В данном исследовании рассматривается упрощенная постановка задачи, когда шероховатость не принимается во внимание, а криволинейная стенка полагается гладкой. Таким образом, учитывается влияние рельефа местности и расположенных на ней строений на формирование сдвига ветра.

Генерирование расчетной сетки и численный метод. Вводится базовая система координат $X_a Y_a Z_a$ с началом в центре исследуемой области. Плоскость $X_a Z_a$ соответствует горизонтальной плоскости, а ось Y_a направлена по вертикали вверх. Координаты узлов расчетной сетки определяются в системе координат, связанной с направлением ветрового потока. По координатам X и Z используется равномерное разбиение с шагом, определяемым заданным числом точек и соответствующим размером расчетной области. По вертикальной координате используется разбиение со сгущением узлов в приземном слое, при этом шаг сетки возрастает от некоторого начального значения в геометрической прогрессии. Показатель степени прогрессии подбирается таким образом, чтобы значение высоты в каждой точке верхнего слоя сетки равнялось заданной высоте расчетной области. Форма "горизонтальных" координатных поверхностей определяется линейной интерполяцией между нижним слоем, повторяющим рельеф местности, и верхним слоем, представляющим собой горизонтальную плоскость.

Предварительные численные исследования выполняются на композитной многоблочной сетке, состоящей из пересекающихся фрагментарных структурированных сеток различных масштабов (см. рис. 1, а) [3, 5]. Внешняя грубая сетка с крупными шагами предназначена для расчета ветрового режима в области размером $10\,000 \times 10\,000$ м.

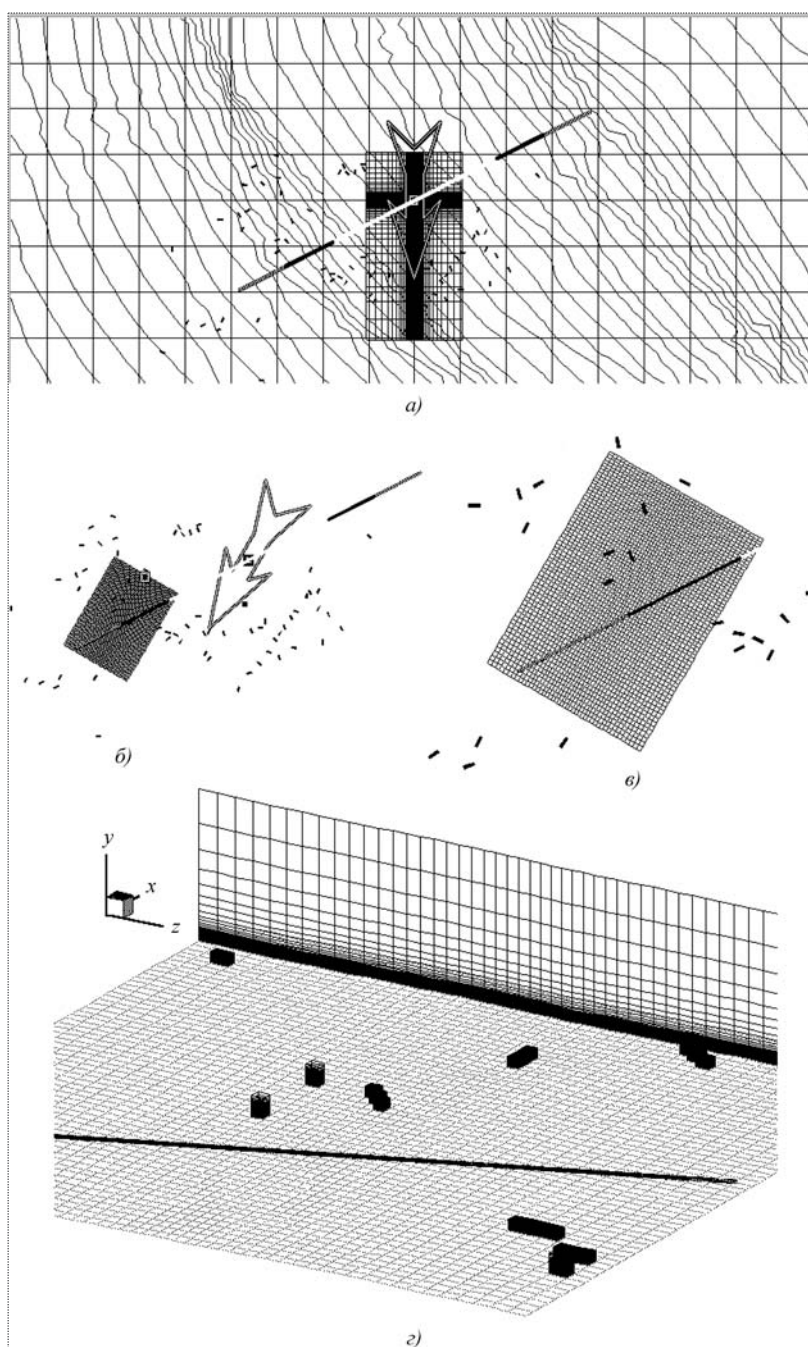


Рис. 1. Многоблочная расчетная сетка в окрестности аэропорта (а — полная, б, в — центральный фрагмент), состоящая из внешней (грубой) и внутренней (мелкой) сеток с нанесенными глissадами (г), рельефом, зданиями на нем и с указанием направления ветра (стрелка)

Внутренняя сетка с мелким шагом строится в малой окрестности аэропорта и служит для более детального разрешения вихревых особенностей течения в районе глissады. Рельеф вводится как подстилающая омываемая поверхность, на которой строится согласован-

ная косоугольная сетка со сгущением узлов к стенке. Минимальный шаг принимается равным 1 м.

Проведенные методические исследования показали, что параметрические расчеты целесообразно проводить на моноблочной сетке ($63 \times 31 \times 46$) в сокращенной расчетной области размером $1100 \times 200 \times 800$ м (см. рис. 1, б...г). Расчетная сетка всегда ориентируется по направлению ветра (см. рис. 1, в).

Исходные уравнения, записанные в приращениях зависимых переменных, решаются конечно-объемным методом с помощью процедуры коррекции давления SIMPLEC на согласованном расчетном шаблоне с расположением неизвестных величин в центрах ячеек. Чтобы избежать рассогласования полей скорости и давления, применяется подход Рхи—Чоу, причем вводится специально подобранный из методических экспериментов коэффициент релаксации, равный 0,1. Для снижения отрицательного воздействия численной диффузии аппроксимация конвективных членов в явной части уравнений количества движения выполняется по квадратичной противопоточной схеме Леонарда, в то время как в неявной части уравнений переноса эти члены представляются с помощью односторонних разностей против потока. Это делается в целях повышения скорости сглаживания погрешностей зависимых переменных и способствует увеличению сходимости итерационного процесса. Рост вычислительной эффективности разработанного алгоритма обусловлен также использованием метода неполной матричной факторизации [7].

Анализ полученных результатов

На рис. 2...4 представлены некоторые из полученных результатов расчета круговой обдувки местности аэропорта г. Нальчик при различных толщинах атмосферного пограничного слоя δ . Поскольку изменение начальной толщины слоя δ не приводит к существенной перестройке профилей скорости в пограничном слое, а лишь оказывает влияние на величину градиентов скорости, оказалось возможным ограничиться рассмотрением данных для одной толщины $\delta = 20$ м. На рис. 2, 3 сравниваются профили модуля скорости вдоль глissады и производные от модуля скорости с учетом и без учета наличия зданий на местности. Таким образом, определяется совместное влияние рельефа и застройки окрестности аэропорта на формирование сдвига ветра.

Интересно отметить, что рассматриваемый рельеф в окрестности аэропорта вряд ли можно отнести к холмистым или гористым. Заметных перепадов высот не отмечается. Однако, как следует из рис. 1, а, местность имеет уклон, т.е. высота рельефа над уровнем моря снижается от северо-восточного к юго-западному направлению (по диагонали расчетной области). Это означает, что в указанном направлении при движении воздуха в сторону уменьшения высоты поток замедляется, причем толщина пограничного слоя возрастает (диффузор), а в противоположном направлении — происходит его ускорение и поджатие (конфузор). Анализ профилей модуля скорости ветра вдоль глissады подтверждает сделанное предположение. Действительно, профили скорости ветра с северо-востока (см. рис. 2, б) и с юго-запада (см. рис. 2, ж) различаются по наполнению и по высоте. В первом профиле существует ярко выраженный периферийный максимум, а толщина пограничного слоя составляет почти 100 м. Второй профиль мало отличается по форме от входного, однако около земли возникает типичный сдвиговой слой с периферийным минимумом скорости. Толщина пограничного слоя не превышает 40...60 м, т.е. вдвое меньше, чем при движении потока в противоположном направлении.

Элементы шероховатости, расположенные на рельефе местности достаточно хаотично, оказывают существенное влияние на профили модуля скорости ветра. Как следует из рис. 1, б, в, плотность элементов весьма значительна в северо-западной и особенно в северо-восточной частях области. Как следствие, в диапазоне направлений ветра φ от -60° до 90° наблюдаются большие колебания модуля скорости ветра, связанные с генерированием сдвига ветра при обтекании элементов шероховатости (см. рис. 2, а...г, и, к). Следует отметить, что флуктуации скорости оказываются наложенными на профиль скорости, полученный при обтекании рельефа без шероховатости, т.е. можно оценить факторы, их обусловившие.

Градиенты модуля скорости, представленные на рис. 3, естественно согласуются с поведением самих профилей скорости, приведенных на рис. 2. Учет влияния шероховатости оказывается существенным не только вдали от земной поверхности, но и в непосредственной близости от нее. Это следует из анализа профилей, представленных на рис. 3, а, и, к, полученных при варьировании φ от -60° до 0. Однако при других направлениях ветра влияние дискретной шероховатости вблизи земли практически незаметно. При южном вет-

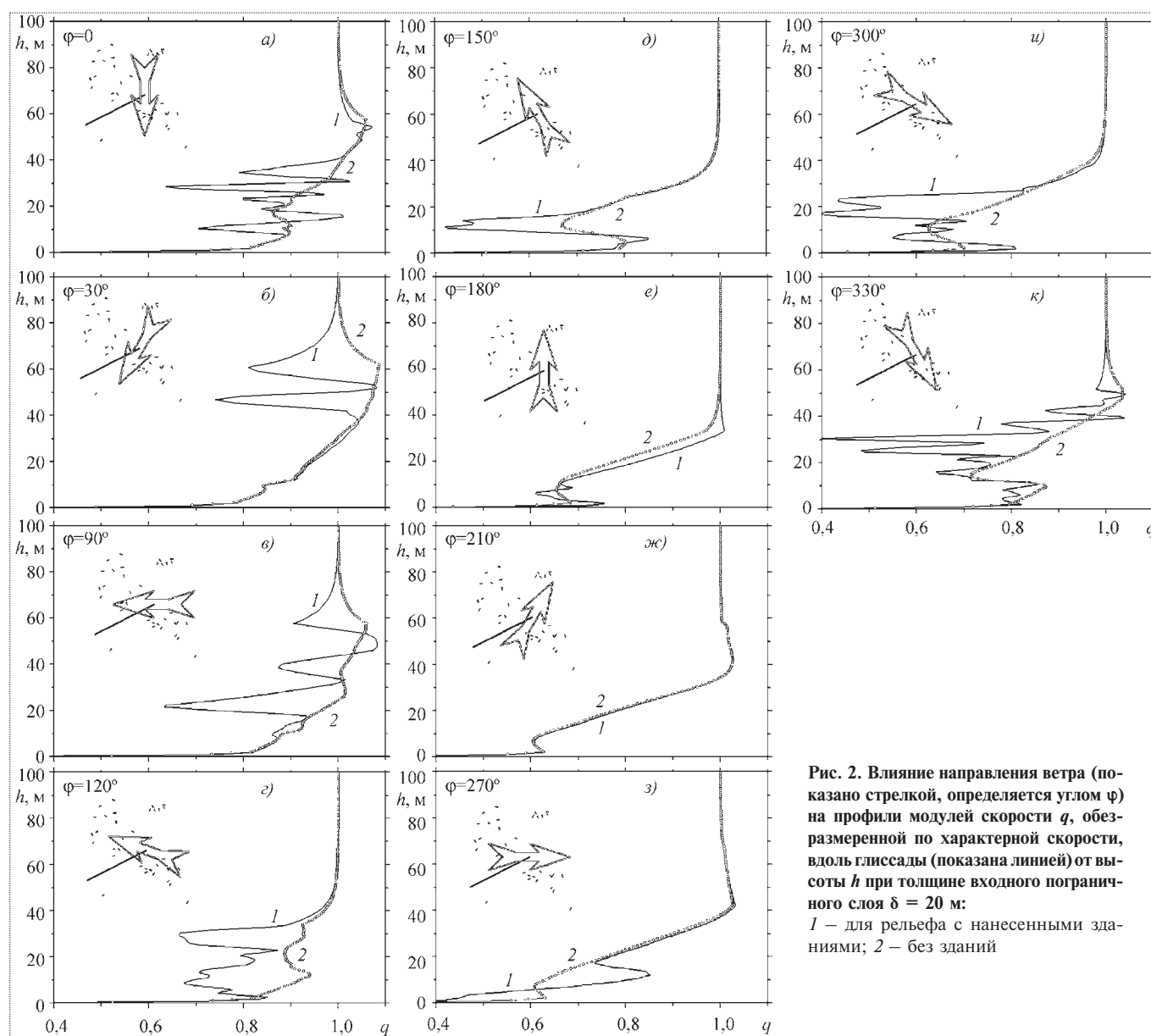


Рис. 2. Влияние направления ветра (показано стрелкой, определяется углом φ) на профили модулей скорости q , обезразмеренной по характерной скорости, вдоль глиссады (показана линией) от высоты h при толщине входного пограничного слоя $\delta = 20$ м: 1 – для рельефа с нанесенными зданиями; 2 – без зданий

ре (см. рис. 3, д, е, ж) градиенты модуля скорости ветра, вызванные шероховатостью, тоже малы, но уже по всей высоте пограничного слоя. Формирование сильного сдвига ветра на высотах свыше 10 м начинается с направления ветра $\varphi = -60^\circ$, причем по мере увеличения φ сдвиг несколько ослабевает, но зона его распространения охватывает широкий диапазон высот: от 10 до 80 м. При подходе к $\varphi = 30^\circ$ значения производных модуля ветра сглаживаются, однако при $\varphi = 90^\circ \dots 150^\circ$ опять имеет место всплеск градиентов.

Результаты расчетов поля скорости на рис. 4, полученные при входной толщине пограничного слоя 20 м

и угле направления входного потока 30° , поясняют возникновение сдвигов ветра на глиссаде, показанных на рис. 2, 3. За дискретными элементами шероховатости (застройкой местности) образуются вихревые следы, представляющие собой увеличивающиеся в размерах шлейфы изменения продольной составляющей скорости. Эти следы, объединяясь, выходят в район глиссады (см. рис. 4, а). Как следует из рис. 4, б, глиссада пересекает районы больших градиентов в приземном пограничном слое. В результате на профиле скорости ветра (см. рис. 2) возникают зигзагообразные участки, символизирующие сдвиг ветра.

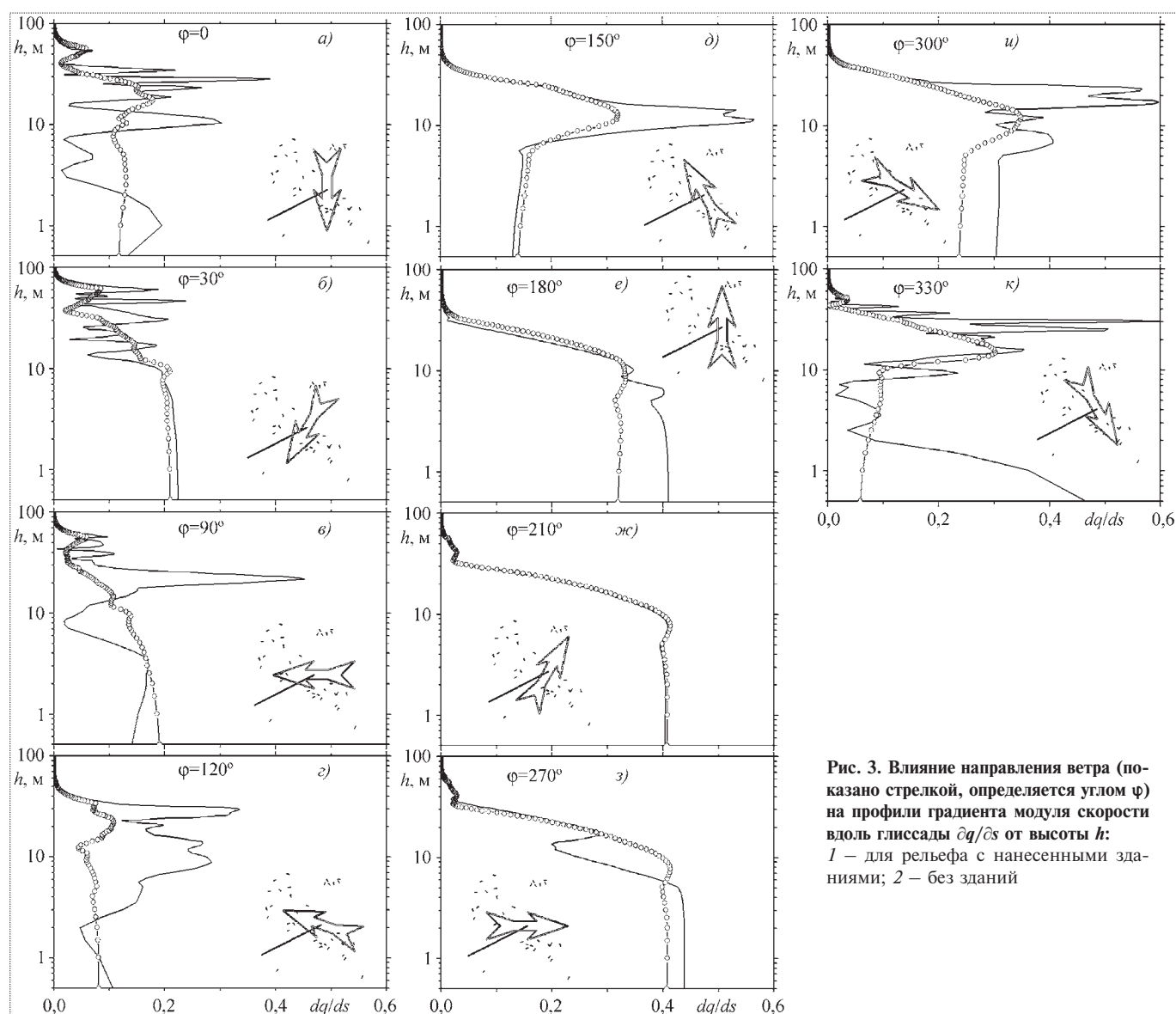


Рис. 3. Влияние направления ветра (показано стрелкой, определяется углом φ) на профили градиента модуля скорости вдоль глissады $\partial q/\partial s$ от высоты h : 1 – для рельефа с нанесенными зданиями; 2 – без зданий

Оценка степени опасности сдвига ветра является предметом внимания специалистов по безопасности полетов воздушных судов [3, 5, 6, 10]. Безусловно, во многом опасность определяется скоростью ветра вне атмосферного пограничного слоя. Следует отметить, что рассчитанная база данных для составляющих скорости ветра и их производных формируется для выбранной характерной скорости 1 м/с и далее пересчитывается на натурные условия, соответствующие измеренным значениям скорости ветра [5, 6].

