



## 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 Редакционный  
редакционной совет

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

Ответственные  
секретари  
журналаИ.Н. МЫМРИНА  
Д.Я. ЧЕРНИСРедактор-  
организатор  
О.С. РОДЗЕВИЧ

А.М. МАТВЕЕНКО –  
председатель  
О.М. АЛИФАНОВ  
Н.А. АНФИМОВ  
В.И. БАРКОВСКИЙ  
И.В. БАРМИН  
В.Ф. БЕЗЪЯЗЫЧНЫЙ  
Б.В. БОДИН  
А.Ф. ВОЙНОВ  
А.Н. ГЕРАЩЕНКО  
М.Б. ГУЗАИРОВ  
В.А. ДАВЫДОВ  
Г.Л. ДЕГТЯРЕВ  
О.Ф. ДЕМЧЕНКО  
Н.Н. ДОЛЖЕНКОВ  
Ю.С. ЕЛИСЕЕВ  
С.Ю. ЖЕЛТОВ  
Л.М. ЗЕЛЕНый  
А.Н. КИРИЛИН  
В.А. КОМАРОВ  
В.В. КРЫМОВ  
Л.Н. ЛЫСЕНКО  
В.А. МЕНЬШИКОВ  
А.Ф. МОРОЗЕНКО  
А.Г. МУНИН  
Т.А. МУСАБАЕВ  
В.Е. НЕСТЕРОВ  
Н.А. ПИРОГОВ  
К.М. ПИЧХАДЗЕ  
В.А. ПОЛЕТАЕВ  
П.Р. ПОПОВИЧ  
В.А. ПОПОВКИН  
Ю.А. РЫЖОВ  
В.Г. СВЕТЛОВ  
А.Н. СЕРЬЕЗНОВ  
В.П. СОКОЛОВ  
А.В. СОЛЛОГУБ  
В.А. СОЛОВЬЕВ  
Ю.С. СОЛОМОНОВ  
А.И. ТАТУЕВ  
Б.Е. ЧЕРТОК  
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

- Анфимов Н.А., Землянский Б.А., Карабджак Г.Ф.,  
Пластинин Ю.А.** Исследования на МКС атмосферы  
и ионосферы Земли . . . . . 3
- Каргопольцев В.А.** Возможности и перспективы  
использования нанотехнологий в авиационной отрасли . . . 11
- Ахметов Р.Н., Соллогуб А.В.** Влияние орбитального  
движения и кинематики элементов конструкции  
на энергетику КА зондирования . . . . . 18
- Егоров И.Н., Кретинин Г.В., Федечкин К.С.** Оптима-  
лизационные исследования ступени осевого компрессора . . . . 28
- Морозов В.И., Пономарев А.Т., Герасимато Ф.Г.,  
Андросенков В.А.** Моделирование нагружения  
и формообразования осесимметричного парашюта  
при раскрытии . . . . . 35
- Кашеев Н.А., Меньшикова Л.В.** Космическая связь:  
проблемы и перспективы . . . . . 44
- Бобрышев А.П., Бернс В.А., Присекин В.Л.,  
Белоусов А.И., Самуйлов В.Ф.** Способ контроля  
люфтов в механических проводках управления  
самолетов . . . . . 50
- Пиралишвили Ш.А., Веретенников С.В.,  
Фасил Али Гугсса.** Исследование аэродинамики отрывного  
диффузора камеры сгорания ГТД . . . . . 54

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

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

Адрес редакции: 107076, Москва, Стромьинский пер., 4  
Телефоны: 269-48-96; 268-49-69; 268-33-39  
Факс: 269-48-97; 268-33-39  
Адрес электронной почты: [polet@mashin.ru](mailto: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  
V.G. DMITRIYEV  
A.N. ZELIN  
B.I. KATORGIN  
P.I. KLIMUK  
Yu.N. KOPTEV  
A.A. LEONOV  
V.A. LOPOTA  
A.M. MATVEYENKO  
S.V. MIKHEYEV  
N.F. MOISEEV  
F.N. MYASNIKOV  
B.V. OBNOSOV  
A.N. PERMINOV  
M.A. POGOSYAN  
G.M. POLISHCHUK  
O.N. RUMYANTSEVA  
G.I. SEVERIN  
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.F. BEZYAZCHNYI  
B.V. BODIN  
A.F. VOINOV  
A.N. GERASHCHENKO  
M.B. GUZAIROV  
V.A. DAVIDOV  
G.L. DEGTYAREV  
O.F. DEMCHENKO  
N.N. DOLZHENKOV  
Yu.S. ELISEYEV  
S.Yu. ZHELTOV  
L.M. ZELENY  
A.N. KIRILIN  
V.A. KOMAROV  
V.V. KRYMOV  
L.N. LYSENKO  
V.A. MENSHIKOV  
A.F. MOROZENKO  
A.G. MUNIN  
T.A. MUSABAYEV  
V.E. NESTEROV  
N.A. PIROGOV  
K.M. PICHKHADZE  
V.A. POLETAYEV  
P.R. POPOVICH  
V.A. POPOVKIN  
Yu.A. RYZHOV  
V.G. SVETLOV  
A.N. SERYOZNOV  
V.P. SOKOLOV  
A.V. SOLLOGUB  
V.A. SOLOVEV  
Yu.S. SOLOMONOV  
A.I. TATUEV  
B.E. TCHERTOK  
I.S. SHEVCHUK

**Representatives of the journal:**

Kazan: R.I. ADGAMOV, phone (843) 238-46-23  
Roscosmos: 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 (10331) 47-49-28-05

**CONTENTS**

|                                                                                                                                                                             |    |
|-----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|----|
| <b>Anfimov N.A., Zemlyansky B.A., Karabadzhak G.F.,<br/>Plastinin Yu.A.</b> ISS Studies Of Earth Atmosphere And<br>Ionosphere . . . . .                                     | 3  |
| <b>Kargopol'tsev V.A.</b> Possibilities And Prospects Of<br>Nanotechnologies In Aviation Industry . . . . .                                                                 | 11 |
| <b>Akhmetov R.N., Sollogub A.V.</b> Influence Of Orbital Motion<br>And Kinematics Of Structural Elements On Energetic<br>Capabilities Of Remote Sensing . . . . .           | 18 |
| <b>Egorov I.N., Kretinin G.V., Fedechkin K.S.</b> Case Study<br>Of Axial Flow Compressor's Stage Optimization . . . . .                                                     | 28 |
| <b>Morozov V.I., Ponomarev A.T., Gerasimato F.G.,<br/>Androsenkov V.A.</b> Modeling Of Load And Geometry<br>Generation Of Axially Symmetric Parachutes At Opening . . . . . | 35 |
| <b>Kascheev N.A., Menshikova L.V.</b> Space Communication:<br>Problems And Prospects . . . . .                                                                              | 44 |
| <b>Bobryshev A.P., Berns V.A., Prisekin V.L., Belousov A.I.,<br/>Samuilov V.F.</b> Play Control Method In Mechanical Aircraft<br>Control Joints . . . . .                   | 50 |
| <b>Piralishvili Sh.A., Veretennikov S.B., Fasil Ali Gugssa.</b><br>Aerodynamics Research Of Tear-Off Diffuser Of Gas-Turbine<br>Engine's Combustor . . . . .                | 54 |

*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 535.21.539.21

# Исследования на МКС атмосферы и ионосферы Земли

**Н.А. Анфимов, Б.А. Землянский, Г.Ф. Карабаджак, Ю.А. Пластинин**

*Обобщены результаты фундаментальных и научно-прикладных оптико-физических исследований глобальных физических явлений естественной и техногенной природы в более чем 40 космических экспериментах, выполненных в 2002–2006 гг. на МКС.*

**N.A. Anfimov, B.A. Zemlyansky, G.F. Karabadzhak, Yu.A. Plastinin.** ISS Studies Of Earth Atmosphere And Ionosphere

*The article presents a summary of fundamental and applied optical and physical research conducted at the International Space Station into the global natural and human-caused physical phenomena, based on more than 40 space experiment carried out in 2002–2006.*

**Н**ачиная с 2002 г. на Российском сегменте (РС) Международной космической станции (МКС) в рамках общей программы проведения геофизических экспериментов на борту РС МКС проводятся космические эксперименты по программе "Релаксация". Экспериментальная программа "Релаксация" включает три крупных раздела:

исследование процессов в верхней атмосфере Земли и околообъектовой среде МКС при воздействии на них высокоскоростных продуктов выхлопов двигательных установок (ДУ) космических аппаратов (КА);

исследование физико-химических и радиационных явлений, сопровождающих вход КА в атмосферу Земли;

исследование излучения верхней атмосферы Земли и околоземного космического пространства в ультрафиолетовом (УФ), видимом и ближнем инфракрасном (ИК) диапазонах спектра в целях получения данных, необходимых для моделирования атмосферных явлений естественного и техногенного происхождения.

Структура космических исследований с борта МКС по программе "Релаксация" с указанием диапазона высот  $H$  приведена на рис. 1 (РБ – разгонный блок; ГСО – геостационарная орбита; СВА – собственная внешняя атмосфера; СА – спускаемый аппарат; ДЗЗиА – дистанционное зондирование Земли и атмосферы).

Для проведения вышеперечисленных исследований в 2002 г. на РС МКС была доставлена высокочувствительная оптическая спектрозональная система "Фиалка-МВ-Космос" (рис. 2), разработанная в ЦНИИмаш. Эта система включает в себя три основных канала:

УФ-изображений (УФК);

видимых изображений (ВЧРИ);

спектрометрический (СП).

Кроме того, в систему включены разнообразные аксессуары, сменные объективы, узкополосные фильтры, бленды и др. Ниже приведены основные характеристики системы "Фиалка-МВ-Космос" в целом, а также характеристики отдельных каналов.



**АНФИМОВ**  
Николай Аполлонович –  
генеральный директор  
ФГУП ЦНИИмаш, акаде-  
мик РАН



**ЗЕМЛЯНСКИЙ**  
Борис Андреевич –  
начальник комплекса ФГУП  
ЦНИИмаш, действительный  
член РАКЦ, доктор техн.  
наук



**КАРАБАДЖАК**  
Георгий Февзиевич –  
начальник лаборатории  
ФГУП ЦНИИмаш, кандидат  
физ.-мат. наук



**ПЛАСТИНИН**  
Юрий Александрович –  
начальник отдела ФГУП  
ЦНИИмаш, действительный  
член РАКЦ, кандидат техн.  
наук

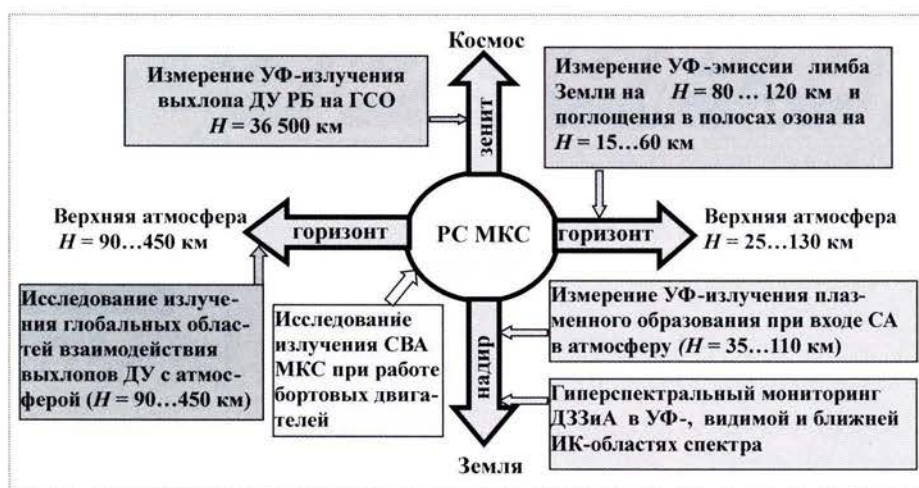


Рис. 1. Структура исследований по программе "Релаксация" на РС МКС

### Общие характеристики аппаратуры

|                                     |                |
|-------------------------------------|----------------|
| Рабочий спектральный диапазон, нм   | 200...900      |
| Число каналов регистрации           | 3              |
| Напряжение питания, В               | 28             |
| Суммарная потребляемая мощность, Вт | Менее 56       |
| Габаритные размеры, м               | 0,58×0,20×0,23 |
| Масса, кг                           | Не более 9     |

#### Канал УФК

|                                              |                                |
|----------------------------------------------|--------------------------------|
| Область чувствительности, нм                 | 200...360                      |
| Сменные фильтры, полуширина, нм              | 260±6; 292±7,5; 310±6; 337±7,5 |
| Максимальное и мгновенное поля зрения, °     | 11; 1,4×10 <sup>-2</sup>       |
| Чувствительность, Вт/см <sup>2</sup> на счет | 2×10 <sup>-18</sup>            |
| Временное разрешение, с                      | 0,04                           |
| Эффективный диаметр, мм                      | 55                             |
| Фокусное расстояние, мм                      | 78                             |

#### Канал ВЧРИ

|                                 |                                             |
|---------------------------------|---------------------------------------------|
| Область чувствительности, нм    | 390...900                                   |
| Сменные фильтры, полуширина, нм | 391±7,5; 432±5; 558±5; 630±5; 670±10; 761±6 |

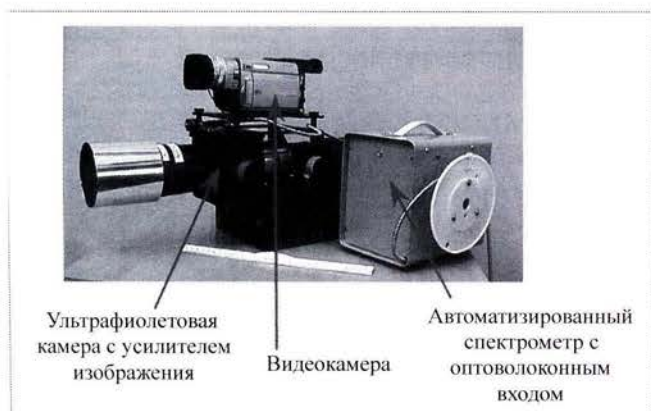


Рис. 2. Спектрозональная оптическая система "Фиалка-МВ-Космос"

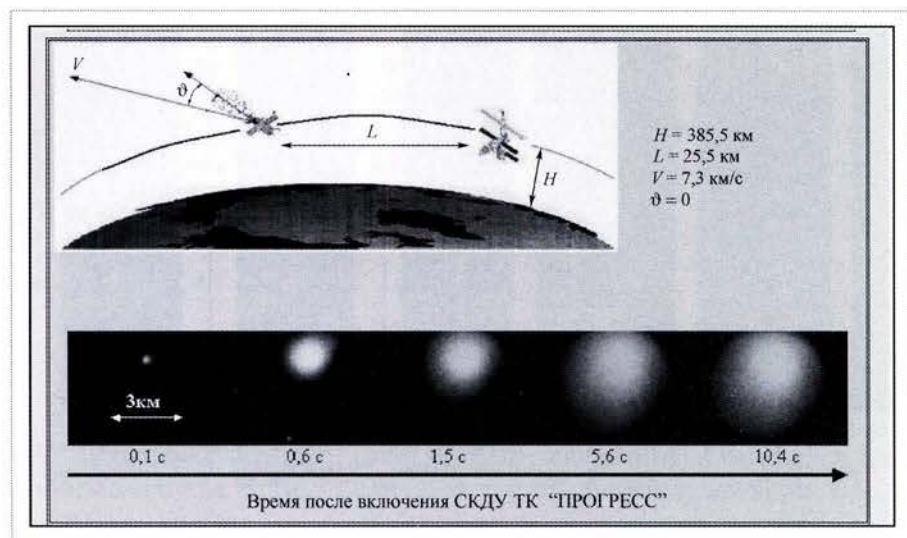
|                                                      |                       |
|------------------------------------------------------|-----------------------|
| Общее поле зрения, °                                 | 30                    |
| Регистрация                                          | Цифровая              |
| <b>Спектрометрический канал</b>                      |                       |
| Область чувствительности, нм                         | 200...800             |
| Спектральное разрешение, нм                          | 1,3                   |
| Поля зрения, °                                       | 2 и 0,2               |
| Число элементов                                      | 64×1024               |
| Чувствительность, Вт/(см <sup>2</sup> ·нм) на счет/с | 6,5×10 <sup>-14</sup> |

За 2002–2006 гг. в 10 экспедициях на МКС выполнены свыше 40 космических экспериментов. Далее рассмотрены цели и задачи этих экспериментов, приведены их результаты.

**Исследование процессов релаксации верхней атмосферы Земли при высокоскоростном взаимодействии с выхлопами ДУ КА.** В этом направлении проведены восемь космических экспериментов (МКС 7–10, 12–14) в целях исследования физико-химических и радиационных процессов при гиперсверхбыстрых столкновениях молекулярных потоков с атмосферным кислородом и развития моделей взаимодействия выхлопов ДУ с верхней атмосферой Земли.

Известно, что при распространении в земной атмосфере гиперсверхбыстрого потока выхлопа ДУ КА на высотах 200...450 км возникает слабое ультрафиолетовое свечение [1, 2]. Это является следствием одноступенчатых химических реакций, возникающих при столкновениях молекул H<sub>2</sub>O, CO<sub>2</sub>, N<sub>2</sub>, H<sub>2</sub>, СО струи ДУ с атомарным кислородом. Изучение характеристик этого свечения с помощью спектрозональной системы "Фиалка-МВ-Космос" позволяет исследовать характеристики гиперсверхбыстрых молекулярных столкновений, такие как сечения упругих и неупругих столкновений, и проводить оценки эффектов воздействия выхлопов ДУ на верхнюю атмосферу Земли.

Рис. 3. Схема эксперимента, проведенного 04.09.2003 в экспедиции МКС 7, и развитие во времени свечения ионосферы при воздействии на нее молекулярного потока выхлопов ДУ ТК "Прогресс"



На рис. 3 приведены схема эксперимента и изображения свечения выхлопа, полученные в различные моменты после включения ДУ транспортного корабля (ТК) "Прогресс".

В экспериментах получены следующие результаты: проведены измерения интенсивности и пространственно-временных характеристик УФ-свечения в области активного взаимодействия выхлопов ДУ с верхней атмосферой Земли. Установлено, что размер светящейся зоны для течения в струе сближающе-корректирующей двигательной установки (СКДУ) составляет 10...20 км. Максимум интенсивности расположен в УФ-области спектра в полосах ОН(А-Х) и NH(А-Х);

определены фундаментальные константы процессов гиперсверхзвукового взаимодействия атомов кислорода с компонентами выхлопов ДУ. В частности, из анализа экспериментальных данных получены значения эффективного сечения упругого рассеяния атомов кислорода на молекулах  $H_2O$ ,  $CO_2$ ,  $N_2$ ,  $H_2$ ,  $CO$  струи ДУ (среднее значение сечения  $\sigma_y = (9 \pm 1) \cdot 10^{-16} \text{ см}^2$ ) и эффективного сечения реакции молекулы  $H_2O$  с атомами кислорода (измеренное сечение равно  $\sigma_y = (0,03 \pm 0,02) \cdot 10^{-16} \text{ см}^2$ ).

разработана модель высокоскоростного взаимодействия и проведена ее верификация в КЭ с выхлопами ДУ ТК "Союз" и ТК "Прогресс".

Модель и параметры высокоскоростного взаимодействия молекулярных потоков с верхней атмосферой Земли используются в практических расчетах эффектов техногенных воздействий КА на земную атмосферу

и оценке влияния выхлопов ДУ на собственную внешнюю атмосферу КА.

**Исследование процессов релаксации собственной атмосферы МКС.** В этом направлении проведено пять космических экспериментов в экспедициях МКС 8–10, 12. Цель экспериментов: исследование динамики релаксации СВА МКС при взаимодействии истекающих струй бортовых ДУ с верхней атмосферой Земли.

Установлено, что при работе бортовых ДУ наблюдается яркое УФ-свечение собственной атмосферы МКС в молекулярных полосах  $H_2O$ . Это свечение легко регистрируется каналом УФК. Наблюдается эффект возрастания свечения СВА при включениях ДУ (рис. 4).

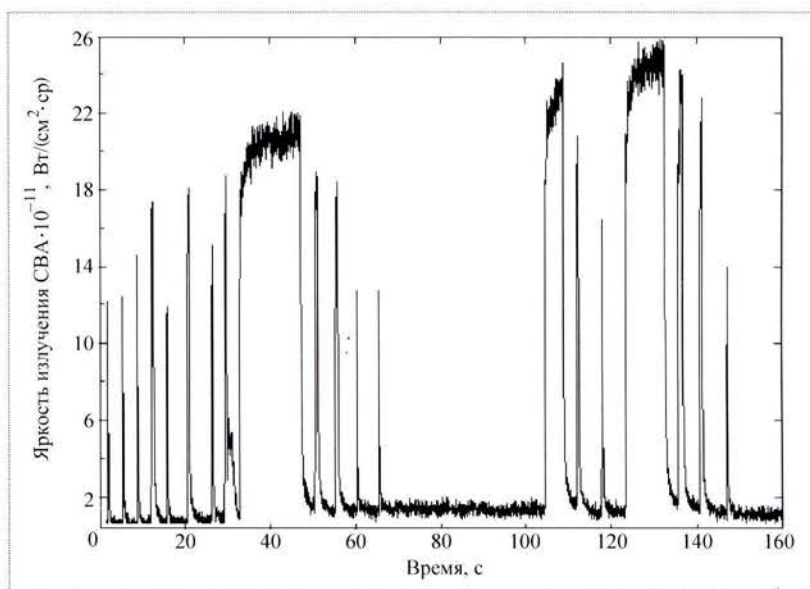


Рис. 4. Зависимость яркости излучения СВА МКС от времени в экспериментах, проведенных 11.10.2005 г.

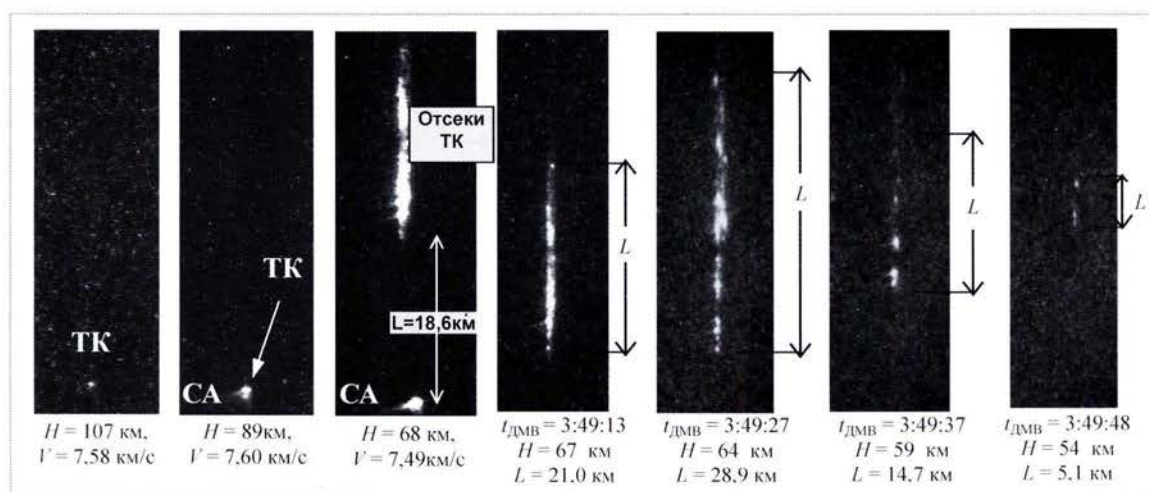


Рис. 5. Свечение СА и фрагментов агрегатного и бытового отсеков ТК "Союз ТМА-6" при входе в атмосферу (фото 11.10.2005 г.)

Разработана модель свечения СВА МКС. Считается, что при работе ДУ в СВА МКС накапливаются пары воды, которые светятся в УФ-области спектра при воздействии на них факторов космического пространства (высокоэнергетичного потока излучения в линии атома водорода  $L(\alpha)$ , высокоскоростного потока атомарного кислорода). Эта модель позволяет рассчитывать концентрацию паров воды в СВА МКС и делать прогноз о состоянии СВА после выключения ДУ.

**Измерение характеристик УФ-излучения газоплазменных образований, сопровождающих КА при входе в атмосферу Земли.** Проведено пять космических экспериментов в экспедициях МКС 10–14. Цель экспериментов: получение натуральных экспериментальных дан-

ных на высотах  $H \leq 110$  км для верификации термохимических и радиационных моделей высокотемпературного воздуха, используемых при разработке перспективных КА.

В рамках этих экспериментов проведены измерения пространственных, временных и энергетических характеристик УФ-излучения, вызванного входом спускаемых аппаратов "Союз ТМА-4,6,7,8" и отстыкованных блоков ТК в атмосферу Земли.

Картина свечения СА и фрагментов ТК по траектории полета изображена на рис. 5.

Результаты радиометрических измерений интенсивности УФ-излучения плазменного образования СА "Союз ТМА" в диапазоне высот от 45 до 100 км приведены на рис. 6. Там же представлены результаты теоретических расчетов интенсивности излучения в различных приближениях, более подробно описанных в работах ЦНИИмаш [3]. Из сравнения (см. рис. 6) теоретических расчетов в рамках неравновесной модели и экспериментальных данных видно их удовлетворительное согласование.

**Радиометрические измерения в УФ-диапазоне спектра выхлопов ДУ разгонного блока на ГСО.** Цель эксперимента: проведение радиометрических и пространственно-временных измерений УФ-излучения выхлопов ДУ КА на геостационарной орбите для контроля функционирования ДУ и оценки техногенного влияния выбросов продуктов сгорания на геофизическую обстановку. В эксперименте 05.08.2006 г. впервые с борта МКС была проведена регистрация интенсивности и пространственно-временной структуры УФ-излучения выхлопа двигателя разгонного блока "Бриз-М" в околоземном космическом пространстве на высоте 36 500 км. Установлено, что УФ-свечение на таких высотах может простирается на десятки и сотни километров от КА.

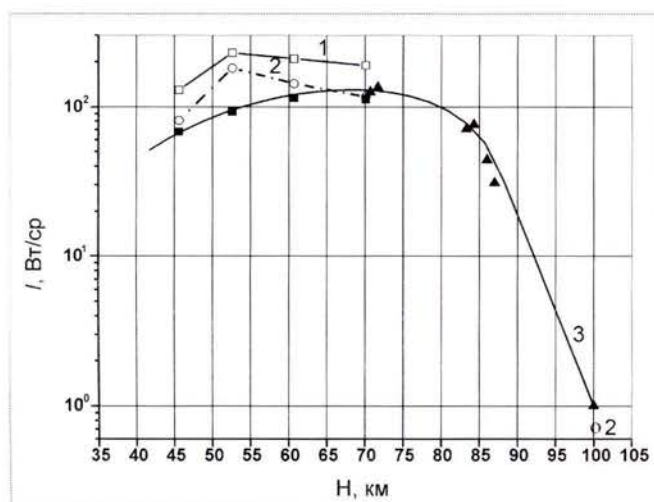


Рис. 6. Экспериментальные результаты: ■ – СА "Союз ТМА-4" (КЭ 24.10.04); ▲ – СА "Союз ТМА-6" (КЭ 11.10.05); расчеты: 1 – равновесная модель (уменьшено в 10 раз); 2 – неравновесная модель; 3 – аппроксимация экспериментальных данных



Рис. 7. Выделенное изображение выхлопа ДУ РБ "Бриз-М". Размер пикселя 7,2 км. Максимальный наблюдаемый размер изображения 72 км

На рис. 7 приведена типичная картина изображения выхлопа РБ "Бриз М" во время работы двигателя. Регистрация проведена в фильтре Ф3 ( $\lambda = 305...315$  нм). Размер области свечения — 75 км; измеренное значение силы излучения —  $1,6 \cdot 10^4$  Вт/ср; размер выделенной области наблюдения —  $700 \times 700$  км, расстояние от объекта наблюдения до МКС — 36 000 км. Характеристики ДУ: тяга — 6 т; топливо — углеводородное горючее НДМГ, окислитель —  $N_2O_4$ . Условия наблюдения на ГСО выхлопа ДУ РБ "Бриз-М": высота РБ — 36 500 км; высота МКС — 390 км; дальность наблюдения — 36 100 км; угол Солнца —  $30^\circ$ ; наблюдение проводилось через кварцевый иллюминатор № 9, затененный от Солнца пристыкованным к МКС ТК "Прогресс".

**Исследования геофизической обстановки в верхней атмосфере Земли.** В этом направлении проведено девять КЭ в экспедициях МКС 5, 7, 8–10 и 12. Цель экспериментов: исследования пространственно-временной структуры сверхслабых УФ-эмиссий и полос оптического поглощения естественного и техногенного происхождения в верхней атмосфере Земли. В ходе экспериментов исследована пространственная структура яркости ночного лимба и полос поглощения озона, а также полос поглощения техногенного происхождения. Разработана и внедрена в практических приложениях и расчетах методика определения пространственного распределения концентрации атомарного кислорода на основе анализа яркости ночного лимба [4]. Рис. 8 иллюстрирует результаты экспериментов.

В результате проведения серии из 12 космических экспериментов по измерениям полей яркости лимба Земли в УФ-полосах молекулярного излучения  $O_2$ , выполненных за время с 2002 по 2006 г., были определены профили концентрации атомов кислорода. Типичные профили концентрации атомарного кислорода приведены на рис. 9 для временных интервалов, когда наблюдалось хорошее соответствие между данными полуэмпирической модели нейтральной атмосферы MSIS 90 и результатами измерений на МКС. Вместе с тем обнаружены аномальные явления в структуре профилей высотного распределения ато-

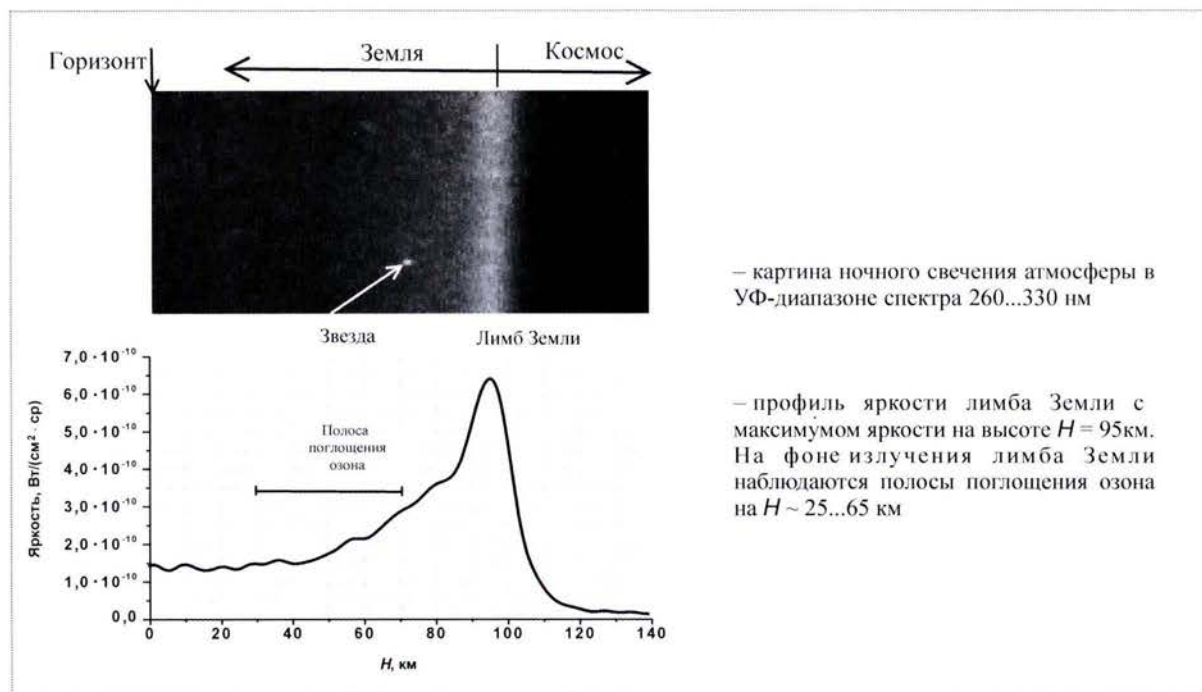


Рис. 8. Лимб и фон Земли в ночных условиях (наблюдение с борта МКС 11.10.2005 г.)

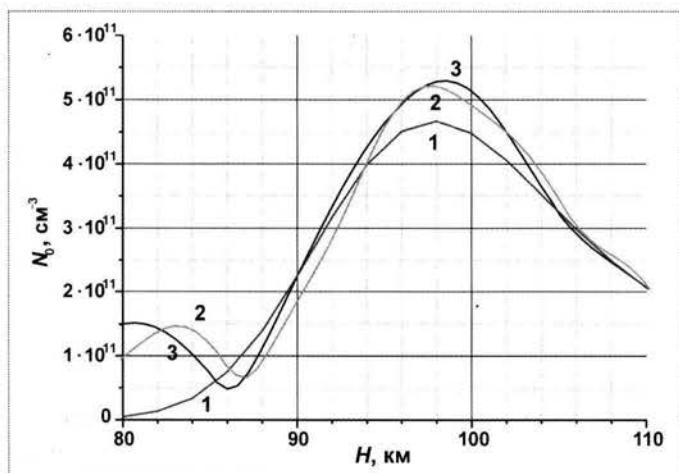


Рис. 9. Сопоставление профилей концентраций атомарного кислорода в ночной верхней атмосфере Земли:

1 – полуэмпирическая модель нейтральной атмосферы MSIS 90; 2 – измерение в космическом эксперименте на МКС 24.10.2004 г. (район наблюдения – Атлантический океан, южн. тропик, долгота 334,6°, широта – 24,2°); 3 – измерение в космическом эксперименте на МКС 11.10.2005 г. (район наблюдения – Атлантический океан, южн. тропик, долгота 341,5°, широта – 23,6°)

марного кислорода в верхней атмосфере Земли. Они показаны на рис. 10. Результаты измерений атомарного кислорода над поверхностью Индийского океана и над поверхностью суши в предгорьях Гималаев показали, что аномальность проявляется в значительном отклонении экспериментально наблюдаемых профилей концентрации атомарного кислорода от профилей, соответствующих широко используемым полумпирическим моделям (MSIS и другие) состава и параметров верхней атмосферы Земли. Кроме того, впервые обнаружено, что над Индийским океаном в районе Аравийско-Индийского хребта наблюдается раздвоение профиля концентрации O (двухмодовая структура профиля концентрации кислорода и соответствующего профиля яркости ультрафиолетового лимба Земли). При этом максимумы концентрации O наблюдаются на высотах 98 км и 105...110 км, тогда как по существующим моделям нейтральной атмосферы этот максимум приходится только на высоту 98 км. В предгорьях Гималаев интенсивность излучения лимба Земли возрастает в несколько раз, а соответствующее значение

#### Условия эксперимента

МКС КЭ 9.11.2002

$\lambda = 40,9^\circ$  в.д.

$\delta = 10,1^\circ$  ю.ш.

(Дар-Эс-Салам, побережье Индийского океана)

$t_{LST} = 23:05:19$

$F_{10.7} = 191$   $A_p = 9$

МКС КЭ 9.11.2002

$\lambda = 59,5^\circ$  в.д.

