

Адрес: <http://www.mashin.ru>

© Î Î Î "Èçààòäëüñòâî Ì àø èí î ñòðî áí èå", 2009
© Î Î Î "Ì àø èí î ñòðî áí èå – Î Ì ëåò", 2009



AVIATION ♦ ROCKET TECHNOLOGY ♦ COSMONAUTICS

Journal of Russian Academy of Cosmonautics named after K.E. Tsiolkovsky
and Academy of Aviation and Aeronautics Sciences

The journal is issued monthly
Published since August 1998

G.V. NOVOZHILOV –

Editor-in-Chief (Aviation)

A.S. KOROTEYEV –

Editor-in-Chief (Rocket Technology
and Cosmonautics)

L.A. GILBERG –

Deputy Editor-in-Chief

Editorial

Board Members

V.V. ALAVERDOV
A.P. ALEKSANDROV
A.P. BOBOVNIKOV
V.G. DMITRIYEV
A.N. ZELIN
B.I. KATORGIN
P.I. KLIMUK
A.A. LEONOV
V.A. LOPOTA
A.M. MATVEYENKO
S.V. MIKHEYEV
N.F. MOISEEV
A.F. MOROZENKO
F.N. MYASNIKOV
A.N. PERMINOV
M.A. POGOSYAN
G.M. POLISHCHUK
G.G. RAYKUNOV
O.N. RUMYANTSEVA
M.P. SIMONOV
V.V. TERESHKOVA
I.B. FEDOROV
E.A. FEDOSOV
S.L. CHERNYSHEV

Executive secretaries
of the journal

I.N. MYMRINA
D.Ya. TCHERNIS

Editor Organizer

Î.S. RODZEVICH

Editorial

Committee

A.M. MATVEYENKO,
Chairman
O.M. ALIFANOV
N.A. ANFIMOV
I.V. BARMIN
V.E. BARSUK
V.F. BEZYZACHNYI
B.V. BODIN
A.F. VOINOV
A.N. GERASHCHENKO
Yu.F. GORTYSHOV
M.B. GUZAIROV
V.A. DAVIDOV
G.L. DEGTAREV
O.F. DEMCHENKO
N.N. DOLZHENKO
Yu.S. ELISEYEV
S.Yu. ZHELTOV
L.M. ZELENY
A.N. KIRILIN
V.A. KOMAROV
V.V. KRYMOV
A.N. KURYLENKO
L.N. LYSENKO
V.A. MENSHIKOV
T.A. MUSABAYEV
V.E. NESTEROV
K.M. PICHKHADZE
S.S. POZDNYAKOV
V.A. POLETAYEV
P.R. POPOVICH
V.A. POPOVKIN
Yu.A. RYZHOV
G.G. SAYDOV
V.G. SVETLOV
A.N. SERYOZNOV
M.Yu. SMUROV
V.P. SOKOLOV
A.V. SOLOGUB
V.A. SOLOVEV
A.I. TATUEV
B.E. TCHERTOK
V.V. SHALAY
V.A. SHATALOV
I.S. SHEVCHUK

CONTENTS

- Bakhvalov Yu.O., Petrokovsky S.A., Polinovsky V.P., Razin A.F.** Developing Carbon Plastic Irregular Grid Encasements For Spacecraft 3
- Voyevodin A.V., Soudakov G.G.** Study Of Aircraft Aerodynamics Under The Conditions Of Wing Wake Turbulence. 9
- Sovetkin Yu.A., Scherbina D.V.** TSKB – Progress Offering Methods To Assess Efficiency Of Reusable Upper Stages 14
- Pismenny V.L.** Concept Of Gas-Turbine Engine For Hypersonic Flights 19
- Menshikov V.A., Pushkarsky S.V., Azarenko L.G.** Public-private Partnership In Infrastructural Construction Of Space Programs Of The Allied State. 24
- Galperin D.M.** Design Features Of Boosters For Solid-Propellant Rocket Motors Of Midair Interceptor-Missiles. 32
- Babaskin V.V., Grinchenko V.T., Isayev S.A., Morgunov V.N., Chepiga V.E.** Drag Reduction In Vehicles With Cellular Dimple Coatings 37
- Bezyazychnyi V.F., Nepomiluev V.V., Semenov A.N.** Condition And Direction Of Development Of Assembly Manufacture PJ. 45
- Andreev G.T., Bogatyrev V.V., Pavlenko O.V., Melnichuk Yu.P.** The Influence Of Artificial Ice Shapes On Aerodynamic Characteristics Of Straight-winged Aircraft 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.

Post-graduates have not to pay for the publication of articles.

Annotations of magazine articles and features required of author manuscript desing are available at "Mashinostroenie Publishing House" Internet Site <http://www.mashin.ru>

Representatives of the journal:

Kazan: R.I. ADGAMOV, phone (843) 238-46-23
Roscosmos: A.A. VOROBIOV, phone (495) 975-45-86
Ministry of Defence of Russian Federation:
A.V. DROBYSHEVSKIY, phone (495) 696-44-38
Ufa: O.B. SEVERINOVA, phone (3472) 73-07-23
France, Paris: E.L. TCHEHOV, phone (10331) 47-49-28-05

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

Phones: (499) 269-48-96; (499) 268-49-69; (499) 268-33-39

Fax: (499) 269-48-97; (499) 268-33-39

E-mail address: polet@mashin.ru

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

УДК 656.7

Проектирование углепластиковых нерегулярных сетчатых оболочек для ракетно-космической техники

**Ю.О. Бахвалов, С.А. Петроковский,
В.П. Полиновский, А.Ф. Разин**

За последние годы ГКНПЦ имени М.В. Хруничева совместно с ОАО ЦНИИСМ разработал цилиндрические и конические углепластиковые сетчатые оболочки, которые в виде силовых отсеков успешно эксплуатируются в составе ракеты-носителя "Протон-М", разгонного блока "Бриз-М" и космического аппарата "Экспресс-МД1". В статье рассматривается методология проектирования углепластиковых сетчатых оболочек нерегулярной структуры. Нерегулярная структура сетки обусловлена приложением к ее торцам продольных сосредоточенных нагрузок.

Ключевые слова: сетчатая конструкция; регулярная и нерегулярная структуры сетчатой оболочки; ракета-носитель; конечно-элементная модель; оптимальное проектирование.

Yu.O. Bakhvalov, S.A. Petrokovsky, V.P. Polinovsky, A.F. Razin. Developing Carbon Plastic Irregular Grid Encasements For Spacecraft

Khrunichev and JSC TSNIISM have developed cylindrical and conical carbon plastic irregular grid encasements, which are used in Proton-M launch vehicles, Briz-M upper stage and Express-MD1 spacecraft as load-bearing elements of the construction. The article scrutinizes the methodology of developing carbon plastic irregular grid encasements. The use of irregular grid is stipulated by the application of longitudinal concentrated loads.

Key words: regular and irregular grids; launch vehicle; finite element representation; spacecraft; design optimization.