Известно, что сдвиг ветра более 6 м/с на высоте 30 м считается очень сильным [2]. Направления ветра в диапазоне от -60° до -30° характеризуются (см. рис. 3, и, к) максимальными сдвигами ветра, отнесен-

ными к характерной скорости ветра около 0,6. Таким образом, при скорости ветра ~ 10 м/с сдвиги ветра, формирующиеся в районе глissады вследствие орографии местности, становятся опасными.

В работах И.В. Стрельца получила развитие концепция предельных профилей ветра [10]. Однако до сих пор остается неясным физический смысл критического профиля сдвига ветра. Конечно, полученная с помощью измерений информация о ветре не отличается полнотой и определенностью. Данное численное моделирование, хотя и не восполняет каталог типовых ситуаций формирования сдвига ветра, во многом проясняет реальные причины возникновения устойчивых градиентов в приземном пограничном слое.

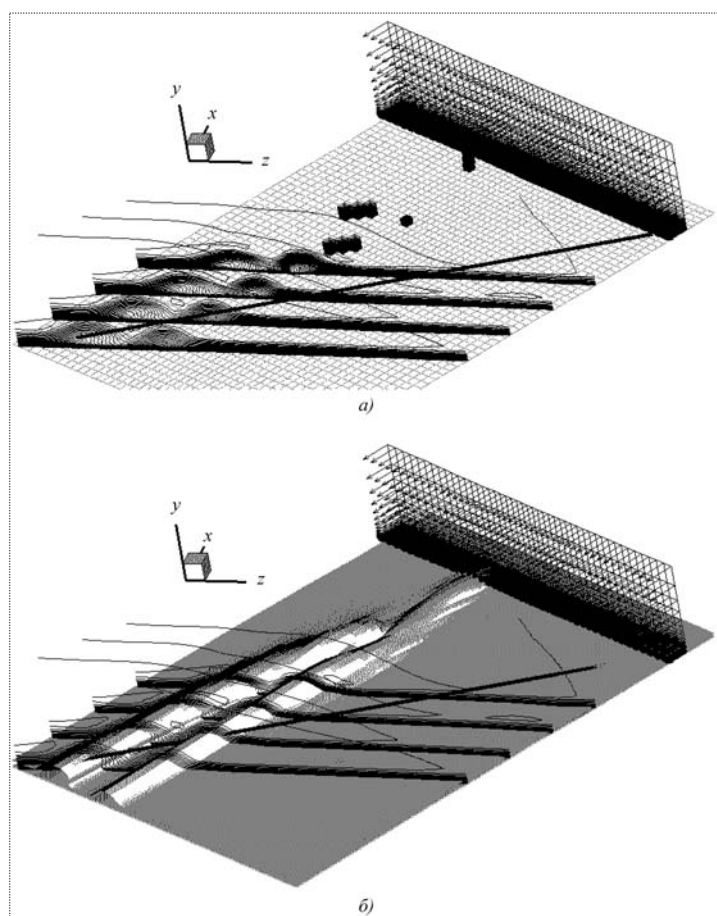


Рис. 4. Картины изолиний в поперечных сечениях расчетной области (а) и изоповерхность (б) продольной составляющей скорости ($\varphi = 30^\circ$; $\delta = 20$ м)

Структура и функционирование системы предупреждения опасного влияния сдвига ветра

Объединение и совместное функционирование подсистемы, определяющей скорости движения воздушного потока вдоль глissады, и подсистемы, анализирующей отклонение движения ВС от заданной траектории с учетом сдвига ветра, приводят к созданию принципиально новой системы оперативного предупреждения о сдвиге ветра (СОП-СВ). Структура такой системы представлена на рис. 5.

Функционирование системы предупреждения опасного влияния сдвига ветра включает следующие основные этапы:

"оживление" базы данных за счет измерения скорости в двух точках пространства в районе аэропорта: на высоте ~ 10 м и на высоте, где направление потока наиболее близко к направлению невозмущенного потока;

определение толщины атмосферного пограничного слоя (АПС) и перевод безразмерных значений составляющих скорости ветра в размерные величины с использованием в качестве исходных данных направления ветрового потока и значений модуля скорости в двух точках;

интерполяция составляющих скорости вдоль глissад по значениям начальной толщины АПС и направления ветра в базе данных и оценивание прогнозируемых сдвигов ветра;

траекторный анализ движения ВС и оценивание опасного значения сдвига ветра. Сдвиг ветра считается опасным, когда расчетная траектория "не выводит" ВС на взлетно-посадочную полосу с допустимой вертикальной перегрузкой;

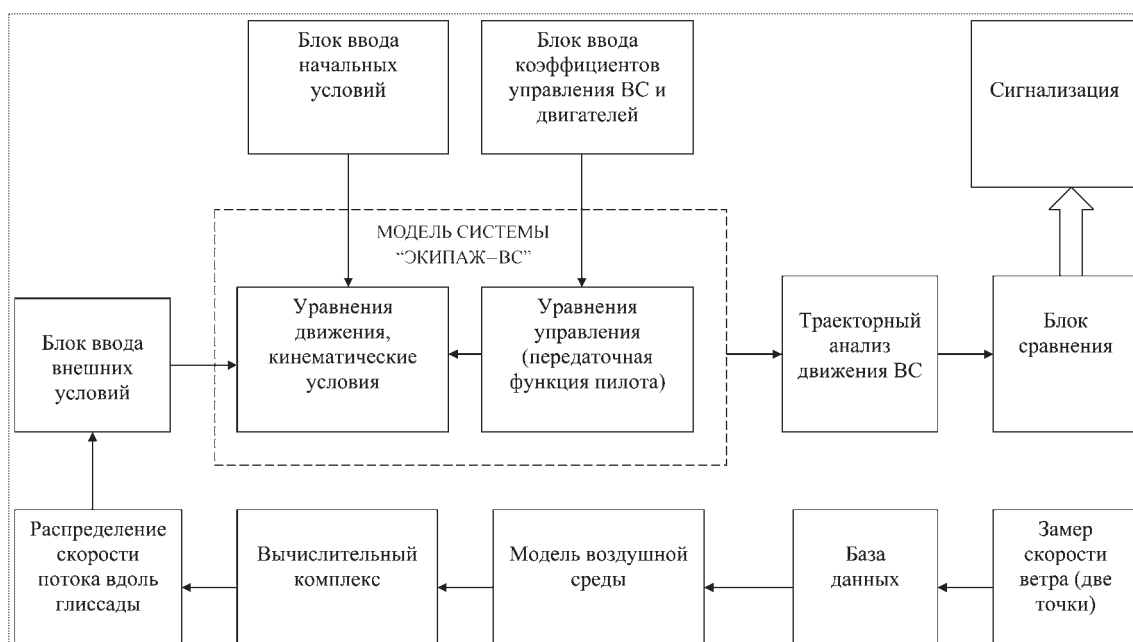


Рис. 5. Структурная схема СОП-СВ

срабатывание предупреждения по сдвигу ветра при превышении порогового (опасного) значения, которое передается на борт ВС;

непрерывный или дискретный ввод информации в базу данных с последующей ее автоматизированной оценкой.

Таким образом, предложена система прогнозирования опасного сдвига ветра, формирующегося за счет орографии местности, на основе развитой мезомасштабной математической модели ветровой обстановки в окрестности аэропорта. На примере аэропорта г. Нальчик дан численный анализ влияния дискретной шероховатости — застройки рельефа — на сдвиг ветра.

Список литературы

1. Verkaik J.W., Smits A. Interpretation and estimation of the local wind climate // Proceedings of Third European & African Conf. on Wind Engineering. Eindhoven University of Technology. 2001. P. 43–56.
2. Сдвиг ветра / Циркуляр ИКАО № 186-AN / 122. Монреаль, ИКАО, 1987. 200 с.
3. Система предупреждения опасного сдвига ветра / В.В. Бабаскин, С.А. Исаев, Х.Т. Метов, В.В. Чепига // Всероссийский научно-технический журнал "Полет". 2000. № 8. С. 10–16.

4. Белов И.А., Исаев С.А., Коробков В.А. Задачи и методы расчета отрывных течений несжимаемой жидкости. Л.: Судостроение, 1989. 256 с.

5. Метов Х.Т. Система предупреждения опасного влияния сдвига ветра. Автореферат дис. ... канд. техн. наук. СПб., Академия ГА, 2002. 22 с.

6. Сдвиг ветра в летной эксплуатации (система оповещения) / В.В. Бабаскин, С.А. Исаев, Х.Т. Метов, И.А. Пышный, В.Е. Чепига. СПб., Академия ГА, 2002. 146 с.

7. Численное моделирование вихревой интенсификации теплообмена в пакетах труб / Ю.А. Быстров, С.А. Исаев, Н.А. Кудрявцев, А.И. Леонтьев. СПб.: Судостроение, 2005. 398 с.

8. 10-летний опыт развития многоблочных вычислительных технологий в пакете VP2/3 применительно к решению задач аэрогидромеханики и теплообмена / С.А. Исаев, П.А. Баранов, Н.А. Кудрявцев и др. // Актуальные аспекты физико-механических исследований. Механика. Киев. Наук. думка, 2007. С. 116–134.

9. Krus H.W., Haanstra J.O., van der Ham R., Wichers Schreur B. Numerical simulations of wind measurements at Amsterdam airport schiphol // Proceedings of Third European & African Conf. on Wind Engineering. Eindhoven University of Technology. 2001. P. 201–208.

10. Стрелец И.В. Моделирование захода на посадку и посадки воздушных судов (ВС) в условиях предельных профилей сдвига ветра. Автореферат дис. ... канд. техн. наук. СПб., Академия ГА, 2000. 21 с.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ по проектам № 08-01-00059 и № 08-08-90001.



ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ

ПОТЕНЦИАЛЬНЫЕ ПОКУПАТЕЛИ УЖЕ ИНТЕРЕСУЮТСЯ ИСТРЕБИТЕЛЕМ Су-35

Авиационная холдинговая компания "Сухой" планирует поставить на экспорт около 200 многофункциональных истребителей Су-35. "Я думаю, что в 2012–2013 г. мы этот самолет начнем поставлять заказчикам", — заявил на авиасалоне "Аэрошоу Чайна-2008" заместитель генерального директора компании "Сухой" Сергей Сергеев. Он отметил, что Су-35 — это фактически ответ России на американский истребитель F/A-18EF. Уже есть несколько партнеров, которые активно интересуются самолетом Су-35. К Су-35 проявляют большой интерес, прежде всего, страны, имеющие на вооружении российские Су-27 и Су-30. В настоящее время истребитель Су-35 проходит испытания. Су-35 уже сделал несколько десятков испытательных полетов. В испытаниях участвуют две опытные машины. С начала года к ним подключится третья.

Многоцелевой истребитель Су-35 предназначен для поражения воздушных целей (в свободном пространстве и на фоне земли), а также наземных и надводных целей с применением управляемых и неуправляемых авиационных средств поражения. Это качественно новая машина. Самолет получил усовершенствованный планер, позволивший добиться существенного увеличения ресурса самолета — до 6000 ч или 30 лет эксплуатации. При его разработке были использованы технологии снижения радиолокационной заметности. Истребитель оснащен системой дозаправки топливом в полете и может быть использован для дозаправки однотипных самолетов.

Другим важным отличием Су-35 от предшественников семейства Су-27 является применение новых двигателей 117С разработки НПО "Сатурн". По сравнению с АЛ-31Ф вместе с тяговыми показателями (увеличились на 16 %) в 2...2,7 раза возросли и ресурсные характеристики силовой установки. Самолет оборудован вспомогательной силовой установкой, позволяющей действовать с неподготовленных аэродромов. Новая комплексная система управления КСУ-35, выполняющая функции сразу нескольких систем, применявшихся раньше на Су-27, повысила пилотажные и маневренные возможности истребителя.

Главной особенностью Су-35 является применение принципиально нового комплекса бортового радиоэлектронного оборудования, включая информационное обеспечение кабины пилота, так называемая "стеклянная кабина". Основу системы управления вооружением самолета составляет новая РЛС с фазированной антенной решеткой "Ирбис-Э", обладающая уникальными характеристиками по дальности обнаружения целей. Она позволяет обнаружить воздушные цели на расстоянии до 400 км, сопровождать до 30 воздушных целей, а также вести одновременный обстрел до 8 воздушных и 4 наземных целей.

Вестник Интерфакс—АВН № 44 (371), 2008 г.

УДК 629.7

Результаты противопожарных операций самолетов-амфибий Бе-200 в 2004–2007 гг.

Д.Ю. Дурицын, В.П. Соколянский

Приводятся статистические данные по производительности самолетов-амфибий Бе-200, полученные в ходе проведения противопожарных операций в странах Европы в 2004–2007 гг. При сопоставлении этих данных с показателями производительности противопожарного самолета-амфибии CL-415 фирмы Бомбардье Канадэр делается вывод о существенно более высокой эффективности отечественного самолета при решении задач пожаротушения.

D.Yu. Duritsyn, V.P. Sokolyanskyi. The Results Of Fire-control Operations Of Be-200 Amphibian Aircrafts During 2004–2007

The article contains statistic data on fires isolated by Be-200 amphibian aircrafts in European countries during fire seasons in 2004–2007. The effectiveness of Be-200 and Bombardier Canadair CL-415 is compared. It is confirmed that Be-200 is more effective in fire-control operations.

Авиационные средства являются наиболее оперативным способом борьбы с такими стихийными бедствиями, как лесные пожары. В первые минуты и часы пожара именно быстрота реакции предопределяет эффективность и успех всей противопожарной операции в целом.

Самолеты-амфибии благодаря конвейерному способу доставки воды из ближайших водоемов обеспечивают высокий темп локализации пожара, особенно на ранних стадиях его развития. Это доказывают результаты программ опытно-коммерческой эксплуатации самолетов-амфибий Бе-200ЧС, оснащенных скоростной системой забора воды на глиссировании [1, 2] и способных сбрасывать до 12 т воды или огнегасящего раствора.

Статистика результатов работы амфибий Бе-200ЧС на протяжении пожароопасных сезонов 2004–2007 гг. в Италии, Португалии и Греции позволила определить часовую производительность противопожарного Бе-200ЧС. Обобщенная статистика по количеству пожаров, объемам сброшенной воды и налету при противопожарных операциях 2004–2007 гг. на самолетах серии Бе-200ЧС представлена в таблице.

Отметим значительное разнообразие пожаров и условий проведения операций по их тушению. По виду ландшафта пожары происходили на равнинной, холмистой местностях, на склонах гор и в ущельях на высотах до 1300 м выше уровня моря (Италия). Горели степные и лесные участки суши. По степени сложности пожары варьировались от низшей до высшей категории сложности. Часть пожаров происходила в непосредственной близости от сооружений и населенных территорий. Бе-200ЧС продемонстрировал возможности подавления и контроля распространения пожара без повреждения собственности и причинения вреда наземным пожарным службам.

Условия забора воды на озерах, в морских заливах и прибрежных водах открытого моря изменялись от ветровой волны высотой $H_v = 0,2...0,8$ м и зыби высотой $H_z = 0,1...0,6$ м до шторма, включая смешанное волнение. Распределение волновых условий по типу волнения в процессе забора воды получилось следующим: при ветровом



ДУРИЦЫН
Дмитрий Юрьевич —
начальник КБ перспектив-
ного проектирования
ОАО "ТАНТК
им. Г.М. Бериева"



СОКОЛЯНСКИЙ
Владимир Петрович —
заместитель директора
ЦАГИ, начальник филиала
ЦАГИ "Московский ком-
плекс ЦАГИ",
кандидат техн. наук

Год	2004	2005	2006	2007	2007
Страна	Италия	Италия	Португалия	Португалия	Греция
Самолет-амфибия (бортовой номер)	Бе-200ЧС (RA-21512)	Бе-200ЧС (RA-21512)	Бе-200ЧС (RA-21512)	Бе-200ЧС (RA-21517, RA-32516)	Бе-200ЧС (RA-32768, RA-21512)
Команда	Beriev, Sorem	Beriev, Sorem	Beriev, МЧС РФ	МЧС РФ, Beriev	МЧС РФ, Beriev
Число пожаров	4	33	33	58	15
Объем сброшенной воды, включая тренировочные по- леты (только на пожары), т	1818,4 (324,1)	3594,6 (2624,5)	2112 (2112)	2560 (2560)	—
Общее число полетов, вклю- чая тренировочные и пат- рульные	46	63	33	58	15
Число заборов воды	255	435	256	342	127
Общий налет	87 ч 40 мин	133 ч	92 ч 38 мин	130 ч 20 мин	—

волнении выполнено 85 % заборов воды, при смешанном волнении — 14 % и при зыби — 1 %.

Диаграмма (рис. 1) дает представление о реальных волновых условиях, которые имели место в ходе противопожарных операций. При ветровом волнении в 88,4 % случаев заборы воды производились в штилевых условиях и на волнении, высота которого не превышала 0,25 м. Только иногда самолеты-амфибии эксплуатировались на верхней границе своей мореходности. Такие реальные условия эксплуатации в противопожарных операциях благоприятно сказываются на сохранении ресурса самолетов, так как нагрузки на конструкцию оказываются существенно меньше, чем заложенные разработчиком в ресурсно-прочностные модели самолета-амфибии Бе-200ЧС.

Диапазон удаленности произошедших пожаров от точек базирования самолетов был достаточно широким (рис. 2). В Италии он достигал 380...700 км. За счет высокой ($V_{\max} = 680$ км/ч) крейсерской скорости полета самолет-амфибия Бе-200ЧС обеспечивал быструю

доставку воды даже на отдаленные очаги возгорания. Сброс масс воды (см. рис. 2) был осуществлен при одной заправке самолета топливом.

При определении верхней границы производительности самолета-амфибии Бе-200ЧС были использованы данные по шести пожарам, произошедшим на различном удалении зоны пожара от водоема забора воды. Максимальные объемы сброшенной воды на этих пожарах приведены к часовой производительности самолета-амфибии Бе-200ЧС (рис. 3). На рис. 3 представлены также данные разработчика *Bombardier Aerospace* по производительности противопожарной амфибии CL-415 [3]. Часовая производительность Бе-200ЧС в аналогичных условиях более чем в 2,9...3,5 раза превосходит показатели противопожарного самолета-амфибии CL-415. Особенно заметно преимущество Бе-200ЧС при больших (более 30...80 км) удалениях пожара от водоема забора воды, где CL-415 малоэффективен.