$\delta = 15,6^\circ$  с.ш.

(Индийский океан, Аравийско-Индийский хребет)

$t_{LST} = 00:21:32$

$F_{10.7} = 191$   $A_p = 9$

МКС КЭ 9.11.2002

$\lambda = 72,5^\circ$  в.д.

$\delta = 29,9^\circ$  с.ш.

(Пакистан, предгорье Гималаев)

$t_{LST} = 01:18:29$

$F_{10.7} = 191$   $A_p = 9$

#### Профили концентрации

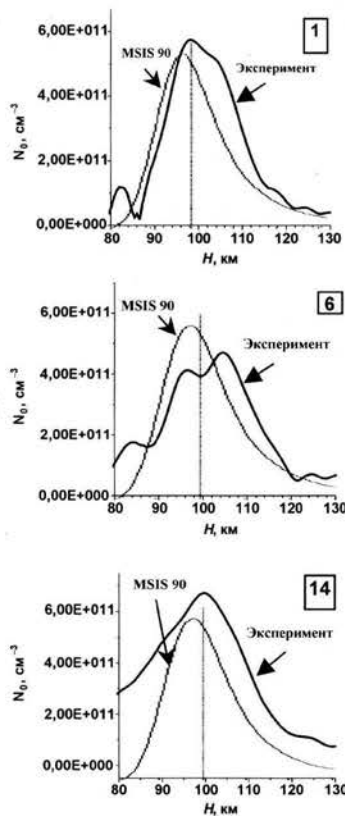


Рис. 10. Наблюдение аномальных профилей атомов кислорода в верхней атмосфере Земли

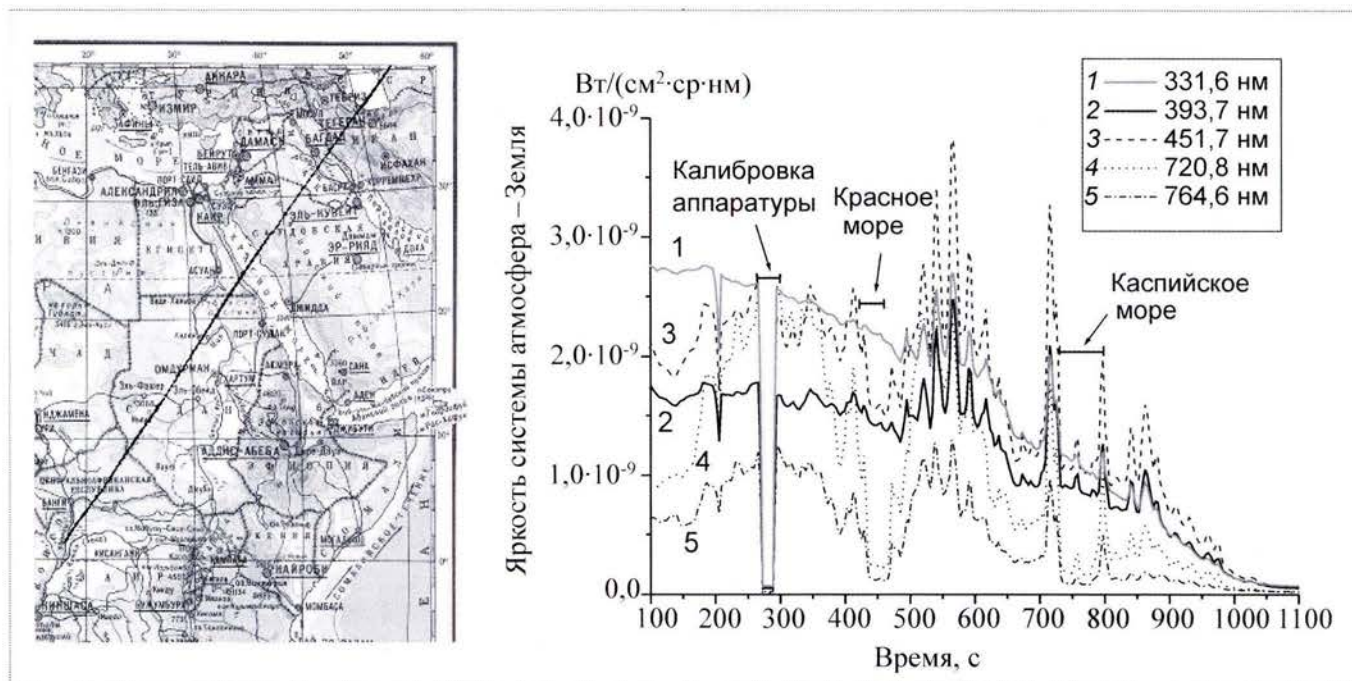


Рис. 11. Траектория подспутниковой точки и спектры излучения системы атмосфера—поверхность Земли при наблюдении в надир по трассе полета в характерных длинах волн с разрешением 1,3 нм в полосах поглощения: озона  $O_3$  — 331,6 нм; хлорофилла — 393,7 нм; паров воды  $H_2O$  — 720,8 нм; кислорода  $O_2$  — 764,6 нм и в полосе прозрачности воды 451,7 нм

максимума концентрации атомарного кислорода увеличивается до 50 % и более. Такое anomальное поведение может быть связано с тектоническими процессами, которые имеют место в этой области поверхности Земли.

**Гиперспектральный мониторинг системы "атмосфера—Земля".** Проведены два эксперимента в рамках экспедиции МКС 12. Цель экспериментов: исследование путей и способов контроля геофизической обстановки путем измерения спектральной яркости системы атмосфера — поверхность Земли. В ходе этих экспериментов производится измерение яркости системы атмосфера — поверхность Земли в подспутниковой точке вдоль трассы полета МКС. Измерение проводится одновременно двумя каналами спектрозональной системы "Фиалка-МВ-Космос": каналом ВЧРИ и спектрометрическим каналом. При такой постановке синхронно регистрируются изображения и спектры излучения с точной привязкой к местности. В результате фактически реализуется гиперспектральный мониторинг системы атмосфера — поверхность Земли по трассе полета МКС в 380 спектральных интервалах в диапазоне длин волн от 300 до 800 нм с разрешением по спектру, равным 1,3 нм. Данные таких экспериментов используются при проектировании оптических систем дистанционного зонди-

рования Земли. Пример результатов спектральных измерений приведен на рис. 11.

В серии из более чем 40 геофизических космических экспериментов "Релаксация", выполненных на борту МКС в 2002–2006 гг., показана высокая эффективность использования УФ-диапазона спектра для мониторинга геофизической обстановки в атмосфере Земли и околоземном космическом пространстве.

Разработаны базовые принципы УФ-мониторинга геофизической обстановки, основанные на регистрации сверхслабых полей яркости и спектров излучения верхней атмосферы Земли и ОКП с помощью цифровой аппаратуры высокой чувствительности, реализованной в виде спектрозональной оптической системы "Фиалка-МВ-Космос".

Результаты аппаратурных разработок и космических экспериментов "Релаксация" рекомендуются для использования при решении актуальных задач мониторинга верхней атмосферы Земли, ДЗЗиА, а также для исследования возможности применения оптических средств ультрафиолетового диапазона для контроля СВА станции и проведения различных видов внутрикорабельной деятельности на борту МКС.

# Список литературы

1. Анфимов Н.А., Карабаджак Г.Ф., Пластинин Ю.А. Исследование характеристик взаимодействия продуктов выхлопов жидкостных ракетных двигателей с верхними слоями атмосферы Земли в серии космических экспериментов "Релаксация" с борта орбитальной станции "Мир" // Космонавтика и ракетостроение. 2001. Вып. 23. С. 49–66.
2. Карабаджак Г.Ф. Определение эффективного сечения реакции  $O + H_2O = OH(A) + OH(X)$  при гиперскоростных столкновениях по измерениям интенсивности свечения гидроксила в космических экспериментах // Космонавтика и ракетостроение. 2004. Вып. 3(36). С. 123–130.

3. Землянский Б.А., Карабаджак Г.Ф., Пластинин Ю.А. Исследование пространственной структуры и интенсивности излучения плазменных образований в ультрафиолетовой области спектра при входе СА ТК СОЮЗ-ТМА и фрагментации функциональных блоков ТК СОЮЗ // Космонавтика и ракетостроение. 2007. Вып. 2(47).
4. Карабаджак Г.Ф., Пластинин Ю.А., Сженев Е.Ю., Хмелинин Б.А. Определение профилей концентраций атомов кислорода в верхних слоях атмосферы Земли по экспериментальным данным с пилотируемых космических станций // Космонавтика и ракетостроение. 2007. Вып. 1(46). С. 38–43.



ДАЙДЖЕСТ    ДАЙДЖЕСТ    ДАЙДЖЕСТ    ДАЙДЖЕСТ    ДАЙДЖЕСТ    ДАЙДЖЕСТ    ДАЙДЖЕСТ

## РОСКОСМОС ПРОВЕДЕТ КОНКУРС НА РАЗРАБОТКУ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ ДЛЯ ЗАПУСКА ПИЛОТИРУЕМЫХ КОРАБЛЕЙ

Глава Роскосмоса А.Н. Перминов сообщил о том, что в России будут разработаны ракеты-носители нового поколения для запуска пилотируемых кораблей. Объявлен конкурс, и все проекты ракет-носителей будут рассматриваться на конкурсной основе. В настоящее время прорабатываются шесть вариантов ракет-носителей, среди них и самарская ракета-носитель типа "Союз". В свою очередь генеральный директор государственного научно-производственного ракетно-космического центра "ЦСКБ–Прогресс" (Самара) А.Н. Кирилин сообщил, что его предприятие намерено участвовать в конкурсе на разработку ракеты-носителя для пилотируемых запусков. "ЦСКБ–Прогресс" – прекрасно работающее предприятие, мы будем участвовать в конкурсе и надеемся на победу", – сказал он.

*Вестник Интерфакс – АВН № 41 (316), 2007 г.*

## НОВЫЙ БОЕВОЙ ВЕРТОЛЕТ Ми-28Н "НОЧНОЙ ОХОТНИК" УСПЕШНО ПРОШЕЛ ПЕРВЫЙ ЭТАП ГОСУДАРСТВЕННЫХ СОВМЕСТНЫХ ИСПЫТАНИЙ

Российские Военно-воздушные силы совместно с ОАО "Роствертол" и ОАО "МВЗ им. М.Л. Миля" успешно завершили первый этап государственных совместных испытаний нового боевого вертолета Ми-28Н "Ночной охотник". "Полученные результаты испытаний подтверждают высокий уровень технической надежности Ми-28Н, безотказную работу основных узлов и механизмов винтокрылой машины, что, в конечном счете, определяет полноценную реализацию заложенных в нее функциональных возможностей", – говорится в сообщении, размещенном на официальном сайте ОАО "Роствертол". В сообщении отмечается, что вертолет Ми-28Н определен как базовая боевая машина для российских Вооруженных сил и что впервые в экономических условиях новой России на ОАО "Роствертол" налажено серийное производство современного боевого вертолета. В настоящее время на предприятии ведутся работы по созданию этих машин в рамках выполнения долгосрочного контракта с Министерством обороны.

Ранее главком ВВС России генерал-полковник А.Н. Зелин во время заседания государственной комиссии по проведению государственных испытаний Ми-28Н, прошедшем в сентябре, сообщил, что первые четыре вертолета Ми-28Н поступят в Центр боевого применения и переучивания летного состава, дислоцирующийся в г. Торжок (Тверская область), в следующем году.

*Вестник Интерфакс – АВН № 42 (317), 2007 г.*

## ЗАВЕРШЕНЫ ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫЕ ЛЕТНЫЕ ИСПЫТАНИЯ ВЕРТОЛЕТА Ми-38

Московский вертолетный завод им. М.Л. Миля успешно завершил предварительные летные испытания нового вертолета средней грузоподъемности Ми-38. В ходе предварительных летных испытаний были выполнены более 150 полетов, в том числе 100 зачетных. Вертолет подтвердил все заявленные характеристики. В ходе испытаний был достигнут динамический потолок 8170 м и подтверждена скорость полета 320 км/ч при отсутствии тряски и вибраций. Обеспечить отсутствие вибраций вертолета на больших скоростях полета удалось главным образом благодаря применению на Ми-38 шестиплостного винта.

Сертификационные испытания Ми-38 должны начаться в середине 2008 г. Они будут проводиться на втором опытном экземпляре Ми-38. Третий опытный Ми-38 будет построен уже в сертифицированной конфигурации.

Вертолет Ми-38 оснащен двумя канадскими двигателями PW127T/S мощностью 2500 л.с. каждый. Максимальная взлетная масса вертолета – 15,6 т; крейсерская скорость – 275 км/ч; максимальная дальность полета – 885 км; перегоночная (с дополнительными баками) – 1300 км.

Ми-38 способен перевозить грузы массой до 5 т в кабине и до 7 т на внешней подвеске.

*Вестник Интерфакс – АВН № 42 (317), 2007 г.*

# Возможности и перспективы использования нанотехнологий в авиационной отрасли

**В.А. Каргопольцев**



**КАРГОПОЛЬЦЕВ**  
Владимир Андреевич —  
заместитель директора  
ЦАГИ им. проф.  
Н.Е. Жуковского,  
академик РИА,  
кандидат техн. наук

*Представлена часть задач, сформулированных специалистами ЦАГИ в различных областях авиационной науки — прочности, аэродинамике, метрологии, — в которых может оказаться полезным применение нанотехнологий. Некоторые проблемы проработаны до конкретных технических решений, пригодных для проектирования, изготовления образцов и моделей, проведения эксперимента в ЦАГИ, а некоторые обозначены в виде идей.*

*Использование достижений нанотехнологий в авиационно-космической области обеспечит качественно новый уровень эффективности создаваемых аппаратов.*

**V.A. Kargopol'tsev. Possibilities And Prospects Of Nanotechnologies In Aviation Industry**

*The article reviews priorities and missions formulated by TSAGI central air and hydrodynamic institute in various aspects of aviation science — rigidity, aerodynamics and metrology — where nanotechnologies may be applied. Some of the issues have been elaborated so far as to produce concrete solutions, applicable in the design work, development of prototypes and models and holding of experiments, while others have been highlighted as valuable ideas. The application of nanotechnologies in the aerospace industry can boost the effectiveness of new aircraft, raising their performances to a high new level.*

**П**рограмма "Развитие гражданской авиационной техники России на 2002—2010 годы и на период до 2015 года" предусматривает разработку перспективной авиационной техники, превышающей технико-экономические показатели современных летательных аппаратов на 20...25 %. В связи с этим необходимо разработать новые конструкторские и технологические решения, касающиеся всех агрегатов и систем воздушных судов. Возможности обычных методов и традиционных материалов, применяемых при проектировании летательной техники, постепенно приближаются к насыщению. В результате продвижение вперед замедляется, требуя все больших усилий и материальных затрат.

В последние годы стремительно развивается новое направление науки и техники — нанотехнология. Рассмотрим перспективы использования достижений нанотехнологии в решении задач, стоящих перед авиационной отраслью.

Потенциальные выгоды от применения нанотехнологии заключаются в использовании наноструктурированных материалов с высокими эксплуатационными качествами. Это позволит создать более легкую и эффективную технику с уменьшенными потреблением энергии и влиянием на окружающую среду. Правительства промышленно развитых стран уделяют большое внимание развитию этого направления.

В 2001 г. администрация США приняла программу "Национальная инициатива в области нанотехнологии: путь к новой промышленной революции". Программе присвоена самая высокая степень научно-технической важности; за последние пять лет финансирование по этим направлениям науки и техники увеличилось в 10 раз.



**Рис. 1. Основные направления использования нанотехнологии в авиации**

В 2003 г. президент Буш подписал закон о финансировании НИОКР в области нанотехнологии в 21-м веке. США является носителем и исполнителем около 30...40 % всех научно-исследовательских работ по этой тематике.

Интенсивные исследования по нанотехнологии ведутся и в объединенной Европе. В частности, в Германии создано восемь научных центров, которые активно занимаются проблемами нанотехнологии.

Наиболее ощутимый эффект возможен от использования нанотехнологии в авиации по направлениям, представленным на рис. 1.

**Прочность.** Прежде всего — это вопрос прочности конструкции. Создание алюминиевых и титановых сплавов, армированных углеродными нанотрубками, нанопокровов в зоне концентраторов напряжения, разработка авиационных конструкций, в том числе композитных конструкций, которые используют наноэлементы, — все это задачи, представляющие наиболее перспективное и быстро продвигаемое направление, способное дать существенный эффект.

Использование современных конструкционных материалов ограничено тем, что увеличение прочности приводит к снижению пластичности. Преимуществом материалов с наноразмерной структурой является повышенная пластичность с возможностью снижения в них остаточных напряжений. Например, наносплавы на основе титана обеспечивают увеличение относительных деформаций в диапазоне 20...35 % при увеличении прочности приблизительно в два раза. За счет использования нанотехнологий в ближайшее десяти-

летие прогнозируется увеличение прочности основных конструкционных металлов в 1,5—3 раза.

Получение массивных нанокристаллических заготовок с равномерной структурой (без пор, микротрещин и других дефектов) дает возможность обеспечить стабильность свойств и более точно определить несущую способность материала. Это позволит снизить массу конструкции. Ресурс изделий для авиации, изготовленных по нанотехнологиям, повышается на 200...500 %.

В настоящее время при решении задач прочности и управления деформациями конструкции наилучших характеристик элементов и устройств можно достичь путем использования композиционных материалов.

Научно-технические предпосылки использования наномодифицированных композиционных материалов в конструкциях летательных аппаратов связаны с характеристиками углеродных нанотрубок (УНТ), прочностные характеристики которых в сравнении со сталью приведены ниже:

|                          | УНТ                         | Сталь                 |
|--------------------------|-----------------------------|-----------------------|
| Модуль Юнга, Па          | 1,28...1,8·10 <sup>12</sup> | 0,21·10 <sup>12</sup> |
| Прочность на разрыв, ГПа | 45·10 <sup>9</sup>          | 2·10 <sup>9</sup>     |

Использовать УНТ непосредственно в конструкциях невозможно, но применение этих трубок в качестве наполнителя-упрочнителя в композиционных материалах весьма эффективно не только из-за их необычайной прочности, но также вследствие увеличения площади межфазной границы нанокомпозитов по сравнению с наполнителями обычных размеров (рис. 2). При изменении размеров наполнителя от микрон до нанометров

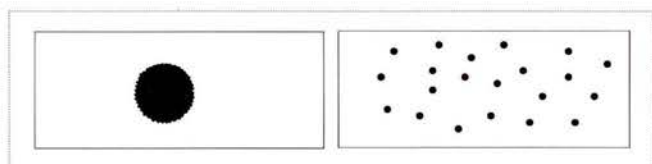


Рис. 2. Увеличение площади межфазной границы нанокмпозитов по сравнению с наполнителями обычных размеров

площадь межфазной границы при той же объемной доле может увеличиться более чем в 30 раз.

Расчетно-экспериментальные исследования показывают, что долговечность образца с концентратором напряжений в виде отверстия определяется процессом роста существующих микротрещин, расположенных на кромках и на поверхности отверстия [1].

При сборке планера большого пассажирского самолета сверлится несколько миллионов отверстий, которые являются концентраторами напряжений. При сверлении отверстий в них образуется множество технологических микродефектов (микротрещин). При циклическом нагружении в процессе эксплуатации эти микродефекты развиваются, значительно сокращая ресурс самолета. Исследования образцов алюминиевых сплавов (рис. 3) показали существенную зависимость долговечности ( $N$  — число циклов) от размера начального микродефекта.

Можно предполагать, что нанесение бездефектных слоев наноструктурированного материала (рис. 4) на кромки и на поверхность отверстия приведет к повышению прочности, долговечности и живучести за счет комплексного воздействия, а именно:

при нанесении нанослоев возможно самозалечивание существующих микротрещин на поверхности и на кромках концентратора напряжений (рис. 4, а);

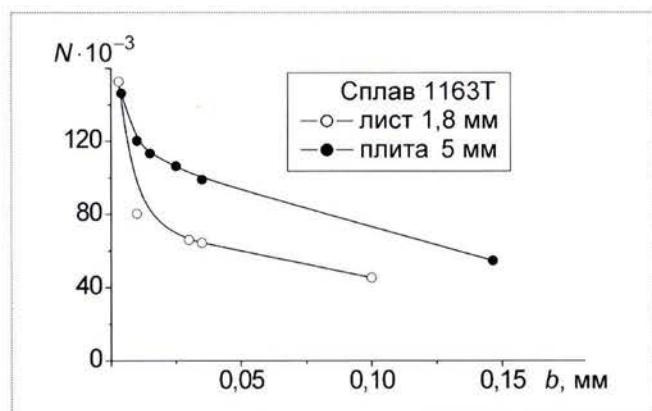


Рис. 3. Влияние начального размера  $b$  микротрещин на долговечность

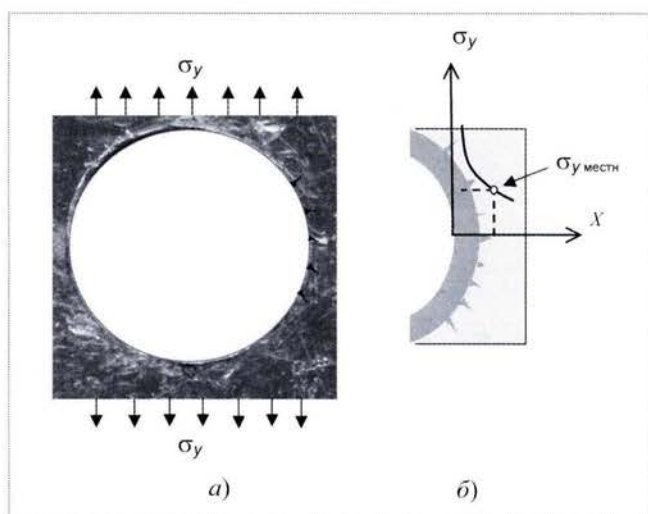


Рис. 4. Залечивание микротрещин проникающим наноматериалом

нанесенный слой своим присутствием может сдвигать зону материала с микротрещинами в область меньшей концентрации напряжений (рис. 4, б);

этот слой может защищать от влияния окружающей коррозионной среды материал в зоне концентрации напряжений и тем самым замедлять процесс роста микротрещин.

Методика формирования наноструктуры материала в виде бездефектных слоев и пленок близка к практическому использованию.

**Аэродинамика.** Снижение сопротивления летательных аппаратов является важнейшей задачей аэродинамики. Уменьшение сопротивления самолетов, выполняющих длительный крейсерский полет, приводит к значительному снижению расхода топлива.

Величину сопротивления современного транспортно-го самолета можно разделить на две составляющие, имеющие разную физическую природу: сопротивление давления и сопротивление трения. На каждую из них приходится примерно половина общего сопротивления самолета.

Сопротивление трения может быть уменьшено на 80 %, если изменить режим течения в пограничном слое на всей поверхности летательного аппарата с турбулентного на ламинарный. В связи с этим необходимо создание устройств для ламинаризации пограничного слоя. По оценкам специалистов, с их помощью можно получить ламинарное обтекание 30 % площади крыла и оперения самолета, что приведет к снижению сопротивления трения на 25 % и полного сопротивления — на 10 %.

Специалисты ЦАГИ разработали систему, с помощью которой можно управлять пограничным слоем

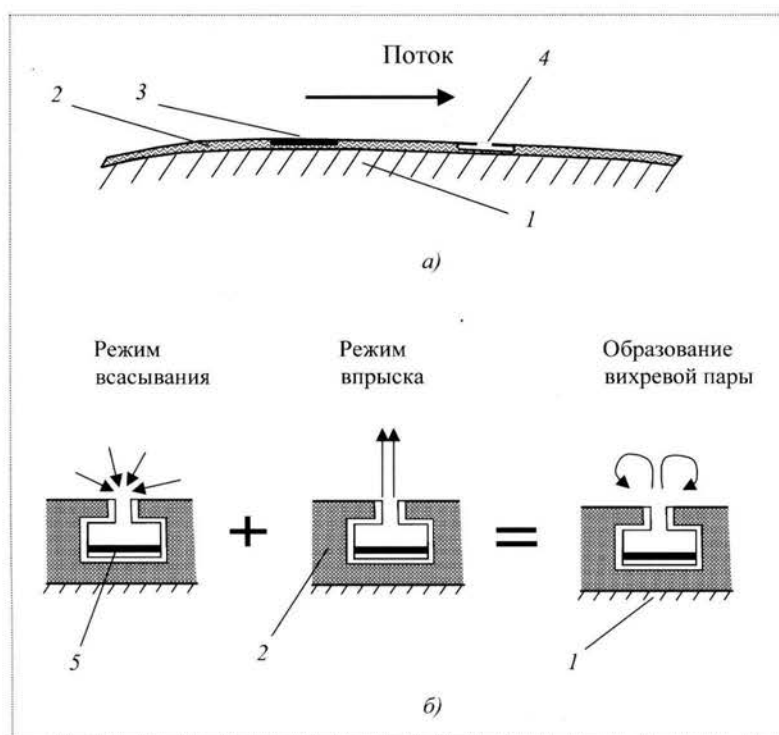


Рис. 5. Схема элементов управления пограничным слоем аэродинамической поверхности:

1 – аэродинамическая поверхность; 2 – пленка с датчиками и актуаторами; 3 – датчик давления (вибраций); 4 – актуатор; 5 – пьезокристалл

посредством гибкой ленты шириной ~10 мм и толщиной 0,1...1 мм, наклеиваемой на поверхность крыла самолета параллельно его передней кромке (рис. 5, а). Лента должна иметь разъемы для подключения компьютера, который управляет работой системы в соответствии с характеристиками пограничного слоя в месте установки.

Действие устройства заключается в уменьшении на 1–2 порядка амплитуды неустойчивых возмущений, проходящих над лентой. В результате пограничный слой должен оставаться ламинарным на расстоянии 20...50 см за лентой (при условии ламинарного течения перед ней). На поверхности ленты должно быть расположено большое количество сенсоров и актуаторов (исполнительных механизмов, вносящих малые возмущения в пограничный слой). В качестве актуаторов можно использовать микронные полости с пьезокристаллом, вибрации которого образуют вихревую пару, равную по амплитуде и обратную по направлению вращения возмущениям пограничного слоя (рис. 5, б). Заданную связь между сигналами датчиков и действием актуаторов осуществляет микросхема, расположенная внутри ленты.

Характерные размеры актуаторов и сенсоров должны быть порядка 100 мкм. (При их изготовлении необходимо использовать нанотехнологии.) Рынок сбыта таких устройств очень велик, поскольку они позволяют существенно повысить экономичность не только новых, но и находящихся в эксплуатации самолетов.

В настоящее время в ЦАГИ построен простой и эффективный алгоритм системы управления пограничным слоем при распределенном расположении бесконечно малых актуаторов и сенсоров [2]. Имеются необходимый математический аппарат и программные средства разработки таких алгоритмов для актуаторов и сенсоров конечных размеров, расположенных на некотором расстоянии друг от друга.

Возможно также применение нанотехнологий для непосредственного изменения свойств аэродинамической поверхности. Ученые ЦАГИ разработали и проверили экспериментально методику наномодификации поверхности различных металлов с помощью ионной имплантации [3]. Эксперимент показал (рис. 6), что за счет имплантирования ионов некоторых металлов можно существенно повлиять на величину коэффициента аккомодации  $\alpha_e$ :

$$\alpha_e = q_1 / q_0,$$

где  $q_1$  – поглощенная мощность;  $q_0 = \rho U_\infty^3 / 2$ .

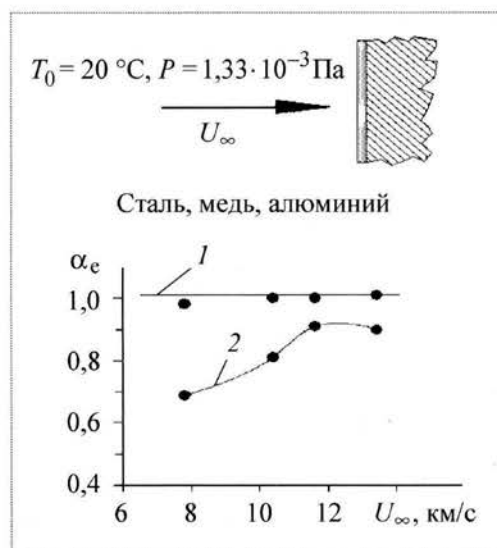


Рис. 6. Изменение коэффициента аккомодации с помощью нанотехнологии (1 – исходная поверхность; 2 – модифицированная поверхность)

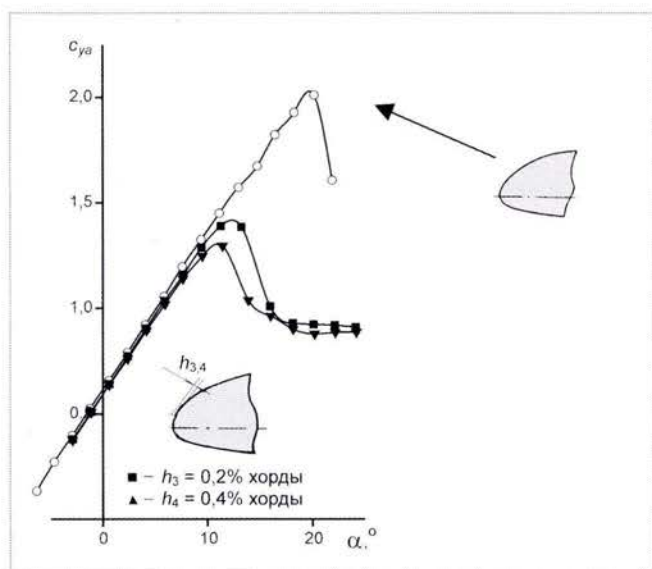


Рис. 7. Влияние льда различной толщины на зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки  $\alpha$

Это есть прямой путь к решению задачи, связанной, в частности, с уменьшением коэффициента трения.

Разработанная методика ионной имплантации также может повлиять на коэффициент теплопередачи. Было показано, что при испытании модифицированного образца, в поверхность которого внедрены ионы соответствующих материалов, коэффициент теплопередачи уменьшается на 15 %.

Актуален также вопрос защиты самолета от обледенения, который напрямую связан с проблемой безопасности и технического обслуживания. На рис. 7 показано влияние толщины обледенения передней кромки крыла на зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки (получено при испытаниях модели в аэродинамической трубе). Наличие даже небольшого количества льда на передней кромке может привести к существенному снижению максимального значения коэффициента подъемной силы, что негативно влияет на условия взлета или посадки.

По нашим оценкам, нанотехнологические методы создания гидрофобных поверхностей позволят существенно продвинуться в решении проблемы обледенения. Для этого необходимо создать такую гидрофобную поверхность или пленку, наклеиваемую на переднюю кромку крыла, которая препятствовала бы образованию льда, а в случае его появления полностью устраняла бы его с помощью нагрева или деформации формы.

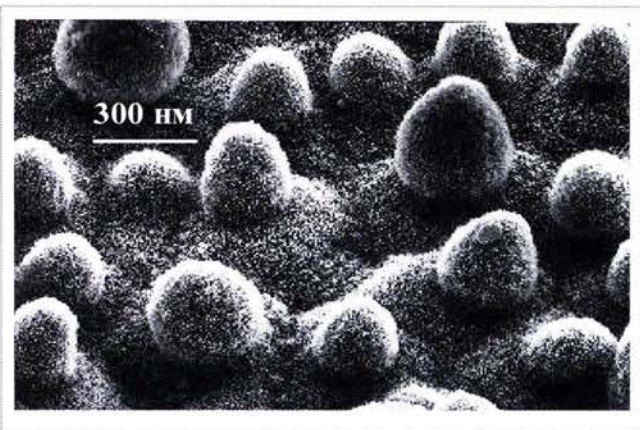


Рис. 8. Наноструктура поверхности листа лотоса, полученная с помощью электронного сканирующего микроскопа [4]

Например, можно разработать многослойное покрытие, состоящее из очень тонких пластинок-"чешуек", которые отделяются от поверхности при достаточно малом касательном напряжении. Появившийся на такой поверхности лед должен сдвигаться потоком. Такая поверхность должна легко очищаться от прилипшей грязи и насекомых, что даст дополнительную возможность обеспечить в процессе эксплуатации гладкую поверхность самолета, необходимую для снижения сопротивления трения.

Известно, что гидрофобная поверхность не является абсолютно гладкой, а обладает шероховатостью определенного размера. Подобной поверхностью обладает лист индийского лотоса (рис. 8). Как показали эксперименты, проведенные в гидроканале, искусственно созданная в лабораторных условиях шероховатость поверхности лотоса на различных телах позволила снизить сопротивление трения на 15...20 % [4]. Размер этой шероховатости находится ниже уровня аэродинамической гладкости, поэтому ее можно использовать для устранения обледенения на передних кромках крыльев и воздушных винтов. Если такая поверхность будет иметь переменную шероховатость, то капля начнет двигаться в сторону лучшей смачиваемости (т.е. меньшей гидрофобности), что окажет благоприятное действие в районе точки торможения, где касательные к поверхности скорости потока малы (рис. 9).

**Заметность.** Третьей областью применения нанотехнологий является создание наноструктурных суперпоглощающих покрытий для решения важной задачи — снижения заметности летательных аппаратов в широком диапазоне длин волн. Говоря об оптической и радиозаметности можно утверждать, что на этом пути нас ожидают прорывные решения, которые обеспечат су-

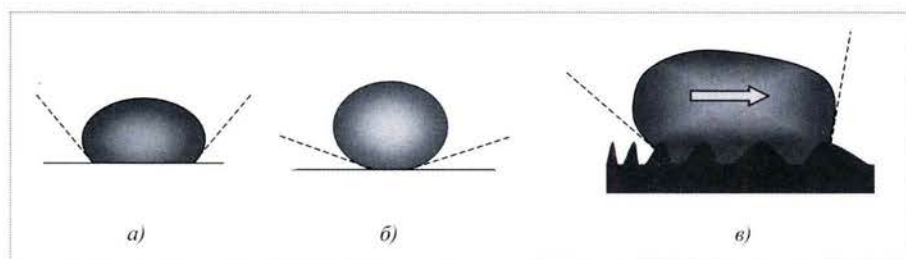


Рис. 9. Поведение капли на поверхностях:  
а — гладкой; б — шероховатой гидрофобной; в — с переменной гидрофобностью

щественное повышение эффективности боевой техники.

При проектировании летательных аппаратов с пониженным уровнем заметности не всегда можно добиться успеха только за счет выбора компоновочной схемы и придания ЛА малоотражающей формы. Множество ограничений и требований, предъявляемых к ЛА в части аэродинамики, прочности, управляемости и т.д., не позволяют в полной мере использовать многие компоновочно-конструктивные способы снижения заметности. В ряде случаев возникает необходимость изготовления элементов ЛА из конструкционных поглощающих материалов или нанесения на эти элементы несилевых поглощающих покрытий.