В связи с необходимостью повышения грузоподъемности средств выведения, снижения массы каркаса космических аппаратов (КА) в ГКНПЦ им. М.В. Хруничева был разработан ряд углепластиковых сетчатых отсеков. Примерами таких отсеков являются конические адаптеры (рис. 1) для крепления тяжелых КА массой до 7 т к разгонному блоку "Бриз-М", цилиндрический межступенный отсек ракеты-носителя (РН) "Протон-М" (рис. 2), силовые корпуса космических аппаратов, в частности корпус КА "Экспресс-МД1" (рис. 3).

Сетчатые углепластиковые отсеки и их классификация. Рассматриваются конические и цилиндрические сетчатые отсеки, состоящие из системы спиральных ребер, наклоненных под углами $\pm\alpha$ к образующей отсеков и кольцевых ребер.

Ряд отсеков, например межступенные отсеки РН "Протон-М", имеют тонкие несиловые обшивки.

Применяемые в настоящее время углепластиковые сетчатые оболочки можно классифицировать по двум признакам: регулярность структуры сетки и наличие обшивки (табл. 1).

Углепластиковые сетчатые отсеки регулярной структуры. Методы проектирования регулярных углепластиковых сетчатых оболочек рассмотрены в [1, 2]. Варьируемыми параметрами при оптимизации конструкции таких оболочек являются:

- угол наклона спиральных ребер к образующей;
- шаг спиральных ребер;
- размеры сечений спиральных и кольцевых ребер;
- количество и расположение кольцевых ребер.



БАХВАЛОВ
Юрий Олегович — первый заместитель генерального конструктора ГКНПЦ им. М.В. Хруничева — начальник КБ "Салют", доктор техн. наук



ПЕТРОВСКИЙ
Сергей Александрович — заместитель генерального конструктора ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, кандидат техн. наук



ПОЛИНОВСКИЙ
Владислав Петрович — главный специалист КБ "Салют" ГКНПЦ им. М.В. Хруничева



РАЗИН
Александр Федорович — заместитель главного конструктора ОАО "Центральный научно-исследовательский институт специального машиностроения", доктор техн. наук

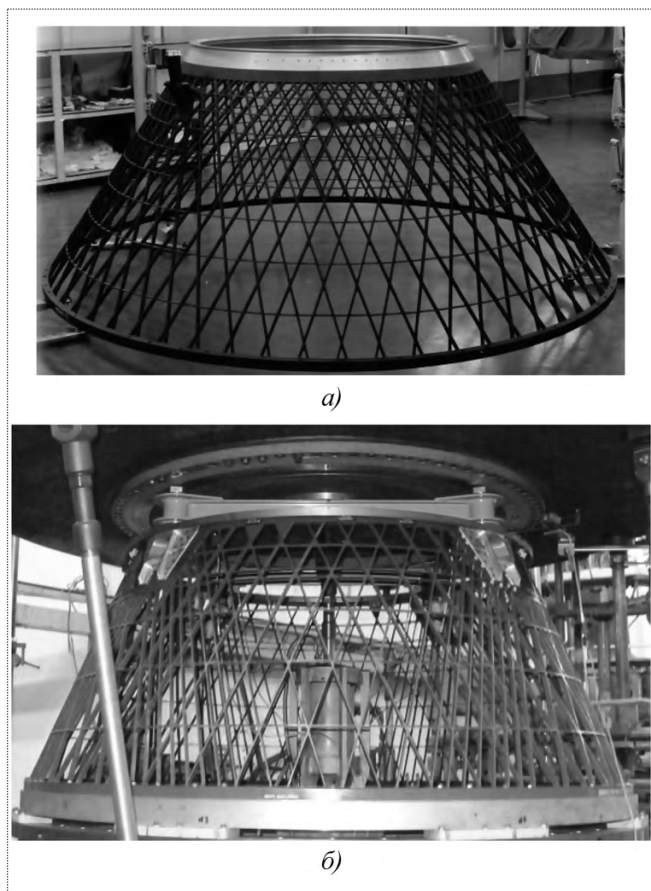


Рис. 1. Сетчатый адаптер для КА с системой разделения:
а — ленточной; б — дискретной

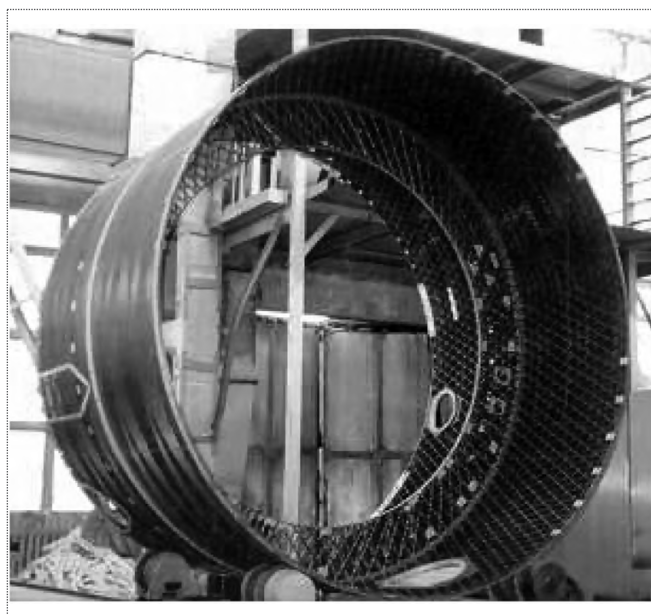


Рис. 2. Приборный отсек второй ступени РН "Протон-М"



Рис. 3. Сетчатый силовой цилиндр КА попутного выведения

Углепластиковые сетчатые отсеки нерегулярной структуры. Появление оболочек с нерегулярной структурой сетки было вызвано необходимостью восприятия конструкцией отсеков больших сосредоточенных продольных нагрузок, приложенных к их торцам. В нерегулярной сетчатой конструкции шаг спиральных ребер неравномерен по окружности: в зоне приложения сосредоточенных нагрузок он уменьшается в два-три раза.

Примерами таких оболочек являются сетчатый адаптер для крепления космических аппаратов на базе платформы Воing 702 (см. рис. 1, б), сетчатый корпус КА "Экспресс-МД1". Опыт проектирования этих отсеков показал, что при выборе оптимальных параметров их конструкции необходимо придерживаться следующей последовательности расчетных операций:

определение угла наклона спиральных ребер (СР) к образующей;

Таблица 1

Классификация сетчатых конструкций для ракетно-космической техники

Структура	Без обшивки	С обшивкой
Регулярная	Адаптеры с системой крепления КА в виде замковой ленты СР (см. рис. 1, а)	Межступенные отсеки РН (рис. 2)
Нерегулярная	Адаптеры с системой крепления КА в виде локальных пирозамков (пироболтов) (см. рис. 1, б); корпуса КА с системой крепления к адаптеру в виде локальных пирозамков (пироболтов) (см. рис. 3)	—

определение множества допустимых значений шагов спиральных ребер в регулярных и усиленных зонах конструкции;

выбор ширины зоны усиления и установка фитинга;

выбор количества и положения кольцевых ребер;

определение оптимальных по массе поперечных сечений ребер для всех вариантов конструкций с учетом ограничений по прочности и устойчивости;

проведение поверочных расчетов прочности и устойчивости оболочки.