Оценим, существуют ли пути повышения производительности противопожарной амфибии Бе-200ЧС. Потенциал, заложенный в конструкцию специальной системы противопожарного оборудования и планера самолета в целом, позволяет выделить следующие направления работ, касающиеся этой системы:

доведение объемов забираемой воды на глиссировании до 14 м^3 за счет оптимизации использования физического объема конструкции подпольных баков (оценка по повышению часовой производительности составляет 7...9 %);

повышение длины зоны орошения с заданной плотностью покрытия за счет применения систем регулируемого расхода сброса воды. По оценкам ЦАГИ, за счет управления расходом воды длина создаваемого за один сброс воды

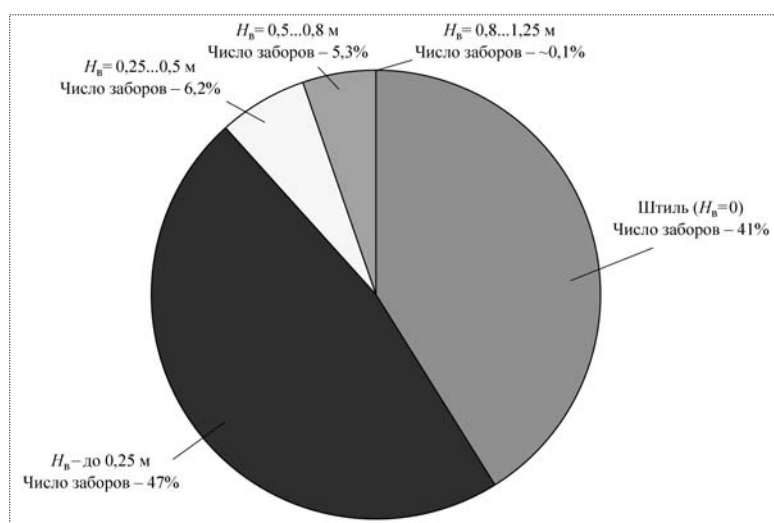


Рис. 1. Статистика волновых условий при заборах воды

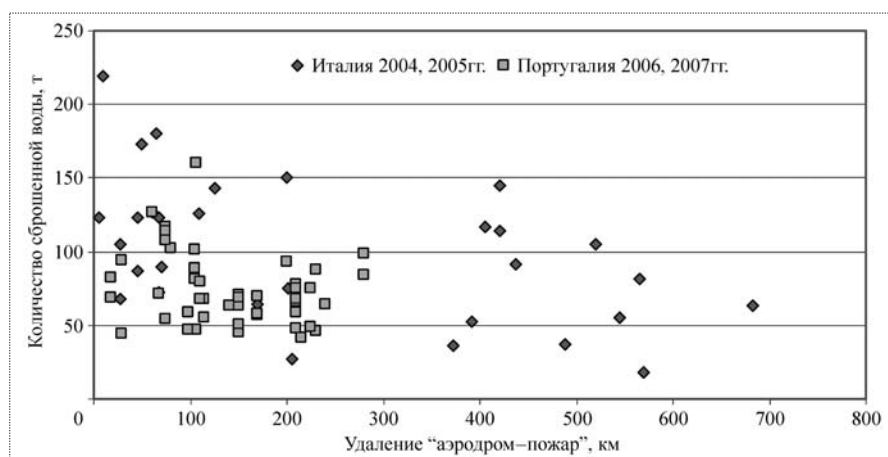


Рис. 2. Количество сброшенной воды в зависимости от удаленности аэродрома базирования от зоны пожара (не представлены пожары, потушенные при массе сброшенной воды менее 33 т)

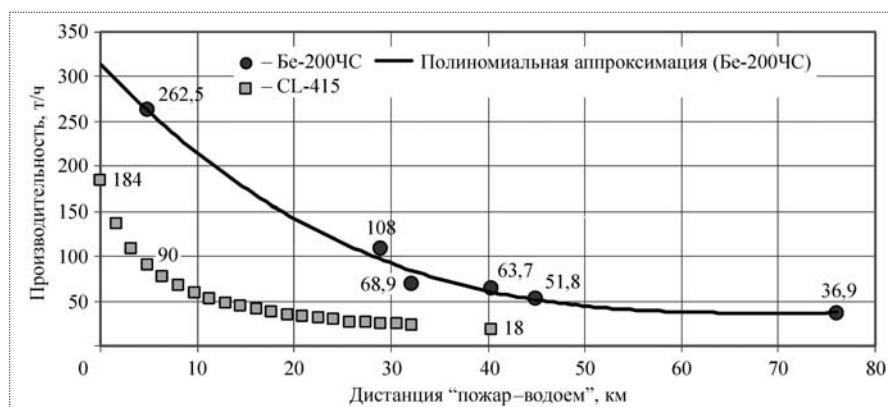


Рис. 3. Производительность самолетов-амфибий при различном удалении зоны пожара от водоема забора воды

участка заграждения при лесных пожарах может быть увеличена на 40...60 %.



Рис. 4. Сброс воды с Бе-200 при маневрировании в процессе тушения пожара

В качестве итоговой оценки характеристик самолетов-амфибий Бе-200ЧС в реальных условиях применения можно привести заявление представителя министерства внутренних дел Португалии после тушения пожара в г. Синтра – пригороде Лиссабона, исторической территории мирового значения, находящейся под защитой ЮНЕСКО: "От имени и по поручению национального оперативного командующего по вопросам гражданской безопасности, г-на Gil Martins, позвольте поблагодарить команду Бериев в Португалии за работу по тушению пожара в Синтра 23 августа 2007 г., в ходе которой были продемонстрированы исключительные эксплуатационные качества двух самолетов Бе-200. Высокопоставленные лица и члены правительства, наблюдавшие за полетами, оценили работу пилотов и всего экипажа как исключительную и решающую."

Самолеты Бе-200 (Бе-200ЧС) идеально вписались в существующую в Европе инфраструктуру аэропортов и систему эксплуатации воздушных судов государственными организациями и частными компаниями, участвующими в решении задач пожаротушения. Самолеты показали

свои возможности при работе в разнообразных ландшафтных условиях, включая труднодоступные горные районы. Благодаря превосходным скоростным и маневренным характеристикам (рис. 4), высокой тяговооруженности в сочетании с большой грузоподъемностью, уникальным амфибийным качествам самолеты Бе-200 на сегодняшний день, безусловно, являются самыми эффективными противопожарными самолетами в мире.

Список литературы

1. Дурицын Д.Ю., Соколянский В.П. Струйные водозаборные устройства и системы специального пожарного оборудования в гидроавиации // Сб. докл. III научн. конференции по гидроавиации "Гидроавиасалон-2000". М.: Изд. ЦАГИ, 2000.
2. Дурицын Д.Ю., Баников Ю.М., Лукьянов С.С. Особенности систем набора воды на режиме глиссирования гидросамолета // Сб. докл. V науч. конференции по гидроавиации "Гидроавиасалон-2004". М.: Изд. ЦАГИ, 2004.
3. www.bombardier.com Bombardier Aerospace>Amphibious Aircraft.



БИРЮКОВ
Василий Иванович —
доцент МАИ,
кандидат техн. наук

Особенности расчета внутрикамерных автоколебаний в дросселируемых ЖРД на гидразине

В.И. Бирюков

Приведены результаты исследований автоколебаний рабочего процесса в камерах дросселируемых жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) с термическим разложением гидразина, выполненных методом качественной теории нелинейных дифференциальных уравнений. Показано, что в зависимости от значений бифуркационных параметров при регулировании тяги ЖРД могут реализовываться различные неустойчивые состояния типа седла, предельных циклов, фокусов и узлов.

V.I. Biryukov. Features Of Calculation Inside The Chamber Self-oscillations In Throttling Liquid Propellant Rocket Motors On Hydrazine

Results of researches of self-oscillations of working process in chambers throttling liquid propellant rocket motors with thermal decomposition of the hydrazine, executed (made) by a method of the qualitative theory of non-linear differential equations are adduced. It is shown, that depending on values bifurcation parameters at thrust control liquid propellant rocket motors various unstable states of type may be realized: grew grey, limiting (marginal) cycles, focuses and units.

По Рэлею потеря устойчивости рабочего процесса в камере жидкостного ракетного двигателя (ЖРД) определяется фазовыми соотношениями между колебаниями давления и тепловыделения при преобразовании топлива, причем подвод теплоты в этом случае происходит при более высоком давлении, чем ее отвод. Это условие выполняется, если фазовый сдвиг ψ находится в интервале $-\pi/2 < \psi < \pi/2$. Условие идеального перемешивания в камере сгорания ЖРД позволяет описывать процесс преобразования топлива в конечные продукты с помощью дифференциальных уравнений в полных производных. Постановочную часть модели в виде уравнений баланса массы для исходной паровой фазы и энергии в камере дросселируемого ЖРД с термическим разложением гидразина можно представить, используя известные соотношения для проточного химического реактора [2, 3, 4]:

$$\frac{d\rho_{\text{п}}}{dt} = \frac{\dot{m}_{\text{впр}}}{V_{\text{к}}} - \left(k_a e^{\frac{E}{RT}} + (1 - \varphi_{\text{к}}) F_{\text{к}} \frac{u_{\text{г}}}{V_{\text{к}}} \right) \rho_{\text{п}}, \quad (1)$$

$$\frac{dT}{dt} = \frac{q_{\text{тв}} k_a e^{\frac{E}{RT}}}{c_{\text{р}} \bar{\rho}_0} \rho_{\text{п}} - F_{\text{к}} \frac{u_{\text{г}}}{V_{\text{к}}} \frac{c_{\text{рп}}}{c_{\text{р}}} (T - T_{0\text{п}}) - \alpha \frac{S_{\text{к}}}{\bar{\rho}_0 V_{\text{к}}} (T - T_{\text{ст}}), \quad (2)$$

где $\rho_{\text{п}}$ — массовая концентрация пара гидразина в объеме зоны разложения; $\dot{m}_{\text{впр}}$ — массовая скорость впрыска; $V_{\text{к}}$, $F_{\text{к}}$ — объем и площадь поперечного сечения камеры ЖРД соответственно; k_a — константа лимитирующей стадии химических реакций; E — энергия активации лимитирующей стадии в цепной реакции разложения гидразина

[2, 3, 5]; R — газовая постоянная; u_r — скорость газа; ϕ_k — коэффициент полноты разложения гидразина; T — температура смеси газов в камере; $q_{тв}$ — суммарный тепловой эффект химической реакции разложения; c_p — теплоемкость идеальной смеси газов в камере при постоянном давлении; $c_{рп}$ — теплоемкость пара гидразина при постоянном давлении; $\bar{\rho}_0$ — плотность смеси газов, включая продукты разложения; $T_{0п}$ — исходная температура пара гидразина; $T_{ст}$ — температура внутренней стенки камеры; α — среднее значение коэффициента теплоотдачи от газа к внутренней стенке камеры; S_k — площадь стенок камеры.

Введем обозначения для отклонений температуры Y и концентрации пара гидразина X от их стационарных значений:

$$Y = \frac{E}{RT_r} \frac{T - \bar{T}_r}{\bar{T}_r}, \quad (3)$$

$$X = \frac{\rho_{п} - \bar{\rho}_{п}}{\bar{\rho}_0}, \quad (4)$$

где $\bar{T}_r$ — среднее по камере стационарное значение температуры смеси газов; $\bar{\rho}_0$ — среднее по камере стационарное значение плотности смеси газов; $\bar{\rho}_{п}$ — осредненное по камере значение массовой концентрации пара топлива.

Уравнения (1) и (2) с учетом обозначений (3) и (4) примут вид

$$\frac{dX}{dt} = \lambda X_0 - \left(X + \frac{\bar{\rho}_{п}}{\bar{\rho}_0} \right) [\lambda(1 - \phi_k) + k_a e^{\frac{-1}{\mu(Y_{п} + 1)}}], \quad (5)$$

$$\frac{dY}{dt} = \frac{k_a q_{тв}}{c_p \mu \bar{T}_r} \left(X + \frac{\bar{\rho}_{п}}{\bar{\rho}_0} \right) e^{\frac{-1}{\mu(Y_{п} + 1)}} - Y(\alpha_0 + \lambda) - L_{\beta}. \quad (6)$$

Здесь α_0 — приведенный коэффициент, характеризующий скорость теплоотдачи в стенки камеры,

$$\alpha_0 = \frac{\alpha S_k}{V_k \bar{\rho}_0 c_p}; \quad (7)$$

λ — скорость выноса тепловой энергии из камеры через сопло,

$$\lambda = \frac{F_k u_r}{V_k}; \quad (8)$$

μ — параметр, характеризующий химическую активность монотоплива,

$$\mu = R \bar{T}_r / E; \quad (9)$$

L_{β} — постоянная для фиксированного режима величина, учитывающая подвод энергии в камеру,

$$L_{\beta} = \lambda \bar{T}_{0п}^* + \alpha_0 \bar{T}_{ст}^*; \quad (10)$$

$\bar{T}_{0п}^*$ — относительная температура пара гидразина,

$$\bar{T}_{0п}^* = \frac{1 - \frac{T_{0п}}{\bar{T}_r} \frac{c_{рп}}{c_p} X_0}{\mu}; \quad (11)$$

$\bar{T}_{ст}^*$ — относительная температура стенки камеры,

$$\bar{T}_{ст}^* = \frac{1 - T_{ст} / \bar{T}_r}{\mu}. \quad (12)$$

Реакция инициирования термического разложения гидразина: $N_2H_{4\text{ газ}} \rightarrow 2NH_2$. В ее результате образуются радикалы $-NH_2 - NH_2 -$, формирующие химические цепи. Эта стадия цепной реакции является самой медленной [2, 5]. Энергия активации этой реакции $E = 54 \pm 2$ ккал/моль, порядок реакции $n = 0$, предэкспонентный множитель $A = 10^{13,6}$ [5]. Реакция продолжения цепи $NH_2 + N_2H_4 \rightarrow NH_3 + N_2H_3$ имеет тот же порядок, $n = 0$, ее предэкспонентный множитель незначительно выше: $A = 10^{14}$, а энергия активации ниже: $E = 28$ ккал/моль. Следовательно, эта стадия имеет более высокую скорость превращений. Реакция взаимодействия радикалов $NH_2 + NH_2 \rightarrow N_2 + H_2 + NH_3$ происходит с выделением теплоты и ведет к обрыву цепи [2, 5]. Она характеризуется степенью диссоциации аммиака $x_{NH_3} = 0,25$. Эта реакция имеет порядок $n = 0$. Предэкспонентный множитель, по различным источникам, находится в диапазоне от $10^{12,8}$ до $10^{15,37}$; значения энергии активации E соответственно равны 28 и 39,7 ккал/моль. Обозначим константу реакции $N_2H_{4\text{ газ}} \rightarrow 2NH_2$ через k_{∞} , а константу реакции, в результате которой происходит выделение теплоты, через k_0 . Зависимость для эффективной константы скорости разложения k_a , связанной со скоростью потока Стефана, можно получить по методу равнодотупной поверхности для одинаковых по размеру капель гидразина, следуя работам [2, 3]:

$$k_a = \frac{p_v k_{\infty}}{p_v + RT \frac{k_{\infty}}{k_0}}, \quad (13)$$

где p_v — давление насыщенного пара гидразина.

Константа скорости химической реакции образования радикалов NH_2 определяется выражением

$$k_{\infty} = 10^{13,6} \exp\left(-\frac{E_1}{RT}\right), \quad (14)$$

где E_1 — энергия активации реакции.

Константа скорости стадии цепной реакции, описывающей взаимодействие радикалов NH_2 , представляется в виде зависимости

$$k_{\infty} = 10^{15,37} \exp\left(-\frac{E_2}{RT}\right), \quad (15)$$

где E_2 – энергия активации реакции.

Эффективная энергия активации цепной реакции определяется как [2]

$$E = E_1 - \frac{RT \frac{k_{\infty}}{k_0} (RT + \Delta E)}{p_v + RT \frac{k_{\infty}}{k_0}}, \quad (16)$$

где $\Delta E = E_1 - E_2$.

Для оценки общего количества теплоты, выделяющейся в результате реакции, можно воспользоваться зависимостью, приведенной в работе [6].

Для упрощения записи в рассматриваемой модели введем обозначение

$$K^* = \frac{k_a q_{\text{TB}}}{c_p \mu \bar{T}_r}. \quad (17)$$

Тогда уравнения (5) и (6) можно представить в виде системы

$$P_{(X,Y)} = \frac{dX}{dt} = \lambda X_0 - \left(X + \frac{\bar{p}_n}{\bar{p}_0}\right) [\lambda(1 - \varphi_k) + k_a e^{\frac{-1}{\mu(Y+1)}}]; \quad (18)$$

$$Q_{(X,Y)} = \frac{dY}{dt} = K^* \left(X + \frac{\bar{p}_n}{\bar{p}_0}\right) e^{\frac{-1}{\mu(Y+1)}} - Y(\alpha_0 + \lambda) - L_{\beta}.$$

Здесь $X_0 = \dot{m}_{\text{впр}} / \dot{m}_c$ – отношение расхода впрыска топлива к расходу истечения газов через сопло, оно изменяется при дросселировании ЖРД.

Определим число состояний равновесия системы, особые точки, их топологический тип и устойчивость.

Решения системы уравнений $P_{(X,Y)} = 0$, $Q_{(X,Y)} = 0$ определяют координаты особых точек X^* , Y^* , соответствующих равновесным состояниям на плоскости X, Y . Кривая $Q_{(X,Y)} = 0$ представляет собой изоклину $dY/dX = 0$ и пересекает ось Y в точке, определяемой зависимостью

$$-Y + \frac{K^*}{(\alpha_0 + \lambda)} \frac{\bar{p}_n}{\bar{p}_0} e^{\frac{-1}{\mu(Y+1)}} = \frac{L_{\beta}}{\alpha_0 + \lambda}. \quad (19)$$

Изоклина $dY/dX = \infty$, получаемая из уравнения $P_{(X,Y)} = 0$, пересекает ось X в точке

$$X = \frac{\lambda X_0}{\lambda(1 - \varphi) + k_a e^{\frac{-1}{\mu}} \frac{\bar{p}_n}{\bar{p}_0}}. \quad (20)$$

Варьируемые параметры L_{β} , λ , X_0 , $\bar{p}_n$ влияют на вид кривых $P_{(X,Y)} = 0$ и $Q_{(X,Y)} = 0$, которые могут пересекаться в одной, двух или трех точках [2, 4].