Основным техническим решением снижения заметности корпуса таких тел является использование селективных покрытий. Использование штатных лакокрасочных покрытий не привело к решению проблемы. Исследования показали, что по истечении нескольких месяцев после нанесения такого покрытия поверхность становилась практически матовой. В связи с этим при разработке новых покрытий одним из основных требо-

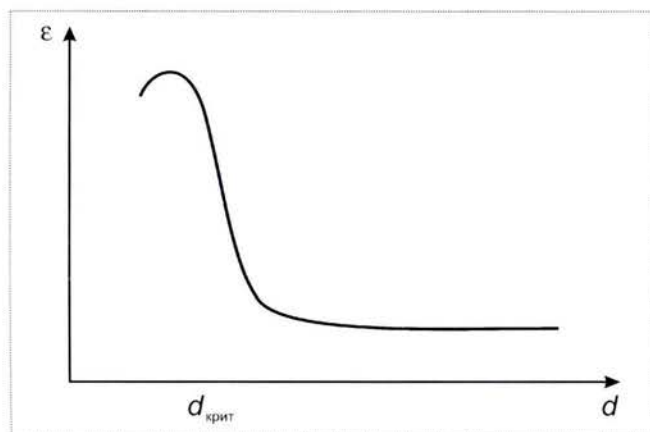


Рис. 10. Влияние характерного размера  $d$  поглощающего элемента на магнитную или электрическую проводимость  $\epsilon$

ваний является обеспечение устойчивых отражательных свойств.

При формировании требований к оптическим свойствам разрабатываемых покрытий использования традиционных интегральных коэффициентов поглощения и отражения недостаточно, поскольку при этом не учитывается направленность оптических свойств материала. К указанным характеристикам необходимо добавить направленный

коэффициент излучения и двунаправленный коэффициент яркости.

Сложность проблемы снижения заметности состоит в том, что поглощающие материалы должны быть следующими:

достаточно легкими, чтобы не увеличивать массу аппарата;

иметь малый коэффициент отражения в широком диапазоне длин волн электромагнитного излучения;

практичными в эксплуатации при различных климатических условиях;

доступными при ремонте.

Предварительные оценки показывают, что при уменьшении размеров поглощающих элементов до некоторых критических, магнитные и электрические свойства поверхности получают качественные изменения (рис. 10). Таким образом, с использованием последних достижений в нанотехнологии появляется возможность создания поглощающих структур на основе новых физических принципов. Для этой цели могут быть использованы, например, слои полимерных матриц с наполнителями в виде линейных (нанотрубки, волокна, микропровод), поверхностных (чешуйки, пленки) и объемных (фуллерены, микросферы) элементов. Слои из таких пленок будут обладать качественно новыми радиопоглощающими свойствами.

**Измерительные системы.** Четвертая область применения нанотехнологий связана с проведением экспериментальных исследований, необходимых при разработке новой авиационной техники. Прежде всего это модели для аэродинамического эксперимента и измерительная аппаратура, т.е. датчики для измерения давления, трения, температуры на основе нано- и MEMS-технологий. Измерительная аппаратура требуется не только для проведения эксперимента на моделях в аэродинамических трубах, но и для летательных аппаратов.

В настоящее время состояние самолета контролируется по общим интегральным характеристикам, и в процессе полета нельзя получить точную информацию о состоянии конструкции и условиях обтекания в кон-

кретной точке самолета. Решение задачи глобального мониторинга параметров обтекания самолета возможно на основе использования нано- и MEMS-датчиков, которые могут дать точную и объемную информацию о состоянии конструкции и потока и мерах воздействия на это состояние с точки зрения улучшения условий работы несущих элементов самолета.

В рамках экспериментальных исследований динамически подобных моделей наиболее трудной задачей является создание модели, соответствующей натурному объекту и точно воспроизводящей все необходимые упругомассовые характеристики [5]. В этом случае очень часто приходится сталкиваться с перетяжелением модели относительно натурального объекта. Коэффициент перетяжеления может составлять от 1,3 до 2. Это означает, что масса модели может быть превышена на 30...100 %. Неточность при моделировании свойств натурального объекта будет отрицательно сказываться на достоверности результатов экспериментов.

Избежать этого нежелательного явления можно, если применить материалы с более высоким удельным модулем упругости — например, углеродные нанокompозиты с комплексом свойств, превосходящих свойства мате-

риалов натурной конструкции. Итак, моделирование ЛА — это одна из областей научных и экспериментальных исследований, где впервые могут быть применены новые разрабатываемые на основе нанотехнологий полимерные композиционные и другие конструкционные материалы.

#### Список литературы

1. Дощенко А.М., Поляков А.Н., Мишин В.И., Горячев В.И. Влияние технологии на долговечность образца с отверстием // *Авиационная промышленность*. 1990. № 7. С. 75–78.
2. Мануйлович С.В. Об одном методе активного подавления волн неустойчивости в ламинарном пограничном слое // *Докл. АН*. 2006. Т. 406. № 3. С. 337–340.
3. Kogan M.N., Skvortsov V.V., Zabolotny V.T., Uspenskii A.A. Using of ion technology for reducing aerodynamic heating // *Journal of Advances Materials*. 1994. 1(3). P. 246–252.
4. Balasubramanian A., Miller A., Traub L., Rediniotis O.K. Biomimetic Nanostructure Skin For Hydrodynamic Drag Reduction // *AIAA 2003-785*. 41<sup>st</sup> Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 6–9 January 2003, Reno, Nevada.
5. Смотров С.А. Об использовании наноматериалов и нанотехнологий для изготовления конструкций ДПМ, применяемых при изучении явлений аэроупругости в АДТ // *Тр. ЦАГИ*. Вып. 2675. 2007. С. 188–193.



ДАЙДЖЕСТ    ДАЙДЖЕСТ    ДАЙДЖЕСТ    ДАЙДЖЕСТ    ДАЙДЖЕСТ    ДАЙДЖЕСТ    ДАЙДЖЕСТ

#### НОВУЮ МОДИФИКАЦИЮ САМОЛЕТА Ил-114-300 ПЛАНИРУЕТСЯ СЕРТИФИЦИРОВАТЬ ДО КОНЦА 2008 г.

"Самолет Ил-114-300, оснащенный двигателями ТВ7-117СМ повышенной мощности и новым (модернизированным) комплексом пилотажно-навигационного оборудования, будет сертифицирован до конца следующего года", — сообщил генеральный директор Авиационного комплекса им. С.В. Ильюшина Виктор Ливанов. По словам В. Ливанова, сертификационные испытания планируется проводить на самолете Ил-114-300, который должен быть построен до середины следующего года. После завершения сертификационных испытаний эта машина будет передана в эксплуатацию. Ил-114-300 станет базовым для целого семейства самолетов различного назначения. На его основе планируется, в частности, разработать транспортную версию, несколько модификаций самолета специального назначения для силовых структур.

*Вестник Интерфакс — АВН № 42 (317), 2007 г.*

#### "ТУПОЛЕВ" РАЗРАБАТЫВАЕТ ПРОГРАММУ ГЛУБОКОЙ МОДЕРНИЗАЦИИ СТРАТЕГИЧЕСКИХ БОМБАРДИРОВЩИКОВ

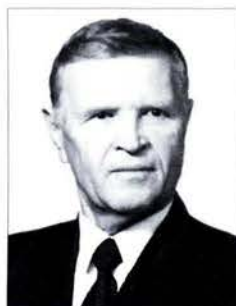
"Программа глубокой поэтапной модернизации стратегических бомбардировщиков Ту-95МС для российских ВВС разрабатывается в КБ им. А.Н. Туполева", — сообщил президент ОАО "Туполев" И.С. Шевчук. Он отметил, что это будет первая серьезная модернизация бомбардировщиков Ту-95МС. Она предполагает капитальное изменение возможностей функций самолета. Это — "искусственный интеллект" на борту и прочее. Модернизация самолета Ту-95МС будет трехэтапной, многоступенчатой и многоходовой. Уже сейчас ряд строевых самолетов дальней авиации выполняет испытательные полеты по первому этапу модернизации.

По словам И.С. Шевчука, важным направлением работы КБ является гражданская тематика — разработка пассажирских и грузовых самолетов. Уже сегодня можно назвать черты пассажирского самолета, который будет создан в ближайшие 10–15 лет. "Это будет самолет, созданный из новых композиционных материалов, с новой аэродинамикой, новой высокоэффективной силовой установкой. Он будет оснащен новым совершеннейшим оборудованием, авионикой, будет управляться экипажем с минимальным составом и будет способен выполнять полностью автоматический полет", — заявил И.С. Шевчук.

*Вестник Интерфакс — АВН № 42 (317), 2007 г.*



**АХМЕТОВ**  
Равиль Нургалиевич — первый заместитель генерального директора, генеральный конструктор ФГУП "Государственный научно-производственный ракетно-космический центр "ЦСКБ — Прогресс", начальник ЦСКБ, кандидат техн. наук



**СОЛЛОГУБ**  
Анатолий Владимирович — главный научный сотрудник ФГУП "Государственный научно-производственный ракетно-космический центр "ЦСКБ — Прогресс", профессор, доктор техн. наук

## Влияние орбитального движения и кинематики элементов конструкции на энергетику КА зондирования

**Р.Н. Ахметов, А.В. Соллогуб**

*Рассматривается проблема получения максимального энергосъема с панелей солнечных батарей (ПБС) с учетом программ разворота низкоорбитальных КА зондирования, программных переключений ПБС, а также затенения ПБС элементами конструкции. Приводятся методы решения задач анализа освещенности ПБС для различных орбит, дат полета, угловых положений КА и ПБС, а также задачи синтеза угловых положений ПБС, при которых достигается энергосъем, близкий к оптимальному.*

**R.N. Akhmetov, A.V. Sollogub. Influence Of Orbital Motion And Kinematics Of Structural Elements On Energetic Capabilities Of Remote Sensing**

*The article addresses the issue of maximum energy extraction from the panels of solar batteries with due account of programmed maneuvers of remote-sensing satellites, solar battery changes and the shading caused by other structural elements. Furthermore, methods are offered to conduct analysis of solar panels' illumination for a variety of orbits, flight dates, angular characteristics of spacecraft and batteries, as well as to achieve angular positions of solar panels, in which energy extraction is close to optimal.*

**Ф**ункциональные возможности КА существенно зависят от его энергетики. Современные КА восполняют затраты энергии в основном за счет солнечных батарей (СБ). Электрическая мощность, снимаемая с фотоэлектрических преобразователей (ФЭП) панелей СБ, определяется выражением (рис.1)

$$W = k \cos \alpha S_{\text{из}}, \quad (1)$$

где  $\alpha$  — угол между нормалью  $\vec{n}$  к поверхности панели СБ и единичным вектором  $\vec{S}$  направления на Солнце;  $S_{\text{из}}$  — незатененная площадь панели СБ;  $k$  — коэффициент пропорциональности.

Снимаемая с ФЭП мощность максимальна, если в каждый момент полета КА имеет место выражение

$$\cos(\vec{S}, \vec{n}) S_{\text{из}} \rightarrow \max. \quad (2)$$

Таким образом, нужно стремиться к тому, чтобы угол  $\alpha$  был как можно меньше, а значение  $S_{\text{из}}$  — как можно больше.

Во время полета  $\alpha$  постоянно меняется. Это связано с изменением взаимного положения плоскости орбиты и Солнца, движением КА по орбите, программными разворотами КА и панелей солнечных батарей (ПСБ). При этом следует учитывать особенности конструктивного исполнения ПСБ и КА.

Например, для КА зондирования можно выделить два типа конструктивно-компоновочных схем (ККС) КА:

- горизонтальная;
- вертикальная.

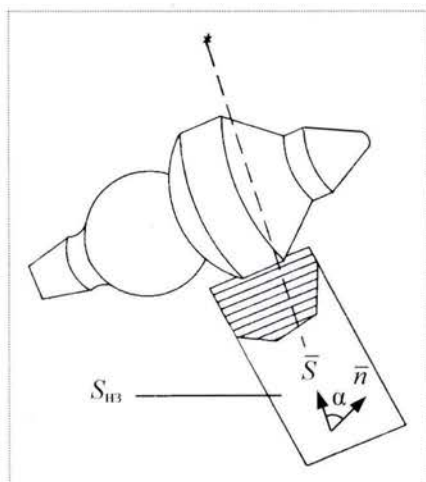


Рис. 1. Затенение СБ конструкцией КА

В случае горизонтальной схемы направление оптической оси аппаратуры зондирования (АЗ) не совпадает с продольной осью КА (рис. 2). В рабочем положении оптическая ось АЗ направлена к Земле, а продольная ось КА параллельна касательной к поверхности Земли в подспутниковой точке.

Для вертикальной схемы (рис. 3), как правило, продольная ось КА совпадает с оптической осью АЗ. Эта схема наиболее перспективна для КА зондирования Земли, так как дает преимущества для размещения навесных элементов конструкции (панелей БС, антенных устройств, датчиковой аппаратуры), а также корректирующей двигательной установки. В дальнейшем будем рассматривать ККС вертикальной схемы как наиболее распространенные и сложные.

**Алгоритм определения текущего значения  $\cos \alpha$ .** Значение  $\cos \alpha$  определяется по формуле

$$\cos \alpha = s_x n_x + s_y n_y + s_z n_z, \quad (3)$$

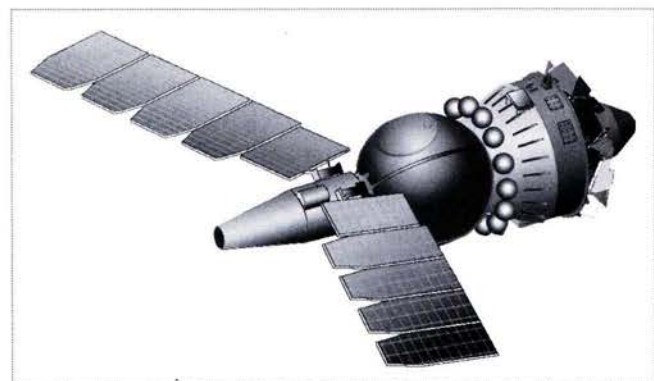


Рис. 2. КА "Ресурс-Ф2"



Рис. 3. КА "Ресурс-01"

где  $(s_x, s_y, s_z)$ ,  $(n_x, n_y, n_z)$  — соответственно координаты векторов  $\vec{S}$  и  $\vec{n}$  относительно одной и той же правой прямоугольной системы координат. В качестве такой системы возьмем инерциальную систему  $Oxyz$  (ИСК — неподвижная экваториальная система координат;  $O$  — центр Земли; ось  $x$  направлена в точку весеннего равноденствия (ТВР); ось  $z$  перпендикулярна плоскости экватора; ось  $y$  дополняет систему до правой (рис. 4)).

На рис. 4  $\alpha_c$  — угол между направлением на ТВР (ось  $Ox$ ) и линией Земля—Солнце;  $\delta_c = 2\pi(23 + 27/60)/360$  — угол между эклиптикой и экватором.

Для вычисления  $\alpha_c$  воспользуемся приближенной формулой

$$\alpha_c = 2\pi N/365, \quad (4)$$

где  $N$  — число дней, прошедших с 21 марта до даты полета.

Векторы  $\vec{S}_x$ ,  $\vec{S}$ ,  $\vec{OP}$  расположены в плоскости эклиптики.

Перейдем от системы  $Oxyz$  к системе  $Ox'y'z'$  путем разворота первой относительно оси  $Ox$  на угол  $\delta_c$  (рис. 5).

Матрица поворота  $A$  имеет вид

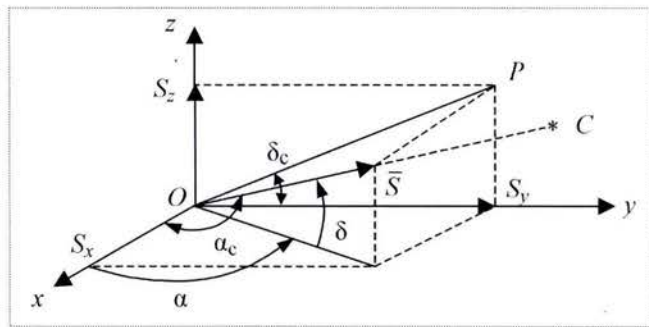


Рис. 4. Вектор направления на Солнце в ИСК

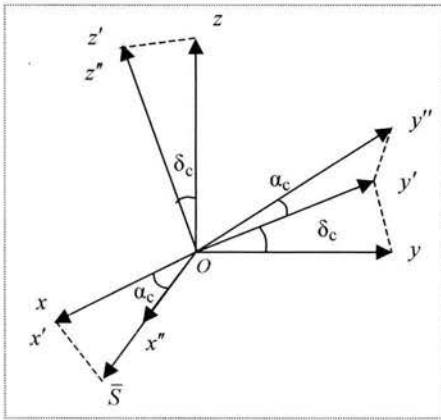


Рис. 5. Поворот ИСК на углы  $\alpha_c, \delta_c$

$$A = \begin{vmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \delta_c & \sin \delta_c \\ 0 & -\sin \delta_c & \cos \delta_c \end{vmatrix}$$

Повернем полученную систему координат  $Ox'y'z'$  относительно оси  $Oz'$  на угол  $\alpha_c$  и обозначим ее  $Ox''y''z''$ . Матрица поворота в этом случае имеет вид

$$B = \begin{vmatrix} \cos \alpha_c & \sin \alpha_c & 0 \\ -\sin \alpha_c & \cos \alpha_c & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{vmatrix}$$

Получили эклиптическую систему координат  $Ox''y''z''$ , у которой оси  $Ox''$ ,  $Oy''$  лежат в плоскости эклиптики, а ось  $Oz''$  — дополняет систему до правой.

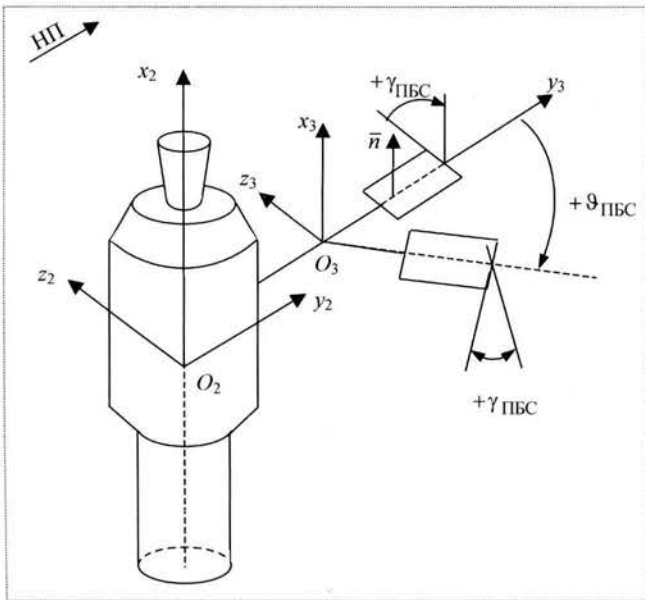


Рис. 6. Перекладки ПБС

Матрица поворота  $BA$  системы  $Oxyz$  в  $Ox''y''z''$  такова:

$$BA = \begin{vmatrix} \cos \alpha_c & \sin \alpha_c \cos \delta_c & \sin \alpha_c \sin \delta_c \\ -\sin \alpha_c & \cos \alpha_c \cos \delta_c & \cos \alpha_c \sin \delta_c \\ 0 & -\sin \delta_c & \cos \delta_c \end{vmatrix}$$

Отсюда

$$\begin{aligned} x'' &= \cos \alpha_c x + \sin \alpha_c \cos \delta_c y + \sin \alpha_c \sin \delta_c z; \\ y'' &= -\sin \alpha_c x + \cos \alpha_c \cos \delta_c y + \cos \alpha_c \sin \delta_c z; \\ z'' &= -\sin \delta_c y + \cos \delta_c z. \end{aligned} \quad (5)$$

После поворота  $Oxyz$  на углы  $\delta_c$  и далее на  $\alpha_c$  ось  $Ox''$  совпадает с единичным вектором направления из центра Земли на центр Солнца  $\bar{S}$ . Таким образом, первая строка матрицы  $BA$  соответствует координатам вектора  $\bar{S}$  на оси экваториальной инерциальной системы  $Oxyz$ :

$$\begin{aligned} S_x &= \cos \alpha_c; \\ S_y &= \sin \alpha_c \cos \delta_c; \\ S_z &= \sin \alpha_c \sin \delta_c. \end{aligned} \quad (6)$$

Определим координаты вектора  $\bar{n}$  в инерциальной системе координат.

Солнечные батареи конструктивно могут быть выполнены в виде нескольких панелей. Наиболее часто число панелей — четное (из соображений симметрии конструкции КА), хотя это вовсе не обязательно. КА "Ресурс-ДК", например, имеет две ПБС и узлы их вращения расположены в орбитальной плоскости. Каждая из панелей имеет две степени свободы — может программно разворачиваться по тангажу ( $\gamma_{ПБС}$ ) и крену ( $\theta_{ПБС}$ ). Программные развороты ПБС называются перекладками.

На рис. 6 показаны правая система координат  $O_2x_2y_2z_2$ , связанная с КА ( $O_2$  — центр масс КА; ось  $O_2x_2$  совпадает с продольной осью КА, проходит через центр масс КА и направлена в сторону от Земли, ось  $O_2y_2$  лежит в плоскости орбиты и направлена в сторону движения КА), и система координат  $O_3x_3y_3z_3$ , связанная с узлом вращения передней ПБС ( $O_3$  — узел вращения ПБС). Оси  $O_3x_3$ ,  $O_3y_3$ ,  $O_3z_3$  параллельны соответствующим осям КА  $O_2x_2$ ,  $O_2y_2$ ,  $O_2z_2$  и характеризуют положение панели СБ при ее нулевых программных разворотах. Повороты относительно оси  $O_3y_3$  — крен ( $\gamma_{ПБС}$ ), относительно  $O_3z_3$  — тангаж ( $\theta_{ПБС}$ ).

На рис. 6 панель СБ показана плоской. В общем случае панель может состоять из набора пластинок (лепестков), которые образуют подобие гофрированной поверхности. Фрагмент сечения такой панели плоскостью, параллельной плоскости  $O_3x_3z_3$ , показан на рис. 7. Лепестки имеют форму плоского четырехугольника и могут иметь различную площадь.

На рис. 7 показана система координат  $O_4x_4y_4z_4$ , связанная с лепестком. Ось  $O_4x_4$  направлена по нормали к плоскости лепестка, ось  $O_4y_4$  параллельна оси  $O_3y_3$ , ось  $O_4z_4$  лежит в плоскости лепестка.

Вектор нормали  $\vec{n}$  к плоскости лепестка в системе координат  $O_4x_4y_4z_4$  запишется в виде  $n^T = (1, 0, 0)$ .

Координаты вектора  $\vec{n}$  в системе координат, связанной с ПБС, определяются из соотношения

$$\begin{vmatrix} x_3 \\ y_3 \\ z_3 \end{vmatrix} = A1 \begin{vmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \end{vmatrix},$$

где

$$A1 = \begin{vmatrix} \cos \alpha_{\text{л}} & 0 & -\sin \alpha_{\text{л}} \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \alpha_{\text{л}} & 0 & \cos \alpha_{\text{л}} \end{vmatrix}$$

или

$$n_{x_3} = \cos \alpha_{\text{л}}; n_{z_3} = \sin \alpha_{\text{л}}.$$

Значения  $\alpha_{\text{л}}$  для каждого лепестка могут быть различными.

Рассмотрим развороты ПБС. Новое положение  $\vec{n}$  в системе координат  $O_2x_2y_2z_2$ , связанной с КА (соответствует невозмущенному положению КА на орбите), определяется из соотношения

$$\begin{vmatrix} x_2 \\ y_2 \\ z_2 \end{vmatrix} = Kr_{\text{ПБС}} T_{\text{ПБС}} A1 \begin{vmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \end{vmatrix},$$

где

$$Kr_{\text{ПБС}} = \begin{vmatrix} \cos \gamma_{\text{ПБС}} & 0 & \sin \gamma_{\text{ПБС}} \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \gamma_{\text{ПБС}} & 0 & \cos \gamma_{\text{ПБС}} \end{vmatrix} - \text{матрица про-}$$

граммного разворота ПБС по крену;

$$T_{\text{ПБС}} = \begin{vmatrix} \cos \vartheta_{\text{ПБС}} & -\sin \vartheta_{\text{ПБС}} & 0 \\ -\sin \vartheta_{\text{ПБС}} & \cos \vartheta_{\text{ПБС}} & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{vmatrix} - \text{матрица про-}$$

граммного разворота ПБС по тангажу.

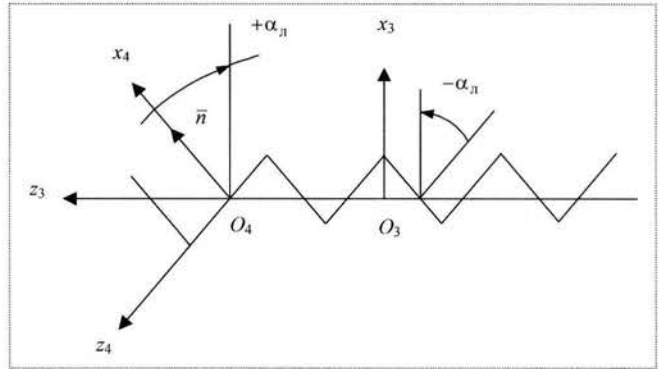


Рис. 7. Профиль сечения ПБС плоскостью

Учтем программные развороты КА по тангажу (ось  $O_2z_2$ ), крену (ось  $O_2y_2$ ) и рысканию (ось  $O_2x_2$ ) на углы  $\varphi_{\text{КА}}$ ,  $\gamma_{\text{КА}}$ ,  $\psi_{\text{КА}}$  соответственно. При разворотах КА положение нормали  $\vec{n}$  также меняется. Новое положение нормали определяется матрицами

$$T_{\text{КА}} = \begin{vmatrix} \cos \varphi_{\text{КА}} & -\sin \varphi_{\text{КА}} & 0 \\ \sin \varphi_{\text{КА}} & \cos \varphi_{\text{КА}} & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{vmatrix};$$

$$Kr_{\text{КА}} = \begin{vmatrix} \cos \gamma_{\text{КА}} & 0 & \sin \gamma_{\text{КА}} \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \gamma_{\text{КА}} & 0 & \cos \gamma_{\text{КА}} \end{vmatrix};$$

$$R_{\text{КА}} = \begin{vmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \psi_{\text{КА}} & -\sin \psi_{\text{КА}} \\ 0 & \sin \psi_{\text{КА}} & \cos \psi_{\text{КА}} \end{vmatrix}.$$

В результате программных разворотов ПБС и КА положение  $\vec{n}$  в системе координат  $O_2x_2y_2z_2$ , связанной с КА при отсутствии программных разворотов КА, определяется из соотношения

$$\begin{vmatrix} x_2 \\ y_2 \\ z_2 \end{vmatrix} = R_{\text{КА}} Kr_{\text{КА}} T_{\text{КА}} Kr_{\text{ПБС}} T_{\text{ПБС}} A1 \begin{vmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \end{vmatrix}. \quad (7)$$

Матрица  $G$  перехода от системы координат  $O_2x_2y_2z_2$ , связанной с КА, к орбитальной системе координат  $O_1x_1y_1z_1$  ( $O_1$  – центр Земли; ось  $O_1x_1$  – направлена в перигей орбиты, ось  $O_1y_1$  находится в плоскости орбиты, она перпендикулярна к  $O_1x_1$  и направлена в сторону движения КА, ось  $O_1z_1$  – дополняет систему до правой, рис. 8), развернутой на угол  $\sigma$  (истинная аномалия) имеет вид

$$G = \begin{vmatrix} \cos \sigma & -\sin \sigma & 0 \\ \sin \sigma & \cos \sigma & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{vmatrix}. \quad (8)$$

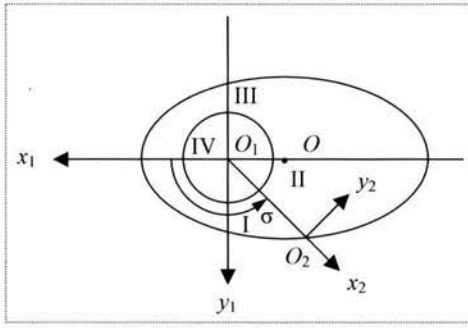


Рис. 8. Орбитальная и связанная с КА системы координат (I–IV – плоскости вращения КА)

Матрица  $L$  перехода от орбитальной системы координат  $O_1x_1y_1z_1$  к экваториальной инерциальной системе координат  $Oxyz$  (рис. 9) имеет вид

$$L = \begin{bmatrix} L_{11} & L_{12} & L_{13} \\ L_{21} & L_{22} & L_{23} \\ L_{31} & L_{32} & L_{33} \end{bmatrix}, \quad (9)$$

где

$$\begin{aligned} L_{11} &= \cos\Omega \cos\omega - \sin\Omega \sin\omega \cos i; \\ L_{12} &= -\cos\Omega \sin\omega - \sin\Omega \cos\omega \cos i; \\ L_{13} &= \sin\Omega \sin i; \\ L_{21} &= \sin\Omega \cos\omega + \cos\Omega \sin\omega \cos i; \\ L_{22} &= -\sin\Omega \sin\omega + \cos\Omega \cos\omega \cos i; \\ L_{23} &= -\cos\Omega \sin i; \\ L_{31} &= \sin\omega \sin i; \\ L_{32} &= \cos\omega \sin i; \\ L_{33} &= \cos i; \end{aligned} \quad (10)$$

$i$  — наклонение орбиты;  $\Omega$  — долгота восходящего узла;  $\omega$  — аргумент широты перигея орбиты.

В итоге положение нормали  $\bar{n}$  к плоскости лепестка в экваториальной инерциальной системе координат определится из уравнения

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} = Q_{III} \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix},$$

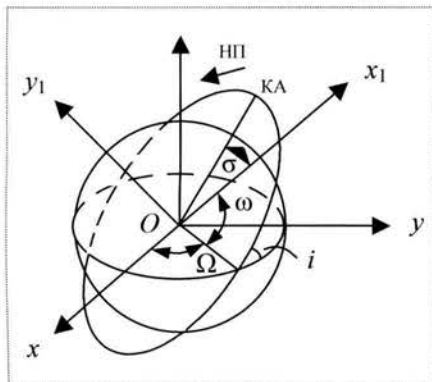


Рис. 9. Угловое положение КА относительно ИСК

где

$$\begin{aligned} Q_{III} &= \begin{bmatrix} q_{11} & q_{12} & q_{13} \\ q_{21} & q_{22} & q_{23} \\ q_{31} & q_{32} & q_{33} \end{bmatrix} = \\ &= LGR_{KA} Kr_{KA} T_{KA} T_{III} Kr_{ПБС} T_{ПБС} A1, \quad (11) \\ T_{III} &= \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}. \end{aligned}$$

Компоненты нормали  $\bar{n}$  в системе координат  $Oxyz$  выражены так:

$$n_x = q_{11}; n_y = q_{21}; n_z = q_{31}.$$

Искомое значение  $\cos\alpha$  ( $\alpha$  — угол между вектором  $\bar{S}$  направления на Солнце и нормалью  $\bar{n}$  к плоскости лепестка) следующее:

$$\begin{aligned} \cos\alpha &= S_x n_x + S_y n_y + S_z n_z = \\ &= \cos\alpha_c q_{11} + \sin\alpha_c \cos\delta_c q_{21} + \sin\alpha_c \sin\delta_c q_{31}. \end{aligned} \quad (12)$$

Полученные соотношения справедливы для панели СБ с осью вращения, расположенной в плоскости III (см. рис. 8).

В случае панели СБ с осью вращения, расположенной в плоскости I (рис. 10), система координат  $O_3x_3y_3z_3$  развернута на  $180^\circ$  по сравнению с расположением аналогичной системы координат в плоскости III.

Матрица разворота имеет вид

$$T_I = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos 180^\circ & \sin 180^\circ \\ 0 & -\sin 180^\circ & \cos 180^\circ \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{bmatrix}.$$

Все остальные матрицы сохраняются в прежнем виде. Тогда

$$Q_I = LGR_{KA} Kr_{KA} T_{KA} Kr_{ПБС} T_{ПБС} A1. \quad (13)$$

В общем случае ПБС и их оси вращения могут располагаться в плоскостях II и IV (рис. 11). При этом

$$Q_{II} = LGR_{KA} Kr_{KA} T_{KA} T_{II} Kr_{ПБС} T_{ПБС} A1; \quad (14)$$

$$Q_{IV} = LGR_{KA} Kr_{KA} T_{KA} T_{IV} Kr_{ПБС} T_{ПБС} A1, \quad (15)$$

где

$$T_{II} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ 0 & -1 & 0 \end{bmatrix}; T_{IV} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -1 \\ 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}.$$

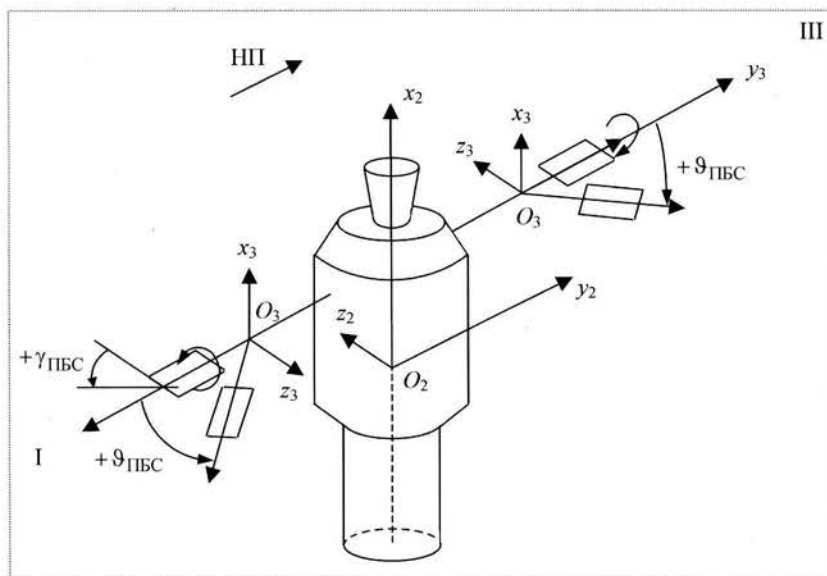


Рис. 10. ПБС в плоскостях I и III

**Условия освещенности орбиты КА Солнцем.** Введем обозначения (рис. 12):  $\gamma_{орб}$  — угол между направлением  $\bar{S}$  на Солнце и плоскостью орбиты (на рис. 12 плоскость орбиты перпендикулярна плоскости листа);  $\beta$  — угол между направлением на Солнце и перпендикуляром к плоскости орбиты ( $z_1$  — ось орбитальной системы координат для случая, когда КА в верхнем положении движется на читателя).