Рассмотрим подробно каждый из этих этапов.

Определение угла наклона спиральных ребер к образующей. При определении угла наклона спиральных ребер к образующей оболочки расположение точек (зон) приложения сосредоточенных усилий для обоих интерфейсов отсека считается заданным. Проводим условное спиральное ребро (геодезическую линию) так, чтобы оно соединило точки приложения сосредоточенных нагрузок (центры усиленных зон) по верхнему и нижнему интерфейсам. Угол наклона к образующей этого условного спирального ребра принимается в качестве угла наклона спиральных ребер.

Допустимые углы наклона спиральных ребер к образующей отсека находятся в диапазоне 10...35°. Если выбранный угол выходит за эти пределы, то нужно соединять спиральным ребром другую пару точек. Может существовать ситуация, когда невозможно провести спиральное ребро, имеющее допустимый угол наклона к образующей. В этом случае сетчатая конструкция, скорее всего, будет неэффективной.

Определение множества допустимых значений шагов спиральных ребер в регулярной и усиленной зонах конструкции. Определим множество $\Phi = \{\varphi_1, \varphi_2, \dots\}$ как множество технологически допустимых угловых шагов спиральных ребер. Пусть n — число спиральных ребер одного наклона в сетчатой конструкции, тогда

$$\varphi_n \in \Phi, \text{ если } (360/n) \cdot 100 \in I, \quad (1)$$

где I — множество целых чисел. Использованный в формуле коэффициент, равный 100, позволяет определить угловой шаг спиральных ребер с точностью до сотых долей градуса.

Запишем множество допустимых значений угловых шагов спиральных ребер, полученное по формуле (1):

$$\Phi = \{ \dots; (3^\circ)_{120}; (3,6^\circ)_{100}; (3,75^\circ)_{96}; (4^\circ)_{90}; (4,5^\circ)_{80}; (4,8^\circ)_{75}; (5^\circ)_{72}; (6^\circ)_{60}; (7,2^\circ)_{50}; (7,5^\circ)_{48}; (8^\circ)_{45}; (9^\circ)_{40}; (10^\circ)_{36}; (11,25^\circ)_{32}; (12^\circ)_{30}; (14,4^\circ)_{25}; (15^\circ)_{24}; \dots \}$$

Откладывая по оси абсцисс число спиральных ребер, а по оси ординат угловой шаг, можно графически изобразить множество Φ (рис. 4). В реальных конструкциях находит применение лишь малая часть элементов множества Φ , обозначенная на рис. 4 темными значками.

При построении дополнительных ребер сетки в усиленных зонах поставим условие, чтобы шаги дополнительных спиральных ребер были кратны шагам основной сетки, т.е. для любого элемента $\varphi_i \in \Phi$ можно построить множество $F = \{f_1, f_2, \dots\}$ по следующему правилу:

$$f_k \in F, \text{ если } (\varphi_i/k) \cdot 100 \in I, \quad (2)$$

где k — количество дополнительных ребер, вматываемых между ребрами основной сетки в усиленных зонах.

Например, для $n = 48$, $\varphi_{48} = 7,5$ $F = \{ \dots, (1,25)_5, (1,5)_4, (2,5)_2, (3,75)_1 \}$. Минимальный угловой шаг как регулярных спиральных ребер, так и дополнительных ребер определяется габаритными размерами конструкции и возможностями изготовления.

По верхнему и нижнему интерфейсам отсека известно требуемое количество усиленных зон (это определяется числом болтов или замков стыка и конструктивными особенностями смежных отсеков). Для упрощения стендовой отработки и расчетов отсека поставим условие, чтобы структура сетки вблизи усиленных зон по каждому из интерфейсов была одинаковой. Это условие будет выполнено только в случае кратности числа спиральных ребер одного наклона числу усиленных зон каждого интерфейса. Допустимое подмножество Φ^m множества Φ определяется выражением

$$\varphi_n \in \Phi^m, \text{ если } (n/m) \in I, \quad (3)$$

где m — число болтов или замков стыка.

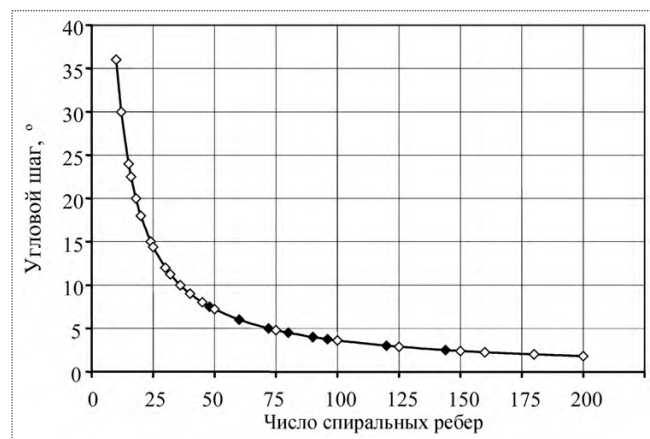


Рис. 4. Определение множества Φ

Например, для $m=4$ $\Phi^4 = \{...; (3^\circ)_{120}; (3,6^\circ)_{100}; (3,75^\circ)_{96}; (4,5^\circ)_{80}; (5^\circ)_{72}; (6^\circ)_{60}; (7,5^\circ)_{48}; (9^\circ)_{40}; (10^\circ)_{36}; (11,25^\circ)_{32}; (15^\circ)_{24}; ... \}$;

для $m=8$ $\Phi^8 = \{...; (3^\circ)_{120}; (3,75^\circ)_{96}; (4,5^\circ)_{80}; (5^\circ)_{72}; (7,5^\circ)_{48}; (9^\circ)_{40}; (10^\circ)_{36}; (11,25^\circ)_{32}; (15^\circ)_{24}; ... \}$.

Возможны два случая неравномерного нагружения интерфейсов отсека:

нагрузки на отсек в случаях сжатия и растяжения передаются только в локальных зонах;

только растягивающие нагрузки передаются в локальных зонах, а сжатие передается по всей окружности интерфейса.

Для первого случая выгодно значительно (до 5 раз) уменьшить шаг спиральных ребер в нагруженной зоне, поскольку остальные спиральные ребра конструкции практически ненагружены. Угол наклона таких ребер в конструкции уже определен. При проектировании отсеков в качестве первого шага можно выбрать вариант из множества Φ^m с максимальным шагом спиральных ребер, при котором сохраняется связность спиральных ребер конструкции.

На практике предельный вариант с минимальным числом пересечений спиральных ребер, скорее всего, окажется неоптимальным. Для сокращения времени проектирования следует сразу рассматривать варианты сеток, в которых спиральное ребро пересекается с четырьмя—пятью другими спиральными ребрами.

Для второго случая в качестве первого приближения целесообразно подобрать параметры регулярной сетчатой конструкции, нагруженной равномерно эквивалентными нагрузками. Затем выбрать из множества Φ^m ближайший вариант с равным или более редким шагом спиральных ребер.