Число состояний равновесия в зависимости от значений параметров режима камеры ЖРД определяется бифуркационной диаграммой

$$Y_0 = \frac{L_{\beta}}{\alpha_0 + \lambda} = Y^* - \frac{q_{\text{TB}}}{c_p \mu \bar{T}_r} \frac{\lambda}{(\alpha_0 + \lambda)} \frac{X_0}{\lambda(1 - \varphi_k) \exp \frac{1}{(Y^* \mu + 1) \mu} + 1}. \quad (21)$$

Бифуркационная кривая $Y_0 = f(Y^*)$ при различных значениях X_0 и фиксированных параметрах режима λ и L_{β} показана на рис. 1. Число состояний равновесия равно числу пересечений прямой X_0 с кривой, полученной по формуле (21). Возможные варианты: одно пересечение (случай 1, изображен на рис. 1 сплошной линией), два и три пересечения (случаи 2 и 3, изобра-

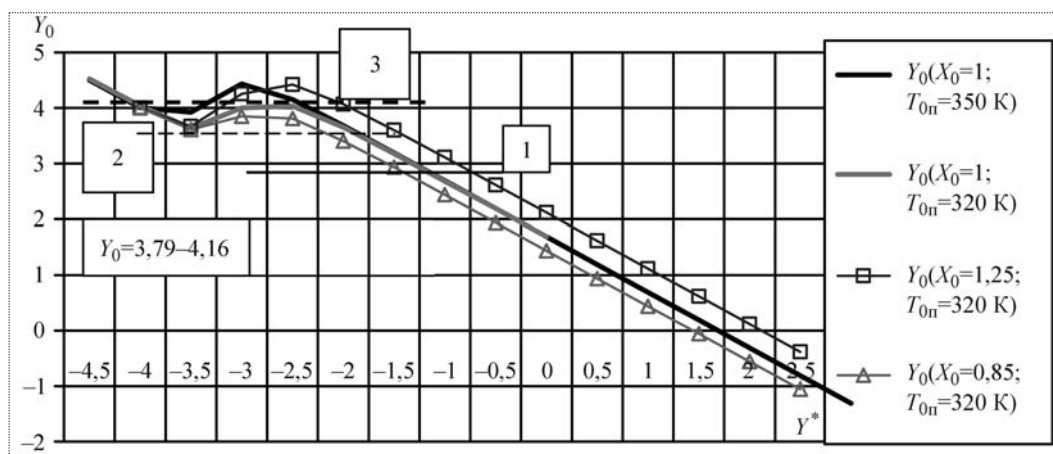


Рис. 1. Фрагмент бифуркационной диаграммы, построенной в диапазоне отклонений температуры газа $-4 < Y^* < 1,5$ от стационарного значения $\bar{T}_r = 1150$ К

жены на рис. 1 штриховыми линиями). Расчеты выполнены применительно к модельной камере дросселируемого ЖРД, имеющей следующие размеры: длину $L_k = 0,2$ м; диаметр $d_k = 0,08$ м; диаметр критического сечения $d_{кр} = 0,019$ м. Параметры режима ЖРД и расчетные значения некоторых параметров, характеризующих процесс разложения гидразина в камере: давление в камере $p_k = 3,295$ МПа; перепад давлений на форсунках $\Delta p_f = 0,5$ МПа; расход впрыска $\dot{m}_{впр} = 0,7171$ кг/с; расходный комплекс камеры $\beta = 1302$ м/с; плотность газа $\rho = 5,4$ кг/м³; температура газа $T = 1132$ К; наибольшее значение температуры капель гидразина после прогрева $T_{к.кип} = 434,9$ К; газовая постоянная для продуктов разложения $R_r = 625,68$ Дж/(кг·К); диапазон диаметров капель $d_k = 50 \dots 153$ мкм; длина зоны разложения $l_x = 0,1168$ м; время преобразования $\bar{\tau} = 0,0066$ с; расчетное время вторичного дробления крупных капель $\tau_{др} = 0,7712 \cdot 10^{-4}$ с.

Бифуркационный параметр $X_0 = \dot{m}_{впр} / \dot{m}_c$ может быть меньше единицы. В случае $X_0 < 1$ осуществляется дросселирование ЖРД, а при $X_0 > 1$ – форсирование. При температуре впрыска гидразина $T_{оп} = 300$ К и работе камеры на номинальном режиме: $X_0 = 1$ бифуркационная кривая, определяемая по зависимости (21), и прямая $Y_0 = \frac{L_\beta}{\alpha_0 + \lambda}$ пересекаются в одной точке. Увеличение температуры впрыска $T_{оп}$ до значения 320 К несколько уменьшает значение $Y_0 = \frac{L_\beta}{\alpha_0 + \lambda}$; от 4,01 до 3,98, и в этом случае реализуются два пересечения. При повышении температуры впрыска гидразина выше 350 К бифуркационная кривая и прямая линия, соответствующая значению $Y_0 = 4,1$, пересекаются в трех точках, т.е. в этом случае система может иметь три состояния равновесия. При дросселировании ЖРД повышается значение $Y_0 = \frac{L_\beta}{\alpha_0 + \lambda}$ и

уменьшаются максимальные значения бифуркационной зависимости. При форсировании режима уменьшается величина $Y_0 = \frac{L_\beta}{\alpha_0 + \lambda}$ и увеличивается значение максимума кривой, имеющей вид волны. Волна растягивается, при этом сме-

щается точка первого пересечения в сторону уменьшения значений Y^* : от 2,5 до 2.

Бифуркационное соотношение между параметрами Y_0 и X_0 находится из условия соприкосновения линии $Y_0 = \text{const}$ с одним из экстремумов функции (21). Найдем экстремумы бифуркационной зависимости. Для этого возьмем производную по параметру Y^* и приравняем ее нулю: $dY_0/dY^* = 0$. В результате совместно с формулой (21) получим систему уравнений

$$\begin{aligned} Y_0 &= -Y^* + (Y^* \mu + 1)^2 \left[1 + \frac{k_a}{\lambda(1 - \phi_k) e^{\frac{1}{(Y^* \mu + 1) \mu}}} \right]; \\ X_0 &= \frac{c_p \mu \bar{T}_r}{q_{тв}} \frac{(Y^* \mu + 1)^2}{e^{\frac{1}{(Y^* \mu + 1) \mu}}} \frac{k_a (\alpha_0 + \lambda)}{\lambda^2 (1 - \phi_k)} \times \\ &\times \left[\frac{\lambda(1 - \phi_k) e^{\frac{1}{(Y^* \mu + 1) \mu}}}{k_a} + 1 \right]^2. \end{aligned} \quad (22)$$

Система параметрических уравнений (22) позволяет в плоскости параметров X_0 , Y_0 разбить пространство на области с различным состоянием равновесия. Вид границы между областями близок к форме клина, в вершине которого находится точка возврата первого рода (рис. 2). Топологический тип и устойчивость особой точки на фазовой плоскости с координатами X^* и Y^* , соответствующей состоянию равновесия системы, определяется знаком частных производных функций

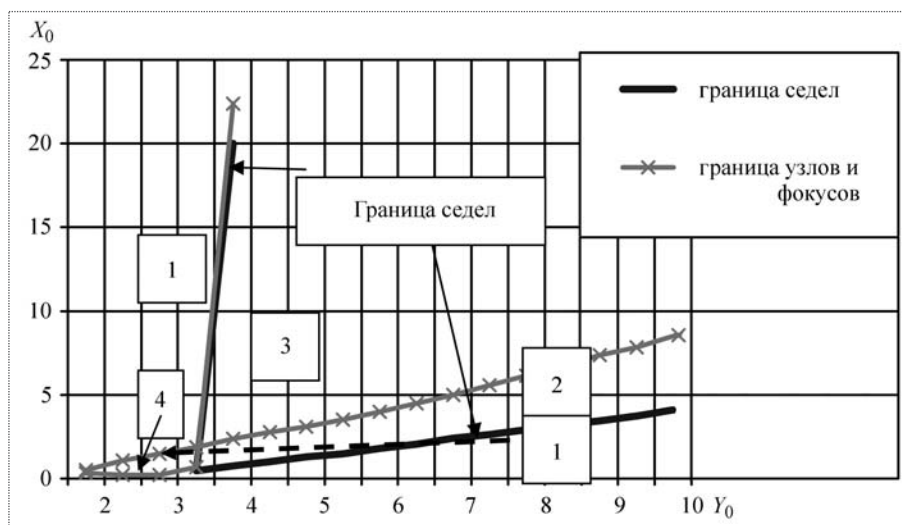


Рис. 2. Области устойчивых и неустойчивых состояний рабочего процесса в дросселируемой камере на гидразине

$P_{(x,y)}$ и $Q_{(x,y)}$ [1, 2]. Граница седел определяется из соотношения

$$\frac{\partial P_{(x^*, y^*)}}{\partial x} \frac{\partial Q_{(x^*, y^*)}}{\partial y} - \frac{\partial P_{(x^*, y^*)}}{\partial y} \frac{\partial Q_{(x^*, y^*)}}{\partial x} = 0, \quad (23)$$

а граница устойчивости особых точек неседлового типа: узлов и фокусов — из выражения

$$-\left(\frac{\partial P_{(x^*, y^*)}}{\partial x} + \frac{\partial Q_{(x^*, y^*)}}{\partial y}\right) = 0. \quad (24)$$

Отсюда выражения для границы особых состояний типа узлы и фокусы:

$$\begin{aligned} Y_0 &= -Y^* + (Y^* \mu + 1)^2 \left[\lambda(1 - \varphi_k) + \frac{k_a e^{\frac{-1}{(Y^* \mu + 1)\mu}}}{\alpha_0 + \lambda} \right]; \\ X_0 &= (Y^* \mu + 1)^2 \frac{\lambda(1 - \varphi_k) + k_a e^{\frac{-1}{(Y^* \mu + 1)\mu}}}{\lambda K^* e^{\frac{-1}{(Y^* \mu + 1)\mu}}} \times \\ &\times \left[\lambda(1 - \varphi_k) + (\alpha_0 + \lambda) + k_a e^{\frac{-1}{(Y^* \mu + 1)\mu}} \right]. \end{aligned} \quad (25)$$

Граница седел определяется уравнением

$$Y_0 = -Y^* + (Y^* \mu + 1)^2 \left[1 + \frac{k_a e^{\frac{-1}{(Y^* \mu + 1)\mu}}}{\lambda(1 - \varphi_k)} \right]. \quad (26)$$

Зависимости для границы седел совпадают с системой параметрических уравнений (22), разбивающих пространство параметров X_0, Y_0 на области с тремя состояниями равновесия. Иначе говоря, граничная кривая области параметров, при которых в системе реализуются три состояния равновесия, совпадает с кривой рождения (или вырождения) особой точки типа седло (см. рис. 2). Граница состояний типа узлы и фокусы изображена линией, образующей петлю, захватывающую область 4, совпадающей вертикальной ветвью с границей седел. Пологая ветвь границы узлов разбивает пространство на области 2 и 3, отделяя от границы седел. В областях 2...4 возможно существование предельных циклов. Заметим, что число различных областей и взаимное расположение граничных кривых на плоскости X_0, Y_0 зависят от значений параметров λ и L_β . На режиме форсирования ЖРД при бифуркационных параметрах $X_0 < 2$ и $2 < Y_0 < 3,5$ рабочая точка на рис. 2 находится в области 4, внутри петли, но вне клина. В этом случае динамическая система обладает од-

ним неустойчивым состоянием равновесия (особая точка является узлом или фокусом), имеются два предельных цикла, охватывающих особую точку (внешний цикл устойчивый, а внутренний неустойчивый). Рабочий процесс при любых начальных условиях характеризуется автоколебаниями давления и температуры газа. Переход из области 1 в область 2 характеризуется бифуркацией, определяемой малой ляпуновской величиной $\delta < 0$, поэтому при переходе границы особая точка из устойчивой становится неустойчивой.

В области 2 при регулировании режима в направлении пунктирной стрелки (см. рис. 2) система приближается к границе седел и в системе появляется также неустойчивое состояние — седло. Наиболее сложный случай, характеризуемый тремя состояниями равновесия, реализуется в области 3. При значениях $4 < Y_0 < 7$ состояния равновесия соответствуют неустойчивым двум узлам и седлу. Причем один неустойчивый узел соответствует отклонению температуры в камере на величину $\Delta T = \bar{T}_r$. Эта точка однозначно характеризует срыв режима разложения гидразина (залив камеры). Области изменения параметров, изображенные на рис. 2, рассчитаны для двукратного диапазона форсирования расхода через модельную камеру. В этом случае в системе реализуются одно и три состояния равновесия. При переходе от одной особой точки к трем в этом диапазоне Y_0 неустойчивая точка внутри предельного цикла распадается на два узла и одно седло. Все они оказываются внутри предельного цикла.

Необходимо выделить область значений параметров, при которых в системе не могут возникнуть автоколебания. Согласно критерию Бендиксона [1] предельные циклы (целиком лежащие в этой области) отсутствуют в той области фазового пространства, где выражения $\frac{\partial P_{(x^*, y^*)}}{\partial x} + \frac{\partial Q_{(x^*, y^*)}}{\partial y}$ не меняют знак. Граница этой области совпадает с границей узлов и фокусов (см. формулы (25)):

$$\frac{\partial P_{(x^*, y^*)}}{\partial x} + \frac{\partial Q_{(x^*, y^*)}}{\partial y} = 0. \quad (27)$$

Если в (27) подставить выражения для многочленов $P_{(x^*, y^*)}, Q_{(x^*, y^*)}$ и продифференцировать, то можно получить уравнение

$$\begin{aligned} X &= \frac{[\lambda(1 - \varphi_k) - (\alpha_0 + \lambda)](Y\mu + 1)^2}{K^* e^{\frac{-1}{(Y\mu + 1)\mu}}} + \\ &+ \frac{(Y\mu + 1)^2 c_p \mu \bar{T}_r}{q_{тв}} - \frac{\bar{p}_n}{\bar{p}_0}. \end{aligned} \quad (28)$$

Чтобы определить условия, при которых циклы заведомо отсутствуют, в области существования параметров X_0 , Y_0 необходимо наложить требование на кривую (28), чтобы она не пересекалась с так называемым отрезком без контакта [1]. В результате получается соотношение

$$X_0 = \frac{[\lambda(1 - \varphi_k) - (\alpha_0 + \lambda)](Y_0\mu + 1)^2}{K^* e^{\frac{-1}{(Y_0\mu + 1)\mu}}} + \frac{(Y_0\mu + 1)^2 c_p \mu \bar{T}_r}{q_{\text{ТВ}}} - \frac{\bar{p}_n}{\bar{p}_0}. \quad (29)$$

Области состояний равновесия, определяемые системами уравнений (25) и (26), практически не зависят от параметров режима камеры ЖРД. Они определяются кинетикой лимитирующего звена цепной реакции, параметрами μ и k_a . При дросселировании ЖРД параметры системы λ , L_β и др. изменяются следующим образом. Рабочая точка переходит из области 1 в область 2 или в области 3 и 4. В этом случае устойчивость рабочего процесса в камере сгорания ЖРД изменяется коренным образом.

Таким образом, при регулировании режима дросселируемых ЖРД с термическим разложением гидра-

зина рабочий процесс в камере может соответствовать одному из рассмотренных состояний. Двукратное (и более) форсирование режима ЖРД сопровождается переходом режима рабочего процесса в область с возможным неустойчивым состоянием. Поэтому при проектировании ЖРД с регулированием тяги необходимо проведение расчетов устойчивости рабочего процесса ЖРД в этой области, например методом гармонического баланса [1], с целью установления количественных соотношений между режимными, а также конструктивными факторами и устойчивым состоянием системы.

Список литературы

1. Андронов А.А., Витт А.А., Хайкин С.Э. Теория колебаний. М.: Физматгиз, 1959. 915 с.
2. Бирюков В.И., Козлов А.А. Внутрикамерная неустойчивость рабочего процесса в дросселируемых ЖРД. М.: Изд-во МАИ, 2007. 386 с.
3. Бирюков В.И. Особенности рабочего процесса многорежимных двигательных установок с термическим разложением гидразина // Вестник МАИ. 2006. Т. 13. № 2. С. 41–47.
4. Вольтер В.В., Сальников И.Е. Устойчивость режимов работы химических реакторов. Л.: Химия, 1972.
5. Кондратьев В.Н. Константы скоростей газозажигательных реакций: справочник. М.: Наука, 1970. 351 с.
6. Одрит Л. и Огг Б. Химия гидразина. М.: ИЛ, 1954. 237 с.



ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ

ПАНАФРИКАНСКИЙ КОСМИЧЕСКИЙ АППАРАТ МОЖЕТ БЫТЬ ВЫВЕДЕН НА ОРБИТУ РОССИЙСКОЙ РАКЕТОЙ-НОСИТЕЛЕМ "СОЮЗ-СТ"

Намеченный на 2010 г. запуск панафриканского телекоммуникационного спутника Rascom-QAF1R может быть осуществлен российской ракетой-носителем "Союз-СТ" с космодрома Куру во французской Гвиане, сообщает пресс-служба Роскосмоса. Спутник создан компанией Thales Alenia Space по контракту с региональной африканской организацией спутниковой связи RascomStar-QAF и предназначен для обеспечения услуг телекоммуникационной связи, телевизионного вещания и интернет-доступа для жителей сельских районов Африки. Расчетный срок службы спутника — 15 лет.

Первый запуск "Союза" с Куру должен состояться в 2009 г. За 15 лет с космодрома Куру во французской Гвиане российской ракетой-носителем среднего класса "Союз-СТ" предполагается выполнить не менее 50 запусков космических аппаратов. Планируется, что первым запущенным с Куру с помощью российской ракеты спутником станет австралийский телекоммуникационный космический аппарат.

"Союз-СТ" — это адаптированная к условиям запуска из Гвианского космического центра ракета-носитель "Союз-2". Вариант ракеты-носителя "Союз-СТ-А" сможет выводить на геопереходную орбиту грузы полезной массой до 2760 кг ("Союз-СТ-Б" — до 3150 кг); на геостационарную орбиту — до 1190 кг ("Союз-СТ-Б" — до 1480 кг); на солнечно-синхронную орбиту высотой 820 км — до 4340 кг ("Союз-СТ-Б" — до 4910 кг).

РОССИЙСКИЙ РАКЕТОПЛАН ДЛЯ КОСМИЧЕСКОГО ТУРИЗМА ПОЯВИТСЯ В 2011–2012 г.

Экспериментальный машиностроительный завод им. В.М. Мясищева (ЭМЗ им. Мясищева) начал работу над аванпроектом ракетоплана для космического туризма.

Подписан контракт на разработку аванпроекта авиационно-космической системы М-91, что означает начало финансирования проекта. Этап предварительного проектирования займет примерно шесть месяцев. Полностью закончить работы и создать систему планируется в 2011 г., максимум в 2012 г.

Зарубежные компании планируют завершить работы над аналогичными проектами в области туристических ракетопланов примерно в эти же годы.

Проект М-91 представляет собой систему, состоящую из самолета-носителя ЗМ-Т и ракетоплана на 16 пассажиров. Самолет выводит ракетоплан на высоту в несколько километров, после чего тот, используя собственные ракетные двигатели, выходит в околокосмическое пространство (высота над Землей около 100 км). Созданием ракетоплана займется НПО "Молния", ранее создавшее космический корабль "Буран". После завершения разработки аванпроекта и его защиты планируется оформление контракта на создание всей системы целиком, включая ее сертификацию.

Вестник Интерфакс—АВН № 42 (369), 2008 г.



ТАКОВИЦКИЙ
Сергей Александрович —
начальник сектора ЦАГИ,
доктор техн. наук

Носовые части ЛА с минимальным волновым сопротивлением

С.А. Таковицкий

Определены аэродинамические формы носовых частей летательных аппаратов (ЛА) с минимальным волновым сопротивлением. Рассмотрены пространственные и осесимметричные конфигурации. Целевая функция минимизировалась при дополнительных условиях, связанных с сохранением внутреннего объема и габаритными ограничениями. Для близких к оптимальным осесимметричных носовых частей дано аналитическое представление образующей. Исследования проведены в рамках модели Эйлера с использованием прямого метода оптимизации. Дано сопоставление полученных данных с известными результатами решения этой задачи.