Для рассматриваемого случая углы связаны соотношением

$$\gamma_{орб} = \beta - \pi/2. \quad (16)$$

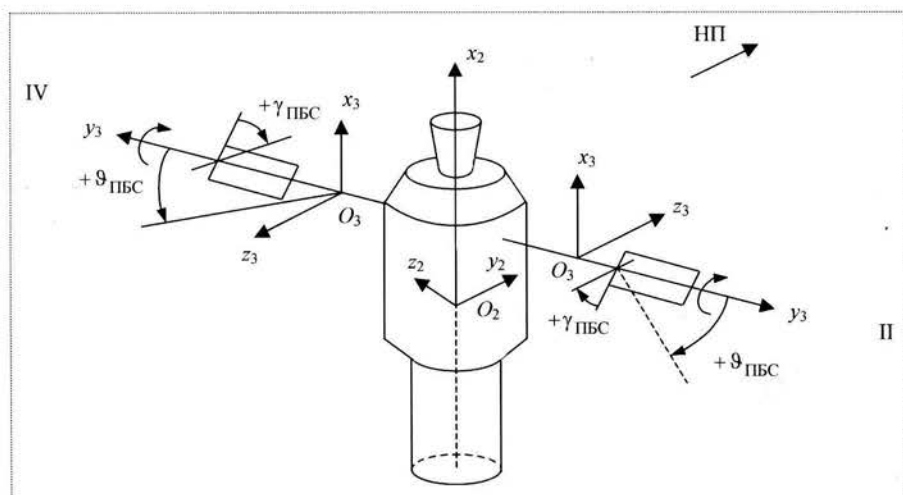


Рис. 11. ПБС в плоскостях II и IV

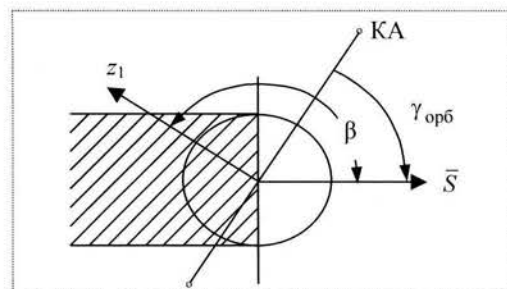


Рис. 12. Взаимное положение плоскости орбиты и направления на Солнце

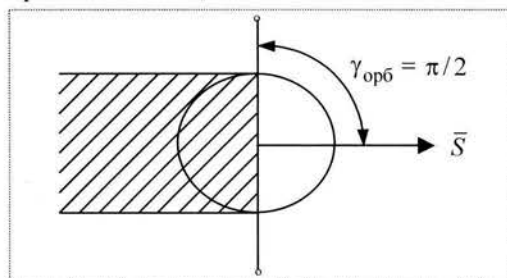


Рис. 13. Орбита освещена Солнцем

При  $\gamma_{орб} = \pi/2$  плоскость орбиты перпендикулярна направлению на Солнце, все точки орбиты освещены Солнцем (рис. 13). При  $\gamma_{орб} = 0$  вектор  $\bar{S}$  лежит в плоскости орбиты, которая имеет теневой участок (рис. 14).

В случае круговой орбиты высотой  $H$  орбита касается тени Земли (рис. 15) при условии

$$\gamma_{орб} = \gamma_{т} = \arcsin \frac{R_3}{R_3 + H}. \quad (17)$$

При  $\gamma_{орб} > \gamma_{т}$  (положение I на рис. 16) орбита полностью освещена, при  $\gamma_{орб} < \gamma_{т}$  (положение II) она имеет теневой участок.

Рассмотрим два крайних случая (рис. 17):

орбита касается поверхности теневого цилиндра своей перигейной точкой (положение I), тогда

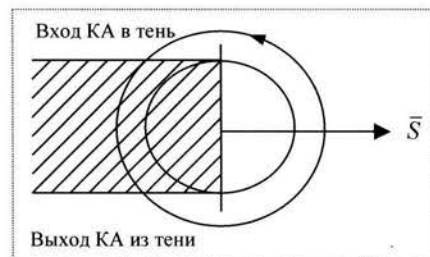


Рис. 14. Солнце в плоскости орбиты

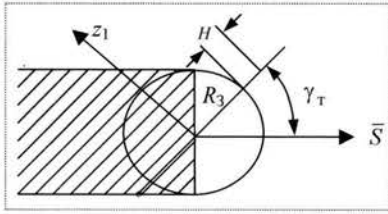


Рис. 15. Касание орбиты тени Земли (круговая орбита)

$$\gamma_{\pi} = \arcsin \frac{R_3}{R_3 + H_{\pi}}; \quad (18)$$

орбита касается теневого цилиндра апогейной точкой, тогда

$$\gamma_{\alpha} = \arcsin \frac{R_3}{R_3 + H_{\alpha}}, \quad (19)$$

причем  $\gamma_{\alpha} < \gamma_{\pi}$ .

Для эллиптической орбиты возможны три случая:

$\gamma_{орб} > \gamma_{\pi}$  — вся орбита освещена Солнцем;

$\gamma_{орб} < \gamma_{\alpha}$  — орбита имеет затененный участок;

$\gamma_{\alpha} < \gamma_{орб} < \gamma_{\pi}$  — вопрос о наличии затененного участка требует дополнительного исследования, так как это зависит от положения орбиты (линии апсид) в плоскости орбиты.

**Определение углового положения Солнца относительно плоскости орбиты для различных дат полета.** Для вычисления  $\gamma_{орб}$  воспользуемся следующими выражениями. Так как

$$\bar{r} = L\bar{r}_1, \quad (20)$$

где  $\bar{r}$  — радиус-вектор точки орбиты в экваториальной инерциальной системе координат;  $\bar{r}_1$  — радиус-вектор точки орбиты в орбитальной системе координат;  $L$  — матрица, определяемая по формуле (9), то единичный вектор нормали к орбите  $z_1^T = (0, 0, 1)$  имеет в инерциальной системе координаты

$$\begin{pmatrix} x \\ y \\ z \end{pmatrix} = L \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} L_{13} \\ L_{23} \\ L_{33} \end{pmatrix}. \quad (21)$$

В общем случае

$$\gamma_{орб} = \begin{cases} \pi/2 - \beta & \text{при } \cos \beta > 0; \\ \beta - \pi/2 & \text{при } \cos \beta < 0, \end{cases} \quad (22)$$

или

$$\gamma_{орб} = |\beta - \pi/2|, \quad (23)$$

где  $\beta = \arccos(\bar{S}, \bar{z}_1)$ ;  $\cos \beta = (\bar{S}, \bar{z}_1) = S_x L_{13} + S_y L_{23} + S_z L_{33} = \cos \alpha_c L_{13} + \sin \alpha_c \cos \delta_c L_{23} + \sin \alpha_c \sin \delta_c L_{33}$ .

Таким образом, для эллиптической орбиты проверка на затенение ее точек необходима лишь при условии  $\gamma_{орб} \leq \gamma_{\pi}$ .

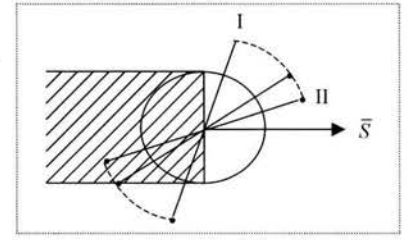


Рис. 16. Случай освещенности круговой орбиты

**Способы проверки нахождения КА в тени Земли** возможны следующие:

непосредственная проверка принадлежности исследуемой точки орбиты КА тени Земли;

нахождение точки входа орбиты в тень Земли и точки выхода из тени, т.е. предварительное определение теневой и освещенной частей орбиты на исследуемом витке.

Рассмотрим первый способ.

Пусть  $(x_1^0, y_1^0, 0)$  — координаты КА в орбитальной системе координат. Тогда в инерциальной системе координат координаты исследуемой точки вычисляются по формуле

$$\begin{pmatrix} x^0 \\ y^0 \\ z^0 \end{pmatrix} = L \begin{pmatrix} x_1^0 \\ y_1^0 \\ 0 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} L_{11}x_1^0 + L_{12}y_1^0 \\ L_{21}x_1^0 + L_{22}y_1^0 \\ L_{31}x_1^0 + L_{32}y_1^0 \end{pmatrix}. \quad (24)$$

Разобьем пространство на два полупространства плоскостью, проходящей через центр Земли и перпендикулярной вектору  $\bar{S}$  направления на Солнце. Если исследуемая точка лежит в полупространстве, включающем Солнце (солнечное полупространство), то точка освещена. Это полупространство в системе координат  $Ox''y''z''$ , связанной с Солнцем, запишется в виде

$$x'' \geq 0$$

или в инерциальной системе координат в соответствии с первым из уравнений (5) и (6) примет вид

$$S_x x + S_y y + S_z z \geq 0. \quad (25)$$

Если координаты (24) удовлетворяют условиям (25), то точка находится в солнечном полупространстве.

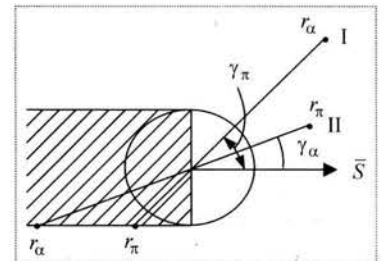


Рис. 17. Освещенность эллиптической орбиты

ве (освещена Солнцем). В противном случае нужно продолжить исследование.

В системе координат  $Ox''y''z''$  уравнение бесконечного цилиндра, включающего тень Земли, имеет вид

$$y''^2 + z''^2 = R_3^2, \quad (26)$$

где  $R_3$  — радиус Земли (считаем, что Земля — шар радиуса  $R_3$ ).

Выведем уравнение поверхности бесконечного цилиндра в инерциальной системе координат (рис. 18).

Пусть  $\vec{r}_u = \vec{r}_u(x_u, y_u, z_u)$  — радиус-вектор точки, лежащей на поверхности цилиндра. Для модуля  $\vec{r}_u$  имеем:

$$R_3 = r_u \sin \varphi$$

или

$$R_3^2 = r_u^2 \sin^2 \varphi = r_u^2 - r_u^2 \cos^2 \varphi. \quad (27)$$

Так как  $\cos \varphi = (\vec{S}, \vec{r}_u^0)$ , где  $\vec{S}$  — единичный вектор направления на Солнце;  $\vec{r}_u^0$  — единичный вектор, совпадающий по направлению с вектором  $\vec{r}_u$ , то  $r_u \cos \varphi = (\vec{S}, \vec{r}_u)$ . Тогда уравнение (27) для поверхности бесконечного цилиндра примет вид

$$(x_u^2 + y_u^2 + z_u^2) - [S_x x + S_y y + S_z z]^2 = R_3^2.$$

Исследуемая точка находится в тени Земли, если, во-первых, она находится в теневом полупространстве, т.е. удовлетворяет условию

$$S_x x + S_y y + S_z z < 0, \quad (28)$$

и, во-вторых, принадлежит теневому цилиндру

$$(x^2 + y^2 + z^2) - (S_x x + S_y y + S_z z)^2 \leq R_3^2. \quad (29)$$

Таким образом, КА находится в тени Земли, если выполняется предикат, соответствующий тени Земли:

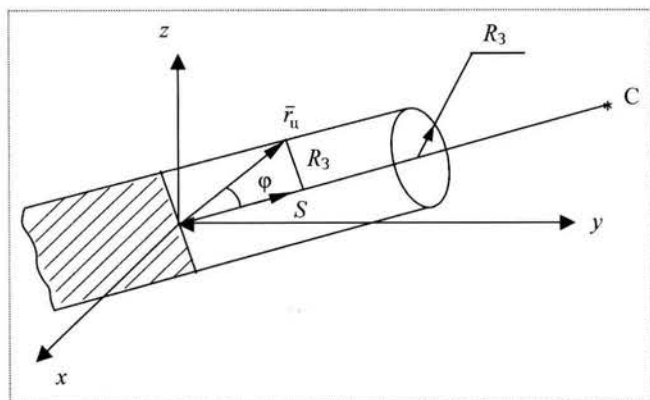


Рис. 18. Поверхность бесконечного цилиндра

$$(x^2 + y^2 + z^2) - (S_x x + S_y y + S_z z)^2 - R_3^2 \leq 0 \wedge [(S_x x + S_y y + S_z z) < 0] \equiv \text{true}. \quad (30)$$

**Методы вычисления среднего  $\cos \alpha$  на витке.** Перед разработкой программ некоторые наиболее часто используемые подпрограммы следует представить в виде функций и поместить их на рабочее поле перед основной программой вычислений. К ним можно отнести подпрограммы вычисления матриц, а также подпрограмму определения числа дней  $N$ , прошедших с 21 марта до рассматриваемой даты полета:  $N = NN(dd, mm, jj)$ , где  $dd, mm, jj$  — соответственно день, месяц, год даты полета. По величине  $N$  можно определить  $\alpha_c, \delta_c$  и вектор  $S$  направления на Солнце.

Возможны несколько постановок задач.

Задача анализа: определение среднего значения косинуса угла на витке для определенных дат полета, орбит, углов положений КА относительно орбитальной системы координат и углов положений ПБС относительно корпуса КА.

На витке выбирается массив точек, для каждой проверяется условие освещенности КА Солнцем, условие того, что угол Солнца к плоскости ПБС (или лепестка) — не менее допустимого значения  $\delta_{доп}$ . В противном случае ФЭП не будет генерировать электроэнергию.

Если хотя бы одно из условий не выполняется, то значение косинуса принимается равным нулю. Если  $csn(n)_k$  — значение косинуса в  $k$ -й точке при рассматриваемых на витке  $n$  точках, то среднее значение равно

$$\sum_{k=1}^n csn(n)_k / n.$$

Задача синтеза: для определенной орбиты, даты полета, при заданном угловом положении КА найти положение ПБС, при котором обеспечивается энергопотребление, близкий к оптимальному.

Решение задачи может быть найдено с использованием метода Монте-Карло. В программе генерируются два вектора (по  $N$  элементов в каждом). В совокупности они задают двумерную равномерно распределенную случайную величину, которая определяет угловое положение ПБС относительно корпуса КА. Углы установки ПБС, дающие наилучший энергопотребление (наибольшее значение косинуса) для фиксированного положения КА, принимаются за решение задачи.

Задача синтеза может рассматриваться в более широкой постановке, когда определяется оптимальное угловое положение и КА, и ПБС. При рассмотрении одной ПБС в этом случае потребуются генерировать 5-мерный вектор равномерно распределенной случай-

ной величины для определения трех углов положений КА и двух углов положений ПБС. С увеличением  $N$  результаты вычислений приобретают устойчивый характер. Для расчетов достаточно принять  $N = 50$ .

На практике КА реализует определяемую программой полета последовательность пространственных разворотов. Если программа углового движения КА на витке заранее известна, то всегда можно выбрать угловое положение ПБС, наиболее эффективное с точки зрения наилучшего энергосъема. На величину энергосъема влияет не только значение косинуса угла, но и доля незатененной поверхности ПБС.

Рассмотрим в общих чертах алгоритм вычисления среднего  $\cos \alpha$  (с учетом затенения ПБС элементами конструкции КА) с использованием метода Монте-Карло.

Идея метода состоит в следующем. На поверхности ПБС случайным образом выбираются точки и в каждой строится луч в направлении на Солнце. С определенным шагом проверяется принадлежность этих точек телу КА. Если на луче встретится хоть одна точка, принадлежащая телу КА, то считается, что рассматриваемая точка ПБС затенена телом КА. Доля незатененной площади ПБС определяется как отношение числа незатененных точек к общему числу выбранных точек.

Количество проверяемых точек на луче и шаг проверки выбираются исходя из геометрии КА таким образом, чтобы гарантировать надежную проверку затененности точки ПБС. Для решения этой задачи необходимо построить трехмерную геометрическую модель КА и разработать механизм проверки принадлежности точки телу КА. Здесь для построения пространственной модели КА будем использовать базовые элементы форм (БЭФ), а также процедуры вычисления значений  $R$ -функций для БЭФ и их комбинаций.

Основное свойство  $R$ -функции для выделенной области пространства состоит в том, что внутри области ее значение положительно, на границе равно нулю, а вне области — отрицательно.  $R$ -функции всюду непрерывны. Использование  $R$ -функций гораздо предпочтительнее, чем применение обычных булевских функций. Это объясняется тем, что по значению модуля  $R$ -функции для точки можно судить о расстоянии этой точки до поверхности тела.

Для каждого БЭФ составляется предикатное уравнение. Если правая часть уравнения для какой-либо точки принимает значение "истина", то точка принадлежит телу этого БЭФ. Для шара радиуса  $r$  предикатное уравнение имеет вид

$$D = (r^2 - x^2 - y^2 - z^2 \geq 0).$$

Программа вычисления значения  $R$ -функции в точке  $(x, y, z)$  на Mathcad:

$$\text{Shar}(r, x, y, z) := \begin{cases} rf & \leftarrow r^2 - x^2 - y^2 - z^2 \\ rf \end{cases}$$

Например:  $\text{Shar}(10, 1, 3, 5) = 65$ ;  $\text{Shar}(10, 7, 12, 5) = -118$ .

Для цилиндра радиусом  $r$  и высотой  $h$ , у которого начало координат совпадает с центром нижнего основания, а ось  $z$  — с осью симметрии цилиндра, предикатное уравнение имеет вид

$$D = (r^2 - x^2 - y^2 \geq 0) \wedge (z(h - z) \geq 0).$$

Для параллелепипеда со сторонами  $a, b, c$  и началом системы координат в центре параллелепипеда предикатное уравнение следующее:

$$D = \left( \frac{a^2}{4} - x^2 \right) \wedge \left( \frac{b^2}{4} - y^2 \right) \wedge \left( \frac{c^2}{4} - z^2 \right).$$

Помимо подпрограмм вычисления значений  $R$ -функций для различных типов БЭФ в библиотеке программ должны содержаться подпрограммы вычисления  $R$ -функций для операций объединения, пересечения и отрицания.

Если заданы две области пространства (тела  $A$  и  $B$ ) с определенными на них  $R$ -функциями  $R_A(x)$  и  $R_B(x)$ , то значения  $R$ -функций для областей пространства, получаемых в результате выполнения операций объединения, пересечения, отрицания, могут быть вычислены с помощью соотношений

$$R_{A \cup B}(x) = R_A(x) + R_B(x) + \sqrt{R_A^2(x) + R_B^2(x)};$$

$$R_{A \cap B}(x) = R_A(x) + R_B(x) - \sqrt{R_A^2(x) + R_B^2(x)};$$

$$R_{-A}(x) = -R_A(x).$$

Следует иметь в виду, что сначала необходимо вычислить значения  $R$ -функций в рассматриваемой точке для каждого БЭФ, а затем для всей комбинации БЭФ, описывающей компоновку КА. При вычислении значения  $R$ -функции точки для БЭФ нужно всегда определять координаты этой точки относительно системы координат, связанной с БЭФ.

Рассмотрим вычисление среднего  $\cos\alpha$  с учетом затенения ПБС элементами конструкции на примере модели (рис. 19).

В компоновку включено пять элементов. Корпус КА образуют три БЭФ – два цилиндра и усеченный косинус (элементы 2, 4, 5), ПБС моделируются параллелепипедами (элементы 1 и 3). Таким образом, в программу нужно включить подпрограммы вычисления трех значений  $R$ -функции для БЭФ типа параллелепипеда, усеченного косинуса, цилиндра, а также подпрограммы вычисления значений  $R$ -операций.

Расчет затенения осуществляется при выполнении следующих условий, которые необходимо проверять для каждой рассматриваемой точки витка:

КА должен находиться на освещенной части витка; узел крепления ПБС и Солнце должны располагаться в различных полупространствах, образуемых плоскостью, проходящей через центр масс КА и перпендикулярной направлению на Солнце;

величина  $\cos\alpha$  должна быть положительной и удовлетворять условию  $\cos\alpha > \cos\alpha_{\text{доп}}$ .

Если  $\cos\alpha > 0$  и превышает значение  $\cos\alpha_{\text{доп}}$ , но узел крепления находится в ближнем к Солнцу полупространстве, то затенение не рассчитывается. В этом случае  $\cos\alpha$  учитывается, а площадь панели берется без учета затенения.

Использование метода Монте–Карло состоит в следующем. На поверхности ПБС с учетом равномерного закона распределения выбираются координаты задаваемого пользователем количества  $N$  точек относительно системы координат, связанной с ПБС. Определяются координаты выбранной точки в системе координат, связанной с КА (ССК КА).

Далее в цикле перебираются все  $N$  точек и для каждой из них выполняются следующие действия. Из точки в ССК КА строится луч в направлении на Солнце. Заранее определяются шаг и число анализируемых на луче точек: шаг выбирается равным половине минимального размера ПБС (половине толщины ПБС), а число точек на луче вычисляется исходя из максимально возможного линейного размера КА (минимальный диаметр шара, в который можно вписать КА).

Так как координаты точек на луче задаются в ССК КА, то для определения значения  $R$ -функции точки для каждого БЭФ необходимо вычислять координаты рассматриваемой точки в ССК БЭФ. После этого вычисляются значения  $R$ -функции для компоновки в целом. Если в какой-либо точке луча значение  $R$ -функции КА окажется положительной величиной, то рассматриваемая точка на поверхности БЭФ затенена

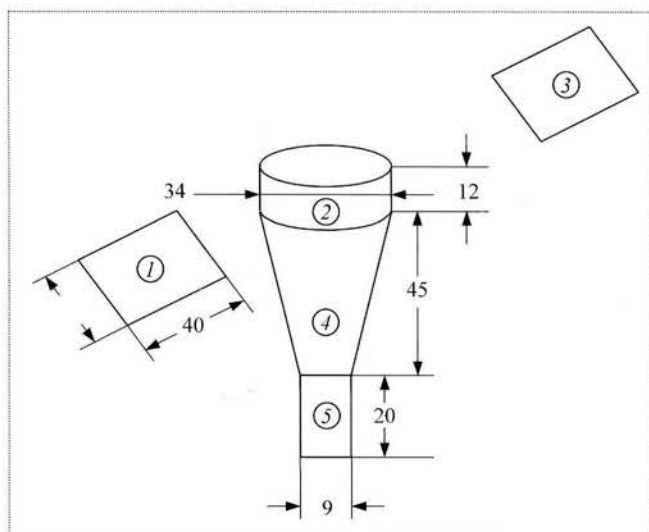


Рис. 19. Модель компоновки КА и параметры БЭФ

конструкцией КА. Такой вывод может быть сделан и в том случае, если для какого-либо БЭФ получено положительное значение  $R$ -функции.

Следует отметить, что при длине вектора случайных чисел менее 800 имеет место существенный разброс значений  $\zeta$  относительного затенения. При  $N > 1000$  результаты вычислений приобретают устойчивый характер (рис. 20). В рассматриваемом случае доля затенения ПБС колеблется относительно среднего значения, равного 0,303. Помимо расчета величины относительного затенения по желанию пользователя можно построить точечный график картины затенения ПБС элементами конструкции КА. В ряде случаев такое затенение приводит к заметному снижению мощности, снимаемой с ФЭП.

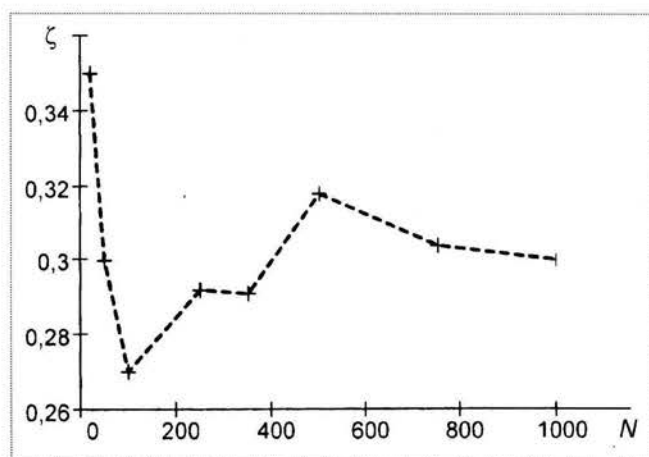


Рис. 20. Изменение относительного затенения от длины выборки



**ЕГОРОВ**  
Игорь Николаевич —  
профессор ВВИА  
им. проф. Н.Е. Жуковско-  
го, доктор техн. наук



**КРЕТИНИН**  
Геннадий Валентинович —  
старший научный сотруд-  
ник, профессор ВВИА  
им. проф. Н.Е. Жуковско-  
го, доктор техн. наук



**ФЕДЕЧКИН**  
Константин Сергеевич —  
начальник отделения,  
старший научный сотруд-  
ник ВВИА им. проф.  
Н.Е. Жуковского, канди-  
дат техн. наук

## Оптимизационные исследования ступени осевого компрессора

**И.Н. Егоров, Г.В. Кретинин, К.С. Федечкин**

*В статье рассматривается возможность интеграции численных методов расчета с современными методами оптимизации на примере модели ступени осевого компрессора.*

**I.N. Egorov, G.V. Kretinin, K.S. Fedechkin. Case Study Of Axial Flow Compressor's Stage Optimization**

*The article reviews opportunities to integrate quantitative methods of calculations with up-to-date optimization methods, taking a model of a stage of an axial flow compressor as an example.*

Добиться качественного повышения газодинамических параметров осевого компрессора в настоящее время можно используя численные методы расчета пространственного течения, которые учитывают сложные эффекты взаимодействия пристеночного пограничного слоя и вихревого течения в периферийной части лопаточного венца. К самой сложной их категории относятся наиболее перспективные и наиболее востребованные численные методы, позволяющие решать уравнения Навье—Стокса для сжимаемой жидкости в форме осреднений по Рейнольдсу, в которых турбулентность учитывается лишь как напряжения, приложенные к основному потоку. Сегодня эти методы успешно применяются при газодинамическом проектировании как у нас в промышленности, так и за рубежом. В качестве примера можно упомянуть численные методы расчета, разработанные в ЦИАМ [1], а также коммерческие программные продукты NUMECA FINE [2], CFX TASCflow и др. Однако при поиске путей совершенствования компрессора большое значение имеет интеграция таких расчетных методов с современными методами оптимизации. В данной статье приводится пример такой интеграции, позволяющей получать важные практические результаты при приемлемых временных затратах.

Для оценки возможных путей совершенствования элементов современного газотурбинного двигателя была выбрана модельная первая ступень компрессора низкого давления (рис. 1). Данная ступень имеет степень повышения давления 1,9; максимальный расход 20 кг/с; частоту вращения 26 000 об/мин, скорость вращения конца лопатки 520 м/с; число лопаток рабочего колеса (РК) 20, направляющего аппарата (НА) 40.

Проектирование ступени осуществлялось специалистами АМНТК "Союз" под руководством И.И. Мотина В ЦИАМ были получены экспериментальные характеристики ступени в диапазоне частот вращения от 60 до 100 %.

Расчет параметров трехмерного потока осуществлялся с использованием коммерческого программного продукта фирмы NUMECA [3], который позво-



**Рис. 1. Гометрия исходной ступени осевого компрессора**

ляет осуществлять все этапы расчета: от формирования геометрии лопаточного венца до визуализации результатов расчета.

При создании расчетной сетки для решения задачи оптимизации в ступени осевого компрессора использовался "IGG/Autogrid" [3], что позволило автоматически формировать расчетную сетку по типовому

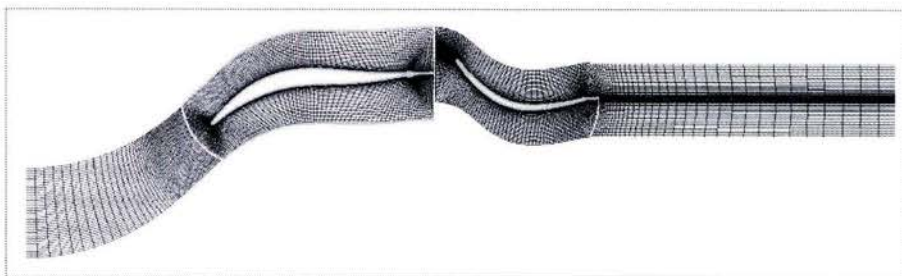


Рис. 2. Топология расчетной сетки "Н–О–Н"

| Тип расчетной сетки | Число точек расчетной сетки РК+НА, мм | Число узлов по шагу решетки РК/НА | Число узлов по высоте РК/НА | Число узлов по потоку РК/НА | Число узлов радиального зазора РК/НА |
|---------------------|---------------------------------------|-----------------------------------|-----------------------------|-----------------------------|--------------------------------------|
| Поверка             | 1,042+0,733                           | 41/41                             | 73/73                       | 277/225                     | 17/–                                 |
| Оптимизация         | 0,362+0,236                           | 21/21                             | 65/65                       | 201/151                     | –/–                                  |

шаблону для любой геометрии лопаточного венца. Проведение поверочных расчетов исходной ступени с решением задачи оптимизации геометрических параметров ступени осуществлялось с использованием расчетных сеток с одинаковой топологией "Н–О–Н" (рис. 2), но различной размерности ("хорошая" сетка – для поверочных расчетов, "грубая" сетка – для решения задачи оптимизации).

Использование расчетных сеток различной размерности обусловлено предъявляемой стратегией многоуровневой оптимизации. Это подразумевает расчет течения в процессе решения задачи оптимизации на "грубой" сетке с последующим поверочным расчетом лучшего решения на "хорошей" сетке. Параметры расчетных сеток для поверочных расчетов и решения задачи оптимизации представлены в табл. 1.

Следует также отметить, что топология расчетной сетки должна обеспечивать высокое качество сетки для широкого диапазона изменения геометрических параметров лопаточного венца.

Расчетный метод, используемый в CFD NUMECA, базируется на методе конечных объемов. В расчетной схеме используется явный метод с применением дискретизации центральными разностями с интегрированием по времени методом Рунге–Кутты. Расчеты проводились с использованием однопарамет-

рической модели турбулентности Spalart-Allmaras. Данная модель турбулентности обеспечивает удовлетворительное качество расчета при относительно небольших необходимых вычислительных ресурсах.

Результаты расчета характеристики ступени и экспериментальные данные на режимах, соответствующих частоте вращения ( $n_{пр}$ ) 80 % и 100 %, представлены на рис. 3.

Видно, что расчетные значения степени повышения давления  $\pi^*$  по расходу несколько завышены по сравнению с экспериментальными данными, а максимальное отклонение расчетного КПД  $\eta^*$  составляет 1...2 %. Полученная точность совпадения результатов расчета с

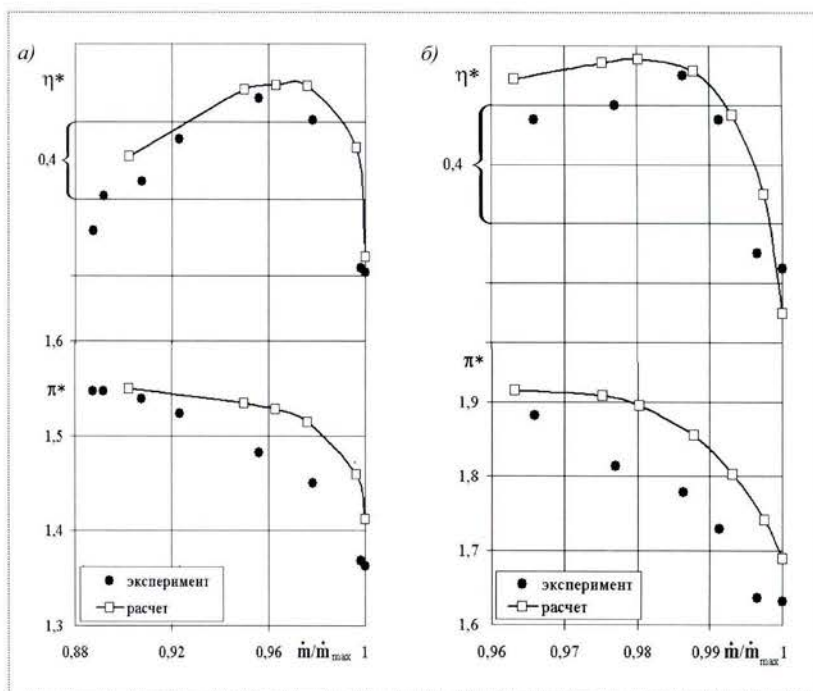


Рис. 3. Характеристика ступени осевого компрессора: а – частота вращения 80 %; б – частота вращения 100 %

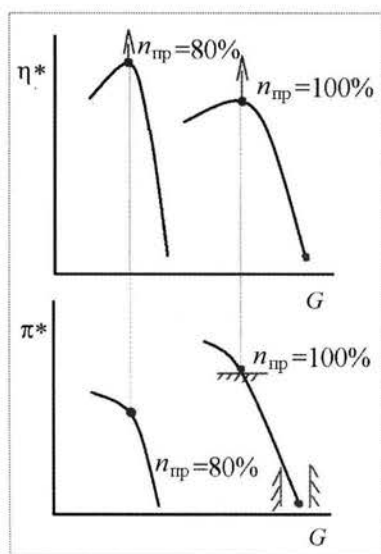


Рис. 4. Постановка задачи оптимизации

экспериментальными данными считается достаточной на этапе предварительного проектирования ступени.

При постановке задачи оптимизации в качестве критериев приемлемости увеличения КПД на режимах работы ступени 100 и 80 % в точках максимального КПД на характеристике ступени компрессора.

На режиме 100 % введем ограничения: степень повышения давления не менее, чем у исходной ступени, максимальный расход воздуха  $G$  через ступень может меняться в диапазоне  $\pm 1,5\%$  от исходного, угол выхода потока по оси — с точностью  $\pm 1^\circ$ . На режиме 80 % ограничения не вводились (рис. 4).

Особенностью данного расчета является то, что одно обращение алгоритма оптимизации к математической модели расчета течения в ступени соответствует расчету трех точек на характеристике компрессора: точки записания (на режиме частота вращения 100 %); точки максимального КПД (на режиме частота вращения 100 %); точки максимального КПД (на режиме

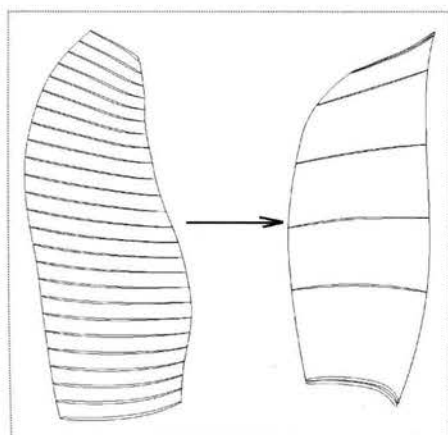


Рис. 5. Параметризация лопаточного венца

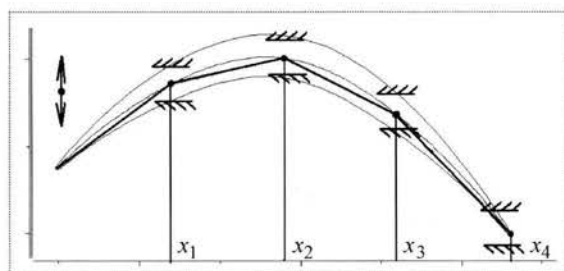


Рис. 6. Варьируемые реперные точки средней линии профиля

частота вращения 80 %). Среднее время расчета с использованием "грубой" расчетной сетки (0,6 млн узлов) составляет 6 ч на персональном компьютере типа P-IV-2,8 ГГц.

Геометрическая форма лопатки компрессора в общем случае описывается набором двумерных профилей, расположенных на различных радиусах по высоте пера лопатки (число точек, описывающих форму лопатки в декартовой системе координат  $XYZ$ , может достигать нескольких тысяч).

Чтобы было возможно провести оптимизацию геометрической формы такой лопатки, необходимо создать некоторый трехмерный аналог, максимально точно описывающий форму исходной лопатки, используя функции, аппроксимирующие ее поверхность (рис. 5). В данном исследовании параметризация лопатки осуществлялась по сечениям с заменой исходного профиля на симметричный. Форму средней линии профиля образовывал сплайн, проходящий через реперные точки (рис. 6). Расстояние от реперной точки до некоторой базовой линии являлось варьируемой переменной, которая изменялась в заданном диапазоне. Таких сечений по высоте лопатки рабочего колеса рассматривалось шесть, а по высоте направляющего аппарата — три (рис. 7).