В реальных конструкциях, как правило, существует ряд требований по размещению приборов и оборудования на ребрах сетки, проходам трубопроводов и кабелей, осуществлению монтажа через ячейки сетки. Эти требования накладывают ограничения на допустимые шаги спиральных ребер регулярной сетки, сокращая число вариантов, которые необходимо рассмотреть при выборе оптимального варианта.

Выбор ширины зоны усиления и положения кольцевых ребер. Для каждого элемента множества Φ^m , определенного на шаге 2, выбираются:

положение ребер регулярной сетки относительно зон установки фитинга для его оптимальной интеграции в сетчатую структуру;

количество дополнительных спиральных ребер в усиленной зоне конструкции, позволяющее заполнить нагруженную зону;

положение дополнительных ребер относительно ребер регулярной сетки.

При установке фитинга угол наклона спиральных ребер может быть скорректирован в пределах $1...2^\circ$.

Кольцевые ребра располагаются посередине между перекрестиями спиральных (при отсутствии ограничений, например, на размер ячейки сетки).

Определение оптимальных по массе поперечных сечений ребер. Из полученных вариантов сетчатых конструкций с учетом ограничений по прочности и устойчивости выбирается оптимальный вариант. Для этого необходимо определить сечения спиральных ребер.

Сечения ребер определяются при помощи конечно-элементных расчетов допустимых вариантов конструкции. Используются упрощенные (балочные) модели вариантов сетчатых отсеков. В случае проектирования по жесткости (ограничение по жесткости активно) это делается на основе элементарных расчетов.

При проектировании по устойчивости и прочности используется следующий алгоритм. Задается некоторая ширина спиральных ребер, высота спиральных ребер определяется при помощи алгоритма выбора оптимального решения (поиска варианта минимальной массы) программы MSC.NASTRAN при ограничении по устойчивости и прочности. Решение MSC.NASTRAN определяет высоту сечения, а следовательно, и массу конструкции. Решения находятся для нескольких вариантов спиральных ребер. Строятся кривые зависимости массы конструкции от ширины спиральных ребер для каждого варианта сетки. Выбирается оптимальный вариант сетчатой конструкции.

Проверочные расчеты. Для оптимального варианта сетчатого отсека строится уточненная расчетная конечно-элементная модель.

Прочность сетчатого отсека оценивается по комплексным критериям. Проводится расчет устойчивости отсека с учетом геометрической нелинейности. При необходимости увеличивается или уменьшается ширина усиленной зоны, вводятся дополнительные кольцевые ребра, корректируются сечения ребер и т.д.

Пример проектирования нерегулярной сетчатой конструкции. Рассмотрим проектирование нерегулярной сетчатой конструкции на примере силового цилиндра КА попутного выведения [3].

Компоновка цилиндра приведена на рис. 5. По каждому из интерфейсов существует восемь точек передачи нагрузки, причем верхние точки смещены относительно нижних на $22,5^\circ$.

Предварительно определим угол наклона спиральных ребер. Для этого проведем геодезическую линию

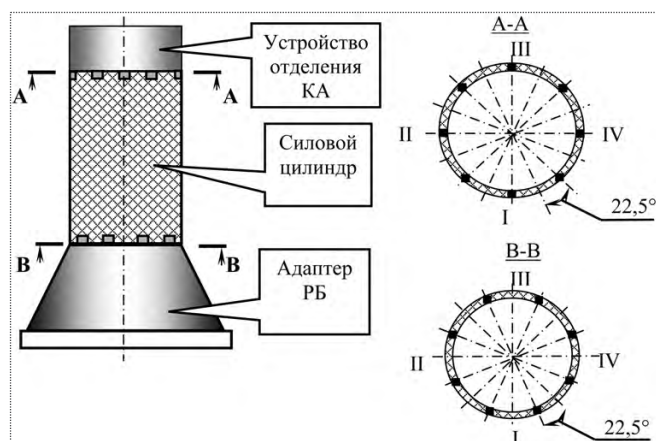
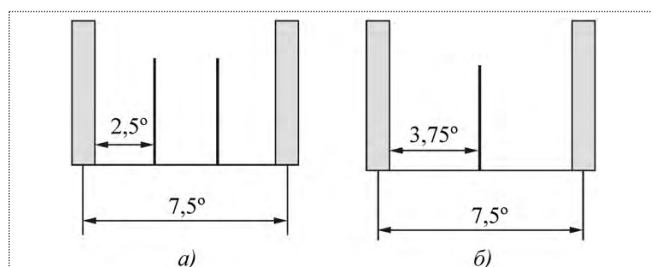


Рис. 5. Интерфейсы силового цилиндра

Рис. 6. Варианты усиления для регулярной сетки из 96 ребер:
а – 32 дополнительных ребра; б – 16 дополнительных ребер

от одной из верхних точек к ближайшей нижней. Для заданных размеров цилиндра угол наклона составит $14,2^\circ$.

Допустимые шаги спиральных ребер регулярной и нерегулярной сеток приведены в табл. 2. Возможные варианты усиления для одной из допустимых структур регулярной сетки приведены на рис. 6. Выбор конкретного варианта обусловлен требованиями по размещению оборудования, поскольку редкие сетчатые

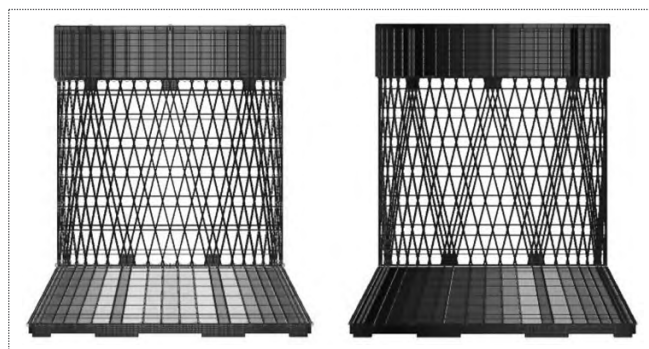


Рис. 7. Структуры сетки, принятые к дальнейшей проработке

структуры усложняют крепление оборудования к сетке.

Полученные сетчатые структуры приведены на рис. 7 (показаны конечно-элементные модели). В данной конструкции используются двойные кольцевые ребра, смещенные от перекрестия спиральных. При таком варианте размещения спиральных ребер легче организовать крепление оборудования к сетке.