S.A. Takovitsky. Nose-Cones With Minimal Wave Drag

The paper defines the aerodynamic shape of nose-cones, which would feature the minimal wave drag, and scrutinizes their 3D and axisymmetrical configurations. The target function was minimized under the conditions of internal volume retention with size limitations in place. An analytical representation of the generatrix is given for close-to-optimal axisymmetrical nose-cones. The research was carried out in the frame of the Euler model, with the direct optimization method applied. The paper also presents a comparative analysis of the achieved results with the results of earlier studies.

Проектирование аэродинамических форм на основе численной оптимизации — быстро развивающаяся область аэродинамики сверхзвуковых летательных аппаратов. Ответы на многие вопросы в этой области могут быть получены на основе простых моделей течения, включая модели, основанные на линеаризованных уравнениях движения. На основе данных упрощенных моделей были найдены характерные геометрические зависимости и установлено их влияние на основные параметры для профилей и тел вращения, имеющих минимальное волновое сопротивление. Возможности современной вычислительной техники и методов математического моделирования позволяют исследовать реальные летательные аппараты и уточнить результаты, полученные для изолированных элементов ЛА.

Для повышения эффективности исследований на основе сложных моделей течения требуется ускорение сходимости оптимизационного процесса. Простейшие универсальные методы, такие как метод покоординатного спуска и градиентный метод, не обеспечивают надежного решения плохо обусловленных задач. Даже при небольшом числе варьируемых параметров линейной сходимости (со скоростью геометрической прогрессии) оказывается недостаточно. В этом случае линии (поверхности) равных значений целевой функции сильно вытянуты, вариации параметров, направленные на уменьшение целевой функции, малы, а относительная погрешность их вычисления велика. Процесс оптимизации прерывается на значительном расстоянии от точки оптимума.

Значительное ускорение сходимости достигается путем введения упрощенной постановки оптимизационной задачи [1, 2]. Для изучения поведения аэродинамических функций применяется локальный анализ распределения аэродинамической нагрузки. В результате обеспечивается аналитическое представление целевой функции и функций ограничений. На основе аппроксимаций градиента и матрицы Гессе (матрица вторых производных) находятся вариации формы оптимизируемого элемента ЛА, направленные на улучшение аэродинамических характеристик. Полученные вариации используются в численном расчете. Высокая скорость сходимости достигается при большом числе параметров.

Постановка задачи и метод оптимизации. Задачи аэродинамического проектирования сводятся к условной минимизации функции многих переменных. В случае оптимизации носовой части фюзеляжа требуется найти форму, обеспечивающую достижение минимального сопротивления при заданном числе Маха M и нулевом угле атаки, и задача может быть представлена в следующем виде:

$$\begin{aligned} OF(h) &= \min; \\ V(h) &= \text{const}; \\ h_{\min} &\leq h_i \leq h_{\max}. \end{aligned}$$

Здесь OF — целевая функция. Геометрическое ограничение типа равенства задает внутренний объем V . Вектор параметров h состоит из геометрических параметров h_i ($i = 1, \dots, N$). Условия неравенства представляют габаритные ограничения. В качестве целевой функции принимается аэродинамическое сопротивление. В случае многоцелевой (многодисциплинарной) оптимизации можно использовать весовую функцию, объединяющую различные критерии совершенства летательного аппарата.

Первоначально используемый метод оптимизации был разработан для минимизации сопротивления несущих элементов [1]. Сопротивление минимизировалось при сохранении подъемной силы, продольного момента и объема. В основе метода лежит решение вариационной задачи в упрощенной постановке. В случае малых возмущений сверхзвукового течения линейная теория позволяет связать изменение давления и деформацию поверхности в окрестности. Эта связь может быть установлена как теоретически, так и посредством численного расчета. Суммирование аэродинамической нагрузки по всем элементам поверхности летательного аппарата дает квадратичную аппроксимацию целевой функции. На основе информации о производных первого и второго порядка с помощью метода Ньютона определяются вариации формы, направленные на уменьшение сопротивления. При этом обеспечивается квадратичная скорость сходимости. Найденные вариации формы используются в численном расчете. Разработанный метод позволил выполнить профилирование крыла самолета при большом числе параметров (более 500). В процессе оптимизации оказалось достаточным перебрать не более 30 вариантов крыла.

Поле течения около летательного аппарата моделируется в рамках системы уравнений Эйлера [3, 4]. Используются консервативная форма уравнений движения и явная маршевая конечно-разностная схема по продольной координате. В окрестности носка в

случае обтекания с отсоединенным скачком уплотнения уравнения Эйлера интегрируются по времени. Разрывы параметров течения на головном скачке уплотнения выделяются строго. Внутренние скачки уплотнения и другие разрывы рассчитываются без точного пространственного выделения. Вычислительная сетка строится по многозонной методике. Максимальное число узлов сетки в продольном сечении достигает 50 000. Для вычисления сопротивления поверхностного трения используются полуэмпирические методики.

Осесимметричные носовые части минимального волнового сопротивления. Одной из классических задач сверхзвуковой аэродинамики является определение осесимметричных носовых частей, обеспечивающих минимальное волновое сопротивление при заданных ограничениях по габаритам. Первые оптимальные носовые части, определенные на основе моделей Ньютона, характеризуются наличием переднего торца. В рамках линейной теории решение этой же задачи получено Карманом. Аэродинамические формы, полученные при упрощенной постановке вариационной задачи, имеют участки, для которых распределение давления вычисляется с большой погрешностью. Тем не менее, работоспособность приближенных законов для профилирования головных частей подтверждена исследованиями на основе точных методов расчета. Для однопараметрических степенных тел ($r \sim x^m$, где x — расстояние, отсчитываемое вдоль оси симметрии от передней точки тела, а r — расстояние до оси) расчеты в рамках уравнений Эйлера показали, что оптимальное значение показателя степени m лежит в диапазоне от 0,60 до 0,75 [5]. Из теории Ньютона для тонких тел получено значение $m = 3/4$.

В настоящее время разработаны методы, позволяющие решить данную задачу в точной нелинейной постановке [2, 4]. Оптимальные формы носовых частей малого удлинения значительно отличаются от форм, полученных на основе формулы давления Ньютона. По значениям сопротивления отличие превышает 25 %. Радиус торца носовой части, полученной на основе теории Ньютона, в два раза меньше. С ростом числа Маха и удлинения надежность теории Ньютона возрастает. При $\lambda = 4$ отличие по сопротивлению уменьшается до 6 %. Однако геометрические параметры по-прежнему отличаются значительно.

Получение более точных аналитических решений представляет научный и практический интерес. На основе локального анализа показано, что близкие к оптимальным носовые части имеют передний торец и степенную образующую с показателем степени, рав-

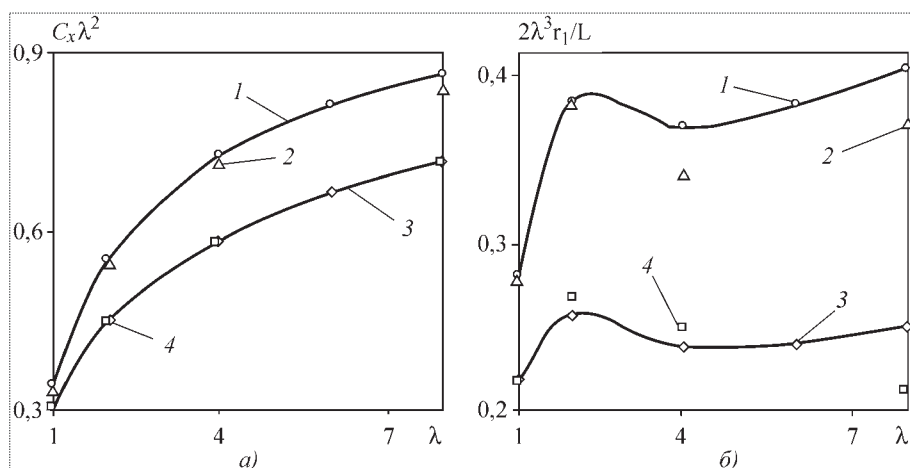


Рис. 1. Характеристики носовых частей:

a – нормированный коэффициент сопротивления C_x ; b – нормированный радиус торца r_1 ; 1 – усеченные степенные тела, $M = 2$; 2 – оптимальные тела, $M = 2$; 3 – усеченные степенные тела, $M = 4$; 4 – оптимальные тела, $M = 4$

ным $2/3$. Единственным параметром, зависящим от числа Маха и удлинения $\lambda = L/(2R)$ (L – длина носовой части, R – радиус основания), является радиус торца r_1 . Для образующей предложена следующая зависимость:

$$r = \frac{L}{2\lambda} \left[\left(\frac{2\lambda r_1}{L} \right)^{3/2} + \left(1 - \left(\frac{2\lambda r_1}{L} \right)^{3/2} \right) \frac{x}{L} \right]^{2/3}.$$

Варьируя r_1 , можно решить задачу на экстремум функции одного переменного и найти носовую часть минимального сопротивления. Далее представлены результаты для тел с удлинениями $\lambda = 1; 2; 4; 6$ и 8 при $M = 2$ и $M = 4$. При вычислении коэффициента сопротивления C_x силы отнесены к скоростному напору невозмущенного течения и площади основания. Для сравнения приведены данные для оптимальных носовых частей, построенных численно прямой оптимизацией [2, 4].

По сравнению с усеченными степенными телами оптимальные носовые части дают выигрыш в сопротивлении не более 3 % при $M = 2$ и не более 1 % при $M = 4$ (рис. 1, a). Наибольшее отличие получено при малых ($\lambda = 1$) и больших ($\lambda = 8$) удлинениях. Отношение радиуса торца к радиусу основания уменьшается с ростом удлинения. По этому параметру отличие не более 15 % (рис. 1, b).

С ростом удлинения λ оптимальный размер торца быстро уменьшается. Так, радиус торца при $\lambda = 2$ составляет менее 10 % радиуса основания и становится еще меньше с ростом λ . Факт уменьшения относитель-

ных размеров переднего торца и его вклада в сопротивление тела при уменьшении толщины последнего свидетельствует о том, что остроконечные тела могут быть близкими по форме к оптимальным телам при достаточно больших удлинениях. На основе прямого метода оптимизации были определены носовые части минимального волнового сопротивления, имеющие острую вершину и обтекаемые с присоединенным скачком уплотнения [6]. Установлено, что форма оптимальной образующей хорошо аппроксимируется двухпараметрической степенной зависимостью $r/R = B[1 - (1 + Ax/L)^m]$.

Использование аналитического представления образующей тела позволяет предельно сократить число параметров и провести систематические оптимизационные исследования. Форма тела полностью определяется заданием двух геометрических параметров. Анализ топографии целевой функции показал целесообразность выбора в качестве параметров производных радиусов в носке и хвостовом сечении. Для удобства представления выполняется нормирование производных через удлинение тела:

$$q_0 = 2\lambda dr/dx|_{x=0}; \quad q_1 = 2\lambda dr/dx|_{x=L}.$$

Задание q_0 и q_1 определяет значения параметров, входящих в представление для образующей: $B = -q_0/(mA)$, а коэффициент A и показатель степени m находятся численным решением уравнений

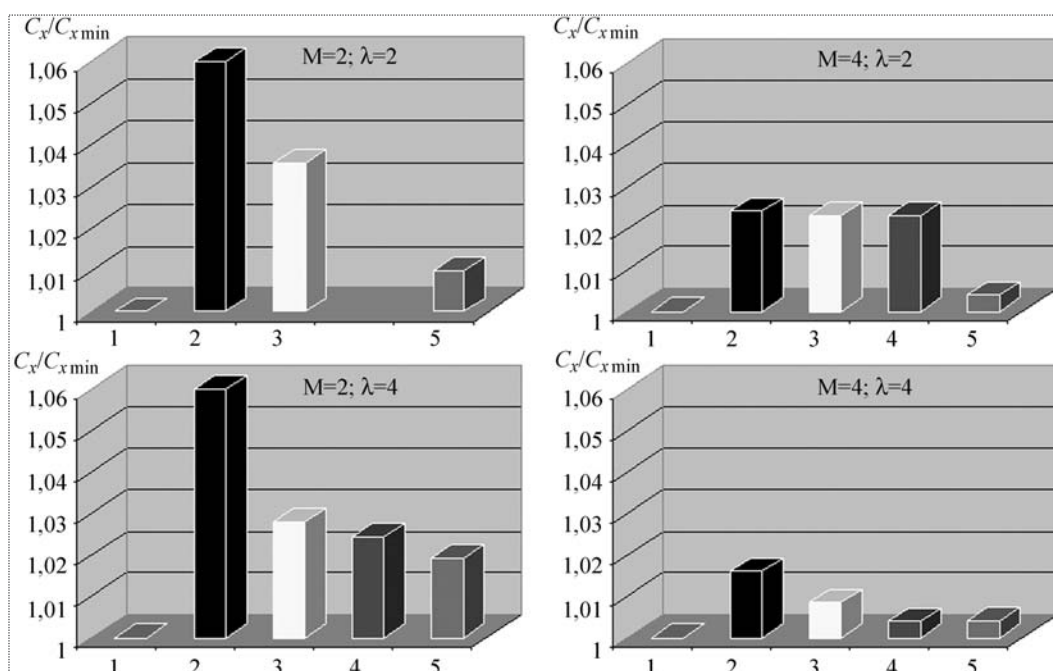
$$1 = -q_0/(mA)[1 - (1 + A)^m]; \quad q_1 = q_0(1 + A)^{m-1}.$$

Систематическими исследованиями степенных тел в рамках уравнений Эйлера установлено превосходство двухпараметрических остроконечных степенных тел над однопараметрическими затупленными телами во всем рассмотренном диапазоне чисел Маха набегающего потока.

Сопоставление рассмотренных носовых частей по значениям волнового сопротивления можно выполнить, используя рис. 2. Сопротивление оптимального в точной постановке тела принято за единицу. Приведены результаты для двух значений числа Маха и двух удлинений. Рассмотрены ньютоновские носовые части, тела со степенной образующей [5], носовые части с

Рис. 2. Волновое сопротивление носовых частей:

1 — оптимальные носовые части [2, 4]; 2 — ньютоновские носовые части; 3 — степенные носовые части [5]; 4 — носовые части с острой вершиной [6]; 5 — усеченные носовые части со степенной образующей, $m = 2/3$



острой вершиной, усеченные тела со степенной образующей с показателем степени, равным $2/3$.

При увеличении числа Маха и удлинения носовой части различие между формами уменьшается. Данный вывод относится как к аэродинамическим характеристикам, так и к геометрическим параметрам. Следует особо выделить усеченные носовые части со степенной образующей с показателем степени, равным $2/3$. Эти тела являются наилучшими из всех рассмотренных близких к оптимальным тел.

При построении носовых частей заданного объема решается изопериметрическая задача с нелинейным ограничением. В постановке задачи появляются дополнительные условия типа равенства и типа неравенств. Последние условия являются габаритными ограничениями, они рассматривались выше, но были неактивными. Оптимальные носовые части имеют сложную геометрическую структуру. Наряду с участком двустороннего экстремума (центральная часть) имеются участки краевого экстремума (передний торец и цилиндрический участок). Первый краевой участок обусловлен ограничением на длину, второй — ограничениями по поперечному габариту и объему.

Задача решалась как задача минимизации функции многих переменных. Образующая представлялась набором отрезков, число которых изменялось в зависимости от

удлинения тела. Прямой метод оптимизации продемонстрировал высокую скорость сходимости, что подтверждается анализом изменения формы тела и его сопротивления в процессе оптимизации. За исходное тело принят конус. В случае носовой части с удлинением $\lambda = 4$, относительным объемом $V/V_{\text{ц}} = 0,7$ ($V_{\text{ц}}$ — объем цилиндра заданного удлинения) полное уменьшение сопротивления при числе Маха $M = 2$ составляет 60 %. При этом уже первый цикл оптимизации обеспечивает более чем двукратное уменьшение сопротивления.

Результаты, полученные в точной нелинейной постановке и при использовании модели Ньютона, представлены на рис. 3. Показаны образующие тел с удлинением $\lambda = 4$ при числе Маха $M = 2$ для разных значений объема. По мере увеличения объема увеличивают-



Рис. 3. Образующие (а) и коэффициент волнового сопротивления (б) носовых частей заданного объема, $M = 2$, $\lambda = 4$:

— оптимизация в рамках модели Эйлера; — — оптимизация в рамках модели Ньютона

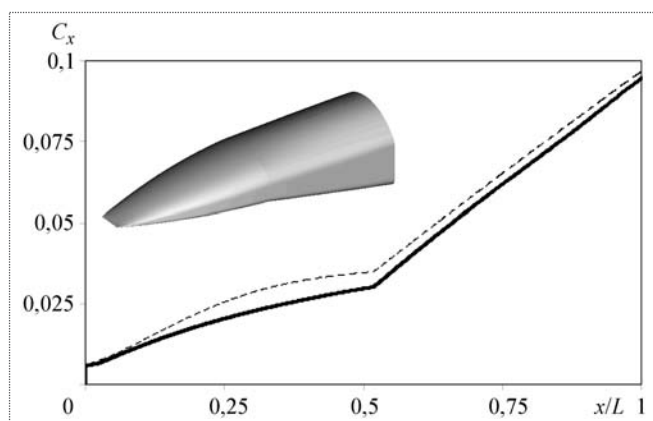


Рис. 4. Изменение коэффициента волнового сопротивления по длине носовой части:

— оптимальная носовая часть; - - - исходная носовая часть

ся размер торца и длина цилиндрического участка. Предельным решением является цилиндр. В виде Паретто-фронта представлены характеристики в плоскости коэффициента сопротивления и внутреннего объема. Тела, полученные в ньютоновской постановке, уступают оптимальным телам до 20 %. Следует заметить, что с ростом числа Маха результаты сближаются.

Пространственные носовые части. Разработанный метод оптимизации позволяет профилировать пространственные носовые части. Ниже в качестве примера рассмотрено профилирование носовой части высокоскоростного летательного аппарата. Нижняя поверхность носовой части непосредственно формирует поле течения перед воздухозаборным устройством и принята неизменной. В процессе оптимизации деформировалась только верхняя поверхность.

Варьируемая поверхность представлялась набором треугольных элементов. Было выделено 51 поперечное сечение. В каждом поперечном сечении контур представлялся набором из 30 отрезков. В процессе оптимизации пространственное положение вершин треугольных элементов выбиралось из условия минимизации аэродинамического сопротивления в связанной системе координат. Сопротивление вычислялось без учета сопротивления поверхностного трения.

Были введены геометрические ограничения. Для обеспечения стыковки варьируемой поверхности с остальными элементами носовой части и летательного аппарата в целом зафиксирована форма контуров в начальном и конечном поперечном сечениях, а также форма проекции поверхности на горизонтальную плоскость. В качестве параметра, характеризующего условия размещения полезной нагрузки, принят внутренний объем носовой части. При деформации поверхности внутренний объем не изменялся. Происходило только перераспределение толщин в продольном и поперечном направлениях.

Исследования выполнены для числа Маха набегающего потока $M = 6$. Оптимизационный процесс состоял из четырех циклов, на каждом из которых осуществлялся спуск по трем направлениям в пространстве геометрических параметров.