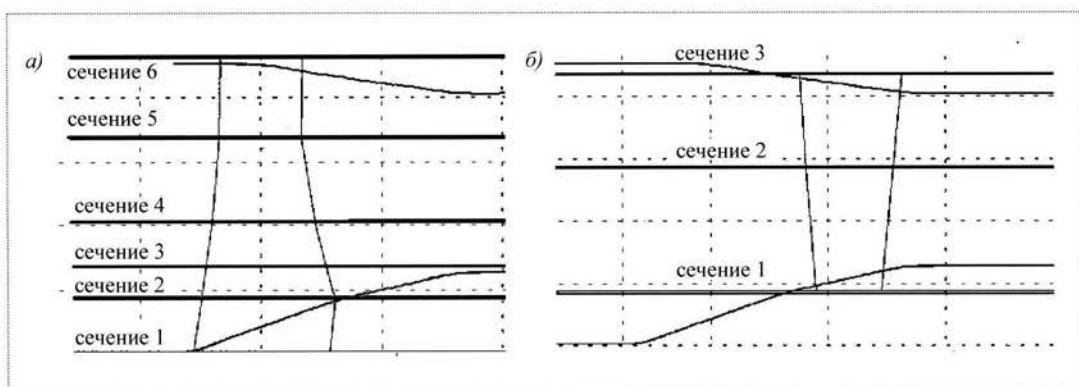
Изменение таких параметров лопаточного венца, как длина хорды, распределение толщины по хорде лопатки не рассматривалось, так как в этом случае возникает необходимость оценивать прочностные ограничения.

Следует отметить, что процедура параметризации, как правило, заключается в упрощении исходной геометрической формы лопаточных венцов, которая обычно приводит к ухудшению газодинамических характеристик параметризованной исходной ступени, что может выражаться в уменьшении  $\pi^*$  на 1...2 % и  $\eta^*$  на 0,5...1 % по сравнению с исходной ступенью.

Рассмотрим постановку и способ решения задачи оптимизации геометрии лопаточного венца. Несмот-

Рис. 7. Варьируемые сечения ступени осевого компрессора:

а — по высоте лопатки рабочего колеса; б — по высоте лопатки направляющего аппарата



ря на разнообразие физических постановок задач оптимизации, формальная математическая постановка является единой. А именно: пусть задана скалярная функция  $F$  векторного аргумента  $\vec{x} = (x_1, x_2, \dots, x_n)$ :

$$F = F(\vec{x})$$

и ряд условий

$$U_i(x_1, x_2, \dots, x_n) \leq d_i \quad (i = \overline{1, m}), \quad (1)$$

ограничивающих выбор значений векторного аргумента  $\vec{x}$ . Заметим, что в любой из  $m$  строк выражения (1) сохраняется только один знак (равенства или неравенства).

Требуется найти такой вектор  $\vec{x}^* = (x_1^*, x_2^*, \dots, x_n^*)$  из всего допустимого множества векторов

$$D = \{x \in R^n | U_i(x_1, x_2, \dots, x_n) \leq d_i \quad (i = \overline{1, m})\},$$

для которого выполняется соотношение

$$F(\vec{x}^*) = \min_{x \in D} F(\vec{x}). \quad (2)$$

Множество точек, удовлетворяющих системе ограничений (1), есть область определения  $D$  искомой функции. Вектор  $\vec{x}^*$ , для которого выполняется условие (2), является оптимальным для данной целевой функции.

В качестве метода оптимизации использовался метод непрямой статистической оптимизации на основе самоорганизации (МНСО) [4]. Он основан на использовании технологии построения поверхностей отклика для аппроксимации целевой функции и ограничений.

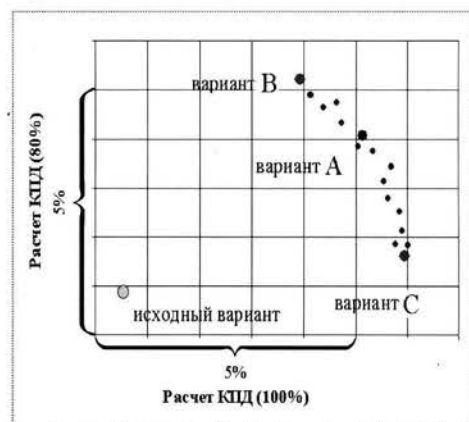
На начальном этапе работы базового алгоритма МНСО формируется план эксперимента путем генерации случайных значений компонент вектора варьируе-

мых переменных при равномерном распределении. Для всех точек из плана эксперимента осуществляется прямое обращение к математической модели, вычисляющей значения критерия оптимизации и ограничиваемых параметров. Минимальное необходимое число точек в плане эксперимента невелико и для задачи с размерностью 100 переменных может составлять 40...60.

Решением задачи оптимизации в двухкритериальной постановке является множество неуправляемых решений по каждому из критериев (множество Парето), показанное на рис. 8. В результате решения данной задачи удалось получить множество различных геометрических форм лопаточных венцов, которые имеют лучшие газодинамические параметры по сравнению с исходным вариантом ступени. В качестве примера на рис. 9 представлено сравнение исходного лопаточного венца по профилям с оптимальным вариантом А, обеспечивающим увеличение максимального КПД на двух режимах, соответствующих частотам вращения 80 и 100 %, примерно на 4 %.

Рассматривая геометрические формы исходного лопаточного венца и полученного в результате оптимизации, можно выявить следующие особенности их изменения: абсолютные величины деформации фор-

Рис. 8. Множество Парето оптимальных решений



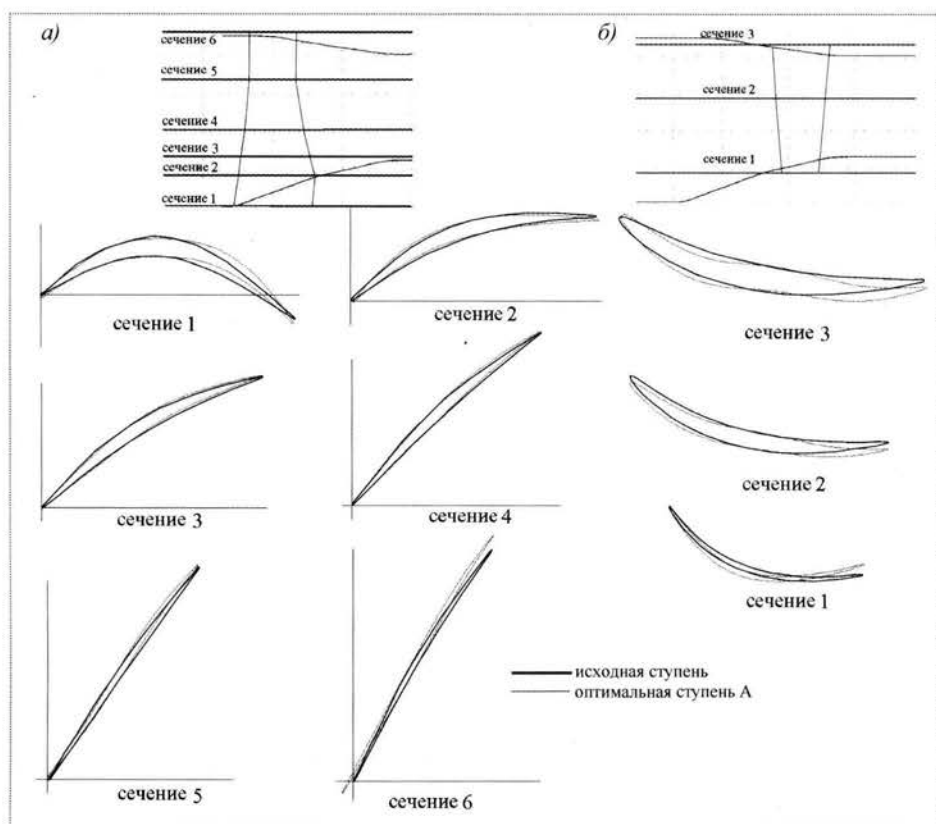


Рис. 9. Сравнение геометрической формы профиля исходной и оптимальной (вариант А) ступеней:

а – сечения по высоте лопатки рабочего колеса; б – сечения по высоте лопатки направляющего аппарата

мы профиля незначительны, максимальные изменения претерпели втулочные и периферийные сечения рабочего колеса и направляющего аппарата (см. рис. 9).

Основным фактором, влияющим на распределение газодинамических параметров ступени от варианта В до варианта С (см. рис. 8), является положение точки

максимального изгиба средней линии профиля в периферийных сечениях рабочего колеса.

Полученное в результате оптимизации множество вариантов ступеней осевого компрессора имеет более высокую степень повышения давления и КПД на различных режимах работы (рис. 10). Характер радиального распределения КПД показывает, что существен-

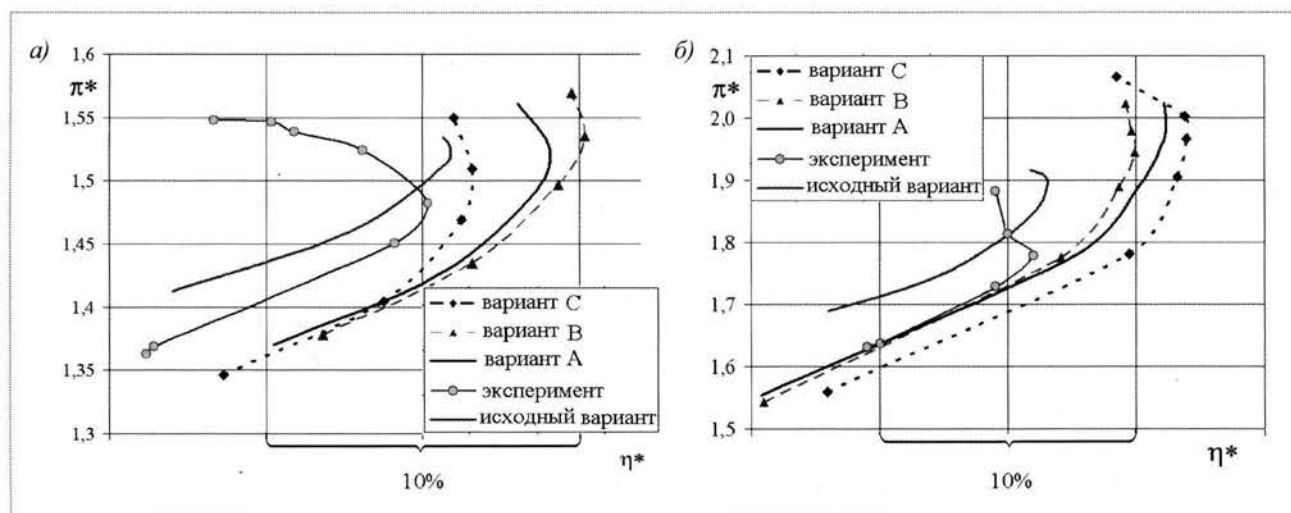


Рис. 10. Характеристики оптимальной и исходной ступеней: а – частота вращения 80 %; б – частота вращения 100 %

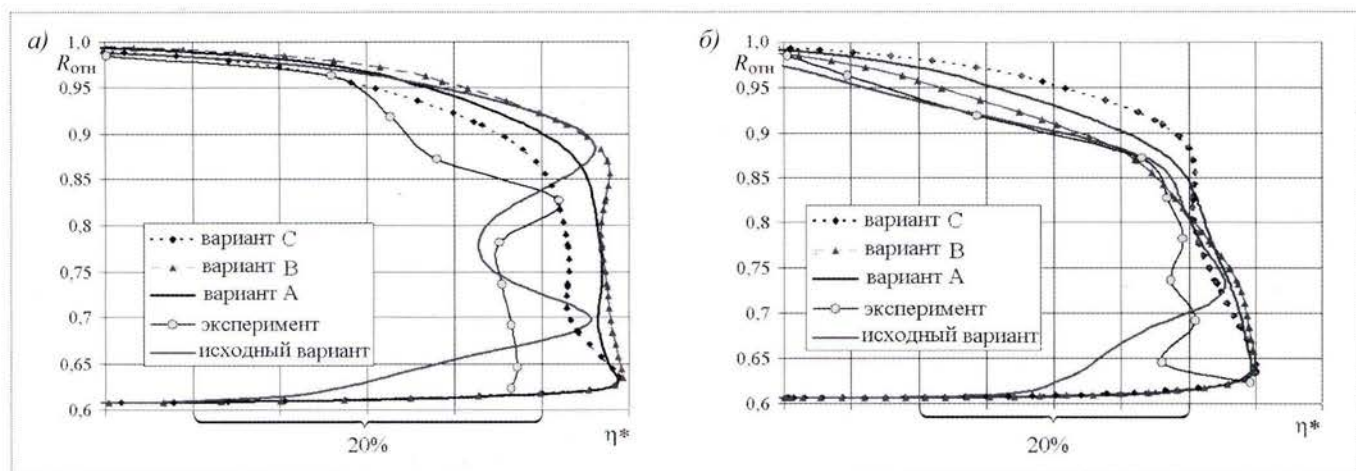


Рис. 11. Распределение по радиусу КПД (точка – максимум КПД):  
а – частота вращения 80 %; б – частота вращения 100 %

ное увеличение КПД у втулки произошло в результате уменьшения отрывной области за направляющим аппаратом (рис. 11), что также видно из картины течения на рис. 12. Уменьшение отрывной области у втулки привело к увеличению интегрального КПД на двух частотах вращения для всех рассмотренных вариантов ступеней. Периферийные сечения приобрели S-об-

разную форму, что явилось следствием смещения точки максимального изгиба средней линии профиля к выходной кромке (рис. 13). Это привело к уменьшению площади горла и соответственно к уменьшению общего расхода воздуха через ступень (в пределах заданных ограничений). Незначительное уменьшение площади горла привело к тому, что скачок уплотнения

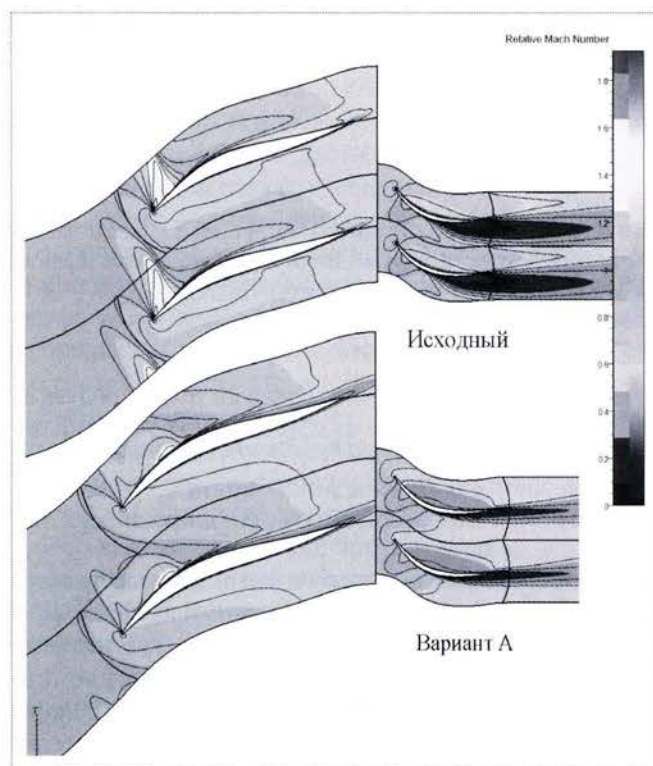


Рис. 12. Втулка  $h = 10\%$  (частота вращения 100 %, точка – максимум КПД)

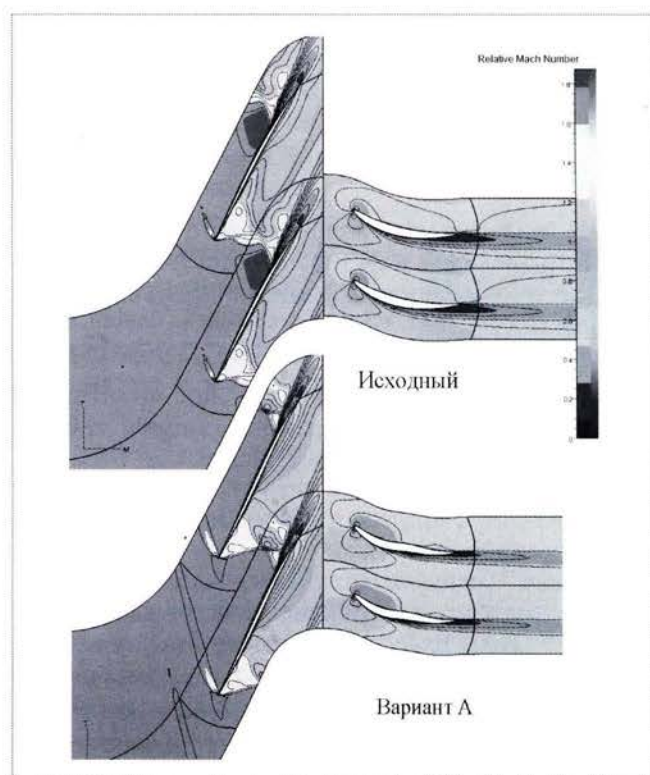


Рис. 13. Периферия  $h = 90\%$  (частота вращения 100 %, точка – максимум КПД)

Таблица 2

| Вариант оптимальной ступени | Прирост $\eta^*$ на режиме $n_{пр} = 100\%$ | Прирост $\eta^*$ на режиме $n_{пр} = 80\%$ |
|-----------------------------|---------------------------------------------|--------------------------------------------|
| А                           | +4,5 %                                      | +3,2 %                                     |
| В                           | +3,4 %                                      | +4,3 %                                     |
| С                           | +5,2 %                                      | +0,7 %                                     |

в периферийном сечении сместился к выходной части канала.

Результаты решения задачи оптимизации показали возможность проведения исследований с использованием трехмерных методик расчета течения в ступени осевого компрессора. Наиболее важными элементами в организации процесса оптимизации, которые существенно влияют на эффективность подобного рода исследований, являются возможность автоматической генерации расчетных сеток для широкой гаммы геометрии лопаточных венцов и эффективный алгоритм оптимизации, позволяющий при наименьшем числе обраче-

ний к модели течения получать наибольший прирост целевой функции.

Значительное влияние на интегральные параметры ступени осевого компрессора с большими окружными скоростями (520 м/с) оказывает организация течения в периферийной части рабочего колеса. В результате решения задачи оптимизации геометрических параметров ступени получено увеличение максимального КПД при выполнении всех наложенных ограничений, сводные данные решения этой задачи приведены в табл. 2.

#### Список литературы

1. Скибин В.А., Солонин В.И. Научный вклад в создание авиационных двигателей. М.: ЦИАМ, 2000.
2. Demeulenaere A., Ligout A., Hirsch C. Application of Multipoint Optimization to the Design of Turbomachinery Blades // User Meeting. Proceedings. Nov. 2005.
3. Numeca's Flow Integrated Environment for Turbomachinery and Internal Flows. User Manual. Numeca Int., Brussels, 2000.
4. Методы непрямої статистической оптимизации на основе самоорганизации и их использование в оптимизационных задачах авиационных ГТД / И.Н. Егоров и др. // ВИНТИ (2622-В89). 1988.

**11.07.1940**



**09.10.2007**

Ушел из жизни член редакционного совета нашего журнала генеральный директор ФГУП "НПО "Техномаш" доктор технических наук, профессор, академик Российской академии естественных наук, Российской и Международной инженерных академий, Российской академии космонавтики им. К.Э. Циолковского

### Вячеслав Васильевич Булавкин

После окончания Уфимского авиационного института Вячеслав Васильевич прошел славный трудовой путь от инженера-технолога до генерального директора ФГУП "НПО "Техномаш" — одного из головных предприятий ракетно-космической промышленности.

Видный ученый, он внес существенный вклад в создание специальной ракетной техники, принимал непосредственное участие в разработке и изготовлении ракетно-космических систем, которые получили широкое признание в России и за рубежом.

Талантливый руководитель, он умел настроить коллектив на выполнение важных задач, что позволило вывести предприятие из сложного экономического состояния и сохранить его научный и производственный потенциал.

Многие годы Вячеслав Васильевич принимал активное участие в работе Общероссийского научно-технического журнала "Полет" как автор и член редакционного совета.

Научная и организационная деятельность В.В. Булавкина отмечена высокими наградами Родины, премиями Правительства СССР и РФ.

Светлая память о Вячеславе Васильевиче навсегда останется в наших сердцах.

Редакционная коллегия,  
редакционный совет  
и редакция журнала "Полет"

УДК 533.6.01

# Моделирование нагружения и формообразования осесимметричного парашюта при раскрытии

**В.И. Морозов, А.Т. Пономарев, Ф.Г. Герасимато, В.А. Андросенков**

*В статье рассматриваются вопросы определения характеристик осесимметричного парашюта при раскрытии на основе расчетно-экспериментальной методики. Процесс раскрытия парашюта разбивается на предварительный, основной и заключительный этапы. На каждом этапе рассматриваются форма парашюта, перепад давлений на куполе и соответствующие нагрузки.*

**V.I. Morozov, A.T. Ponomarev, F.G. Gerasimato, V.A. Androsenkov.** Modeling Of Load And Geometry Generation Of Axially Symmetric Parachutes At Opening  
*Parameter setting of an axially symmetric parachute is scrutinized in the article based on the calculating and experimental procedure. The opening of the parachute is considered to be a stage-by-stage process that includes preliminary, main and final phases. The form of the chute, the pressure difference on the canopy, and relating loads are studied on each phase.*

Среди нерешенных задач парашютостроения наиболее актуальной является задача расчета процесса раскрытия (наполнения) парашюта, в частности осесимметричного. Этот процесс является важнейшим этапом работы парашютной системы (ПС). Именно на нем реализуются максимальные аэродинамические нагрузки, по которым ведется расчет прочностных характеристик конструктивных элементов ПС, может произойти отказ по наполнению, а значит, летное происшествие, связанное в одном случае с потерей груза, а в другом — с гибелью людей и т.д.

Развитие парашютостроения характеризуется существенным увеличением раскройных площадей парашютов, изменением облика ПС, использованием многокаскадности и многокупольности [4]. Важным является не только уменьшение перегрузки при раскрытии масштабных ПС, но и создание условий плавного ввода их в рабочее состояние. Для этого в последнее время широко применяется так называемое рифление парашюта (одно- и многоступенчатое), рассматриваются и другие конструктивные способы решения данного вопроса.

Трудность исследования процесса функционирования парашюта с грузом в потоке, особенно на этапе его раскрытия, состоит в том, что в теоретическом плане эта проблема является нелинейной в целом.

Анализ накопленного опыта показывает, что постановка и решение задачи функционирования ПС с грузом в потоке в строгой формулировке даже с привлечением современной вычислительной техники являются крайне сложными не только из-за ее многомерности, но и из-за некоторых особенностей формообразования и аэродинамики начального этапа наполнения парашюта, трудно поддающихся математическому моделированию. Актуальность данной задачи для парашютостроения и указанная сложность способствовали формированию двух направлений в создании и развитии теории раскрытия парашюта. Одно из них ориентировано на применение современных информационных технологий, здесь делаются лишь первые шаги [1...3]. Другое на-



**МОРОЗОВ**  
**Виктор Иванович** — заместитель директора ФГУП "НИИ парашютостроения" по научной работе, профессор, доктор техн. наук



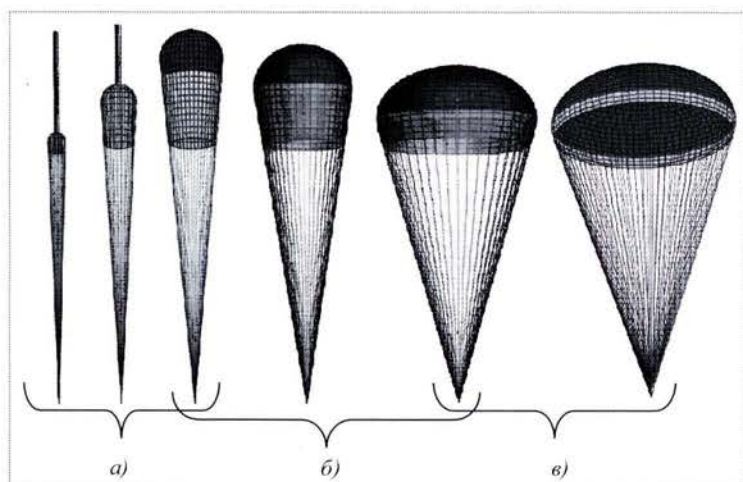
**ПОНОМАРЕВ**  
**Анатолий Тимофеевич** — профессор ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, заслуженный деятель науки РФ, доктор техн. наук



**ГЕРАСИМАТО**  
**Феликс Герасимович** — старший научный сотрудник ФГУП "НИИ парашютостроения", кандидат техн. наук



**АНДРОСЕНКОВ**  
**Владимир Анатольевич** — альянкт ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского



**Рис. 1. Этапы процесса раскрытия парашюта:**  
*а* – предварительный ( $0,14 < \bar{R}_m < 0,25$ ); *б* – наполнения ( $0,25 < \bar{R}_m < 0,64$ );  
*в* – заключительный ( $0,64 < \bar{R}_m < 0,75$ )

правление, появившееся еще на ранних стадиях разработки парашютной техники и продолжающее развиваться в нашей стране и за рубежом и ныне, базируется на осмыслении и обобщении материалов физического эксперимента и летно-экспериментальной отработки изделий [5...7].

Результатом такого обобщения стало создание упрощенных математических моделей (ММ) нагружения и формообразования раскрывающегося парашюта. При построении такой модели считается, что основными параметрами, определяющими ход процесса раскрытия парашюта, являются площадь входного отверстия купола  $F_{вх}$ , скорость потока на входе под купол  $U_{вх}$ , расход воздуха через ткань  $G_{тк}$  и отверстия  $G_{отв}$ . Кроме того, принимается допущение о том, что формообразование парашюта определяется обобщенной независимой функцией одного параметра, характеризующего степень его раскрытия, в качестве которого могут быть использованы угол развала строп, радиусы входного отверстия и миделевого сечения  $R_m$  наполненной части купола. Здесь задача аэродинамики сводится к расчету воздушного "пузыря", образующегося на входной кромке парашюта и отождествляемого с входящей под купол первой порцией воздуха, который в дальнейшем перемещается вдоль него, пока не достигнет вершины купола (рис. 1, *а*). Далее происходит накопление воздуха под куполом парашюта (рис. 1, *б*). Для описания этих процессов используется уравнение неразрывности [8].

Согласно такой приближенной модели начального обтекания парашюта его нагружение при раскрытии определяется притоком воздуха под купол через входное отверстие и расходом через него за счет естествен-

ной и конструктивной проницаемости ткани с учетом изменения скорости снижения компоновки "груз + парашют". При этом принимается, что перепад давлений по наполненной части поверхности раскрывающегося купола парашюта является постоянным, сжимаемость воздуха не учитывается. В НИИ парашютостроения на основе синтеза однопараметрической модели формообразования и приближенной модели обтекания парашюта в виде уравнения неразрывности были созданы надежные методики расчета процесса наполнения (раскрытия) круглых парашютов с рифлением купола и без него. Эту упрощенную ММ нагружения и формообразования назовем модель 1.

Вместе с тем надо указать на несовершенство данных расчетных методик – они позволяют определять только интегральные характеристики нагружения парашюта при раскрытии (нагрузку в коуше) и его априорное формообразование. С их помощью нельзя исследовать прочностные характеристики конструктивных элементов парашютной системы, их напряженно-деформированное состояние (НДС). Для этого требуется привлечение двумерной упругой модели.

В данной статье рассматривается только модель 1, ее возможности, проиллюстрированные на конкретных примерах. Результаты вычислений сравниваются с данными экспериментов.

С позиции теоретического исследования весь процесс раскрытия парашюта можно разбить на три этапа (см. рис. 1): предварительный (*а*), наполнения (*б*) и заключительный (*в*).

Предварительный этап начинается с момента окончания вытягивания строп на всю длину, выстраивания их вместе с ненаполненным куполом примерно в одну линию по потоку, с последующим заходом под купол первой порции воздуха. Образовавшийся воздушный "пузырь" перемещается вдоль купола по направлению к его вершине. Предварительный этап заканчивается ударом "пузыря" о вершину купола при ее достижении. В этот момент и происходит наполнение полюсной части поверхности купола.

Необходимо заметить, что в зависимости от проницаемости ткани купола этот этап может протекать по-разному. Опытным путем установлено, что воздушный "пузырь", двигаясь внутри проницаемого купола, обычно сохраняет свои поперечные размеры, оцениваемые безразмерным параметром  $\bar{R}_m$  ( $\bar{R}_m = R_m/R_0$ , где  $R_0$  – раскройный радиус круглого парашюта). Но у малопроницаемых куполов "пузырь" по мере движения может увеличиваться. Это объясняется тем, что избыток постоянного притока воздуха под купол через вход-

ное отверстие не полностью компенсируется его оттоком через ткань ввиду ее относительно малой проницаемости, а трансформируется в увеличение объема (размеров) воздушного "пузыря", тем самым повышая интенсивность наполнения купола.

Интерес к предварительному этапу раскрытия вызван следующими обстоятельствами. Во-первых, его конечные параметры являются начальными условиями основного этапа процесса раскрытия парашюта — этапа наполнения купола. Во-вторых, для парашютов с куполом из малопроницаемой ткани, а также с малой величиной отношения массы груза к раскройной площади купола уже предварительный этап раскрытия может стать этапом воздействия на парашют максимальной нагрузки.

Согласно однопараметрической ММ формообразования парашюта [6] невыполненная часть поверхности купола на предварительном этапе раскрытия аппроксимируется усеченным конусом, а выполненная — полусферой.

При этом на предварительном этапе раскрытия могут быть реализованы две формы купола парашюта. Одна из них (форма I, рис. 2, а), характерная для начальной стадии предварительного этапа, имеет наполненную часть, примыкающую к входной кромке купола, и ненаполненную в виде шлейфа, начинающегося от полюса наполненной части. Именно здесь происходит формирование воздушного "пузыря", раздвигающего входную кромку купола, в качестве аппроксимационной формы поверхности "пузыря" принимается полусфера.

Основные геометрические параметры формы начальной фазы наполняющегося купола, используемые в расчете предварительного этапа, приведены на рис. 2, а. Здесь  $r_{\text{пуз}}$  — текущий и начальный радиус полусферы ("пузыря");  $L_c$ ,  $S_{\text{пуз}}$ ,  $L_{\text{шл}}$  — длины строп, образующей полусферы и шлейфа соответственно;  $x_B$  — расстояние от коуша (точка  $O$ ) до миделевого сечения (точка  $B$ ), в данном случае  $x_B$  совпадает с расстоянием от коуша до входной кромки (точка  $A$ ), т.е.  $x_B = x_A$ .

Объем воздуха под куполом для формы I определяется формулой

$$V_v = \frac{2}{3} \pi r_{\text{пуз}}^3. \quad (1)$$

Форма II (рис. 2, б) сопровождает основную стадию предварительного этапа и состоит из трех частей: невыполненной части поверхности купола, примыкающей к его входной кромке (усеченный конус; образующая  $AB$ ), выполненной (несколько продвинутый по

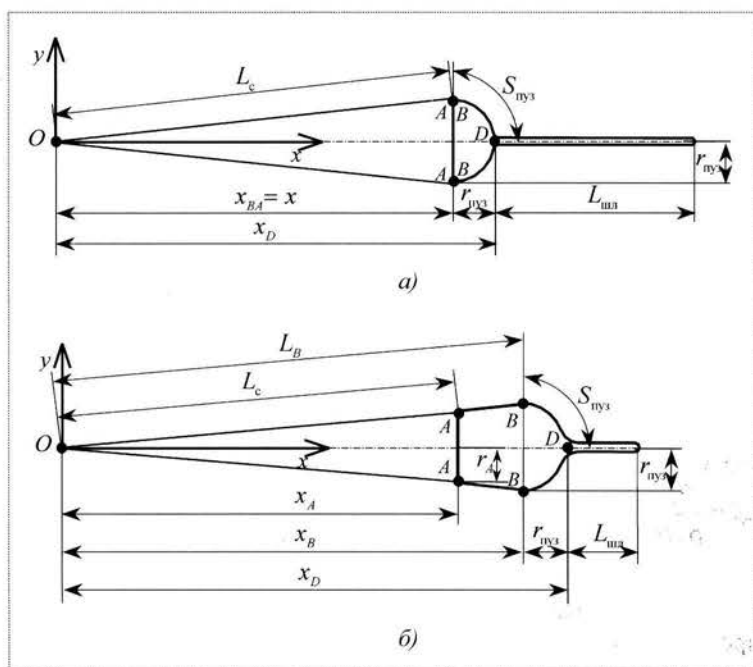


Рис. 2. Геометрические параметры форм купола на предварительном этапе раскрытия парашюта:

а — начальная фаза; б — промежуточная фаза

направлению к вершине купола "пузырь"; образующая  $BD$ ) и шлейфа. Основные геометрические размеры аппроксимационной поверхности формы II изображены на рис. 2, б.

Объем воздуха под куполом для формы II определяется по формуле

$$V_v = \frac{\pi}{3} (r_{\text{пуз}}^2 + r_{\text{пуз}} r_A + r_A^2) (x_B - x_A) + \frac{2}{3} \pi r_{\text{пуз}}^3. \quad (2)$$

Площадь входного отверстия  $F_{\text{вх}}$  и приток воздуха под купол через входное отверстие  $G_{\text{вх}}$  приближенно определяются по формулам

$$F_{\text{вх}} = 0,015 R_0^2 + 0,75 \pi r_A^2; \quad G_{\text{вх}} = 0,67 F_{\text{вх}} U, \quad (3)$$

где  $U$  — текущее значение скорости груза.

Как известно, часть притока воздуха под купол компенсируется истечением его через ткань купола и конструктивные отверстия на поверхности. Поверхность купола, через которую будет происходить истечение воздуха на этом этапе наполнения благодаря проницаемости ткани, ограничена образующей "пузыря"  $S_{\text{пуз}}$ , поскольку большая ее часть имеет сморщенный вид (складки), то эффективная площадь истечения воздуха через ткань выполненной поверхности купола будет значительно меньше. Полагается, что она примерно равна  $\pi S_{\text{пуз}}^2$ .

Что касается конструктивной проницаемости, то ее учет ведется согласно методике, изложенной в работе [1]. Считается, что в поясе расположения отверстий, ограниченном окружностями с радиусами  $R_{k1}$  и  $R_{k2}$ , площадь отверстий  $F_{отв}$  распределяется по площади пояса равномерно.

Истечение воздуха через конструктивные отверстия в куполе парашюта условно рассматривается как истечение струи через круглое отверстие со скоростью

$$U_{отв} = U \sqrt{\frac{\Delta \bar{p}}{1 + \lambda}}, \quad (4)$$

где  $\lambda = 0,06$  – коэффициент гидравлических потерь;  $\Delta \bar{p} = \frac{2 \Delta p}{\rho_B U^2}$  – безразмерный коэффициент перепада давлений.