Рис. 8. Зависимость массы конструкции от сечения ребер

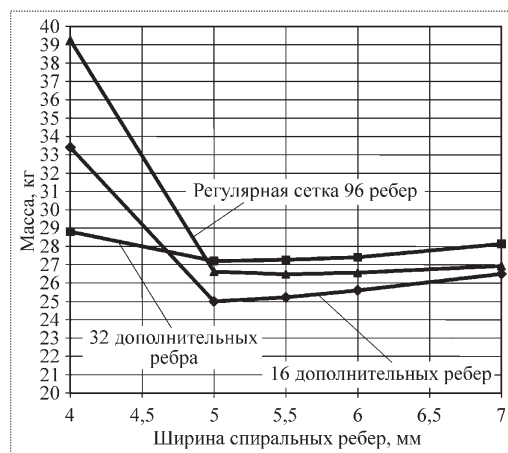


Таблица 2

Возможные варианты сетчатой структуры

Число спиральных ребер, проходящих на одну зону между замками (n/m)	2	3	4	5	6
Число спиральных ребер одного наклона (n)	16	24	32	40	48
Регулярный угловой шаг $f_n, ^\circ$	22,50	15	11,25	9	7,50
Угловой шаг $\phi_k, ^\circ$ дополнительных ребер:					
$k = 1$	11,25	7,50	—	4,50	3,75
$k = 2$	7,50	5	3,75	3	2,50
$k = 3$	—	3,75	—	2,25	—
$k = 4$	4,50	3	2,25	—	—
$k = 5$	3,75	2,50	—	—	—

УДК 532.5

Исследование аэродинамики самолета в условиях спутной турбулентности

А.В. Воеводин, Г.Г. Судаков



ВОЕВОДИН
Александр Владимирович —
ведущий научный сотрудник
ЦАГИ, кандидат физ.-мат.
наук



СУДАКОВ
Георгий Григорьевич —
начальник отдела ЦАГИ,
доктор техн. наук

Исследуются аэродинамические характеристики модели летательного аппарата, которая помещается в вихревой след, создаваемый моделью самолета-генератора. Поле скоростей в следе (без измерительной модели) было измерено в одном сечении на расстоянии вниз по потоку, соответствующем месту расположения измерительной модели. При расчете предполагалось, что поле от вихрей следа остается неизменным в процессе взаимодействия следа и измерительной модели (модель "замороженного" следа).

Для оценки применимости и степени достоверности подобной методики исследования проведены расчеты течения с помощью программы VORTPAN [1], базирующейся на панельном методе. Результаты расчетов сравниваются с экспериментальными данными, полученными в большой аэродинамической трубе DNW (NLR) [2].

Ключевые слова: самолет; вихревой след; панельный метод расчета; эксперимент.

A.V. Voyevodin, G.G. Soudakov. Study Of Aircraft Aerodynamics Under The Conditions Of Wing Wake Turbulence

Are investigated the aerodynamic characteristics of the aircraft model, which is placed into the vortex wake, created by the model of aircraft-generator. Velocity field in the wake (in the absence of the measuring model) was measured in one section at a distance downstream, that corresponds to the location of measuring model. With calculation it was assumed that the field from the wake vortices remains constant in the process of interaction of the wake and the measuring model ("frozen" field approach). For evaluating of applicability and degree of certainty of this approach are carried out the calculations of flow with the aid of the program VORTPAN [1], which is based on the panel method. The results of calculations are compared with the experimental data, obtained in the large wind tunnel DNW (NLR) [2].

Key words: aircraft; vortex wake; panel method of calculation; experiment.

Одним из направлений исследования воздействия вихревого следа на летательный аппарат (ЛА), попадающий в этот след, является математическое моделирование аэродинамики самолета на основе простых эмпирических моделей для структуры следа [3–5]. Для нахождения аэродинамических коэффициентов ЛА, как правило, применяются метод дискретных вихрей или панельные методы.

Для описания следа используется так называемая модель "замороженного" вихря, в которой структура и форма вихря предполагаются неизменными в процессе взаимодействия. Это приближение является приемлемым не для всех значений параметров [6, 7]. Оценим точность модели "замороженного" следа с помощью проведения специально поставленного эксперимента в большой аэродинамической трубе (АДТ) DNW (Голландия) и параметрических расчетов с помощью панельного метода.

Модель следа от самолета-генератора. Данные о поле скоростей получены из эксперимента, проведенного в АДТ DNW-LLF с размерами рабочей части $8 \times 6 \text{ м}^2$. Скорость набегающего потока V_0 составляла 60 м/с. В качестве самолета-генератора использовалась модель F29-1-2 (рис. 1).

Поле скоростей измерялось гребенкой из восемнадцати насадков, имеющих по пять приемных отверстий. Плоскость, в которой проводились измерения, располагалась на расстоянии 13 размахов от модели самолета-генератора ($\sim 17,8 \text{ м}$).

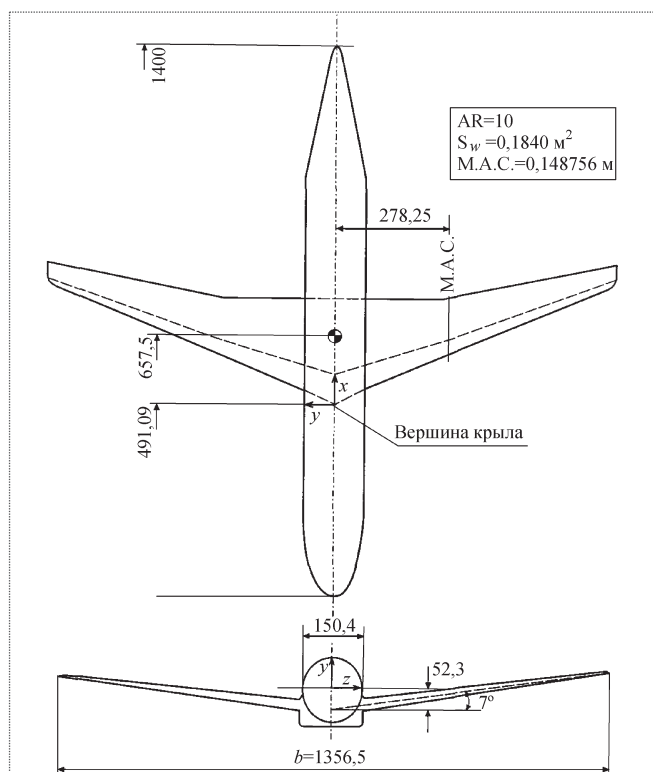


Рис. 1. Модель самолета-генератора (размеры в мм) [2]

Картина поля поперечных скоростей показана на рис. 2. Хорошо видно положение вихрей, сошедших с боковых кромок крыла. Кроме того, в нижней части области измерений наблюдается еще одна пара слабых вихрей (направление их вращения соответствует основным вихрям). Видимо, они соответствуют завихренности, сошедшей с изломов задней кромки модели самолета-генератора. Измеренное поле скоростей имеет заметный шум.

Для оценки возможности использования модели "замороженного" вихря введен безразмерный параметр [6], представляющий собой отношение характерного продольного размера летательного аппарата X_a (в данном случае – хорды крыла) к расстоянию, на котором частицы жидкости в вихре совершают полный оборот. Его можно оценить выражением

$$F = \frac{X_a U_\tau}{2\pi R_c U_x},$$

где R_c – радиус ядра вихревого следа; U_τ , U_x – соответственно окружная и продольная скорости жидкости на границе вихревого ядра.