Зависимости сопротивления от продольной координаты для исходной и оптимальной носовых частей показаны на рис. 4. Наиболее сильное изменение сопротивления наблюдается в передней части, до начала второй ступени торможения. Это обусловлено перераспределением объема. По результатам оптимизации объем передней части уменьшается и соответственно уменьшается сопротивление. Объем носовой части за изломом нижней поверхности увеличивается, что приводит к увеличению сопротивления. Сопротивление верхней поверхности носовой части в результате деформации уменьшается на 9 %. Для носовой части в целом уменьшение сопротивления менее существенно. Сопоставление контуров поперечных сечений показывает, что оптимальная носовая часть характеризуется большей толщиной боковых поверхностей. Это свидетельствует о том, что при снятии ограничения, фиксирующего форму в конечном поперечном сечении, будет получен более заметный выигрыш по сопротивлению.

Подводя итоги, отметим, что введение квадратичной аппроксимации целевой функции на этапе решения вариационной задачи обеспечивает высокую скорость сходимости и позволяет решать задачи с различными ограничениями при большом числе геометрических параметров. Выделен класс носовых частей со степенной образующей, имеющих минимальное волновое сопротивление. Разработанный метод позволяет проводить комплексную оптимизацию и профилирование пространственных аэродинамических форм.

Список литературы

1. Takovitsky S.A. Numerical optimization of the wing of a supersonic airplane // Proc. 23rd Intern. Congr. of Aeronaut. Sci. (ICAS). Toronto, Canada, 2002. P. 232.1–232.7.
2. Таковицкий С.А. К построению осесимметричных головных частей минимального волнового сопротивления // ПММ. 2006. Т. 71. Вып. 3.
3. Таковицкий С.А. Метод расчета сверхзвукового обтекания летательных аппаратов с использованием многозонных расчетных сеток // Тр. ЦАГИ. 1997. Вып. 2590. С. 24–32.
4. Крайко А.Н., Пудовиков Д.Е., Пьянков К.С., Тилляева Н.И. Осесимметричные головные части заданного удлинения, оптимальные или близкие к оптимальным по волновому сопротивлению // ПММ. 2003. Т. 67. Вып. 5.
5. Аэромеханика сверхзвукового обтекания тел вращения степенной формы / Под ред. Г.Л. Гродзовского. М.: Машиностроение. 1975. 183 с.
6. Таковицкий С.А. Остроконечные двухпараметрические степенные головные части минимального волнового сопротивления // ПММ. 2003. Т. 67. Вып. 5.

Влияние смещения вертолета в поперечном направлении на характер колебаний груза

С.С. Павлов

Проводится анализ влияния смещения точки подвеса груза, транспортируемого на внешней подвеске вертолета, на характер его колебаний. Показано, что кратковременное смещение точки подвеса груза при нахождении груза в определенной фазе приводит к уменьшению амплитуды колебаний груза.

S.S. Pavlov. The Effect Of A Helicopter Lateral Displacement On The Cargo Oscillation Nature

The paper analyses the effect of displacement of a pendulum suspension point on the nature of cargo swinging when transported on the external load sling. It shows that a short-term displacement of the pendulum suspension point when the cargo is in a certain phase leads to the reduction of the cargo oscillation amplitude.

При решении различных технических вопросов часто используется модель математического или физического маятника. Модель маятника используется в трудах многих математиков, механиков и физиков, где решаются задачи, касающиеся поведения систем при колебаниях. В связи с этим следует вспомнить имена таких ученых, как Г. Галилей, Х. Гюйгенс, Л. Эйлер, Ф.В. Бессель, Л.И. Мандельштам, А.А. Андронов, П.Л. Капица, А.Н. Крылов, А.Ю. Ишлинский, и многих других, заложивших основы и разработавших теорию линейных и нелинейных колебаний [1...9]. Во многих работах исследуется поведение маятника при смещении точки подвеса по тому или иному закону в вертикальном направлении. Представляют интерес работа П.Л. Капицы по исследованию устойчивости перевернутого маятника с подвижной нижней точкой опоры и созданная им экспериментальная установка, демонстрирующая поведение данной системы. В последнее время в связи с осуществлением транспортировки грузов на внешней подвеске вертолета усилилось внимание к исследованию причин возникновения колебаний в таких системах. Следует отметить, что поведение динамической системы "вертолет—груз", когда груз совершает самые разнообразные колебания, зависящие в том числе и от движения точки подвеса, в теоретическом плане изучено недостаточно.

В настоящей работе используется модель маятника для анализа поведения системы "вертолет—груз", обусловленного импульсным смещением точки подвеса маятника в горизонтальном направлении. Все рассуждения и математические выкладки проводятся на двухточечной модели математического маятника. При описании движения маятника используются абсолютная ($OXYZ$) и подвижная ($O'X'Y'Z'$) системы координат. Начало подвижной системы координат (точка O') совпадает с точкой подвеса груза.

Пусть вертолет (точка 1 массой M_1) с грузом (точка 2 массой M_2) на внешней подвеске движется равномерно в горизонтальной плоскости вдоль оси OX . Связь между вертолетом и грузом осуществляется с помощью троса, который, как известно, работает только на растяжение. Груз совершает колебания в поперечной плоскости YZ (рис. 1, а). Для изменения амплитуды колебаний груза пилот вертолета иногда выпол-



ПАВЛОВ
Сергей Семенович —
доцент Санкт-Петербургского государственного университета гражданской авиации, кандидат техн. наук

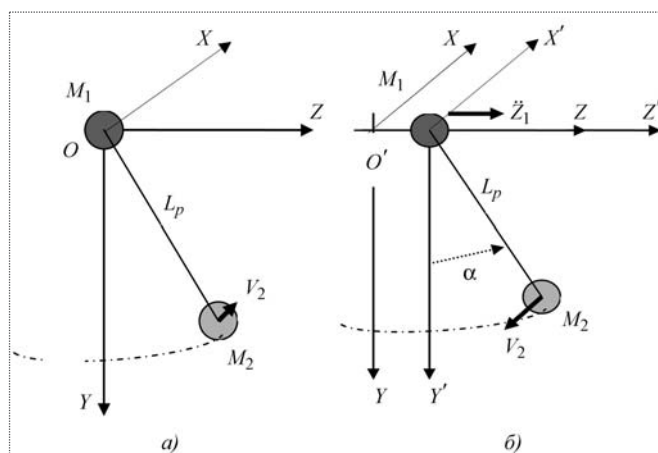


Рис. 1. Математический маятник:

а — с неподвижной точкой подвеса; б — со смещающейся точкой подвеса

няет маневр, который состоит в том, что вертолет в течение короткого промежутка времени смещается в горизонтальной плоскости вдоль оси Z, в результате чего амплитуда колебаний груза уменьшается (рис. 1, б).

Детальный анализ позволяет сделать вывод, что не во всех случаях проведение подобного маневра сопровождается уменьшением амплитуды колебаний груза. Колебания груза при неподвижной точке подвеса описываются уравнением

$$\ddot{\alpha} + \frac{g}{L_p} \sin \alpha = 0, \quad (1)$$

где L_p — длина подвеса; g — ускорение свободного падения.

Период колебаний груза находится с помощью соотношения $T = 2\pi\sqrt{L_p/g}$.

Смещение точки подвеса при маневре оказывает влияние на движение груза. В дальнейшем для определенности будем считать, что маневр вертолета осуществляется вправо по ходу движения. При этом груз может находиться справа или слева от вертолета и в начальный момент выполнения маневра двигаться к положению равновесия или удаляться от него. Другими словами, груз может находиться в разной фазе колебаний по отношению к вертолету. Схема, позволяющая определить фазу нахождения груза, приведена на рис. 2. Возможны четыре варианта взаимного расположения вертолета и груза при их движении (табл. 1).

Будем считать, что длина троса, соединяющего вертолет и груз, при колебаниях груза не изменяется. Запишем уравнение постоянства длины троса в системе координат OXYZ:

Таблица 1

Номер варианта	Вертолет	Груз	Описание схемы, фаза груза
1	$Z_1 > 0$ $\dot{Z}_1 > 0$	$\alpha > 0$ $\dot{\alpha} > 0$	Груз удаляется от положения равновесия вправо Точка подвеса смещается вправо Фаза груза соответствует первой четверти периода
2	$Z_1 > 0$ $\dot{Z}_1 > 0$	$\alpha > 0$ $\dot{\alpha} < 0$	Груз приближается к положению равновесия справа Точка подвеса смещается вправо Фаза груза соответствует второй четверти периода
3	$Z_1 > 0$ $\dot{Z}_1 > 0$	$\alpha < 0$ $\dot{\alpha} < 0$	Груз удаляется от положения равновесия влево Точка подвеса смещается вправо Фаза груза соответствует третьей четверти периода
4	$Z_1 > 0$ $\dot{Z}_1 > 0$	$\alpha < 0$ $\dot{\alpha} > 0$	Груз приближается к положению равновесия слева Точка подвеса смещается вправо Фаза груза соответствует четвертой четверти периода

$$(y_2 - y_1)^2 + (z_2 - z_1)^2 = L_p^2, \quad (2)$$

где y₁, z₁, y₂, z₂ — координаты вертолета и груза соответственно.

Возьмем производную по времени от соотношения (2):

$$2(y_2 - y_1)\left(\frac{dy_2}{dt} - \frac{dy_1}{dt}\right) + 2(z_2 - z_1)\left(\frac{dz_2}{dt} - \frac{dz_1}{dt}\right) = 0. \quad (3)$$

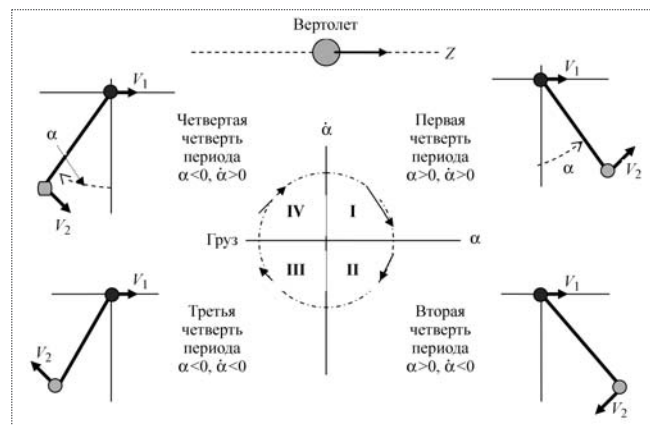


Рис. 2. Схема определения фазы при колебаниях груза:

α — угловое смещение; α̇ — скорость углового смещения

Таблица 2

Вариант	Точка подвеса неподвижна: $y_2 V_{y2} + z_2 V_{z2} = 0$	В начальный момент смещения точки подвеса: $y_2 V_{y2} + z_2 (V_{z2} - V_{z1}) = z_1 (V_{z2} - V_{z1})$	Вывод
1 $\alpha > 0$ $\dot{\alpha} > 0$	$y_2 > 0; z_2 > 0; V_{z2} > 0; V_{y2} < 0$	$y_2 > 0; z_2 > 0; (V_{z2} - V_{z1}) > 0;$ если $z_1 > 0$, то $V_{y2} > 0$	Груз изменяет направление движения
2 $\alpha > 0$ $\dot{\alpha} < 0$	$y_2 > 0; z_2 > 0; V_{z2} < 0; V_{y2} > 0$	$y_2 > 0; z_2 > 0; (V_{z2} - V_{z1}) < 0;$ если $z_1 > 0$, то $V_{y2} > 0$	Груз не изменяет направление движения
3 $\alpha < 0$ $\dot{\alpha} < 0$	$y_2 > 0; z_2 < 0; V_{z2} < 0; V_{y2} < 0$	$y_2 > 0; z_2 < 0; (V_{z2} - V_{z1}) < 0;$ если $z_1 > 0$, то $V_{y2} < 0$	Груз не изменяет направление движения
4 $\alpha < 0$ $\dot{\alpha} > 0$	$y_2 > 0; z_2 < 0; V_{z2} > 0; V_{y2} > 0$	$y_2 > 0; z_2 < 0; (V_{z2} - V_{z1}) > 0;$ если $z_1 > 0$, то $V_{y2} > 0$	Груз не изменяет направление движения

Выражение (3) с учетом обычных кинематических соотношений можно переписать в следующем равносильном виде:

$$(y_2 - y_1)(V_{y2} - V_{y1}) + (z_2 - z_1)(V_{z2} - V_{z1}) = 0. \quad (4)$$

В случае, когда точка подвеса (крепления троса к вертолету) смещается в горизонтальной плоскости, $y_1 = 0$ и $V_{y1} = 0$. Тогда выражение (4) упрощается:

$$y_2 V_{y2} + (z_2 - z_1) V_{z2} = (z_2 - z_1) V_{z1}. \quad (5)$$

Дальнейший анализ позволяет определить, как ведет себя груз в начальный момент смещения точки подвеса в горизонтальной плоскости. Данные проведенного анализа для различных вариантов движения груза сведены в табл. 2.

Важно отметить следующее обстоятельство. Если кинематические характеристики груза при смещении точки подвеса соответствуют варианту 1, то груз изменяет направление движения на противоположное. Причем в начальный момент скорость груза падает до нуля, после чего груз начинает двигаться к положению равновесия. В остальных случаях груз не изменяет направления движения на противоположное.

Уравнение движения груза при смещении точки подвеса в горизонтальном направлении. Рассмотрим вариант 1, когда положение груза и его движение определяются соотношениями $\alpha > 0$, $\dot{\alpha} > 0$. Начиная с момента времени t_1 вертолет (а значит, и точка подвеса) в течение короткого промежутка времени Δt смещаются вдоль оси Z (рис. 3). При $t > t_1$ $Z_1 > 0$, $\dot{Z}_1 > 0$.

По существу, решается плоская задача о влиянии маневра вертолета в горизонтальной плоскости на характер движения груза. Данная задача носит комплекс-

ный характер. Необходимо ответить на следующие вопросы:

В какой момент времени t_1 целесообразно начинать выполнение маневра?

Какова должна быть продолжительность маневра?

Какова эффективность маневра (уменьшения амплитуды колебаний груза), и от чего она зависит?

Рассмотрим силы, действующие на систему. На вертолет действует сумма сил тяжести $M_1 g$ и $M_2 g$, которая при горизонтальном полете уравнивается вертикальной составляющей тяги несущего винта (НВ). При маневре вертолета за счет наклона НВ в течение короткого промежутка времени возникает возмущающая сила F_b , которую можно рассматривать как проекцию тяги НВ на ось Z . На груз действуют сила тяжести $M_2 g$, сила натяжения троса N и сила инерции $F_{ин}$. Сила инерции действует не всегда, а только в том случае, если вертолет при его смещении относительно оси Z находится впереди груза. Это характерно для случаев, когда вертолет и груз находятся в третьей или четвертой четверти периода (см. рис. 2).

Запишем уравнения движения системы "вертолет-груз", имеющей две степени свободы, в форме уравнений Лагранжа второго рода. Примем за

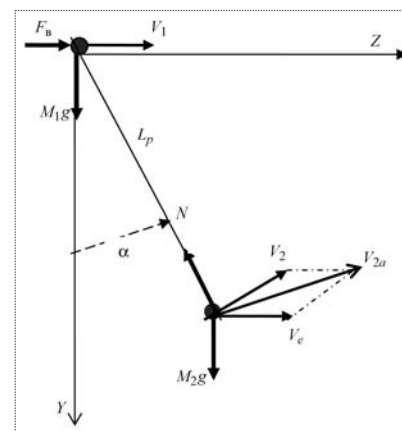


Рис. 3. Маятник в момент времени t_1 начала действия возмущающей силы F_b

обобщенные координаты системы $q_1 = Z_1$ – смещение точечной массы M_1 вдоль оси $O'Z'$ и $q_2 = \alpha$ – угол отклонения точечной массы M_2 от вертикали, проходящей через точку подвеса; обобщенные скорости – $\dot{Z}_1, \dot{\alpha}$.

Общий вид уравнений Лагранжа:

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial T_c}{\partial \dot{q}_1} \right) - \left(\frac{\partial T_c}{\partial q_1} \right) = Q_1; \quad \frac{d}{dt} \left(\frac{\partial T_c}{\partial \dot{q}_2} \right) - \left(\frac{\partial T_c}{\partial q_2} \right) = Q_2,$$

где T_c – кинетическая энергия системы; Q_1, Q_2 – обобщенные силы, действующие на систему.

Найдем кинетическую энергию системы, используя известные соотношения:

$$T_c = \frac{M_1 V_1^2}{2} + \frac{M_2 V_2^2}{2}, \quad (6)$$

где V_1, V_2 – абсолютные скорости движения точек 1 и 2 системы.

Учитывая, что скорость точки подвеса 1 при перемещении $V_1 = \dot{Z}_1$, а скорость точки 2, зависящую от переносного и относительного движений маятника, можно определить с помощью соотношения $V_2^2 = \dot{Z}_1^2 + L_p^2 \dot{\alpha}^2 + 2L_p \dot{Z}_1 \dot{\alpha} \cos \alpha$, выражение (6) перепишем в виде

$$T_c = \frac{M_1 \dot{Z}_1^2}{2} + \frac{M_2}{2} (\dot{Z}_1^2 + L_p^2 \dot{\alpha}^2 + 2L_p \dot{Z}_1 \dot{\alpha} \cos \alpha). \quad (7)$$

Слагаемые, входящие в уравнения Лагранжа второго рода:

для обобщенной координаты q_1 :

$$\begin{aligned} \frac{\partial T_c}{\partial Z_1} &= 0; \\ \frac{\partial T_c}{\partial \dot{Z}_1} &= M_1 \dot{Z}_1 + M_2 \dot{Z}_1 + M_2 L_p \dot{\alpha} \cos \alpha; \\ \frac{d}{dt} \frac{\partial T_c}{\partial \dot{Z}_1} &= M_1 \ddot{Z}_1 + M_2 \ddot{Z}_1 + M_2 L_p \ddot{\alpha} \cos \alpha - M_2 L_p \dot{\alpha}^2 \sin \alpha; \end{aligned} \quad (8)$$

для обобщенной координаты q_2 :

$$\begin{aligned} \frac{\partial T_c}{\partial \alpha} &= -M_2 L_p \dot{Z}_1 \dot{\alpha} \sin \alpha; \\ \frac{\partial T_c}{\partial \dot{\alpha}} &= M_2 L_p^2 \dot{\alpha} + M_2 L_p \dot{Z}_1 \cos \alpha; \\ \frac{d}{dt} \frac{\partial T_c}{\partial \dot{\alpha}} &= M_2 L_p^2 \ddot{\alpha} + M_2 L_p \ddot{Z}_1 \cos \alpha - M_2 L_p \dot{Z}_1 \dot{\alpha} \sin \alpha. \end{aligned} \quad (9)$$

Обобщенные силы включают в себя потенциальные силы $M_1 g, M_2 g$ и возмущающую силу F_b , под действием

которой происходит перемещение точки подвеса 1. В связи с кратковременностью смещения вертолета вдоль оси Z силы трения в состав обобщенных сил не включены. Сила F_b отлична от нуля только во время выполнения маневра вертолета в горизонтальной плоскости. Обобщенные силы Q_1 и Q_2 могут быть выражены через виртуальные работы сил, действующих на систему, с помощью соотношений $Q_i = \frac{(\sum \delta A_k)_i}{\delta q_i}$, где $(\sum \delta A_k)_i$ – сумма виртуальных работ действующих сил на возможных перемещениях δZ и $\delta s = L_p \delta \alpha$.