Расход воздуха через отверстия конструктивной проницаемости и полюсное отверстие купола определяется выражением

$$G_{отв} \approx 0,5 U_{отв} F_{отв}. \quad (5)$$

Далее определим расход воздуха через ткань купола. При изготовлении купола парашюта иногда применяют два типа ткани, т.е. делают поверхность купола переменной воздухопроницаемости. При расчете во внимание принимаются только те участки ткани и те отверстия, которые попадают на выполненную часть поверхности купола. Расчет этих площадей осуществляется с учетом перекрытия ткани купола лентами радиального каркаса; считается, что в местах перекрытия истечение воздуха через ткань не происходит. Также учитывается уменьшение площади ткани из-за вырезов конструктивной проницаемости.

Скорости истечения воздуха через ткани 1 и 2 купола находятся по формуле, полученной на основе закона протекания газообразной среды через ткань, установленного путем лабораторных продувок [1, 3],

$$U_{tki} = U \left[ \sqrt{\left( \frac{1}{Re_i \bar{d}_{эфi}} \right)^2 + \frac{\Delta \bar{p}}{c_{w0i}}} - \frac{1}{Re_i \bar{d}_{эфi}} \right], \quad i = 1, 2, \quad (6)$$

где  $c_{w0i}$  – коэффициент сопротивления ткани;  $Re_i = \frac{\rho_B D_0 U}{\mu}$  – число Рейнольдса для ткани;  $D_0$  – характер-

ный линейный размер парашюта, в частности его раскройный диаметр;  $\bar{d}_{эфi} = d_{эфi}/D_0$ , где  $d_{эфi}$  – эффективный размер ячейки ткани;  $\mu$  – динамическая вязкость

воздуха. Значения параметров  $c_{w0i}$  и  $d_{эфi}$  для наиболее часто применяемых в парашютостроении тканей приводятся в работах [1, 3].

Расход воздуха через ткань на выполненной части поверхности купола парашюта

$$G_{тк} = \sum_{i=1}^2 U_{tki} F_{tki}. \quad (7)$$

Общий расход воздуха через поверхность купола

$$G_{ист} = G_{тк} + G_{отв}. \quad (8)$$

Опишем порядок расчета предварительного этапа раскрытия парашюта. Новый объем воздуха  $V_B$  под куполом парашюта определяется путем решения уравнения неразрывности

$$\frac{dV_B}{dt} = G_{вх} - G_{ист}. \quad (9)$$

Продвижение вершины выполненной части поверхности купола ("пузыря"), характеризующее координатой  $x_D(t)$  (см. рис. 2), задается в виде линейной зависимости от скорости потока, составленной на основе обработки и обобщения экспериментальных данных [6]:

$$\frac{dx_D}{dt} = C U, \quad (10)$$

где  $C = f(Ne)$  – функция от числа Ньютона купола, характеризующая влияние инерционных свойств купола на скорость продвижения воздушного "пузыря" вдоль купола;  $Ne = \frac{M_k}{\rho_B F_n \sqrt{F_n}}$ , где  $M_k$ ,  $F_n$  – масса и раскройная площадь купола соответственно.

Уравнения (9), (10) полностью определяют геометрические размеры купола и аппроксимационных поверхностей, отвечающих соответственно формам I и II предварительного этапа раскрытия парашюта. Затем нужно найти текущие траекторные параметры компоновки "груз + парашют", для чего используют несколько упрощенный вариант уравнений баллистики, отождествляя плоское перемещение компоновки в пространстве с движением жесткого груза [3]:

$$\begin{aligned} \frac{dU}{dt} &= -g \sin \theta - \frac{c_{xt} F_{xt} \rho_B U^2}{2 M_\Sigma} - \frac{Q_n}{M_\Sigma}; \\ \frac{d\theta}{dt} &= -g \frac{\cos \theta}{U}; \quad \frac{dH}{dt} = U \sin \theta; \quad \frac{dL}{dt} = U, \end{aligned} \quad (11)$$

где  $\theta$  – угол наклона траектории компоновки "груз + парашют";  $H$  – текущая высота нахождения компоновки;  $L$  – траекторный путь;  $M_{\Sigma} = M_r + M_n$  – масса компоновки "груз + парашют";  $F_{xr}$  – характерная площадь груза;  $c_{xr}$  – коэффициент сопротивления груза, отнесенный к его характерной площади;  $Q_n$  – сила сопротивления парашюта, определяемая как

$$Q_n = Q_{шл} + Q_D. \quad (12)$$

В формуле (12)  $Q_{шл}$ ,  $Q_D$  – силы сопротивления соответственно шлейфа и выполненной части поверхности купола, которые находятся по зависимостям

$$Q_{шл} = 0,012 F_n \rho_v \frac{U^2}{2}; \quad Q_D = \rho_v U \frac{dV_n}{dt} (1-C). \quad (13)$$

Перепад давлений на куполе вычисляется по формуле

$$\Delta p = \frac{Q_D}{\pi r_{пuz}^2}. \quad (14)$$

Расчет ведется до полного исчезновения шлейфа за выполненной частью поверхности купола (до достижения воздушным "пузырем" вершины купола), т.е. до выполнения условия  $L_B - L_c + S_{пuz} \geq R_0$ .

Таким образом, для организации итерационного процесса расчета предварительного этапа раскрытия парашюта необходимо задать начальные траекторные параметры компоновки "груз + парашют", характеристики парашюта и груза. Кроме того, необходимо использовать дополнительные начальные условия:

$r_{пuz} = 0,05 R_0$ ;  $U = U_0$ ;  $\Delta \bar{p} = \frac{2 \Delta p}{\rho_v U_0^2} = 1$ ; шаг интегрирования по времени  $\Delta t = 0,0025 \sqrt{F_n} / U_0$ .

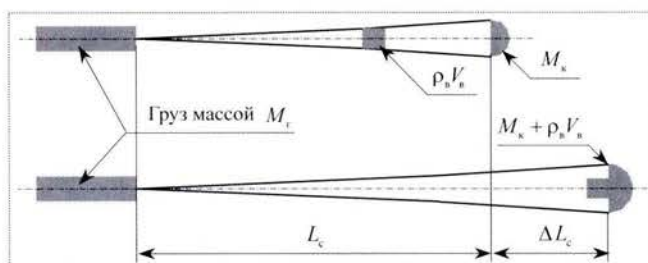


Рис. 3. Схема расчета нагрузки в конце предварительного этапа раскрытия парашюта

Следует напомнить, что воздушный "пузырь", достигнув вершины купола, мгновенно останавливается, что вызывает ударное нагружение парашюта. Расчет ударной нагрузки можно осуществить согласно схеме, представленной на рис. 3. Удар считается неупругим, происходящим с потерей кинетической энергии. Из условия сохранения количества движения при соударении массы воздушного "пузыря" с массой купола относительная скорость движения объединенной массы

$$\tilde{U} = U(1-C) \sqrt{\beta \rho_v V_n / (M_k + \rho_v V_n)}, \quad (15)$$

где  $\beta$  – коэффициент потерь при неупругом соударении.

Далее примем, что между объединенной массой купола и "пузыря" ( $M_k + \rho_v V_n$ ) и массой груза  $M_r$  происходит упругое соударение, роль пружины выполняют стропы, обладающие жесткостью

$$k = \frac{n_c P_c}{\varepsilon_c L_c}, \quad (16)$$

Результаты расчетов параметров предварительного этапа раскрытия круглых парашютов класса тормозных и основных

| Раскройная площадь парашюта $F_n$ , м <sup>2</sup> | Число Ньютона купола парашюта<br>$Ne = \frac{M_k}{\rho_v F_n \sqrt{F_n}}$ | Длительность предварительного этапа раскрытия парашюта $t_{п.з}$ , с |             | Относительный радиус миделевого сечения $\bar{R}_m = R_m/R_0$ |             |
|----------------------------------------------------|---------------------------------------------------------------------------|----------------------------------------------------------------------|-------------|---------------------------------------------------------------|-------------|
|                                                    |                                                                           | расчет                                                               | эксперимент | расчет                                                        | эксперимент |
| 5,6                                                | 0,0076                                                                    | 0,03                                                                 | 0,04        | 0,24                                                          | 0,25        |
| 80                                                 | 0,0090                                                                    | 0,37                                                                 | 0,54        | 0,15                                                          | 0,12        |
| 350                                                | 0,0028                                                                    | 0,61                                                                 | 0,46        | 0,14                                                          | 0,13        |
| 590                                                | 0,0018                                                                    | 0,83                                                                 | 0,75        | 0,13                                                          | 0,15        |
| 1034                                               | 0,0024                                                                    | 1,08                                                                 | 0,79        | 0,14                                                          | 0,12        |
| 1800                                               | 0,0025                                                                    | 0,50                                                                 | 0,80        | 0,13                                                          | 0,13        |
| 1900                                               | 0,0014                                                                    | 0,97                                                                 | 0,88        | 0,13                                                          | 0,14        |

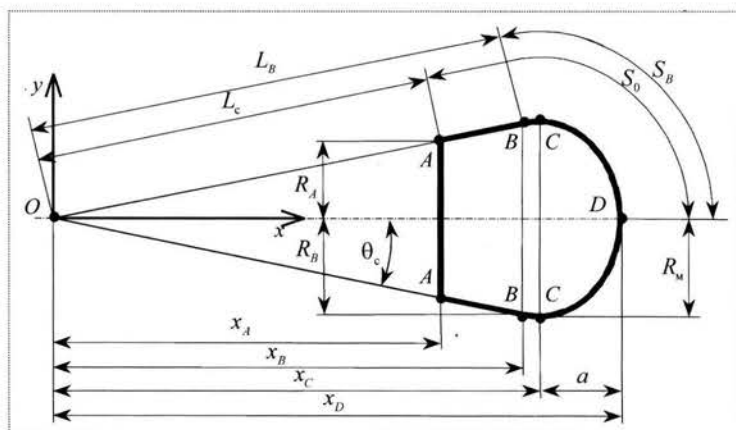


Рис. 4. Геометрические параметры формы купола парашюта на этапе наполнения

где  $n_c$  – число строп;  $P_c$  – разрывная нагрузка стропы;  $\varepsilon_c = \Delta L_c / L_c$  – относительное удлинение стропы при разрыве;  $L_c$  – длина ненагруженной стропы.

Максимальную нагрузку на парашют в конце предварительного этапа раскрытия будем оценивать так:

$$Q'_{n \max} = \alpha \sqrt{U^2 M_{np} k + Q_n^2}, \quad (17)$$

где  $\alpha$  – коэффициент потерь при упругом соударении;  $M_{np}$  – приведенная масса,  $M_{np} = \frac{M_r (M_k + \rho_v V_v)}{M_r + (M_k + \rho_v V_v)}$ ;

$Q_n$  – предварительное натяжение строп по формуле (12).

В таблице приведены результаты расчетов параметров предварительного этапа раскрытия парашютов по модели 1 и экспериментальные данные, полученные по результатам обработки кинограмм летных испытаний.

Опишем далее алгоритм расчета формообразования и нагружения парашюта на этапе наполнения. На данном этапе раскрытия парашюта часто применяют как одно-, так и многоступенчатое рифление входной кромки купола. Степень рифления характеризуется так называемым параметром рифления

$$\bar{D}_p = \bar{D}_{pi} = \frac{L_{pi}}{\pi D_0}, \text{ где } L_{pi} \text{ – длина шнура рифления, ограничивающего диаметр входной кромки; } D_0 \text{ – диаметр раскройной формы круглого парашюта; } i = \overline{1, 4} \text{ – число (номер) ступеней рифления. Как уже отмечалось, для этапа наполнения характерным является наличие двух зон (см. рис. 1, б и 4): невыполненной и выполненной частей поверхности купола, примыкающих}$$

соответственно к его входной кромке и вершине. Считается, что через ткань невыполненной части поверхности купола и отверстия на ней истечение воздуха не происходит, перепад давлений  $\Delta p = 0$ .

Основные геометрические параметры формообразования парашюта при раскрытии на этапе наполнения, указанные на рис. 4, а также площадь входного отверстия  $F_{вх}$  и объем воздуха под куполом  $V_v$  рассчитываются по формулам, приведенным в работе [7]. При расчете площади входного отверстия  $F_{вх}$  учитывается ее ограниченность шнуром рифления.

Скорости истечения воздуха  $U_{tki}$  ( $i = 1, 2$ ) через купол определяются по зависимости (6). Площадь полюсного отверстия купола, работающего на истечение,

$$F_{п.о} = \pi R_{п.о}^2 (1 - K_{п.о}), \quad (18)$$

где  $K_{п.о}$  – коэффициент заполнения полюсного отверстия лентами каркаса.

Скорость истечения воздуха через отверстия конструктивной проницаемости вычисляется по формуле (4).

Общий расход воздуха через купол определяется так же, как и на предварительном этапе. Дополнительно вводится коэффициент расхода воздуха через сечение  $B-B$ , отделяющее выполненную часть поверхности купола от невыполненной:

$$f_B = \frac{G_{ист}}{\pi R_B^2 U}.$$

Уравнением, определяющим ход процесса наполнения парашюта при раскрытии, остается уравнение неразрывности (9).

Коэффициент перепада давлений оценивается по формуле

$$\Delta \bar{p} = 1 - f_B^2 + \frac{1,2(1 - f_B)}{3 + f_B}. \quad (19)$$

Коэффициент сопротивления текущей фазы раскрытия парашюта определяется исходя из предположения, что  $R_m = \text{const}$ ,  $U = \text{const}$  (условно замороженная фаза раскрытия), и полагается равным

$$c_{пф} = \Delta \bar{p} \frac{R_B^2}{R_0^2}. \quad (20)$$

Коэффициент сопротивления парашюта с рифлением рассчитывается по полученной Р.А. Андроновым приближенной зависимости

$$c_{\text{пр}i} = c_n f(\bar{D}_{\text{pi}}), \quad (21)$$

где  $i = 1, 2, 3, 4$  – число (номера) ступеней рифления;  $c_n$  – коэффициент сопротивления раскрытого парашюта.

Нахождение коэффициента сопротивления  $c_{\text{пр}i}$  текущей фазы раскрытия парашюта с рифлением осуществляется следующим образом. Вначале используется зависимость (20). При достижении площадью входного отверстия  $F_{\text{вх}}$  размера площади входного отверстия рифленого парашюта  $F_{\text{вхр}} = \pi \bar{D}_p^2 R_0^2$  ее размер остается фиксированным  $F_{\text{вх}} = F_{\text{вхр}} = \text{const}$  до момента окончания времени рифления. Расчет процесса раскрытия парашюта продолжается до достижения коэффициентом сопротивления величины, определяемой по формуле (21), при этом параметр  $R_m$  увеличивается. Затем принимается, что  $c_{\text{пр}i}$  и  $R_m$  остаются неизменными до истечения времени рифления. Отметим, что все коэффициенты сопротивления отнесены к раскройной площади парашюта  $F_n$ .

Далее обратимся к процедуре определения коэффициента динамичности  $K_{\text{дф}}$  для фазы наполнения купола парашюта. При использовании понятия коэффициента динамичности фазовая нагрузка на парашют определяется по формуле

$$Q_n = K_{\text{дф}} c_{\text{пф}} F_n \frac{\rho_v U^2}{2}. \quad (22)$$

Вместе с тем известно, что в основе динамики процесса раскрытия парашюта лежит присоединение к парашюту масс воздуха, происходящее со скоростью  $U$ :

$$Q_n = c_{\text{пф}} F_n \frac{\rho_v U^2}{2} + U \frac{d(\rho_v V_n)}{dt}. \quad (23)$$

Приравняв зависимости (22) и (23) и проведя преобразования, получим формулу для  $K_{\text{дф}}$ , имеющую следующую структуру:

$$K_{\text{дф}} = 1 + f\left(\frac{R_m}{R_0}\right) \frac{dR_m}{dL}. \quad (24)$$

Наличие в формуле (24) функции  $f\left(\frac{R_m}{R_0}\right)$  свидетельствует о зависимости  $K_{\text{дф}}$  от фазы раскрытия

$\left(\frac{R_m}{R_0}\right)$ , а производной  $\frac{dR_m}{dL}$  – о зависимости  $K_{\text{дф}}$  от  $\frac{dR_m}{dL}$

как меры того, насколько энергично продвигается процесс раскрытия на данной его фазе (здесь  $L$  – путь, проходимый грузом).

Перепад давлений  $\Delta p$ , приходящийся на каждую фазу наполнения купола, будет соответствовать

$$\Delta p = \frac{Q_n}{\pi R_B^2}. \quad (25)$$

Порядок расчета процесса раскрытия парашюта на этапе наполнения аналогичен предварительному этапу. Расчет заканчивается с исчезновением невыполненной части поверхности купола.

Для заключительного этапа раскрытия парашюта характерным является отсутствие невыполненной части поверхности купола (см. рис. 1, в). Здесь вся ткань между лентами силового каркаса выгнута наружу. Согласно принятой модели формообразования парашюта это достигается уже при  $\bar{R}_m = 0,64$ . Но на этом процесс раскрытия парашюта не заканчивается, купол продолжает увеличиваться в своих размерах до  $\bar{R}_m = 0,75$ , т.е. как бы дораскрывается.

Для нахождения нагрузки, действующей на парашют на этом этапе, применяется ММ раскрытия, использующая понятие раскрывающей силы [7].

Уравнение раскрытия парашюта на заключительном этапе приведем в несколько упрощенном виде [7]:

$$(m_* + \lambda_*) \frac{d^2 R_m}{dt^2} = Q_p - Q_{\text{дф}}, \quad (26)$$

где  $m_*$  – приведенная масса парашюта;  $\lambda_*$  – присоединенная масса парашюта;  $Q_p = c_{\text{рф}} F_n \rho_v \frac{U^2}{2}$  – раскрывающая сила,  $c_{\text{рф}}$  – коэффициент раскрывающей силы;  $Q_{\text{дф}}$  – демпфирующая сила, которая вводится для того, чтобы процесс раскрытия купола был затухающим.

Нагрузка на парашют  $Q_n$  находится по формуле (22), а демпфирующая сила  $Q_{\text{дф}}$  – по приближенной формуле вида [7]

$$Q_{\text{дф}} = \left(0,47 \frac{R_m}{R_0} - 0,047\right) F_n U \rho_v \frac{dR_m}{dt}. \quad (27)$$

Формообразование парашюта на заключительном этапе описывается геометрическими параметрами и формулами, приведенными в работе [7].

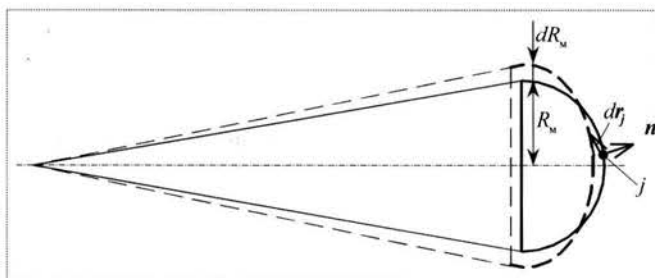


Рис. 5. Схема к вычислению приведенной массы  $m_*$  и раскрывающей силы  $Q_p$  на заключительном этапе раскрытия парашюта

Приведенная масса  $m_*$  вычисляется по формуле

$$m_*(R_m) = \int_0^{L_c + R_0} \mu_n \left( \frac{dr_j}{dR_m} \right)^2 dR_m, \quad (28)$$

где  $dr_j$  — вектор смещения точки  $j$  купола или строп при увеличении фазовой координаты  $R_m$  на величину  $dR_m$  (рис. 5),  $\mu_n$  — погонная масса парашюта, вытянутого в линию.

Зависимость для вычисления присоединенной массы парашюта  $\lambda_*$  имеется в работе [7].

Расчет коэффициентов сопротивления  $c_{пф}$  и динамичности  $K_{дф}$  заключительной фазы раскрытия парашюта осуществляется аналогично этапу его наполнения.

Раскрывающая сила  $Q_p$  будет определяться выражением

$$Q_p = \int_{S_g} \Delta p \frac{dr_j}{dR_m} \cos(r_j, n) dS, \quad (29)$$

где  $n$  — вектор нормали к поверхности купола (см. рис. 5).

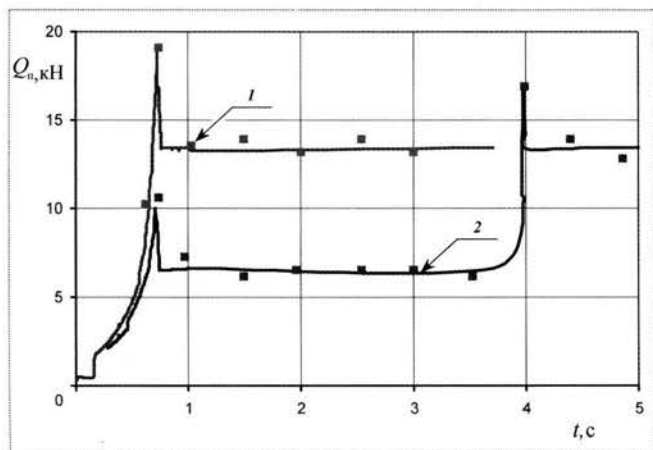


Рис. 6. Изменение действующей нагрузки  $Q_n$  в коуше во времени  $t$  при раскрытии осесимметричного парашюта:  
1 — без рифления; 2 — с одноступенчатым рифлением;  
— расчет; ■ — эксперимент

Демпфирующая сила  $Q_{дф}$  подбирается путем вычислительного эксперимента исходя из условия, что на заключительном этапе процесса раскрытия парашюта затухание колебаний радиуса миделевого сечения  $R_m$  происходит после двух-трех его колебаний.

Нагрузка на парашют определяется по формуле (22), ее расчет ведется с привлечением уравнений баллистики.

Процедура расчета заключительного этапа раскрытия парашюта начинается со значения  $\bar{R}_m = 0,64$  и заканчивается при достижении  $\bar{R}_m = 0,75$ , до этого момента рифленные и нерифленные парашюты проходят все фазы максимального нагружения.

В итоге выходными параметрами модели 1 при раскрытии парашюта, меняющимися во времени, будут: форма купола, действующая нагрузка, перепад давлений на выполненной части поверхности купола, а также траекторные параметры, включая время раскрытия парашюта и потерю высоты компоновки "груз + парашют" за это время. Кроме того, модель 1 позволяет при расчете процесса раскрытия парашюта учесть такие его конструктивные особенности, как длину строп, проницаемость ткани, наличие отверстий на куполе, включая полюсное отверстие, а также изменение высоты нахождения и скорости снижения компоновки "груз + парашют".

Модель 1 может фиксировать случаи ненаполнения парашюта при раскрытии, что позволяет с ее помощью строить границу наполнения в пространстве параметров, определяющих способность парашюта наполняться (скорость ввода, длина строп, проницаемость ткани, плотность и вязкость воздуха), главными из которых являются скорость ввода  $U_0$  и длина стропы  $L_c$ .

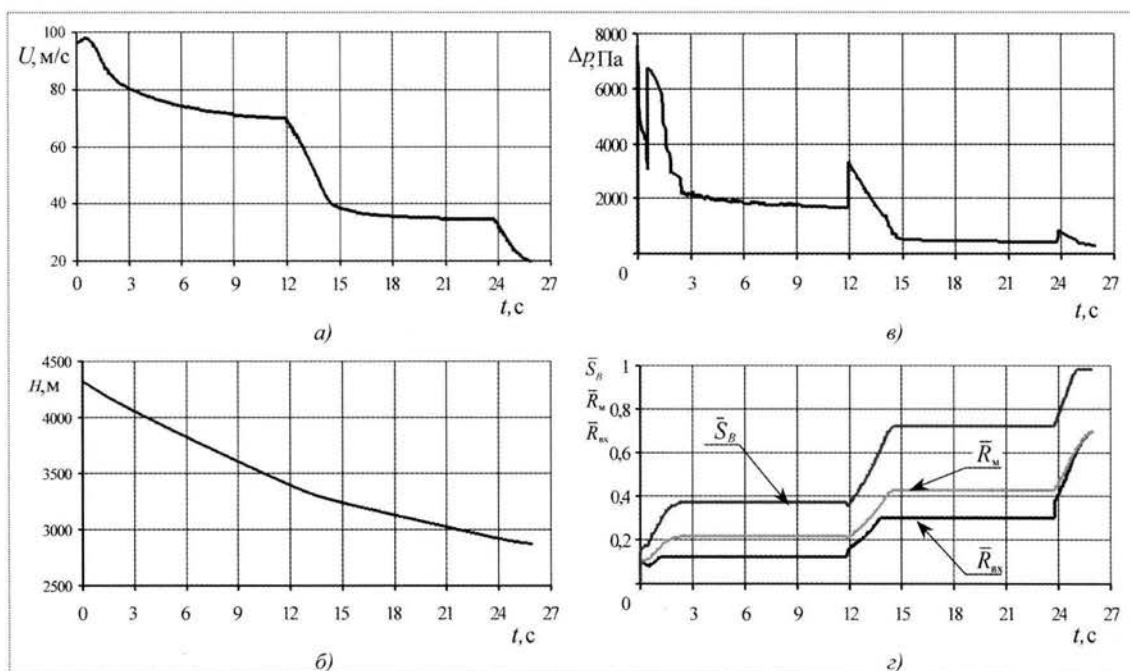
Возможности вычислительного комплекса на базе алгоритмов модели 1 проиллюстрируем на конкретных примерах.

**Раскрытие парашюта с одноступенчатым рифлением.** На рис. 6 показано изменение действующей нагрузки  $Q_n$  в коуше во времени  $t$  при раскрытии осесимметричного парашюта площадью  $F_n = 18 \text{ м}^2$  без рифления (1) и с одноступенчатым рифлением (2) ( $\bar{D}_{p1} = 0,4$ ) в условиях трубных испытаний ( $U = 44 \text{ м/с}$ ). Результаты расчета сравниваются с данными экспериментов НИИ парашютостроения, наблюдается удовлетворительное соответствие между расчетными и экспериментальными данными.

**Раскрытие парашюта с двухступенчатым рифлением.** Рассматривается парашют площадью  $F_n = 1800 \text{ м}^2$ , параметры рифления  $\bar{D}_{p1} = 0,12$ ,  $\bar{D}_{p2} = 0,30$ ; масса груза  $M_r = 21 \text{ 000 кг}$ . Исходная информация, необходимая для выполнения расчетов, формируется на основе экспериментальных данных, полученных в НИИ парашютостроения в рамках летной отработки конкретных изделий.

Рис. 7. Изменение во времени  $t$  при раскрытии осесимметричного парашюта с двухступенчатым рифлением:

$a$  — скорости  $U$ ;  $b$  — высоты нахождения  $H$  компоновки "груз + парашют";  $в$  — перепада давлений  $\Delta p$  на выполненной части поверхности купола;  $г$  — относительных зоны действия перепада давлений  $\bar{S}_B$ , радиусов миделевого сечения  $\bar{R}_M$  и входного отверстия  $\bar{R}_{вх}$  купола парашюта



Расчет нагружения и формообразования исследуемого парашюта при раскрытии осуществляется с учетом изменения траекторных параметров компоновки "груз + парашют". Результаты вычислений приведены на рис. 7 в виде кривых  $U(t)$ ,  $H(t)$ ,  $\Delta p(t)$ ,  $\bar{R}_{вх}(t)$ ,  $\bar{R}_M(t)$ ,  $\bar{S}_B(t)$ , отражающих изменение во времени  $t$  скорости снижения  $U$ ; высоты нахождения  $H$  системы "груз + парашют"; перепада давлений  $\Delta p$  на выполненной части поверхности купола с учетом коэффициентов динамичности  $K_d$ ; относительных радиусов входного отверстия  $\bar{R}_{вх}$  и миделевого сечения  $\bar{R}_M$ , относительной зоны действия  $\bar{S}_B$  перепада давлений на поверхности купола.

Рис. 8 иллюстрирует изменение действующей нагрузки в коуше  $Q_n$  во времени  $t$  при раскрытии парашю-

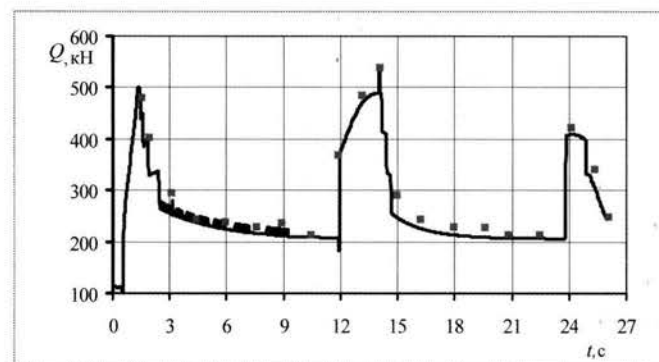


Рис. 8. Изменение действующей нагрузки в коуше  $Q_n$  во времени  $t$  при раскрытии парашюта с двухступенчатым рифлением:

— расчет; ■ — эксперимент

та с двухступенчатым рифлением по данным расчета и результатам экспериментов НИИ парашютостроения.

Созданный на базе модели 1 вычислительный комплекс дает возможность предварительно проводить широкие параметрические исследования по определению влияния конструктивных особенностей (числа и геометрии расположения лент силового каркаса, наличия вырезов и отверстий, неоднородности строп, проницаемости ткани, рифления и т.д.) на наполняемость, нагружение и формообразование осесимметричного парашюта при раскрытии, по выбору рационального числа ступеней и параметров рифления купола. Внедрение данного вычислительного комплекса в расчетную практику парашютостроения позволит сократить сроки разработки ПС и удешевит сами проекты.

#### Список литературы

1. Белоцерковский С.М., Ништ М.И., Пономарев А.Т. и др. Исследование парашютов и дельтапланов на ЭВМ. М.: Машиностроение, 1987.
2. Морозов В.И., Пономарев А.Т., Рысев О.В. Математическое моделирование сложных аэроупругих систем. М.: Наука. 1995.
3. Рысев О.В., Пономарев А.Т., Васильев М.И. и др. Парашютные системы. М.: Наука. 1996.
4. Лялин В.В. Современные проблемы проектирования парашютных систем // Полет. 2000. № 4.
5. Герасимато Ф.Г., Лимонад Ю.Г. К теории раскрытия парашюта // Тр. ЦАГИ. Вып. 2323. 1986.
6. Wolf D.F. A Simplified Dynamic Model of Parachute Inflation // J. of Aircraft. 1974. V. 11, № 1.
7. Macha J.M. A Simple Approximate Model of Parachute Inflation // AIAA Paper 93 - 1206, 1993.
8. Muller W. Fallschirme für Luftfahrzeuge // Z.F.M. 1927, № 20.



**КАШЕЕВ**  
Николай Александрович —  
главный научный сотрудник  
НИИ КС, профессор  
МИРЭА, кандидат техн.  
наук



**МЕНШИКОВА**  
Лариса Валерьевна —  
доцент МИРЭА, кандидат  
физ.-мат. наук

## Космическая связь: проблемы и перспективы

**Н.А. Кашеев, Л.В. Меншикова**

*Проведен анализ современного состояния проблем в области спутниковой связи и управления космическими аппаратами. Сформулированы основные перспективные направления развития систем космической связи.*

**N.A. Kascheev, L.V. Menshikova. Space Communication: Problems And Prospects**

*There was conducted analysis of a modern state problems in the field of satellite communications and control of the spacecrafts. Were formulated the main prospects of the development of space communication systems.*

**К**осмическая связь (включающая собственно спутниковую связь между земными станциями и подвижными абонентами, системы управления космическими аппаратами и другие средства, использующие космические линии обмена информацией) в настоящее время представляет собой наиболее востребованную отрасль народно-хозяйственной деятельности. Для России с ее обширной территорией, труднодоступными районами космическая связь является практически безальтернативным вариантом информационного общения между отдельными регионами.

**Спутниковая связь** обеспечивает: телефонию; телеграфию; телевидение; работу телексной и телематической служб; передачу данных; связь при чрезвычайных обстоятельствах, в интересах резервирования кабельных сетей, для обеспечения видеоконференций, в том числе в интересах медицины и дистанционного обучения.

Дистанционное обучение с использованием спутниковой связи как новый вид информационного общения территориально разделенных абонентов "преподаватель — студент", безусловно, эффективнее заочного обучения и для ряда территориальных и экономических схем учебного процесса представляется наиболее предпочтительной формой обучения. Поэтому наряду с развитием мультисервисных сетей больших корпораций (включая видеосервисы, не требующие личного присутствия информационно взаимодействующих абонентов) соответствующее развитие получили сети малых организаций и учебных заведений для связи как между удаленными регионами, так и внутри мегаполисов.

Каналы спутниковой связи используются также при организации узлов доступа интернет.

Спутниковая связь по сравнению с другими видами связи более устойчива к целенаправленному противодействию в случае террористических актов.

Технические перспективы развития спутниковой связи представляются в виде создания цифровых сетей интегрального обслуживания (ЦСИО).

Цифровая техника обеспечивает возможности формирования и обработки сложных сигналов и эффективного сочетания различных служб связи.

Большинство современных спутников-ретрансляторов (СР) работает без обработки сигналов, что в настоящее время считается экономически более предпочтительным. Однако в СР, использующих цифровую технику связи с обработкой сигналов, могут

быть реализованы дополнительные функции: преобразование скорости передачи информации с требуемыми значениями для каждой земной станции (ЗС); связь между ЗС, работающими с разными скоростями передачи информации; реализация дополнительных возможностей по обеспечению помехоустойчивости радиолиний, включая регенерацию, и др.

Основным баллистическим вариантом развития спутниковой связи в настоящее время является использование спутников-ретрансляторов на геостационарной орбите (ГСО). Примерами таких систем могут служить СР типа "Экспресс" (Россия), "KazSat" (Казахстан). Классическим примером развитой космической системы управления и связи является система TDRSS (США). Достоинства СР на ГСО известны: во-первых, максимальная зона обслуживания; во-вторых, длительный срок существования на орбите с минимальными энергетическими затратами (срок активного существования современных спутников составляет около 15 лет); в-третьих, отсутствие каких-либо атмосферных явлений, что приводит к высокой эффективности работы солнечных батарей; наконец, спутник удерживается в заданной рабочей области на ГСО и практически неподвижен относительно поверхности Земли, что позволяет организовывать связь без сопровождения спутника антеннами ЗС и без каких-либо перерывов в работе.

Основные диапазоны частот спутников-ретрансляторов на ГСО — С-диапазон и Ku-диапазон. Для сетей подвижной спутниковой связи используются L- и S-диапазоны. Новые СР все чаще имеют стволы, работающие в Ka-диапазоне.

Современные требования по увеличению информативности систем связи, входящие в противоречие с ограниченностью рабочих позиций ГСО, а также частотных диапазонов и энергетических характеристик, определили основные свойства СР.

Рабочим критерием, определяющим свойства СР на ГСО, является критерий максимума использования частотно-энергетического ресурса СР, в том числе на основе различных способов группирования каналов и селекции сигналов. При этом ширина полосы, занимаемой сигналами, передаваемыми в одном луче и при одной поляризации, ограничена и, как правило, не превышает 500 МГц. Мощности передатчиков также ограничены максимальными значениями ~1 кВт.

Этот критерий автоматически приводит к усложнению спутника и вызывает сопутствующие проблемы:

нелинейности усилителя, вызывающей интермодуляцию (при усилении группового сигнала с несколькими несущими), кроссмодуляцию и межсимвольные помехи;

появления помех между сигналами, передаваемыми на соседних полосах частот;

многомаршрутности прохождения сигнала;

вариаций амплитуды и фазы в полосе пропускания, вызванных характеристиками фильтров и др.