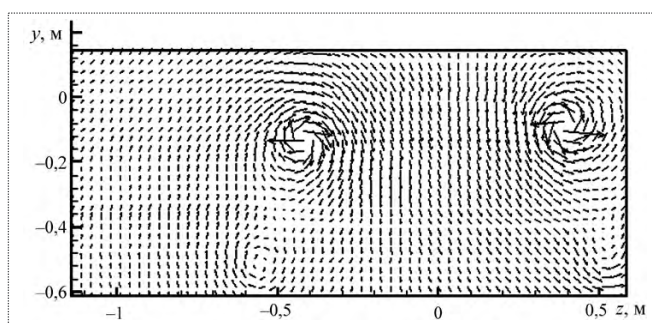


Рис. 2. Поле поперечных скоростей [2]

По данным эксперимента $R_c \sim 0.02$ м; $U_\tau/U_x \sim 0.3$ м/с; $X_a \sim 0.1$ м. Тогда $F = 0.24$. Так как эта величина не является достаточно малой, можно предположить, что использование в рассматриваемом случае модели "замороженного" следа приводит к заметным ошибкам.

Модель самолета, попадающего в след. В качестве модели самолета, попадающего в след, использовалась модель (SWIM), имеющая тонкий фюзеляж и прямое крыло с размахом 0,6 м, горизонтальное и вертикальное оперение. Расчеты проводились как для случая крыла без механизации, так и при наличии отклоненного закрылка. Геометрические параметры модели указаны на рис. 3 (MRP – точка отсчета аэродинамических моментов).

Расчеты проведены для различных положений модели, сгруппированных в несколько траверс (рис. 4). Ниже приведен полный перечень положений модели и режимов обтекания (угол атаки равен нулю):

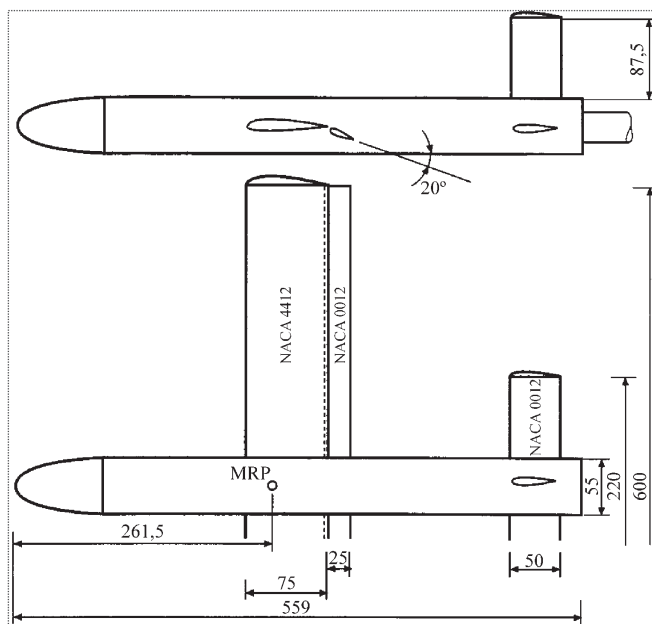


Рис. 3. Модель самолета, попадающего в след (размеры в мм) [2]

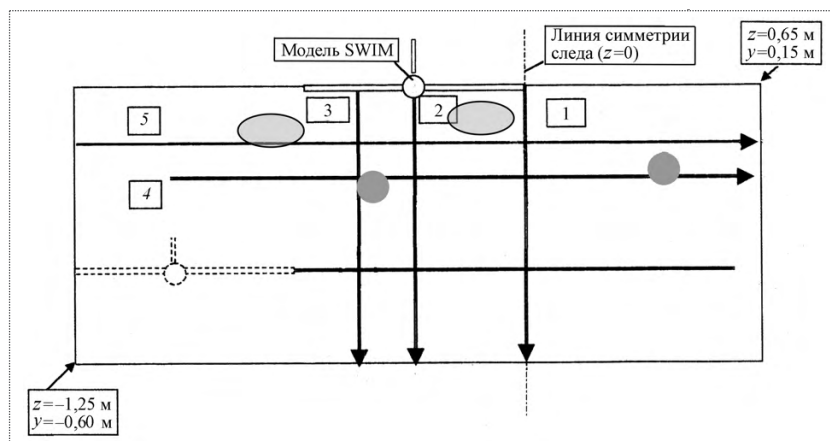


Рис. 4. Положения модели относительно следа. Темными эллипсами отмечены зоны, где гипотеза "замороженного" вихря дает заметные расхождения (~20 %) с экспериментом

- Вертикальный траверс 1 ($z = 0$), без закрылка, $\beta = 0$,

$y = 0; -0,05; -0,1; -0,15; -0,2; -0,3; -0,4; -0,5; -0,6$ м.

- Вертикальный траверс 2 ($z = -0,3$ м), без закрылка, $\beta = 0$,

$y = 0; -0,05; -0,1; -0,15; -0,2; -0,3; -0,4; -0,5; -0,6$ м.

- Вертикальный траверс 3 ($z = -0,45$ м), без закрылка, $\beta = 0$,

$y = 0; -0,05; -0,1; -0,15; -0,2; -0,3; -0,4; -0,5; -0,6$ м.

- Горизонтальный траверс 4 ($y = -0,1$ м), без закрылка, с закрылком, $\beta = 0; -5^\circ$,

$z = -0,85; -0,6; -0,45; -0,3; -0,15; 0; 0,15$ м.

- Горизонтальный траверс 5 ($y = 0$), без закрылка, $\beta = 0$,

$z = -0,85; -0,6; -0,45; -0,3; -0,15; 0; 0,15$ м.

Краткое описание численного метода. Программа VORTPAN [1] использует панельный метод для расчета отрывного обтекания ЛА потоком идеального газа. Для моделирования поверхности фюзеляжа здесь используются четырехугольные панели (рис. 5) с распределенными по их поверхности источниками (плотность источников постоянна на панели).

На срединной поверхности крыла располагаются вихревые рамки. Кроме того, там располагаются панели источников, интенсивность которых считается извест-

ной и определяется по распределению толщин профилей, формирующих крыло, т.е. толщина крыла учитывается в линейной (по толщине крыла) постановке. В контрольных точках на поверхности фюзеляжа и срединной поверхности крыла выполняется условие непротекания. Вихревой след за крылом моделируется вихревыми нитями (состоящими из прямолинейных отрезков), которые выстраиваются вдоль вектора местной скорости в процессе специальной итерационной процедуры. Сжимаемость потока учитывается с помощью правила Гётерта.

Программа была модифицирована в целях учета скосов потока, индуцируемых вихревым следом от самолета-генератора.

При этом использовалась модель "замороженного" следа, а именно:

- поле скоростей не зависело от продольной координаты;

- обратное воздействие модели на след самолета-генератора не учитывалось.

Расчетная сетка компоновки имела следующие параметры (на половину модели):

- крыло — 300 панелей;

- закрылок — 120 панелей;

- горизонтальное оперение — 30 панелей;

- вертикальное оперение — 30 панелей;

- фюзеляж — 260 панелей.