Виртуальная работа δA_1 определяется с помощью выражения

$$\begin{aligned} \delta A_1 &= M_1 g \delta Z \cos 90^\circ + M_2 g \delta Z \cos 90^\circ + \\ &+ F_b \delta Z \cos 0 = F_b \delta Z. \end{aligned} \quad (10)$$

Для возмущающей силы F_b можно использовать соотношение $F_b = M_1 \ddot{Z}_1$. Виртуальная работа δA_2 определяется выражением

$$\delta A_2 = M_2 g L_p \cos(90^\circ + \alpha) \delta \alpha = -M_2 g L_p \sin \alpha \delta \alpha. \quad (11)$$

Теперь можно записать выражения для обобщенных сил:

$$Q_1 = M_1 \ddot{Z}_1, \quad (10a)$$

$$Q_2 = -M_2 g L_p \sin \alpha. \quad (11a)$$

Уравнения Лагранжа для варианта 1 движения системы будут иметь следующий вид:

для переменной Z_1

$$\begin{aligned} M_1 \ddot{Z}_1 + M_2 \ddot{Z}_1 - M_2 L_p \ddot{\alpha} \cos \alpha + \\ + M_2 L_p \dot{\alpha}^2 \sin \alpha = M_1 \ddot{Z}_1; \end{aligned} \quad (12)$$

для переменной α

$$M_2 L_p^2 \ddot{\alpha} - M_2 L_p \ddot{Z}_1 \cos \alpha = -M_2 g L_p \sin \alpha. \quad (13)$$

После преобразований уравнения (12), (13) примут вид

$$\ddot{\alpha} \cos \alpha - \dot{\alpha}^2 \sin \alpha = -\ddot{Z}_1 / L_p, \quad (14)$$

$$\ddot{\alpha} + \frac{g}{L_p} \sin \alpha = -\frac{\ddot{Z}_1 \cos \alpha}{L_p}. \quad (15)$$

Действуя аналогичным образом, запишем уравнения Лагранжа для вариантов 2, 3 и 4, учитывая, что ко-

гда фаза маятника соответствует третьей и четвертой четвертям, на груз еще дополнительно действует сила инерции:

для варианта 2

$$\ddot{\alpha} \cos \alpha - \dot{\alpha}^2 \sin \alpha = -\ddot{Z}_1 / L_p, \quad (16)$$

$$\ddot{\alpha} + \frac{g}{L_p} \sin \alpha = -\frac{\ddot{Z}_1 \cos \alpha}{L_p}; \quad (17)$$

для варианта 3

$$\ddot{\alpha} \cos \alpha - \dot{\alpha}^2 \sin \alpha = -2\ddot{Z}_1 / L_p, \quad (18)$$

$$\ddot{\alpha} + \frac{g}{L_p} \sin \alpha = -\frac{2\ddot{Z}_1 \cos \alpha}{L_p}; \quad (19)$$

для варианта 4

$$\ddot{\alpha} \cos \alpha - \dot{\alpha}^2 \sin \alpha = -2\ddot{Z}_1 / L_p, \quad (20)$$

$$\ddot{\alpha} + \left(\frac{g}{L_p} \right) \sin \alpha = -\frac{2\ddot{Z}_1 \cos \alpha}{L_p}. \quad (21)$$

Видно, что правая часть уравнений (18)...(21) движения в форме уравнений Лагранжа второго рода изменилась, что связано с действием силы инерции на груз.

Результаты численного моделирования уравнений движения. Численное моделирование проводилось в среде Matlab. Для решения дифференциальных уравнений использован метод Рунге—Кутты. Величина $\ddot{Z}_1$, входящая в правую часть дифференциальных уравнений, принимала ненулевые значения в течение короткого промежутка времени Δt_1 , что позволило моделировать импульсное воздействие на систему "вертолет—груз".

Изменяя начальный момент времени действия импульса, варьировали начало выполнения маневра относительно положения и направления движения груза. Это позволило промоделировать четыре различных варианта кинематических характеристик груза при смещении вертолета. От абсолютной величины $\ddot{Z}_1$ и продолжительности импульса зависело смещение точки подвеса троса с грузом, что определяло конечную амплитуду колебаний груза. Поведение системы при импульсном воздействии на нее удобно проследить с помощью фазовых траекторий. Шаг счета h при проведении численных расчетов брался равным 0,01 с. Общее время счета изменялось в пределах 20...25 с. При такой продолжительности опыта можно проанализировать

поведение системы при разных начальных условиях на значительном временном отрезке — равном двум периодам колебаний груза. Фазовые траектории, характеризующие поведение динамических систем, в ряде случаев имеют очень сложный характер, но в отдельных случаях (и при решении данной задачи) их можно использовать для получения количественной оценки.

Порядок моделирования.

Этап 1. Сначала определяли "отклик" системы на импульсное воздействие, вызванное смещением вертолета в горизонтальном направлении вдоль оси Z . Определялись фазовые траектории движения груза при воздействии импульса силы при нахождении груза в разной фазе (варианты 1...4 в табл. 1). Во всех случаях продолжительность импульса $\Delta t = 0,6$ с при ускорении вертолета $\ddot{Z}_1 = 2$ м/с². Длина троса между вертолетом и грузом $L_p = 20$ м. После этого проводился анализ полученных фазовых траекторий с целью выбора варианта маневра (вариант №**), при котором амплитуда колебаний груза уменьшается наиболее существенно.

Этап 2. Для выбранного варианта №** варьировался начальный момент времени смещения вертолета и определялась эффективность его воздействия на систему.

Ниже в качестве примера приведены фазовые траектории груза при смещении точки подвеса троса в горизонтальном направлении: на рис. 4 показаны фазовые траектории для маневров, выполненных по вариантам 1 и 2. Значения параметров движения: $\alpha(0) = 30^\circ$; $\dot{\alpha}(0) = 0^\circ/\text{с}$; $\alpha_{\max}(t_1) = 30^\circ$; $t_1 = 2,2$ с; $\alpha(t_1) = 5,6^\circ$; $\alpha_{\max}(t_1 + \Delta t) = 35^\circ$. Амплитуда колебаний груза увеличилась с 30 до 35°.

Видим, что фазовые траектории на рис. 4, а и 4, б принципиально различаются. При выполнении маневра по варианту 1 происходит уменьшение амплитуды колебаний, а сама фазовая траектория после выполнения маневра лежит внутри начального эллипса в координатах "смещение—скорость", характеризующего поведение системы до выполнения маневра. Фазовая траектория, приведенная на рис. 4, б, показывает, что после выполнения маневра по варианту 2 угловое смещение и угловая скорость возрастают, а сама фазовая траектория выходит за пределы начального эллипса. Отсюда следует вывод, что смещение вертолета в данном случае не приводит к уменьшению амплитуды колебаний груза.

Полученные данные по проведению маневра вертолета с грузом, находящимся в разной фазе (варианты 1...4), позволяют сделать вывод, что предпочтение следует отдать маневру, выполняемому по варианту 1, когда груз прошел положение равновесия и удаляется от него ($\alpha > 0$, $\dot{\alpha} > 0$). При маневре по вариантам 2 и 3 на-

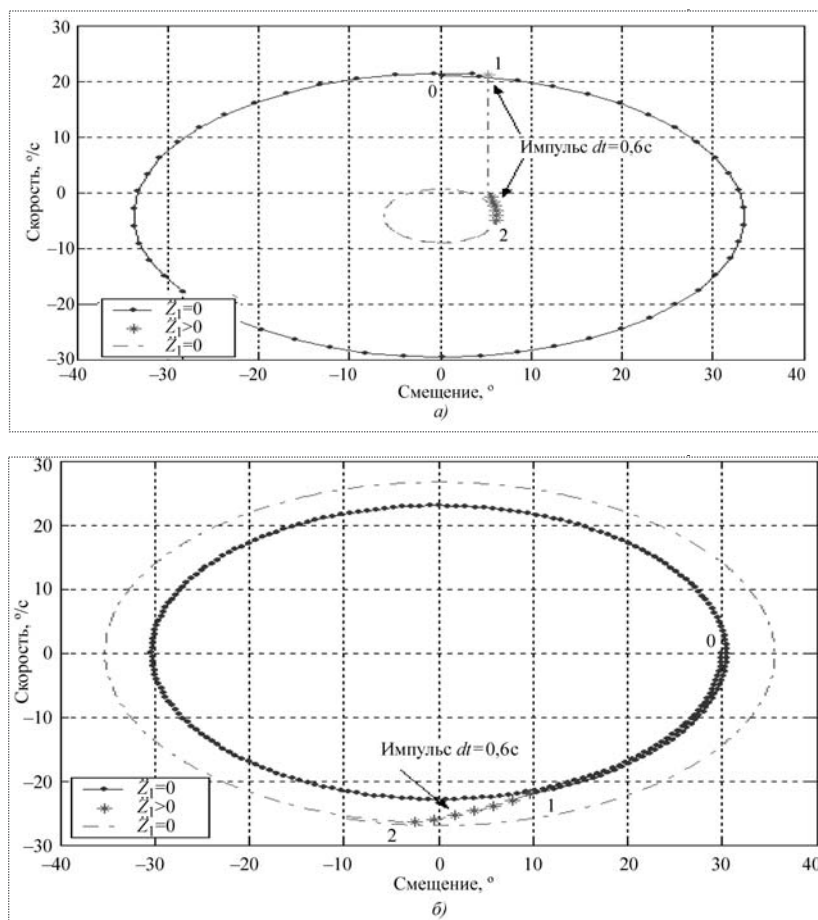


Рис. 4. Влияние маневра вертолета на фазовую траекторию движения груза:
 а – фаза движения определяется соотношениями $\alpha > 0, \dot{\alpha} > 0$; б – фаза движения определяется соотношениями $\alpha > 0, \dot{\alpha} < 0$; 0 – начало движения; 1 – начало маневра; 2 – окончание маневра

блюдается увеличение амплитуды и скорости движения груза. Маневр по варианту 4 сопровождается некоторым уменьшением амплитуды колебаний груза.

Время начала выполнения маневра является случайной величиной, зависящей от действий пилота – оператора. В этот момент груз может иметь разные угловую скорость, смещение и кинетическую энергию.

При проведении вычислительного эксперимента (ВЭ) с целью выявления наиболее эффективного маневра важно знать не абсолютное значение энергии колебательного движения груза, а относительную величину, которая показывала бы, как изменилась энергия груза после выполнения маневра. Энергия колебательного движения груза W , как известно, пропорциональна квадрату амплитуды. Учитывая это, можно записать соотношения для этой энергии до (индекс "1") и после (индекс "2") выполнения маневра:

$$W_1 \sim L_p^2 \alpha_m^2(t_1); W_2 \sim L_p^2 \alpha_m^2(t_2),$$

где $\alpha_m(t_1), \alpha_m(t_2)$ – амплитуды углового смещения груза до (t_1) и после (t_2) проведения маневра.

Зная текущие значения углового смещения и угловой скорости, можно найти амплитуду угла отклонения груза с помощью формул

$$\alpha = \alpha_m \sin \omega_0 t; \dot{\alpha} = \alpha_m \omega_0 \cos \omega_0 t;$$

$$\sin^2(\omega_0 t) = \left(\frac{\alpha}{\alpha_m} \right)^2; \cos^2(\omega_0 t) = \left(\frac{\dot{\alpha}}{\alpha_m \omega_0} \right)^2,$$

откуда амплитудное значение

$$\alpha_m^2 = \alpha^2 + (\dot{\alpha}/\omega_0)^2. \quad (22)$$

Изменение энергии ΔW при маневре будет определяться соотношением

$$\Delta W = W_1 - W_2 \sim L_p^2 [\alpha_m^2(t_1) - \alpha_m^2(t_2)].$$

Величина $\Delta W > 0$, если энергия груза после выполнения маневра уменьшается, и $\Delta W < 0$, если энергия груза возрастает.

В качестве показателя эффективности маневра предлагается использовать величину

$$ПЭ = \frac{\Delta W}{W_1} = 1 - \frac{\alpha_m^2(t_2)}{\alpha_m^2(t_1)}. \quad (23)$$

Ясно, что в случае отсутствия маневра амплитуда колебаний не изменяется и $ПЭ = 0$. Если амплитуда колебаний груза после проведения маневра возросла, что равносильно выполнению условия $\alpha_m^2(t_2) \geq \alpha_m^2(t_1)$, то $ПЭ < 0$, и такой маневр следует признать неудачным.

При выполнении того или иного маневра происходит смещение центра масс вертолета по отношению к центру масс груза, хотя и сам груз при этом перемещается. Так как в результате проведения маневра груз и вертолет должны оказаться на минимальном расстоянии от одной вертикали, то это условие накладывает ограничение на время выполнения маневра.

На этапе 2 моделирования предстояло выяснить, в какой момент времени следует начинать смещение вертолета, для того чтобы после возмущения амплитуда колебаний была минимальной. С этой целью были проведены вычислительные эксперименты (ВЭ), в которых варьировался момент времени начала маневра вертолета при нахождении груза в разной фазе. Данные ВЭ для случая, когда груз находится в первой четверти периода, приведены в табл. 3, где $\alpha(t_1), \dot{\alpha}(t_1), \alpha(t_2), \dot{\alpha}(t_2)$ – значения смещения и скорости в моменты

времени t_1 и t_2 ; $\alpha_m(t_1)$, $\alpha_m(t_2)$ – амплитудные значения смещения.

$ПЭ$ имеет наибольшее значение при минимальном угле отклонения троса от вертикали, это означает, что смещение вертолета вдоль оси Z в данный момент времени приводит к изменению направления движения груза и в момент прохождения положения равновесия он будет обладать наименьшей скоростью.

Данные ВЭ для второй четверти периода колебаний (см. рис. 2) приведены в табл. 4.

Отметим, что $ПЭ$ для маневра, осуществляемого во второй четверти периода колебаний, принимает отрицательные значения. Значит амплитуда колебаний груза в результате смещения точки подвеса возрастает, а сам маневр является неэффективным.

Исходя из уравнений (14), (15) можно предположить, что $ПЭ$ маневра зависит также от ускорения движения точки подвеса $\ddot{Z}_1$, длины подвеса L_p и продолжительности действия импульса Δt . В процессе моделирования выполнения маневра по варианту 1 названные величины имели следующие значения: $\ddot{Z}_1$: 0,5; 1,0; 1,5; 2,0 м/с, L_p : 8; 12; 16; 20 м, Δt : 0,2; 0,4; 0,6; 0,8 с. Было установлено, что изменения ускорения $\ddot{Z}_1$, длины подвеса L_p и продолжительности импульса Δt не оказывают влияния на эффективность маневра. Это объясняется тем, что изменение направления движения груза происходит только в случае, когда маневр осуществляется по варианту 1, а эффективность маневра зависит от угла отклонения троса в данный момент времени.

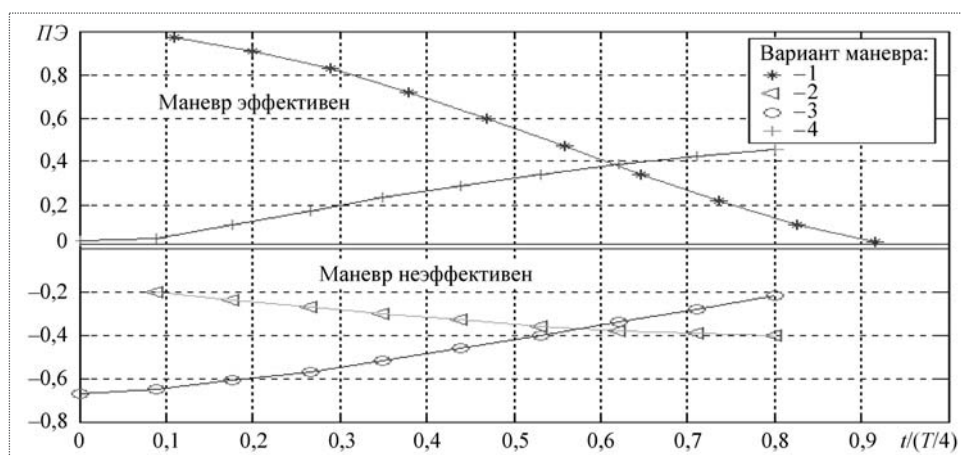


Рис. 5. Зависимость эффективности выполнения маневра от времени начала смещения точки подвеса груза

Данные ВЭ, проведенных для различных вариантов выполнения маневра, были подвергнуты обработке для построения графиков в координатах: по оси абсцисс – относительное время начала выполнения маневра, по оси ординат – показатель эффективности $ПЭ$ выполнения маневра. За относительное время принималась величина, равная отношению времени нахождения груза в данной фазе колебаний до начала выполнения маневра t к времени четверти периода колебаний груза ($T/4$). Величина $ПЭ$ определялась с помощью соотношения (23). Она принимала отрицательные значения, когда маневр выполнялся по варианту 2 или 3, что свидетельствует об увеличении амплитуды колебаний после выполнения маневра, а значит о его неэффективности.

На основании результатов серии расчетов, в которых моделировалось смещение вертолета при нахождении груза в разной фазе колебаний и варьировался момент времени начала выполнения маневра, были построены графические зависимости (рис. 5).