Основные источники проблем являются продолжением достоинств, связанных с использованием методов уплотнения каналов и многостанционного доступа (МСД) к СР. Принципы построения спутниковых систем связи на основе этих методов не подвергаются сомнению, так как они являются основополагающими, определяющими назначение систем.

Многостанционный доступ обеспечивается за счет свойства ортогональности сигналов различных каналов разных ЗС. В спутниковых системах связи применяются все возможные способы разделения каналов: частотное разделение каналов (ЧПК, FDMA); временное разделение каналов (ВПК, TDMA); разделение каналов по форме (РФК, CDMA).

Для уплотнения и разделения каналов используются и дополнительные признаки радиосигналов — поляризация (ПлРК) и направление в пространстве на источник излучения (ПРК).

Кроме вида разделяемого ресурса системы с МСД характеризуются дисциплиной коллективного доступа к разделяемому ресурсу: с предоставлением каналов спутниковой связи паре абонентов по предварительному временному расписанию или на постоянной основе на неопределенное время (РАМА); с предоставлением каналов по требованию (DAMA); со случайным доступом (использующие, например, протокол АЛОНА, основанный на соперничестве ЗС при делении общего ресурса СР с квитированием передаваемых пакетов). Организующих дисциплин коллективного доступа может быть предложено много. Такое многообразие также порождает соответствующие проблемы выбора оптимальной дисциплины в каждом конкретном варианте системы связи.

Усложнение СР оправдывается упрощением земных станций, что характеризуется, например, появлением технологии VSAT.

В последнее время популярными становятся VSAT-сети, использующие технологию МСД TDM/MF-TDMA или технологию широкополосного доступа по стандарту цифрового видеовещания с обратным спутниковым каналом (DVB-RSC). Это связано, прежде всего, с возможностью оперативного реагирования на изменение помеховой обстановки и уменьшения стоимости системы при большом числе ЗС. Кроме того, центральная станция интерактивной VSAT-сети может поддерживать тысячи абонентских VSAT-станций.

В целом, критерий использования частотно-энергетического ресурса по максимуму приводит к минимизации стоимости системы связи с учетом абонентской аппаратуры потребителей. Однако в рамках развития спутниковых систем связи с СР на ГСО ресурсы, в конце концов, будут исчерпаны из-за пространственной ограниченности орбиты, что неизбежно определяет в качестве перспективного альтернативного направления развития спутниковых систем связи использование низкоорбитальных СР типа "IRIDIUM", "GLOBALSTAR", "Гонец" и др. и их модернизированных вариантов, а также использование средневысотных (МЕО) и высокоэллиптических орбит. Следует отметить, что высокоэллиптические орбиты широко используются в настоящее время для обслуживания приполярных районов, в которых связь затруднена, а порой и невозможна из-за малых углов места видимости СР. Основным недостаток высокоэллиптических орбит — необходимость отслеживать антеннами ЗС движение спутника и переход с одного спутника на другой, что приводит к усложнению аппаратуры, а иногда к перерывам связи.

Очевидными преимуществами низкоорбитальных систем спутниковой связи по сравнению с системами, использующими СР на ГСО, являются:

- меньшая стоимость создания и эксплуатации системы за счет вывода космических аппаратов (КА) на рабочие орбиты;

- меньшая стоимость аппаратуры управления КА и связи за счет сокращения дальности действия (энергетики) радиолиний;

- возможность обеспечения глобальности системы, доступности связи с абонентами, расположенными на любых околоземных орбитах и в любых точках поверхности Земли, включая полярные области;

- возможность неограниченного расширения орбитального сегмента системы;

- возможность увеличения пропускной способности системы путем наращивания числа как КА, так и наземных абонентов, способных запоминать и ретранслировать информацию;

- повышение устойчивости функционирования системы в условиях радиоэлектронного подавления (РЭП) за счет малых высот КА и дополнительного свойства многомаршрутной передачи информации.

Создание низкоорбитальных систем космической связи неизбежно приведет к развитию глобальных наземно-космических информационных сетей (НКИС) с многократной ретрансляцией сигналов по радиолиниям КА — КА в общем случае под любым ракурсом (в телесном угле  $4\pi$ ) относительно космических узлов

сети, что в настоящее время проблематично (требует создания сложных антенных комплексов на борту КА).

Наконец, многочисленность абонентов СР, особенно в развитой НКИС, потребует новых решений проблемы обеспечения конфиденциальности и аутентификации информации.

Основными *средствами управления космическими аппаратами* являются многофункциональные радиотехнические командно-измерительные системы (КИС), формирующие космические радиолинии.

В настоящее время определяется облик перспективной КИС массового управления КА, находящихся на околоземных орбитах, существенно отличающейся от традиционных систем-аналогов разработки 1980—1990-х гг.

Основные отличия перспективной КИС от систем-аналогов (требования) заключаются в следующем:

1. Режимы работы — непосредственное управление КА с высотами орбит 150...60 000 км независимо от ориентации КА в сочетании с функционированием в составе НКИС (с ретрансляцией информации), образованных бортовыми и наземными аппаратными комплексами КИС, а также специализированными высокоорбитальными СР и (или) низкоорбитальными СР (с высотами орбит ~1500 км) — в ориентированном режиме полета КА. Дальность ретрансляционных радиолиний от 7000 км (для сетей, включающих только низкоорбитальные КА) до 70 000 км (для сетей, включающих высокоорбитальные КА).

2. Дополнительные функциональные задачи:

- автоматический поиск и вхождение в связь наземной станции (НС) с бортовой аппаратурой (БА) КИС по инициативе как наземного, так и бортового комплексов управления КА;

- прием от заданного состава абонентов КИС (центров управления КА, спеццентров, командных пунктов и др.) и выдача (трансляция) на КА командно-программной и другой информации, в том числе различных приказов в виде цифровых массивов; прием от абонентов исходной технологической информации, необходимой для подготовки и проведения сеансов управления;

- обеспечение безопасности информационного обмена, включая защиту от несанкционированного вмешательства в процесс передачи информации, защиту от перехвата конфиденциальной информации, а также обеспечение безопасности ключевых структур и ключевой информации с максимальным сохранением совместимости с существующими средствами защиты космических радиолиний;

стыковка по стандартным сечениям с абонентами КИС при обеспечении возможности работы через различные, в том числе международные, сети связи и передачи данных;

обмен информацией между наземными станциями КИС и КА в зоне совместной радиовидимости, а также КА, находящимися вне зоны радиовидимости НС КИС, через бортовую аппаратуру КИС других целевых КА или специализированные СР, в том числе с многократной ретрансляцией и (или) использованием режима "электронной почты";

реализация в комплексе КИС, работающих в сетевых режимах, функций системы связи и передачи данных (ССПД) наземного автоматизированного комплекса управления (НАКУ) и совместимых с ним комплексов, а также систем передачи специальной, телеметрической и др. информации;

обеспечение контроля и документирования воздействий на БА КИС, в том числе неразрушающих (помехи, несанкционированный доступ и т.д.).

В НС КИС должна быть также обеспечена возможность:

формирования и обработки в соответствии с функциональными задачами радиосигналов ансамбля заданных структур и несущих частот, соответствующих различным типам БА КИС;

изменения (перепрограммирования) математического обеспечения решения функциональных задач БА КИС и систем КА в полете;

решения, при необходимости, основных задач центров управления КА и спеццентров (создание интеграционных информационно-управляющих комплексов).

3. Реализация модификаций КИС должна осуществляться на основе принципа модульности, когда каждая дополнительная функция (режим) может быть введена в базовый аппаратно-программный комплекс соответствующей дополнительной аппаратурой или математическим обеспечением в виде отдельного блока или подсистемы (подпрограммы). При этом структура КИС также должна разделяться на базовую и соответствующую дополнительным функциональным возможностям.

4. Требования по оперативности и достоверности передачи информации.

*Радиолиния "Земля — КА"*

Передача информационного сообщения объемом 100...200 кбит на одиночный КА должна осуществляться за время 3...5 мин с вероятностью не ниже 0,99 в условиях возможного воздействия различных помех. При этом скорость передачи информации должна составлять 0,1...2 кбит/с в условиях превентивного ра-

диоэлектронного подавления и не менее 300 кбит/с в отсутствие РЭП.

Вероятность ошибочного приема двоичного информационного символа должна быть не более  $10^{-6}$ .

*Радиолиния "КА — Земля"*

Скорость передачи информации должна составлять 0,1...2 кбит/с в условиях РЭП с теми же вероятностными характеристиками, что и для радиолиний "Земля — КА".

Максимальная скорость передачи информации целевого назначения по радиолинии КИС должна быть не менее 128 Мбит/с.

Максимальная скорость передачи телеметрической и связной информации определяется указанными выше возможностями КИС.

Вероятность ошибочного приема двоичного символа во всех режимах должна быть не более  $10^{-6}$ .

*Радиолинии "Земля — КА — ... — КА", "КА — ... — КА — Земля"*

Передача информационной посылки 100...200 кбит с НС на любой КА в ретрансляционных режимах должна осуществляться при наличии маршрута доведения информации за время 3...5 мин с вероятностью не ниже 0,99 (без учета времени на организацию маршрута и входение в связь). При этом скорость передачи информации должна составлять от 0,1 кбит/с до 64 Мбит/с.

При невозможности организации маршрута передачи информации (при малом числе КА в НКИС и др.) должен быть предусмотрен режим "электронной почты", при этом временные характеристики не задаются.

Вероятности ошибочного приема двоичного символа аналогичны соответствующим характеристикам радиолиний "Земля — КА" и "КА — Земля".

Число ретрансляций на маршруте должно быть ограничено.

5. Требования к точности измерения текущих навигационных параметров (ИТНП) КА.

Погрешности ИТНП КА в режимах штатного управления должны быть следующими. Среднеквадратические  $\sigma$  и систематические  $\delta$  погрешности измерения:

а) дальности

$\sigma D \leq (1...2) \text{ м}; |\delta D| \leq (5...10) \text{ м}$  — для КИС непосредственного управления;

$\sigma D \leq (2...5) \text{ м}; |\delta D| \leq (15...20) \text{ м}$  — для ретрансляционных КИС и при многопутевых измерениях;

$\sigma D \leq 0,2 \text{ м}; |\delta D| \leq 1 \text{ м}$  — для КИС управления навигационными КА;

псевдодальности

$\sigma S \leq (2...5) \text{ м}; |\delta S| \leq (15...20) \text{ м}$  — для КИС при многопутевых измерениях;

$\sigma S \leq 0,2 \text{ м}; |\delta S| \leq 1 \text{ м}$  — на суточном интервале по псевдощумовым сигналам навигационных КА;

приращения псевдодальности (при измерении на несущей частоте навигационного сигнала навигационного космического аппарата (НКА))

$\sigma \Delta S \leq (0,01...0,02)\lambda_n; |\delta \Delta S| \leq 0,02\lambda_n$ , где  $\lambda_n$  — длина волн несущей частоты навигационного сигнала НКА;

б) радиальной скорости

$\sigma D, \left| \delta D \right| \leq 10^{-3} \text{ м/с}$  — для высокоорбитальных КА;

$\sigma D, \left| \delta D \right| \leq 10^{-2} \text{ м/с}$  — для низкоорбитальных КА;

$\sigma D, \left| \delta D \right| \leq (5...1) \cdot 10^{-4} \text{ м/с}$  — для навигационных КА;

радиальной псевдоскорости

$\sigma S \leq (0,5...1) \cdot 10^{-2} \text{ м/с}$  при максимально допустимом изменении систематической погрешности измерений

за сеанс  $\delta_c S \leq (1...3) \cdot 10^{-2} \text{ м/с}$  — для систем непосредственной и ретрансляционной связи;

в) угловых координат КА (для высокоорбитальных и геостационарных объектов)

азимута и угла места  $\sigma(A, \gamma), |\delta(A, \gamma)| \leq 0,5'$ ;

направляющих косинусов

$\sigma(\cos \alpha, \beta) \leq (1...2) \cdot 10^{-5}; |\delta(\cos \alpha, \beta)| \leq (2...4) \cdot 10^{-5}$ .

Для особых условий применения и режимов работы (атмосферный полет, беззапросные измерения и т.д.) требования согласуются с решением целевых задач.

Доля качественных ИТНП должна быть не менее 95 % при отсутствии РЭП, в условиях РЭП (только для режимов штатного управления КА) — не менее 70 %.

6. Требования к наземной станции.

Наземная станция должна разрабатываться в подвижном варианте в контейнерном исполнении с возможностью размещения аппаратуры в стационарных сооружениях.

Время поиска и вхождения в связь с КА в зоне радиовидимости должно быть не более 0,3 с при нахождении КА в главном лепестке диаграммы направленности антенны.

Время перехода от обслуживания одного КА к обслуживанию другого КА должно быть не более  $n \times 0,3 \text{ с}$ , где  $n$  — число ретрансляций на маршруте информационной сети управления КА (при наличии баллистических условий организации маршрута с ретрансляцией без запоминания информации).

Максимальное число плановых сеансов управления КА в сутки — не менее 100;

среднее время расчета программы для проведения одного планового сеанса — 3 мин, внепланового сеанса — 10 мин.

Среднее время наработки на отказ должно быть не менее 5000 ч.

Среднее время восстановления радиоэлектронной части не должно превышать 30 мин, механических узлов (антенно-фидерные устройства и др.) — 2 ч.

Технический ресурс системы (время наработки до одного из видов ремонта или до снятия системы с эксплуатации) должен быть не менее 100 000 ч при сроке службы не менее 20 лет.

Наземная станция должна обеспечивать непрерывный режим работы в течение всего срока эксплуатации с перерывом на техническое обслуживание.

7. Требования к бортовой аппаратуре.

Режимы работы БА: ориентированный или неориентированный полет КА.

Для неориентированного полета КА минимальный коэффициент усиления бортовой антенны должен составлять —13 дБ.

Включение БА должно производиться разовой командой с Земли или по программе, заранее заложенной в бортовой комплекс управления (БКУ).

Объем запоминающего устройства — 150 000 Гбит.

Время работы на орбите (срок активного существования) БА КИС должно быть не менее 15 лет при вероятности безотказной работы 0,99 к концу срока активного существования.

Масса БА, представляющей функционально завершенную автономную систему с возможностью ретрансляции информации, должна составлять не более 15 кг. При создании низкочастотной аппаратуры на основе вычислительного комплекса КА масса приемопередающей части не должна превышать 1 кг.

БА КИС должна быть в негерметичном исполнении.

8. Требования по радиоэлектронной защите.

Требования по электромагнитной совместимости, по защите от электромагнитного импульса и ионизирующих излучений определены соответствующими государственными стандартами.

Наземная станция командно-измерительной системы должна быть обеспечена комплексом средств скрытия и защиты (КССЗ). При наличии угрозы поражения самонаводящимся по радиоизлучению оружием должна быть предусмотрена возможность выполнения сеансов управления КА длительностью не более 1 с (при скорости обмена информацией 300 кбит/с).

Вероятность выполнения сеанса управления КА длительностью 5 мин в условиях РЭП должна быть не менее 0,99.

При этом должны быть обеспечены следующие характеристики:

уровень бокового и заднего излучения остронаправленных наземных антенн относительно главного лепестка должен быть не более  $-80$  дБ;

пороговое отношение мощности помехи к мощности сигнала на входе приемников должно быть не менее 40 дБ;

#### 9. Требования по живучести НС КИС.

Допустимая вероятность обнаружения группировки средств, включающей НС КИС, космическими системами наблюдения в различных диапазонах излучения при однократном контакте с КА наблюдения должна составлять не более  $10^{-4}$ .

#### 10. Требования к сигналам КИС.

Должна быть обеспечена возможность функционирования в узкополосном режиме, а также в широкополосном режиме (с использованием сложных сигналов) при максимальной ширине спектра сигнала 100 МГц.

Эффективная изотропно излучаемая мощность НС КИС должна составлять:

в подвижном варианте — 40...60 дБ Вт,

в стационарном варианте — не менее 90 дБ Вт.

Должны быть обеспечены криптозащита и имитостойкость сообщений в радиоканалах КИС с требуемым классом стойкости в зависимости от назначения КА.

#### 11. Требования к конструкции.

Наземная подвижная станция должна размещаться в контейнере на одном малогабаритном автомобиле типа ГАЗ-66.

Бортовая аппаратура (один комплект без резерва) межспутниковых радиолиний должна содержать два приемопередатчика, необходимую низкочастотную аппаратуру и антенный комплекс, обеспечивающий практически бесперехватный по угловым координатам режим вхождения в связь в любом направлении.

БА КИС должна создаваться в виде модулей, позволяющих комплектовать БА КИС непосредственного

управления КА (традиционный вариант КИС) и варианты непосредственного и ретрансляционного (сетевого) режимов управления КА и обмена информацией с различными абонентами.

Радиотехнические устройства абонентской аппаратуры обмена сообщениями должны быть функционально идентичными соответствующим устройствам КИС.

#### Список литературы

1. Аверьянов А.П., Кашеев Н.А., Меньшикова Л.В., Сизоненко В.Н. Физические основы построения космических средств связи и управления. М., МИРЭА (технический университет). 2006. 115 с.
2. Галантерник Ю.М., Гориш А.В., Калинин А.Ф. Командно-измерительные системы и наземные комплексы управления космическими аппаратами. М., МГУЛ, 2003. 200 с.
3. Жиганов А.Н., Меньшиков В.А. Радиотехнические системы специального назначения. Радиотехнические системы обеспечения космической информацией. Ч.1. М., МИРЭА (технический университет). 2003. 124 с.
4. Кашеев Н.А. Радиотехнические средства управления космическими аппаратами. М., МИРЭА (технический университет). 2005. 202 с.
5. Энциклопедия. Космонавтика / Под ред. В.П. Глушко. М.: Советская энциклопедия. 1985.
6. Меньшиков В.А., Лысый С.Р., Меньшикова Л.В. Система дистанционного обучения, подготовки и переподготовки специалистов на основе современных компьютерных и телекоммуникационных технологий // Современные проблемы науки и образования. 2006. № 4.
7. Меньшикова Л.В. Особенности контроля радиочастотного спектра территориально распределенной системы // Полет. 2005. № 9.
8. Меньшикова Л.В. Сети спутниковой связи с космическими аппаратами на геостационарной орбите. Проектирование, координация, радиоконтроль. М., МИРЭА (технический университет). 2005. 251 с.
9. Основы построения и эксплуатации космической системы связи и вещания в 2-х т. Базовый теоретический курс / Под ред. А.А. Медведева. М.: ИП Хоружевский А.И., 2005.
10. Меньшикова Л.В. Спутниковая связь 2006: итоги и перспективы // Технологии и средства связи. 2006. № 6.

# Способ контроля люфтов в механических проводках управления самолетов

**Бобрышев Александр Петрович** – член Военно-промышленной комиссии при Правительстве РФ, **Бернс Владимир Андреевич** – начальник отдела ФГУП "СибНИА им. С.А. Чаплыгина", кандидат техн. наук, **Присекин Виктор Леонович** – профессор НГТУ, доктор техн. наук, **Белоусов Анатолий Иванович** – доцент НГТУ, кандидат техн. наук, **Самуйлов Владимир Федорович** – начальник сектора ФГУП "СибНИА им. С.А. Чаплыгина"

*В статье рассматривается способ определения местоположения и величины люфта в жестких механических проводках управления самолетом, основанный на анализе изменений линейности колебаний при появлении дефекта. Степень нелинейности оценивается по искажениям фигур Лиссажу элементов проводок.*

**A.P. Bobryshev, V.A. Berns, V.L. Prisekin, A.I. Belousov, V.F. Samuilov.** Play Control Method In Mechanical Aircraft Control Joints

*The article reviews a method to locate and measure the play of rigid mechanical joints of aircraft control surfaces, based on the analysis of curvature of oscillations in case of defects. The extent of curvature is assessed based on the distortions of Lissajous figures of joints' elements.*

**Н**адежность и эффективность эксплуатации авиационной техники во многом зависит от ее технического состояния, одним из способов контроля которого являются периодические вибрационные (частотные) испытания полностью собранных и укомплектованных оборудованием машин. В результате испытаний выявляются возможные отклонения динамических характеристик самолетов от величин, заложенных в конструкцию. Причиной таких отклонений являются конструктивно-технологические и эксплуатационные дефекты, к которым относятся, в частности, люфты в проводках управления.

Традиционные частотные испытания не позволяют определить положение и величину люфта, поэтому целесообразна разработка методики использования результатов испытаний для обнаружения дефектов. Одним из способов решения этой задачи является математиче-

ское моделирование системы с дефектом и сопоставление численных и экспериментальных результатов.

В статье предложен способ выявления люфтов в механической проводке управления отклоняемыми поверхностями. Исследования в этом направлении проводились как на математической модели, так и на специально созданной экспериментальной установке.

В качестве тестируемой конструкции использовалась макетная проводка управления, собранная на жестком основании из элементов самолета Су-34. Схема проводки и обозначение точек измерения приведены на рис. 1.

Тяги и качалки изготовлены на авиационном заводе и прошли приемку отделом технического контроля завода. Инерционные характеристики отклоняемой поверхности имитировались жестким стержнем. Все качалки и тяги одинаковые. Качалки установлены на штатное основание посредством подшипников качения. Тяги соединяются с плечами качалок через шаровые подшипники скольжения болтами диаметром 7 мм. Допуск на диаметр болтов составляет  $-13...-28$  мкм. В данном случае все болты имели одинаковый диаметр 7 мм  $-18$  мкм. Для имитации люфтов была изготовлена серия болтов с диаметрами 7 мм  $-35$  мкм, 7 мм  $-40$  мкм, 7 мм  $-50$  мкм. Жесткое основание, на котором смонтирована проводка управления, вывешено на упругих шнурах. Собственная частота колебаний макета на подвеске на порядок меньше собственной частоты колебаний органа управления. Это позволило исключить влияние побочных резонансов.

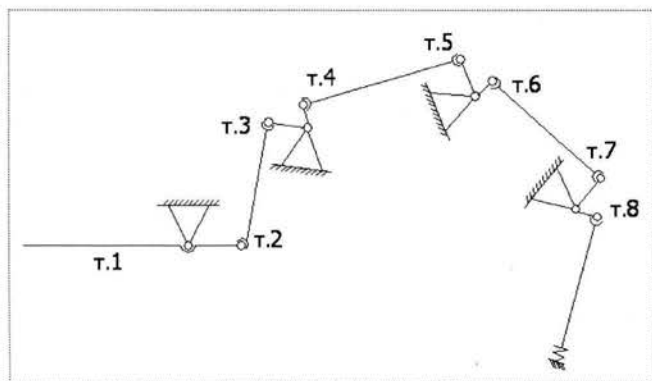
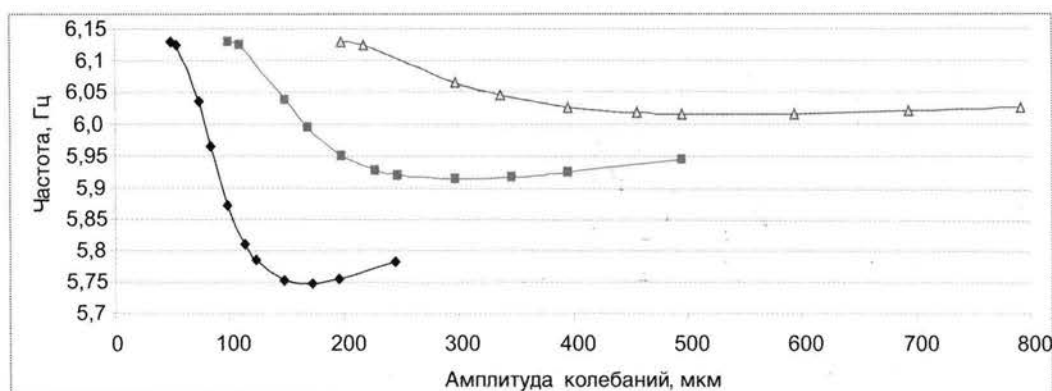


Рис. 1. Схема макета проводки управления

Рис. 2. Зависимости резонансной частоты от амплитуды колебаний при различных значениях вынуждающей силы:

$\triangle$  —  $F = 2$  Н;  $\blacksquare$  —  $F = 3,5$  Н;  
 $\blacklozenge$  —  $F = 5$  Н



Возбуждение колебаний имитатора органа управления производилось электродинамическим вибратором, а измерение колебаний — датчиками ускорений, установленными как на имитаторе, так и на торцах всех тяг. Применение датчиков ускорений объясняется тем, что в отличие от датчиков перемещений они не требуют базы для отсчета и обычно используются при вибрационных испытаниях.

Для решения задачи локализации люфта построена математическая модель проводки управления в виде нелинейных уравнений вынужденных колебаний. Динамическая модель сформулирована на основе следующих допущений:

отклоняемая поверхность является жестким телом, упругие деформации которого не учитываются;

тяги являются линейно-деформируемыми стержнями с двумя степенями свободы, определяющими продольные перемещения узловых точек;

качалки являются свободно вращающимися стержневыми системами с балками (плечами), работающими на изгиб и имеющими три степени свободы.

Для формирования уравнений движения системы, состоящей из упругих тел проводки управления, записаны матрицы жесткости и масс для типовых элементов. Используя матрицы преобразования координат, были получены уравнения движения всей системы, которые были дополнены условиями совместного движения узлов в зазоре соединения плеча качалки и тяги.

С использованием математической модели была исследована зависимость резонансной частоты от возбуждающей силы при различных значениях и положениях люфтов. Расчетные данные для математической модели соответствовали параметрам натурального объекта. Постав-

ленная задача Коши решалась численно, при этом определялась амплитуда установившегося (периодического) вынужденного движения системы в зависимости от частоты и амплитуды внешней силы  $F$ .

Полученные зависимости резонансной частоты системы с люфтами от амплитуды при различных значениях вынуждающей силы показаны на рис. 2. Резонанс определялся по основному инерционному элементу.

При выполнении расчетов было учтено, что в цепочке тяг и качалок в положении равновесия имеются ненулевые продольные усилия, вызванные действием силы тяжести на управляющую поверхность. При малых значениях амплитуды вынуждающей силы (и малом сухом трении) резонансная частота равна собственной частоте системы без люфтов. При этом динамические смещения в проводке меньше ее статического обжатия. С ростом амплитуды внешнего воздействия амплитуда динамических смещений в месте расположения люфта становится равной статическому смещению. При дальнейшем увеличении вынуждающей силы резонансная частота достаточно резко уменьшается, а начиная с некоторой величины амплитуды вынуждающей силы плавно увеличивается. При больших амплитудах вынуждающей силы резонансная частота органов управления приближается

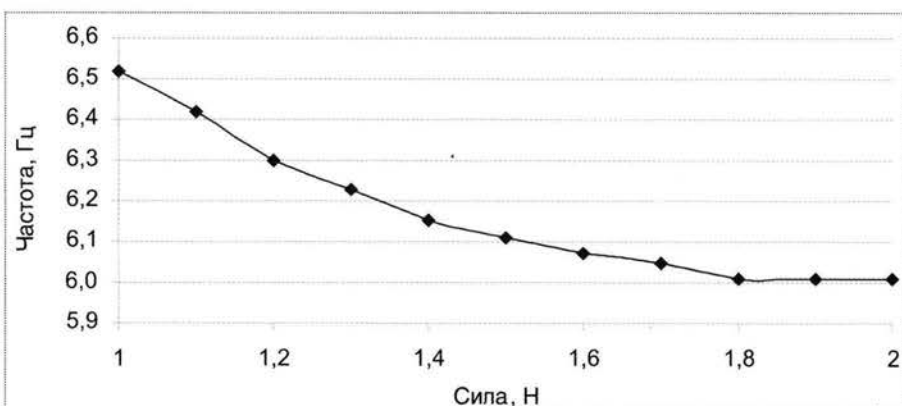


Рис. 3. Зависимость резонансной частоты отклоняемой поверхности от возбуждающей силы

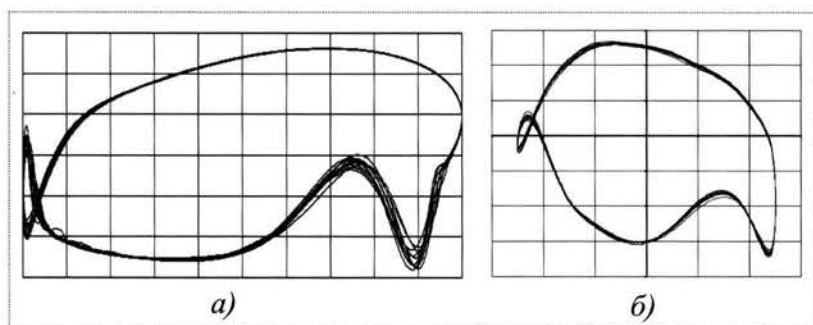


Рис. 4. Фигура Лиссажу дефектного узла, полученная при помощи математической модели (а) и в эксперименте (б)

к собственной частоте идеальной системы. Представленные на рис. 2 зависимости резонансной частоты от вынуждающей силы имеют характерный изгиб. Начало этого изгиба зависит от статического деформирования системы, а протяженность — от величины люфта. Таким образом, характерное изменение резонансной частоты системы — достаточно резкое уменьшение (до 10 % и более) с ростом вынуждающей силы, затем плавное возрастание — позволяет судить о наличии люфта в проводке управления.

Описанные закономерности можно было бы положить в основу диагностирования люфта, но в эксперименте по сигналу первого датчика, установленного на отклоняемой поверхности, не определяется момент, когда начинает проявляться люфт. При малых значениях вынуждающей силы резонансная частота оказалась выше собственной частоты идеальной системы (рис. 3). Это объясняется наличием значительного трения в шарнирах, исключающего из работы часть упругих элементов проводки. Таким образом, по виду резонансной кривой не всегда представляется возможным диагностировать положение дефекта.



Рис. 5. Исходный сигнал дефектного узла и его первая гармоника

Целью выполненных в дальнейшем исследований являлась разработка методики определения места положения люфта без инструментального контроля. Для этого было предложено устанавливать датчики ускорений не только на основном инерционном элементе системы, но и на торцах соединительных тяг.

Наличие местных нелинейных искажений формы сигналов датчиков, установленных на торцах соединительных тяг, оказалось проще всего анализировать по фигурам Лиссажу. При этом развертка частоты вынуждающей силы осуществлялась

либо по синусу, либо по косинусу. Здесь в качестве примера приведены полученные при помощи математической модели (рис. 4, а) и в эксперименте (рис. 4, б) фигуры Лиссажу для одной и той же точки проводки в системах с одинаково расположенными люфтами.

Сопоставление экспериментальных данных с расчетными позволило сделать вывод о том, что математическая модель адекватно отражает поведение реальной конструкции. Далее особенности поведения конструкции исследовались на математической модели и уточнялись по имеющимся экспериментальным данным.

Результаты анализа позволили сделать следующие выводы.

По изменению резонансной частоты системы в зависимости от амплитуды возмущающей силы диагностируется наличие люфтов в силовой проводке управления. Установить этот факт по форме колебаний основного инерционного элемента не представляется возможным, так как основная гармоника в разложении формы колебаний является подавляющей — на фигурах Лиссажу малы отклонения от эллиптической формы (даже при относительно больших люфтах).

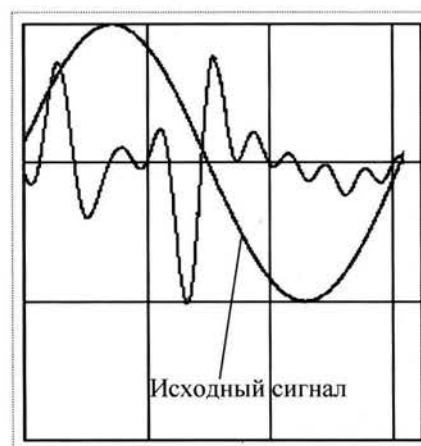


Рис. 6. Исходный сигнал и сумма следующих девяти гармоник дефектного узла

Использование датчиков ускорений, установленных на тросах проводки, позволяет диагностировать местоположение люфта. Наибольшие искажения гармонической формы сигнала наблюдаются в узле с люфтом и уменьшаются в направлении заделки. Форма сигнала в узлах при прохождении от дефектного узла в сторону инерционного элемента близка к гармонической форме. Начиная с дефектного узла и далее в сторону заделки в сигнале присутствуют значительные нелинейные составляющие. Например, на графике (рис. 5) для шестой точки системы с люфтом представлен исходный сигнал и его первая гармоника. На рис. 6 показан исходный сигнал и сумма следующих девяти гармоник. Максимальное по модулю значение основной гармоники, отнесенное к амплитуде первой гармоники, составило 101,6 %. Для точек 7 и 8 значение приведенного параметра составило 59,7 и 43,6 % соответственно. Для точек 1...5 этот параметр не превышал 10 %.

Исследования показали, что оценить величину люфта возможно с использованием данных, полученных при построении зависимости резонансной частоты от величины возбуждающей силы. Эту кривую необходимо построить в координатах частота — амплитуда. При определении амплитуды перемещений рулевой поверхности в месте установки датчика учитывается, что эта точка совершает движение по закону, близкому к гармоническому. Тогда амплитуда перемещений будет пропорциональна измеренному ускорению и обратно пропорциональна квадрату круговой частоты колебаний. На зависимости резонансной частоты от амплитуды необходимо выделить две точки: точку, где начинает проявляться люфт, т.е. убывает частота резонансных колебаний, и точку, где частота перестает убывать. Обозначим амплитуды перемещений в этих точках через  $A_1$  и  $A_2$ . Если точка с амплитудой  $A_1$  явно не определяется на графике, то следует использовать дополнительные данные, полученные от датчика вблизи дефектного узла. При малых значениях вынуждающей силы, когда люфт еще не проявляется, на соответствующей фигуре Лиссажу отклонения от правильной формы малы (рис. 7, а). Как только начинает проявляться люфт, на фигуре появляются характерные искажения (рис. 7, б), что позволяет диагностировать положение точки с амплитудой  $A_1$ .

Выше отмечалось, что величина  $A_1$  зависит от статического поджатия в элементах проводки, а  $A_2$  — от величины люфта. Можно вывести формулу: величина

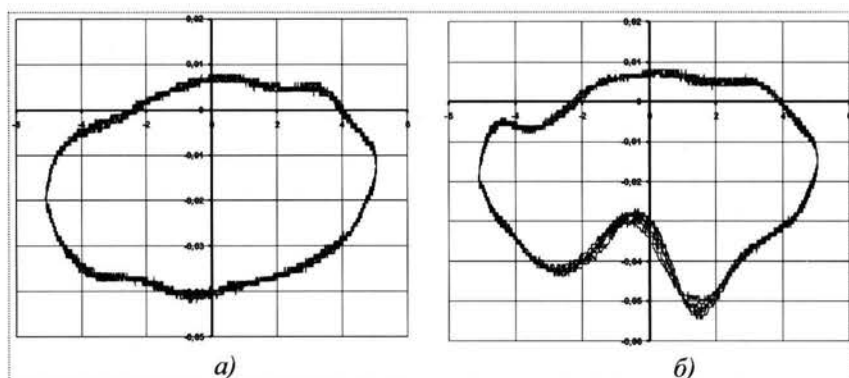


Рис. 7. Фигура Лиссажу дефектного узла при малых (а) и больших (б) силах возбуждения

люфта пропорциональна разности амплитуд  $A_2 - A_1$  и обратно пропорциональна их сумме

$$\delta = k \frac{A_2 - A_1}{A_2 + A_1}.$$

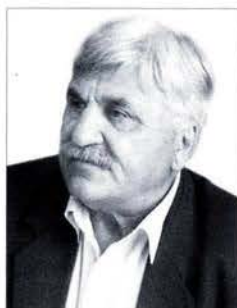
По экспериментальным данным для рассмотренной конструктивной схемы получено оценочное значение коэффициента  $k = 120$  мкм. С использованием математической модели были вычислены численные значения этого коэффициента при различных начальных усилиях в элементах проводки. Отличие от экспериментального коэффициента составило не более 10 %.