Расчеты обтекания в следе проводились для полной компоновки (присутствовали правая и левая по-

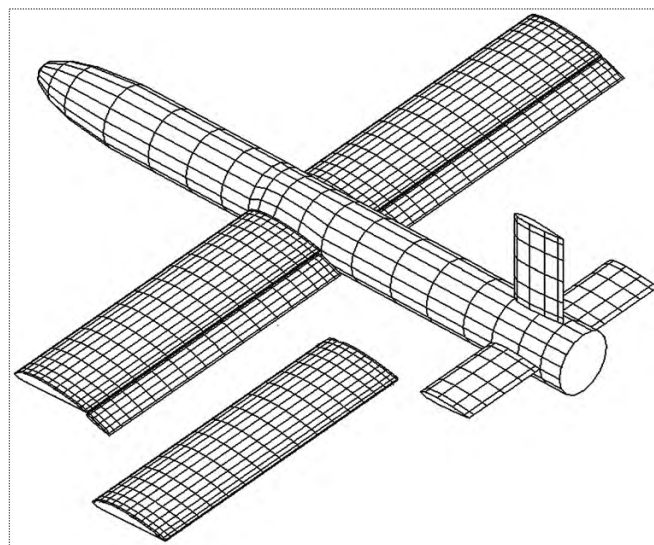


Рис. 5. Расчетная сетка для программы VORTPAN

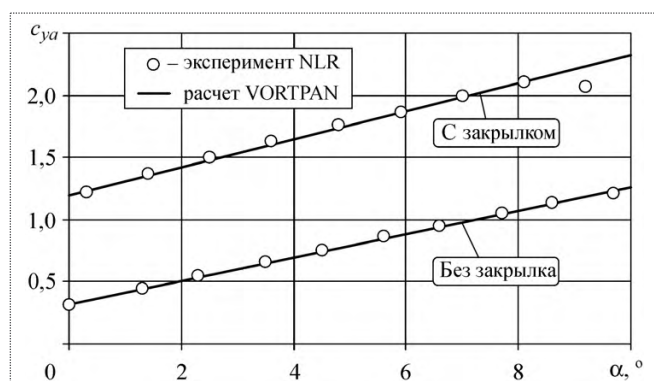


Рис. 6. Коэффициент подъемной силы модели в невозмущенном потоке

ловины модели). На рис. 5 показана расчетная сетка для варианта с отклоненным закрылком и для крыла без закрылка.

Результаты расчетов. Зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки при отсутствии возмущения от вихревого следа показана на рис. 6. Результаты расчетов в этом случае хорошо согласуются с экспериментальными данными.

Расчеты обтекания в возмущенном поле течения проведены для всех перечисленных выше положений модели относительно следа. Сравнение проводилось для коэффициента сопротивления c_{xa} , коэффициента подъемной силы c_{ya} , коэффициента боковой силы c_{za} , коэффициента момента крена M_{xa} , коэффициента момента тангажа M_{za} и коэффициента момента рыскания M_{ya} .

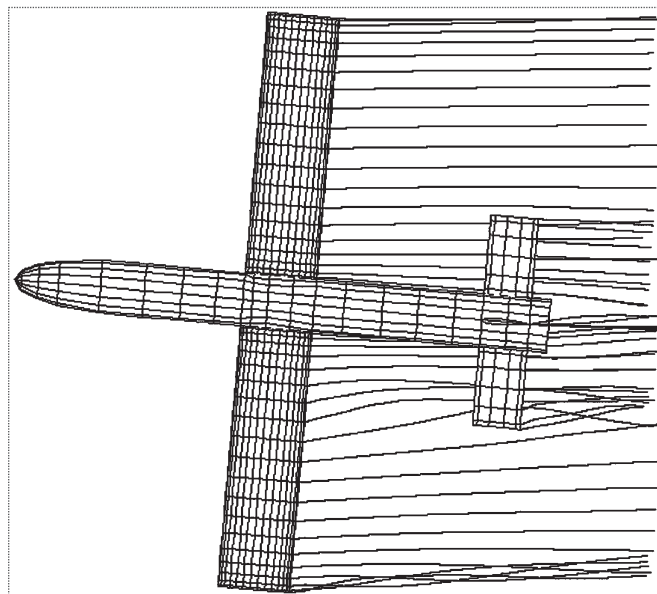


Рис. 7. Вихревая пелена за моделью ($\beta = -5^\circ$, траверс 4: $y = -0,1$; $z = -0,3$)

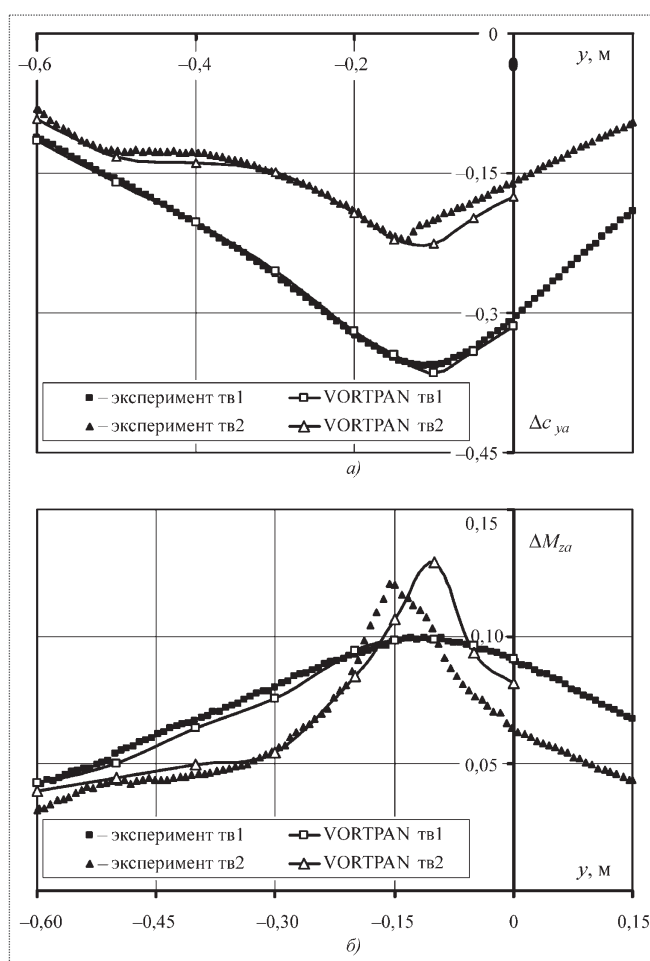


Рис. 8. Изменение коэффициентов подъемной силы (а) и момента тангажа (б) на траверсах 1 и 2 (модель без закрылка; скольжение отсутствует)

Программа VORTPAN позволяет также получать распределение давления на поверхности модели. На рис. 7 в качестве примера показана рассчитанная по этой программе форма вихревой пелены в присутствии возмущающего поля скоростей от модели самолета-генератора.

В данной статье приводятся результаты расчета аэродинамических сил и моментов для следующих случаев:

- модель без закрылка при отсутствии скольжения (рис. 8). Положение модели соответствует вертикальным траверсам 1 и 2 ($z = 0$ и $-0,3$ м; $y = -0,6...0$ м);
- модель без закрылка при отсутствии скольжения и модель при наличии закрылка при скольжении $\beta = -5^\circ$ (рис. 9). Положение модели соответствует горизонтальному траверсу 4 ($y = -0,1$ м; $z = -0,85...0,15$ м).