Таблица 3

Номер ВЭ	t_1 , с	$\alpha(t_1)$, °	$\dot{\alpha}(t_1)$, °/с	t_2 , с	$\alpha(t_2)$, °	$\dot{\alpha}(t_2)$, °/с	$\alpha_m(t_1)$, °	$\alpha_m(t_2)$, °	$\frac{\alpha_m^2(t_2)}{\alpha_m^2(t_1)}$	$ПЭ$
1	0,25	5,24	21,1	0,85	6,11	-5,08	33,4	6	0,032	0,97
2	0,45	9,41	20,4	1,05	10,0	-6,24	33,4	10	0,089	0,91
3	0,65	13,4	19,2	1,25	13,7	-7,32	33,4	14	0,175	0,83
4	0,85	17,2	17,7	1,45	17,3	-8,31	33,4	17,8	0,284	0,72
5	1,05	20,7	15,9	1,65	20,6	-9,21	33,4	21,2	0,404	0,60
6	1,25	23,9	13,8	1,85	23,6	-9,99	33,4	24,4	0,533	0,47
7	1,45	26,7	11,4	2,05	26,3	-10,6	33,4	27,2	0,663	0,34
8	1,65	29,2	8,74	2,25	28,5	-11,2	33,4	29,6	0,785	0,22
9	1,85	31,1	5,9	2,45	30,4	-11,6	33,4	31,5	0,889	0,11
10	2,05	32,6	7,9	2,65	31,7	-11,9	33,4	33	0,976	0,03

Номер ВЭ	$t_1, \text{с}$	$\alpha(t_1), ^\circ$	$\dot{\alpha}(t_1), ^\circ/\text{с}$	$t_2, \text{с}$	$\alpha(t_2), ^\circ$	$\dot{\alpha}(t_2), ^\circ/\text{с}$	$\alpha_m(t_1), ^\circ$	$\alpha_m(t_2), ^\circ$	$\frac{\alpha_m^2(t_2)}{\alpha_m^2(t_1)}$	$ПЭ$
1	10,4	24,1	-16,4	11,0	29,6	-24,1	30	32,9	1,20	-0,20
2	10,6	21,7	-18,6	11,2	28,5	-21,7	30	33,5	1,24	-0,24
3	10,8	26,9	-10,8	11,4	18,9	-20,7	30	33,8	1,27	-0,27
4	11,0	24,9	-13,3	11,6	15,8	-22,5	30	34,2	1,30	-0,30
5	11,2	22,6	-15,5	11,8	12,5	-24,0	30	34,6	1,33	-0,33
6	11,4	19,8	-17,6	12,0	8,9	-25,2	30	35,0	1,36	-0,36
7	11,6	16,7	-19,4	12,2	5,1	-26,0	30	35,2	1,38	-0,38
8	11,8	13,4	-20,8	12,4	1,3	-26,4	30	35,4	1,39	-0,39
9	12,0	9,8	-21,9	12,6	-2,5	-26,5	30	35,5	1,40	-0,40

Видно, что показатель эффективности $ПЭ$ маневра имеет наибольшее значение для случая, когда смещения вертолета и груза происходят в одном направлении и груз при этом отклонен на минимальный угол от вертикали. Представленные данные дают количественное подтверждение целесообразности начала проведения маневра вертолета в момент, когда груз находится в первой четверти периода колебаний (в крайнем случае в четвертой четверти периода) и когда он приближается к положению равновесия слева. Вероятно, что в реальных условиях надо брать поправку на время задержки в цепи органов исполнения реакции на действия пилота и на время его моторных реакций. Видно также, что, когда груз находится во второй или третьей четверти периода, маневр вертолета, который начинает выполняться в любой момент времени нахождения груза в пределах данного периода, приводит к увеличению амплитуды колебаний груза, т.е. является неэффективным.

Таким образом, при моделировании проверялось действие кратковременного импульса ($\Delta t = 0,6 \text{ с}$) смещения вертолета в поперечном направлении на колеблющийся груз, находящийся в разных фазах, когда он удаляется (приближается) к положению равновесия, а вертолет и груз при этом движутся в одном направлении (или в противоположных направлениях) вдоль оси Z .

Полученные результаты позволяют сделать следующие выводы:

1. Смещение вертолета в поперечном направлении ($Z_1 > 0, \dot{Z}_1 > 0$), когда груз находится в фазе ($\alpha > 0, \dot{\alpha} > 0$), соответствующей первой четверти периода колебаний, сопровождается значительным уменьшением амплитуды колебаний груза.

2. Если фаза груза не соответствует первой четверти периода колебаний, то при маневре вертолета не происходит уменьшения амплитуды колебаний груза. Подобное поведение системы "вертолет–груз" обусловлено особенностями работы связи – тросовой подвески, соединяющей вертолет и груз.

3. Эффективность маневра, оцениваемая по изменению энергии колебательного движения груза в результате маневра, в значительной степени зависит от того, в какой момент времени он выполнен. Чем меньше значение угла отклонения троса от вертикали в начальный момент выполнения маневра, тем выше эффективность маневра.

Список литературы

1. Мандельштам Л.И. Лекции по теории колебаний. М.: Наука, 1972.
2. Андронов А.А., Витт А.А., Хайкин С.Э. Теория колебаний. М.: Физматгиз, 1958.
3. Капица П.Л. Динамическая устойчивость маятника при колеблющейся точке подвеса // ЖЭТФ. Т. 21. 1951.
4. Капица П.Л. Маятник с вибрирующим подвесом // УФН. Т. 44. 1951.
5. Ишлинский А.Ю. Об относительном равновесии физического маятника с подвижной точкой опоры // ПММ. Т. 20. 1985.
6. Бардин Б.С., Маркеев А.П. Об устойчивости равновесия маятника при вертикальных колебаниях точки подвеса // ПММ. Т. 59. 1995.
7. Нелинейная динамика периодически возмущаемых многостепенных математических маятников / В.Э. Джашитов, В.М. Панкратов, Ю.В. Чеботаревский, А.В. Голиков. Учеб. пособие. Саратов. СГУ, 2006.
8. Стрелков С.П. Введение в теорию колебаний. М.: ГИТТЛ, 1950.
9. Пановко Я.Г. Введение в теорию механических колебаний. М.: Наука. 1971.

УДК 629.7

Создание отечественных материалов для изготовления оболочек воздухоплавательных комплексов

М.Г. Левант, П.А. Пономарев

На основании анализа отечественного и зарубежного опыта по изготовлению оболочек для привязных аэростатов сформулированы требования к структуре тканепленочного материала и его отдельным компонентам (тканям и полимерным пленкам). Разработаны технические требования к материалам для каждого объема оболочек из предложенного типоразмерного ряда привязных аэростатов. Даны рекомендации по организации производства российских материалов для оболочек воздухоплавательных аппаратов.

M.G. Levant, P.A. Ponomarev. Developing Domestic Materials For Hulls Of Aeronautical Vehicles

Based on the domestic and foreign expertise in producing hulls of tethered balloons, the authors of the paper formulate the specifications for the composition of the fiber-film material and its two components — the fiber and the polymeric film. Furthermore, specifications are offered for the materials of tethered balloons of particular sizes and types, and recommendations are put forward as to the production of such materials in Russia.

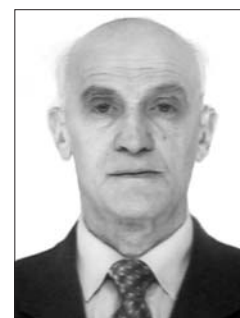
В настоящее время ЗАО "Воздухоплавательный центр "Авгурь" проводит научно-исследовательскую работу в целях исследования технических путей создания перспективных конструктивных элементов воздухоплавательных комплексов. Одним из главных направлений данной работы является разработка качественно новых материалов аэростатных оболочек.

Для разработки данных элементов необходимо конкретизировать типоразмерный ряд привязных аэростатов (ПА). Только после этого становится возможным ограничить область исследования и проводить разработку материалов аэростатных оболочек для ПА определенных размеров.

После всестороннего рассмотрения множества вариантов потенциально возможных полезных нагрузок, необходимой электрической мощности, передаваемой на борт, высоты и продолжительности стоянки на рабочей высоте, а также с учетом сокращения числа позиций разрабатываемого ряда ПА был предложен следующий типоразмерный ряд аэростатных оболочек: 80...350 м³; 450...2000 м³; 3000...5000 м³; 10 000...15 000 м³ [1].

Разработка материалов аэростатных оболочек для типового ряда воздухоплавательных комплексов предусматривала анализ технических требований к тканепленочным материалам, анализ зарубежного опыта по изготовлению аналогичных изделий, формированию технических требований к составляющим конструкции элементам (тканевой и полимерной основам, клеям и др.) и разработке методик оценки качества готового материала.

К материалам для оболочек крупногабаритных аэростатов и дирижаблей предъявляются высокие требования по прочности и герметичности при минимально возможной массе. Для их изготовления необходимы высокопрочные легкие ткани, покрытия,



ЛЕВАНТ
Михаил Григорьевич —
ведущий специалист ЗАО
"Воздухоплавательный центр
"Авгурь"



ПОНОМАРЕВ
Павел Ардалионович —
директор по государствен-
ным программам ЗАО "Воз-
духоплавательный центр
"Авгурь", кандидат техн.
наук

отличающиеся низкой газопроницаемостью, высокой атмосферостойкостью. Жесткие требования, предъявляемые к материалам такого назначения, привели к замене хлопчатобумажных текстилей сначала на полиамидные, а затем на полиэфирные в конструкциях прорезиненных тканей.

Успехи в развитии производства барьерных пленок позволили создать материалы нового поколения — тканепленочные. Они отличаются не только хорошими начальными показателями (высокая удельная прочность, газопроницаемость по водороду не более 0,5 л/м² за 24 ч), но и сохранением свойств в процессе эксплуатации. За рубежом широко применяются материалы на основе полиэфирных текстилей с комбинированными пленочными покрытиями — Майлар, Саран, Тедлар. Разработаны перспективные материалы на основе высокомолекулярных арамидных текстилей, имеющие еще более высокую удельную прочность.

В отечественной промышленности для воздухоплавательной техники применяются двухслойные прорезиненные ткани на основе полиэфирных текстилей. Для аэростатов и воздушных шаров небольшого объема разработаны также тканепленочные материалы с газодержащим слоем из лавсановой пленки толщиной 12 мкм.

По газопроницаемости эти материалы существенно уступают зарубежным образцам: 5 л/м² за сутки для прорезиненных тканей и 3 л/м² за сутки для тканепленочных материалов. Такая ситуация обусловлена отсутствием выпуска в России современных барьерных пленок типа Сарана и Тедлара, а также отсутствием оборудования для изготовления современных тканепленочных материалов.

В процессе разработки материалов для воздухоплавательной техники российской промышленностью был освоен выпуск ряда полиэфирных (лавсановых) тканей. По физико-механическим показателям ткани отечественного производства в основном сравнимы с зарубежными. Главная проблема — неудовлетворительный внешний вид.

Текстили, применяемые при создании материалов для воздухоплавательной техники, должны быть практически бездефектными. Из-за устаревшего станочного парка и низкого качества волокна ткань имеет большое количество внешневидовых дефектов (вытянутая кромка, узлы), которые затрудняют серийное изготовление качественных герметичных материалов. Особенно много дефектов отмечается у тканей из нитей СВМ. Именно из-за них, в частности, отсутствуют на отечественном рынке высокопрочные газодержащие материалы, подобные материалам на основе Кевлара.

Воздухоплавательный центр (ВЦ) "Авгурь" в течение длительного периода времени использует материалы фирмы *RosAeroSystems International* для создания ряда воздухоплавательных комплексов. Эксплуатация воздухоплавательных оболочек, изготовленных ВЦ "Авгурь", показала, что испытанные материалы могут быть использованы для всего типоразмерного ряда ПА.

Были проведены испытания группы материалов фирмы *RosAeroSystems International* с полиуретановым покрытием по отечественным стандартам и методикам, разработанным для оценки качества воздухоплавательных материалов. Анализ полученных материалов показал, что все материалы имеют высокую удельную прочность. По водородопроницаемости газодержащие материалы обеспечивают приемлемые требования (менее 1 л/м² за сутки).

Все материалы обладают высокой теплоотражающей способностью за счет пигментирования двуокисью титана взамен традиционно применяемой в отечественной практике алюминиевой пудры. Белый материал защищает газ-носитель от перегрева, что повышает эксплуатационные характеристики изделия. Прочность связи между слоями для каждого материала обеспечивает возможность разработки оптимальной ширины сварных швов не более 40 мм (по прочности они превышают прочность самого материала). Температурный предел хрупкости для всех материалов ниже минус 70 °С.

Испытанные материалы относятся к тканепленочным материалам. В качестве газодержащих слоев выбраны полиуретановые пленки, отличающиеся низкой газопроницаемостью при высокой износостойкости. Один из основных недостатков полиуретанов на основе сложных полиэфиров — низкая стойкость к гидролизу. В связи с этим с внешней стороны используется пленка из полиуретана на основе простых полиэфиров.

Особый интерес представляют материалы, изготовленные с использованием высокопрочного полиэфирного волокна Вектран. До настоящего времени высокопрочные материалы для воздухоплавательной техники изготавливались на основе арамидных тканей: зарубежные материалы — на основе Кевлара, а российские — СВМ. Существенный недостаток арамидных тканей, присущий всем полиамидным материалам, — низкая стойкость к ультрафиолетовому излучению. При эксплуатации изделий снижается прочность материала, что сводит на нет все преимущества арамидных тканей по этому показателю.

Полиэфирные ткани выгодно отличаются от полиамидных по светостойкости. Вектран — ароматическое

полиэфирное волокно — вполне конкурирует с арамидными волокнами по прочностным показателям при значительно более высокой светостойкости. Можно утверждать, что будущее воздухоплавательной техники связано с материалами на основе полиэфирных ароматических волокон. В России полиэфирное волокно типа Вектран не выпускается.

Для освоения производства современных материалов для воздухоплавательной техники в России необходимо решить весь комплекс проблем: от освоения выпуска волокон, полимеров, тонкодисперсных наполнителей необходимого качества до выпуска высококачественных текстилей и пленок и тканепленочных материалов из них.

Предложенный типоразмерный ряд оболочек ПА предполагает создание не менее четырех групп тканепленочных материалов с различными требованиями к силовому слою материала. Как показывает опыт, в первых трех группах в качестве силового слоя целесообразно использовать ткани на синтетических полиэфирных нитях с переплетением типа "рогожка". В табл. 1 приведены основные требования к свойствам ткани из высокопрочных полиэфирных комплексных нитей в зависимости от объема оболочек ПА.

Для четвертой группы оболочек объемом 10 000...15 000 м³ необходимо использовать ткани с нитями из ароматических полиамидов типа Кевлар, СВМ, Терлон, Русар или ароматических полиэфиров Вектран. Но получить качественные ткани, пригодные для изготовления тканепленочных материалов, в настоящее время в России практически невозможно. Для указанных выше оболочек рекомендуется приобретать ткани за рубежом.

Анализ физико-механических характеристик материалов фирмы *RosAeroSystems International* и результатов эксплуатации оболочек ПА и дирижаблей, разрабо-

танных ЗАО "ВЦ "Авгурь" на основе этих материалов, показал, что использованные материалы могут быть приняты за основу при проектировании отечественных тканепленочных материалов.

Для оболочек объемом 80...350 м³ необходимо разработать ткань из высокопрочных полиэфирных комплексных нитей линейной плотности 8...9 текс. По сравнению с аналогичным материалом фирмы *RosAeroSystems International* масса 1 кв. м разрабатываемого газодержащего материала получится больше на 15...20 г, но при этом улучшатся следующие характеристики материала: водородопроницаемость снизится с 1,4 л/м² за сутки до значения менее 1,0 л/м² за сутки; увеличится стойкость материала к старению под воздействием солнечной радиации; в два раза возрастет сопротивление материала к раздиру.

Масса 1 кв. м воздуходержащего материала, разработанного из той же ткани, составит не более 200 г. Этот материал целесообразно использовать как силовой для лап, катенарных поясов, а также для баллонета и оперения оболочек ПА объемом 80...350 м³ и 450...2000 м³.

Для создания газодержащего материала для оболочек объемом 450...2000 м³ должна быть разработана ткань из высокопрочных полиэфирных комплексных нитей линейной плотностью 12,5...15,0 текс. Разработанный газодержащий материал должен иметь массу 1 кв. м не более 280 г.

Масса разработанного на основе этой же ткани воздуходержащего материала будет не более 270 г. Этот материал может быть использован для оболочек ПА объемом 3000...5000 м³ (на баллонет и оперение), а также как силовой для лап и катенарных поясов для оболочек ПА объемом 450...2000 м³.

Для разработки газодержащего материала для оболочек ПА объемом 3000...5000 м³ должна быть создана ткань из высокопрочных полиэфирных комплексных нитей линейной плотностью 50...55 текс. Разработанный воздуходержащий материал на основе этой ткани может быть использован как силовой для лап, катенарных поясов оболочек ПА объемом 3000...5000 м³.

Для оболочек ПА объемом 10 000...15 000 м³ ткани лучше всего приобретать за границей на основе нитей Вектран с линейной плотностью 20...30 текс.

Физико-механические характеристики разрабатываемых газодержащего и воздуходержащего материалов для оболочек объемом 10 000...15 000 м³ приведены в табл. 2.

Полученные в процессе выполнения научно-исследовательской работы теоретические и эксперимен-

Таблица 1

Физико-механические характеристики разрабатываемых тканей материалов аэростатных оболочек

Объем оболочек ПА, м ³	Линейная плотность ткани, текс*	Масса 1 кв. м материала, г, не более	Разрывная нагрузка на 5 см (основа/уток), Н, не менее	Сопротивление раздиру (основа/уток), Н
80...350	8...9	65	600/450	10/8
450...2000	12,5...15	92	1100/800	20/20
3000...5000	50...55	160	2000/1700	70/60

*Текс — единица измерения, показывающая массу одного километра нити в граммах.

Физико-механические характеристики материалов аэростатных оболочек

Объем оболочки ПА, м ³	Линейная плотность ткани силового слоя, текс	Назначение тканепленочного материала	Масса 1 кв. м материала, г, не более	Разрывная нагрузка на 5 см (основа/уток), Н, не менее	Разрывная длина по основе, км, не менее	Сопротивление раздиру (основа/уток), Н, не менее	Прочность связи между слоями (лицо/изнанка), кН/м	Проницаемость по водороду, л/(м ² ·сут), не более
80...350	8...9	Газодержащий	210	600/450	5,71	10/8	0,8/0,8	1,0
		Воздухдержащий	200	600/450	6,00	1/8	0,8/0,8	—
450...2000	12,5...15,0	Газодержащий	280	1100/820	7,85	13/11	1/1	1,0
		Воздухдержащий	270	1100/820	8,15	13/11	1/1	—
3000...5000	50...55	Газодержащий	425	2000/1700	9,41	55/50	1,8/2,1	1,0
		Воздухдержащий	410	2000/1700	9,75	55/50	1,8/2,1	—
10 000...15 000	20...30 (из нитей Вектран)	Газодержащий	325	3600/2900	22,15	200/150	2,5/2,0	1,0
		Воздухдержащий	245	3600/2900	29,38	300/150	2,0/1,0	—

тальные данные позволяют сделать следующие выводы:

☐ основными проблемами при создании многослойных тканепленочных материалов, в том числе и газодержащих, является выбор армирующей основы, полимерных покрытий и клеевых составов;

☐ наиболее полно современным требованиям отвечают полиуретановые полимеры;

☐ для оценки свойств многослойного тканепленочного материала могут быть использованы методики, разработанные для прорезиненных материалов, с привлечением оценок свойств многослойных пленочных материалов, касающихся ускоренных климатических испытаний и стойкости к перегибанию и закручиванию при низкой температуре;

☐ для повышения газонепроницаемости тканепленочных материалов рекомендуется применение поливинили-

денхлоридной пленки Саран, превосходящей по этому показателю полиуретановые пленки;

☐ использованные для экспериментальных исследований материалы фирмы *RosAeroSystems International* могут быть приняты за основу при проектировании отечественных тканепленочных материалов;

☐ для производства современных материалов для воздухоплавательной техники в России необходимо освоить выпуск соответствующих волокон, текстилей, пленок и тканепленочных материалов, оснастить производство современным оборудованием и решить некоторые другие проблемы.

Список литературы

1. Пономарев П.А. Создание типового ряда современных аэростатных комплексов // Материалы XLII научных чтений, посвященных памяти К.Э. Циолковского. Калуга. 2007. С. 130–131.

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

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

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

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

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

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

Сдано в набор 06.10.08. Подписано в печать 25.11.08. Формат 60×88/8. Усл. печ. л. 7,35. Уч.-изд. л. 8,26. Зак. 1213. Свободная цена. Оригинал-макет и электронная версия подготовлены в ООО "Издательство Машиностроение".

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