По итогам исследований, выполненных на лабораторной установке и с использованием математической модели, сформулированы основные положения, которые определяют методику проведения частотных испытаний проводок управления и способ контроля люфтов в механических проводках управления самолетов.

Задача диагностирования люфтов состоит из задачи выявления дефектных проводок и задачи определения дефектного узла в проводке управления.

Первая задача решается определением резонансных частот для различных значений возбуждающей силы. При этом достаточно установка только одного датчика на рулевую поверхность. По виду зависимости резонансной частоты от силы — имеется ли характерный изгиб — определяется дефектная проводка.

Для решения второй задачи необходимо устанавливать датчики вблизи узлов сочленения элементов проводки. Анализ сигналов датчиков позволяет определить дефектный узел. Для однотипных конструкций возможно определение величины люфта с точностью до 10 %.



**ПИРАЛИШВИЛИ**  
Шота Александрович —  
заведующий кафедрой  
Рыбинской государствен-  
ной технологической ака-  
демии им. П.А. Соловьева,  
профессор, доктор техн.  
наук



**ВЕРЕТЕННИКОВ**  
Сергей Владимирович —  
аспирант Рыбинской госу-  
дарственной авиационной  
технологической академии  
им. П.А. Соловьева,  
магистр техн. наук



**ГУГССА**  
Фасил Али —  
аспирант Рыбинской  
государственной  
авиационной  
технологической академии  
им. П.А. Соловьева,  
магистр техн. наук

## Исследование аэродинамики отрывного диффузора камеры сгорания ГТД

**Ш.А. Пиралишвили, С.В. Веретенников,  
Фасил Али Гугсса**

*Представлены результаты многофакторного экспериментального исследования рабочего процесса отрывного диффузора камеры сгорания ГТД, влияния основных режимных и геометрических параметров на его эффективность. В результате математической обработки полученных результатов найдены критериальные уравнения, позволяющие определить коэффициенты потерь полного и восстановления статического давления по заданным геометрическим и режимным параметрам.*

**Sh.A. Piralishvili, S.B. Veretennikov, Fasil Ali Gugssa. Aerodynamics Research Of Tear-Off Diffuser Of Gas-Turbine Engine's Combustor**

*The article presents the results of a multi-factor experimental research of the process of operation of the tear-off diffuser of a gas-turbine engine's combustion chamber, as well as of the influence, the mode of operation and its geometry have on its effectiveness. Based on the mathematical processing of the results of the experiment, the article offers criteria of the equation to determine the coefficient of full pressure losses and static ram recovery with account of the set geometric and mode parameters.*

**К**ачество рабочего процесса камер сгорания ГТД во многом зависит от аэродинамики ее проточной части и в первую очередь от характера течения в диффузоре. Стремление к снижению веса и габаритов узла диктует необходимость использования отрывных кольцевых диффузоров, аэродинамика которых в значительной степени определяет течение во всех последующих элементах проточной части камеры сгорания.

Одним из преимуществ отрывного диффузора является слабая чувствительность характеристик к условиям на входе. Профиль скорости на входе в преддиффузор практически не оказывает влияния на характеристики камеры сгорания [1]. Эффективная работа такого диффузора зависит от его геометрии, положения жаровой трубы относительно выхода из преддиффузора и распределения расхода воздуха между наружным и внутренним кольцевыми каналами.

Оптимизация конструкции отрывного диффузора камеры сгорания возможна, если известна информация о совместном влиянии основных режимных и геометрических параметров (степени расширения преддиффузора, положения жаровой трубы, распределения расходов воздуха между кольцевыми каналами) на эффективность диффузора и камеры сгорания в целом. Аналитическое решение задачи оптимизации в каналах сложной геометрии сопряжено со значительными трудностями. В связи с этим, получить необходимую информацию о причинно-следственных взаимосвязях течения с выбранным режимом и конкретной геометрией можно двумя методами — численным решением задачи с использованием имеющихся пакетов прикладных программ и постановкой тщательно спланированного многофакторного эксперимента. Такой комплексный подход позволяет получить необходимые данные для верификации численных методов и дает возможность разработки адекватной математической модели отрывного диффузора.

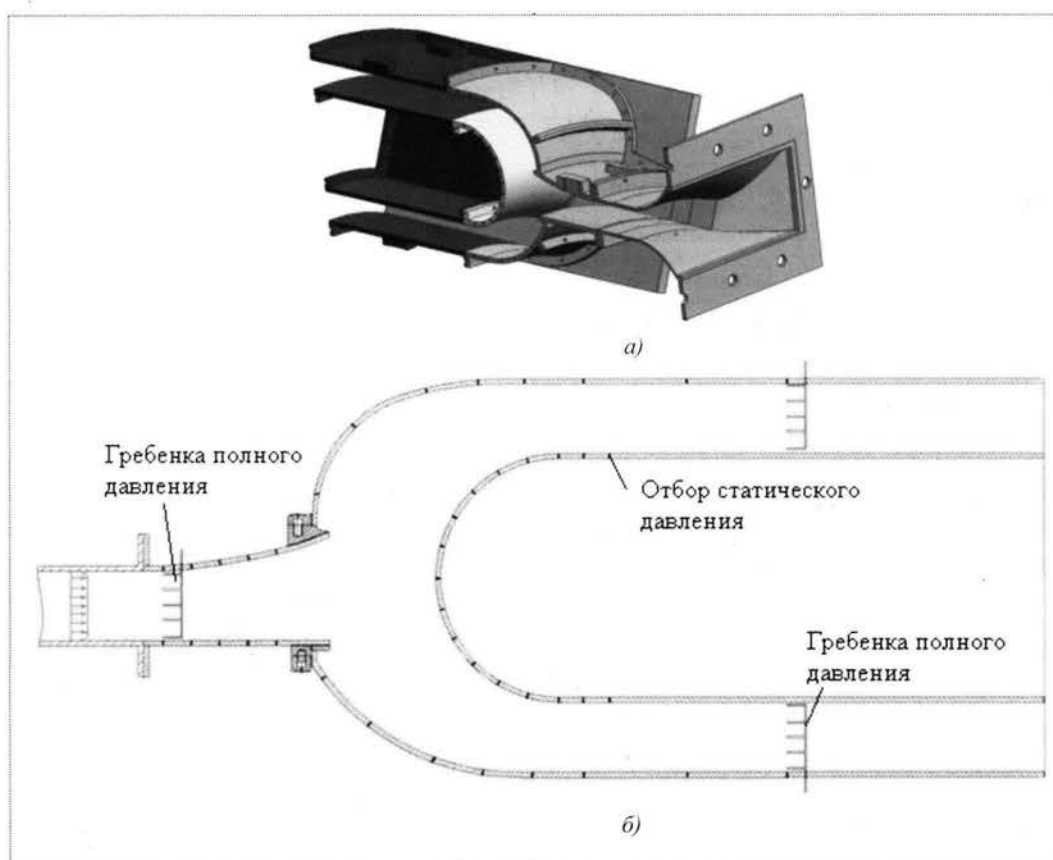


Рис. 1. Модель отрывного диффузора:

*a* — внешний вид; *б* — схема экспериментальной установки

Проведенные численные расчеты и многофакторное опытное исследование течения на физической модели, геометрия которой во многом определяет геометрию современных относительно коротких камер сгорания с отрывным диффузором, после математической обработки результатов с применением методов теории подобия и размерностей, а также регрессионного анализа позволяют получить критериальные уравнения расчета течения в отрывном диффузоре с возможностью оптимизации его геометрии по гидравлическим потерям.

Экспериментальное исследование отрывного диффузора проводилось на модели отрывного кольцевого диффузора камеры сгорания, выполненной в масштабе 1:1 и представляющей собой сектор с углом  $45^\circ$  (рис. 1). Поскольку основные потери в отрывном диффузоре вызваны генерацией крупномасштабных вихревых структур при внезапном расширении потока, основной интерес представляет течение в преддиффузоре, области внезапного расширения и кольцевых каналах, охватывающих жаровую трубу, при этом течение внутри последней не рассматривается. Степень расширения используемого преддиффузора

$n = 1,48$ , соответствующая углу раскрытия  $12^\circ$ . Модель имеет возможность изменения радиального и осевого положения жаровой трубы. На выходе из кольцевых каналов устанавливались дроссельные заслонки, позволяющие регулировать распределение расхода воздуха между ними.

Для получения критериального уравнения, описывающего рабочий процесс отрывного диффузора, опытное исследование проводилось с использованием методов теории многофакторного эксперимента. В качестве управляющих факторов использовались: относительный осевой размер зоны внезапного расширения  $\bar{L}$ , равный отношению расстояния от выхода из преддиффузора до обтекателя жаровой трубы к высоте преддиффузора на входе; отношение расходов воздуха в наружном и внутреннем каналах  $S$  и характеристика вертикального положения жаровой трубы в виде отношения площадей наружного и внутреннего кольцевых каналов  $\bar{F}$ . Все перечисленные факторы имели пять уровней реализации, значения которых представлены в таблице. Общее число исследованных режимов — 125.

Уровни реализации факторов

| Уровень фактора | $\bar{F}$                | $\bar{L}$                 | $S$  |
|-----------------|--------------------------|---------------------------|------|
| +2              | 0,7 (вверх на 10 мм)     | 2,259 (на 20 мм назад)    | 2,5  |
| +1              | 1,12 (вверх на 5 мм)     | 1,889 (на 10 мм назад)    | 2,0  |
| 0               | 1,67 (базовое положение) | 1,518 (базовое положение) | 1,5  |
| -1              | 2,48 (вниз на 5 мм)      | 1,148 (на 10 мм вперед)   | 1,15 |
| -2              | 3,79 (вниз на 10 мм)     | 0,777 (на 20 мм вперед)   | 0,8  |

Функции отклика представляют собой основные коэффициенты, характеризующие эффективность отрывного диффузора [2]: коэффициент относительных потерь полного давления  $\sigma$ , коэффициент восстановления статического давления  $C_p$  и коэффициент гидравлических потерь  $\lambda$ , определяемые формулами

$$\sigma = (p_{\text{вх}}^* - p_{\text{вых}}^*) / p_{\text{вх}}^*; C_p = \frac{p_{\text{вых}} - p_{\text{вх}}}{\rho V_{\text{вх}}^2 / 2}; \lambda = \frac{p_{\text{вых}}^* - p_{\text{вх}}^*}{\rho V^2 / 2},$$

где  $p_{\text{вх(вых)}}^*$  — давления торможения.

Распределение статического давления по поверхности обтекателя жаровой трубы оценивалось при помощи безразмерного коэффициента давления

$$C = (p_i - p_{\text{вх ср}}) / (0,5 \rho V_{\text{вх ср}}^2).$$

В эксперименте измерялись статическое давление на поверхности жаровой трубы и преддиффузора, а также поля полного давления на входе в преддиффузор и на выходе из кольцевых каналов при помощи гребенок полного давления. Погрешности измерений статического и полного давлений составили 1,1 %, скорости — 1,3 %, осредненных значений полного давления —

7,1 %, коэффициентов  $\sigma$ ,  $C_p$ ,  $\lambda$  — 10,8 %, 9,2 % и 12,7 % соответственно. На всех исследованных режимах число Рейнольдса, подсчитанное по гидравлическому диаметру и среднерасходной скорости на входе в преддиффузор, изменялось от  $1,5 \cdot 10^6$  до  $1,8 \cdot 10^6$ , а форма профиля скоростей на входе практически не изменялась и соответствовала распределению, представленному на рис. 2, а.

Профиль скоростей на выходе из кольцевых каналов представлен на рис. 2, б. Как видно из рисунка, максимум скорости смещен к поверхности жаровой трубы. Следовательно, поток воздуха при обтекании жаровой трубы сильно ускоряется вблизи ее поверхности и профиль скоростей не успевает выравниваться.

Очевидно, что основная задача конструктора — получить диффузор с минимальными потерями полного давления. Однако кроме этого диффузор камеры сгорания должен обеспечивать необходимое торможение потока, которое оценивается коэффициентом восстановления статического давления  $C_p$ . Снижение скорости потока и повышение статического давления достигаются за счет увеличения площади поперечного сечения, следовательно, определяющим коэффициент  $C_p$  фактором будет отношение площадей поперечных сечений на выходе и входе модели, представляющее суммарную степень раскрытия диффузора. Но вследствие того, что поток в диффузоре разделяется между внутренним и наружным каналами, на коэффициент  $C_p$  будет также влиять и отношение расходов воздуха  $S$ . Если при постоянном расходе воздуха через диффузор дросселировать один из кольцевых каналов, расход воздуха в нем будет падать, а статическое давление увеличиваться; в другом канале эффект будет обратным. Суммарный коэффициент восстановления статического давления при этом уменьшится, так как доля воздуха с меньшим статическим давлением будет превышать долю воздуха с большим стати-

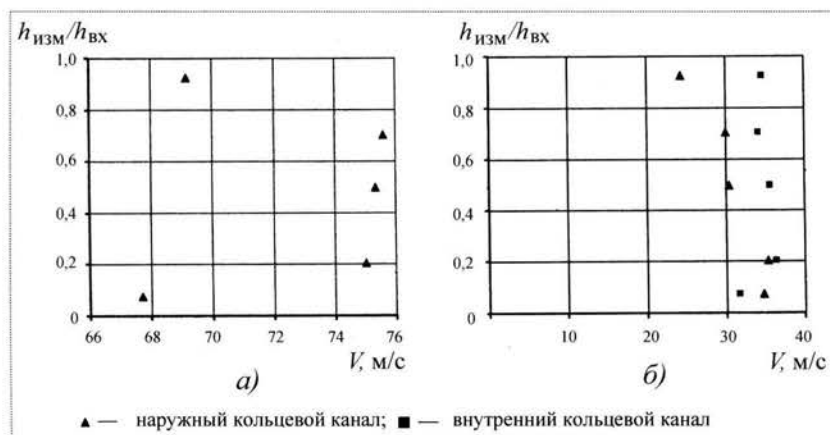


Рис. 2. Профиль скоростей  $V$ :  
а — на входе в модель; б — на выходе из модели;  $h_{\text{изм}}$  — координата точки измерения;  
 $h_{\text{вх}}$  — высота канала на входе

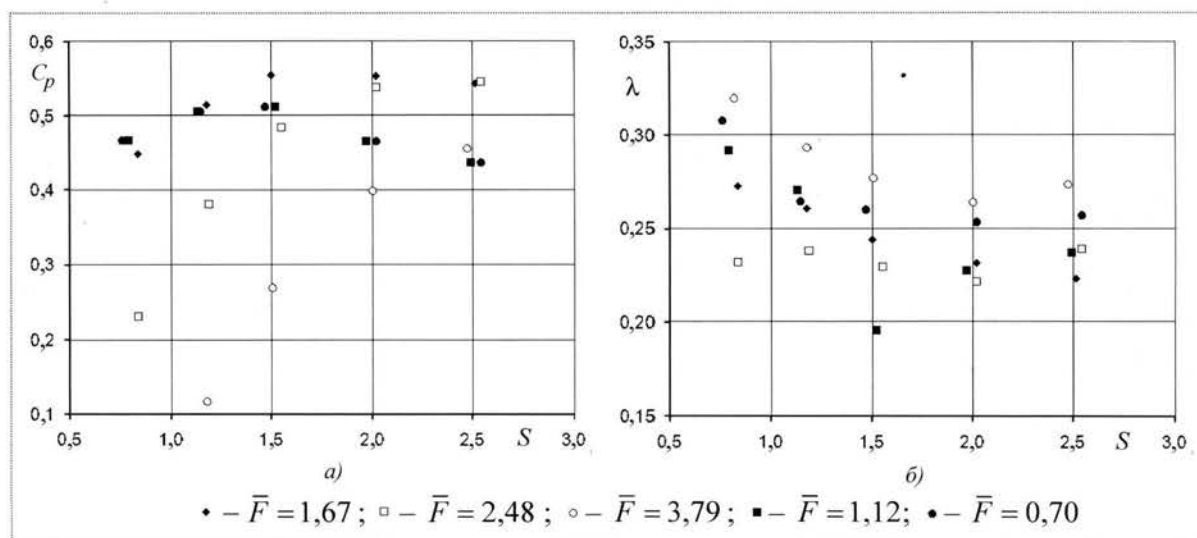


Рис. 3. Влияние отношения расходов воздуха  $S$  на  $C_p$  и  $\lambda$  ( $\bar{L} = 1,52$ )

ческим давлением. Таким образом, оптимальное значение  $C_p$  достигается в том случае, когда средние скорости потоков, а следовательно, и статические давления в кольцевых каналах равны. Этот случай соответствует

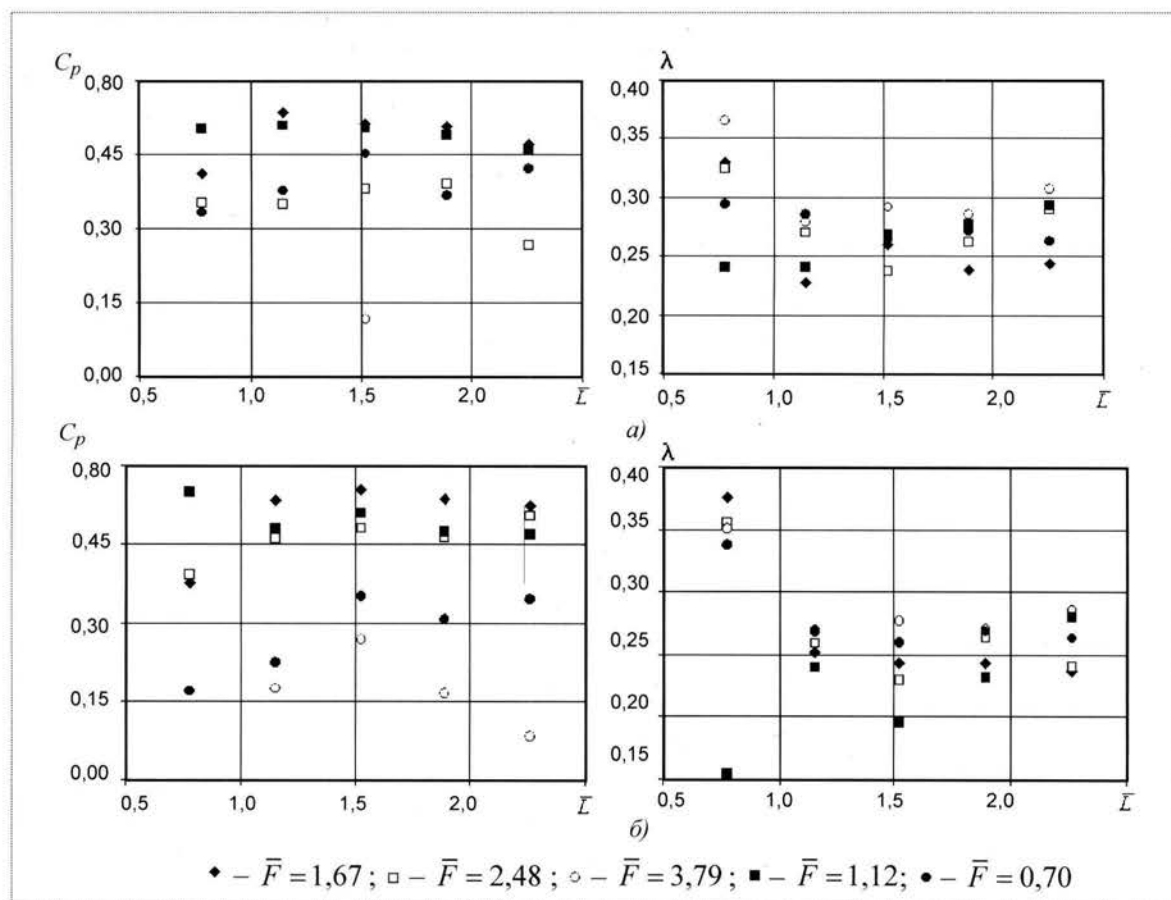


Рис. 4. Зависимости коэффициентов  $C_p$  и  $\lambda$  от осевого положения жаровой трубы:  
а –  $S = 1,15$ ; б –  $S = 1,5$

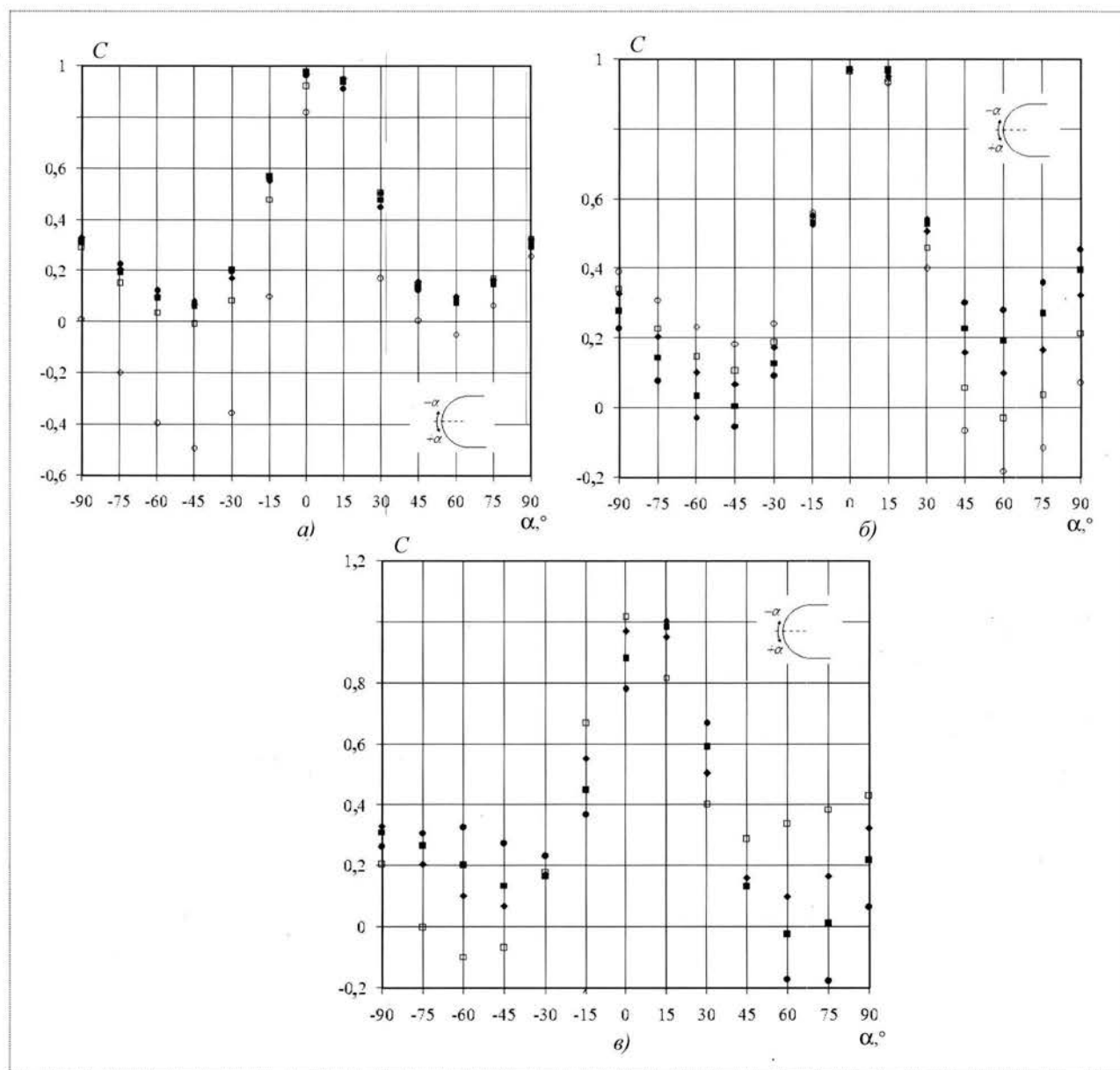


Рис. 5. Распределение статического давления по поверхности обтекателя жаровой трубы:

а –  $S = 1,5$ ,  $\bar{F} = 1,67$ ,  $\blacklozenge$  –  $L = 1,52$ ,  $\square$  –  $L = 1,15$ ,  $\circ$  –  $L = 0,78$ ,  $\blacksquare$  –  $L = 1,89$ ,  $\bullet$  –  $L = 2,26$ ;

б –  $L = 1,52$ ,  $\bar{F} = 1,67$ ,  $\blacklozenge$  –  $S = 1,5$ ,  $\square$  –  $S = 1,18$ ,  $\circ$  –  $S = 0,83$ ,  $\blacksquare$  –  $S = 2,02$ ,  $\bullet$  –  $S = 2,51$ ;

в –  $L = 1,52$ ,  $\blacklozenge$  –  $S = 1,5$ ,  $\bar{F} = 1,67$ ,  $\square$  –  $S = 2,51$ ,  $F = 2,48$ ,  $\blacksquare$  –  $S = 1,18$ ,  $\bar{F} = 1,12$ ,  $\bullet$  –  $S = 0,83$ ,  $\bar{F} = 0,7$

наиболее симметричному распределению статического давления по поверхности жаровой трубы. Расчеты показывают, что оптимальное значение  $C_p$  достигается при реализации отношения расходов воздуха  $S$ , равного отношению площадей наружного и внутреннего кольцевых каналов:

$$S = G_{\text{нар}} / G_{\text{вн}} = \rho_{\text{нар}} V_{\text{нар}} F_{\text{нар}} / (\rho_{\text{вн}} V_{\text{вн}} F_{\text{вн}}) \approx F_{\text{нар}} / F_{\text{вн}} = \bar{F}.$$

Данную зависимость подтверждают результаты эксперимента, представленные на рис. 3 в виде зави-

симости коэффициентов  $C_p$  и  $\lambda$  от отношения расходов воздуха при различных радиальных положениях жаровой трубы. С увеличением значения  $\bar{F}$  увеличивается и значение величины  $S$ , при котором достигается максимум восстановления статического давления, что следует и из полученного выражения для  $S$ . При этом из графиков видно, что максимум коэффициента  $C_p$  достигается при  $S \approx \bar{F}$ . Характерной особенностью является то, что минимум потерь соответствует отно-

шению расходов воздуха  $S \approx 2$  для всех радиальных положений жаровой трубы при  $\bar{L} = 1,52$ . Исключением является режим при  $\bar{F} = 1,12$ , для которого минимум потерь соответствует  $S \approx 1,5$ .

На рис. 4 представлены зависимости коэффициента восстановления статического давления  $C_p$  и коэффициента гидравлических потерь  $\lambda$  от осевого положения жаровой трубы при различных радиальных положениях жаровой трубы и отношении расходов воздуха, равном 1,15 и 1,5. Коэффициент потерь  $\lambda$  значительно возрастает при сокращении расстояния между выходом из преддиффузора и обтекателем (область  $\bar{L} < 1,15$ ), что связано с уменьшением области внезапного расширения и увеличением потерь на поворот потока вокруг жаровой трубы. Увеличение этого расстояния (область  $\bar{L} > 2$ ) приводит к незначительному повышению потерь вследствие возрастания размеров вихрей, расположенных в области внезапного расширения, и массы газа, вовлеченного в их движение. Наименьшие потери для всех значений  $\bar{F}$  достигаются при  $1,15 < \bar{L} < 1,8$ . В этой области потери практически не зависят от осевого положения жаровой трубы. Для  $S = 1,15$  наименьшие потери достигаются при  $\bar{F} = 1,67$ , а для  $S = 1,5$  при  $\bar{F} = 1,12$ . Как видно из графиков, наиболее оптимальные режимы по величине потерь и коэффициенту восстановления статического давления наблюдаются при  $\bar{F} = 1,2$ ;  $S = 1,5$ ;  $\bar{L} = 0,777$  и  $\bar{L} = 1,52$ .

Изменение осевого положения жаровой трубы практически не влияет на распределение статического давления по обтекателю (рис. 5, а) за исключением положения  $\bar{L} = 0,78$ , при котором область внезапного расширения минимальна. В этом случае происходит ускорение потока вблизи поверхности обтекателя и, как следствие, наблюдается существенное понижение статического давления.

Как уже указывалось выше, распределение воздуха между внутренним и наружным каналами оказывает существенное влияние на распределение статического давления: рост расхода воздуха в одном из каналов приводит к тому, что статическое давление на прилегающей к нему поверхности жаровой трубы уменьшается, а на противоположной — растет (рис. 5, б). Изменение радиального положения жаровой трубы приводит к возникновению асимметрии распределения статического давления по обтекателю. Наиболее симметричного распределения статического давления можно добиться, если при заданном радиальном положении жа-

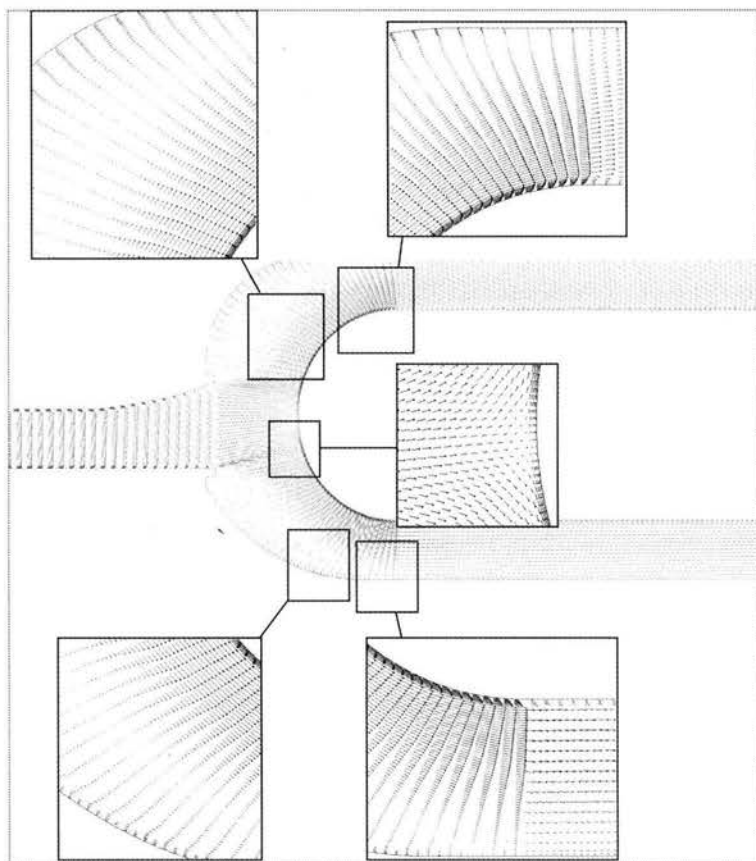


Рис. 6. Структура течения в области внезапного расширения

ровой трубы реализовывать расчетные значения отношения расходов воздуха  $S$ . На рис. 5, в представлены распределения статического давления для различных радиальных положений жаровой трубы при расчетных значениях коэффициента  $S$ . На рисунке видно, даже при расчетном значении  $S$  распределение, близкое к симметричному, достигается в двух случаях:  $S = 1,5$ ,  $\bar{F} = 1,67$  и  $S = 1,18$ ,  $\bar{F} = 1,12$ .

В результате математической обработки результатов экспериментов получены критериальные уравнения, позволяющие определить эффективность диффузора как функцию его основных параметров:

$$\lambda = 0,72 \bar{L}^{-0,173} \bar{F}^{0,054} S^{-0,12} \text{Re}^{-0,063};$$

$$C_p = 1 - e^{21,827 \bar{L}^{-0,248} \bar{F}^{0,0084} S^{-0,11} \text{Re}^{-1,552}}.$$

Полученные уравнения применимы при числе Рейнольдса  $\text{Re} = 1,5 \cdot 10^6 \dots 1,8 \cdot 10^6$ ;  $\bar{L} = 0,777 \dots 2,259$ ;  $\bar{F} = 0,7 \dots 3,79$  и  $S = 0,8 \dots 2,5$ .

Для получения дополнительных сведений о структуре потока выполнено численное моделирование течения в исследуемой модели. При расчете использовалась 2D-структурированная сетка с общим числом элементов 100 000. Расчет выполнен в двумерной осесимметричной постановке. Система уравнений RANS замыкалась  $k-\omega$  SST моделью турбулентности. Результаты расчета хорошо согласуются с экспериментом, отличие по величине потерь полного давления составило менее 5 %. О характере течения в области внезапного расширения можно судить по рис. 6, на котором представлены векторы скорости, полученные в результате расчета. Попадая в зону разделения перед обтеканием жаровой трубы, поток распадается на две струи, омывающие камеру сгорания по внешнему и внутреннему кольцевым каналам. Ускорение потока при обтекании жаровой трубы обусловлено устойчивым вторичным течением — вихрем и приводит к заметной деформации эпюры расходной скорости (см. рис. 6). Таким образом, доминирующее влияние на течение в отрывном диффузоре оказывают два вихря, формирующиеся при внезапном расширении потока. Размер этих вихрей определяет долю воздуха, участвующую в их вращательном движении. Очевидно, что данные вихри являются основной причиной диссипации энергии в отрывном диффузоре, поэтому с ростом их размеров увеличиваются и потери давления в диффузоре, т.е. затраты энергии на их генерацию. Любое изменение положения жаровой трубы и отношения

расходов воздуха  $S$  приводит к изменению размеров вихрей и их интенсивности, а стабильность течения в диффузоре зависит от их устойчивости. В конечном счете управление течением в отрывном диффузоре сводится к управлению вихрями.

В результате проведенных исследований изучены влияние положения жаровой трубы и распределение расхода воздуха между кольцевыми каналами на эффективность отрывного диффузора. Анализ результатов опытов показал, что не всегда режим с минимальными потерями обеспечивает необходимое торможение потока и симметричное распределение статического давления по поверхности жаровой трубы. Для оценки характеристик отрывного диффузора получены критериальные уравнения, позволяющие на стадии проектирования определить его эффективность. Точность полученных критериальных уравнений составила для  $\lambda$  — 12 %, а для  $C_p$  — 23 %. Повышение точности возможно, если учитывать дополнительные факторы, влияющие на характер течения (степень раскрытия преддиффузора, интенсивность турбулентности на входе и др).

#### Список литературы

1. Лефевр А. Процессы в камерах сгорания ГТД. М.: Мир, 1986.
2. Denman P.A. Aerodynamic Evaluation of Double Annular Combustion Systems / Proceedings of ASME TURBO EXPO 2002. Amsterdam. June 3–6. 2002.

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

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

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

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

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

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

Сдано в набор 04.10.07. Подписано в печать 15.11.07. Формат 60×88/8. Усл. печ. л. 7,35. Уч.-изд. л. 7,96. Зак. 475. Свободная цена.

Оригинал-макет и электронная версия подготовлены в ОАО "Издательство "Машиностроение".

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