На рис. 8, 9 приведены изменения соответствующих величин по сравнению с их значениями при обтекании модели невозмущенным потоком. Анализируя

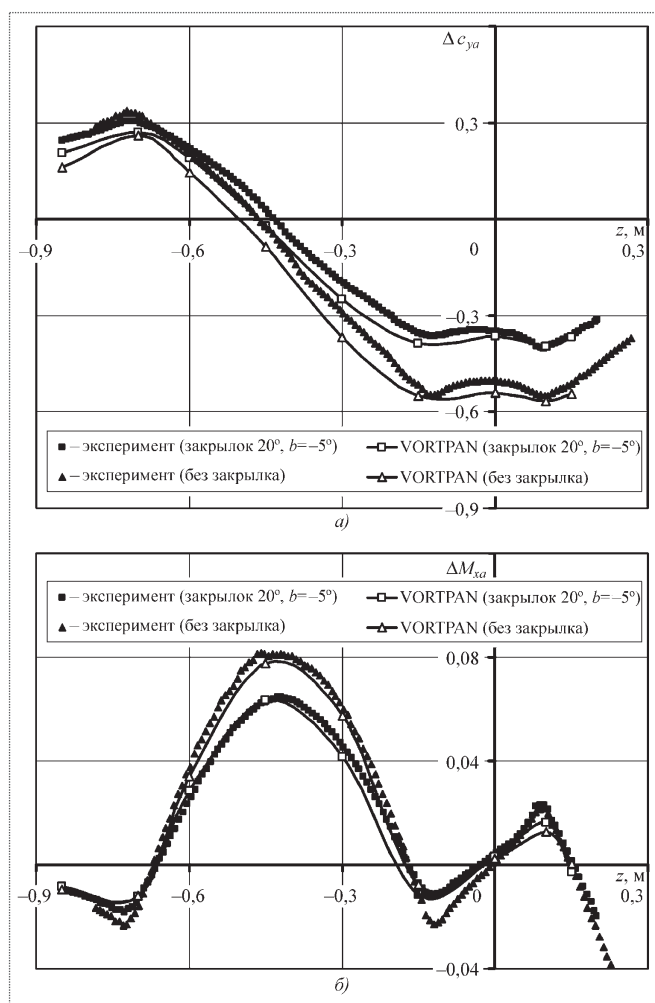


Рис. 9. Изменение коэффициентов подъемной силы (а) и момента крена (б), действующих на модель на горизонтальном траверсе 4

все режимы, можно сделать вывод, что наиболее сильное воздействие следа на модель наблюдается при ее расположении точно по оси вихря.

На рис. 10 в качестве иллюстрации влияния вихря следа приведено распределение давления по поверхности крыла с закрылком в сечении $z = 0,3$ м при двух положениях модели $y = -0,1$ м, $z = -0,3$ и $-0,15$ м. Видно, что расчетные данные удовлетворительно согласуются с экспериментальными.

Авторы выражают благодарность К. Хюнеке (Airbus Deutschland) и А. де Бруину (NLR) за предоставленные экспериментальные данные и полезные обсуждения.

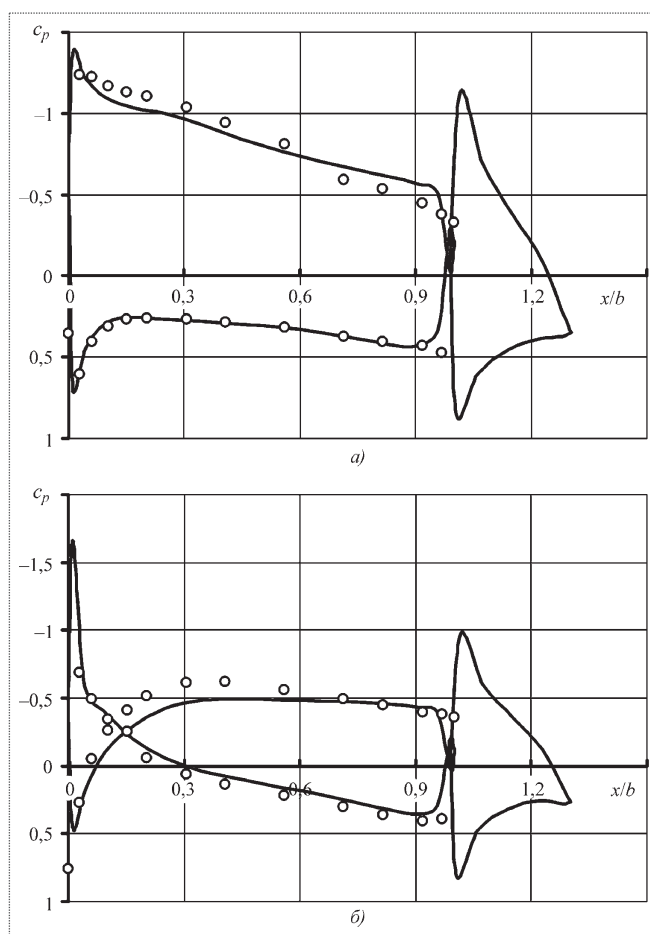


Рис. 10. Распределение давления в сечении крыла. Модель с закрылком на горизонтальном траверсе 4: а – $z = -0,3$ м; б – $z = -0,15$ м

Абстракт

1. Воеводин А.В., Судаков Г.Г. Метод расчета аэродинамических характеристик отрывного обтекания летательного аппарата дозвуковым потоком газа // Уч. зап. ЦАГИ. 1992. Т. 33. № 3. С. 3–11.

2. Hegen G.H. Wake encounter test in DNW wind tunnel – test number: 98-1116 // NLR-CR-98291 and WAVENC-TN10. 1998.

3. Donaldson C. duP. A Brief Review of the Aircraft Trailing Vortex Problem // ARAP. Rep. No 155. 1971.

4. Betz A. Behavior of Vortex Systems // Zeitschrift für angewandte Mathematik und Mechanik. Vol. 12. No 3. June 1932; also NASA TM 713. June 1932.

5. Donaldson C. duP., Snedeker R.S., Sullivan R.D. Calculation of Aircraft Wake Velocity Profiles and Comparison with Experimental Measurements // Journal of Aircraft. Vol. 11. No 9. Sep. 1974. P. 547–555.

6. Воеводин А.В. Моделирование воздействия следа на летательный аппарат // Уч. зап. ЦАГИ. 1998. Т. 29. № 1–2. С. 78–85.

7. Воеводин А.В., Судаков Г.Г., Шаповалов Г.К. Дифракция вихря на стреловидном крыле // Изв. Академии наук. Механика жидкости и газа. 1998. № 6. С. 98–105.



СОВЕТКИН
Юрий Александрович — профессор Самарского государственного аэрокосмического университета, доктор техн. наук



ЩЕРБИНА
Дарья Владимировна — аспирантка Самарского государственного аэрокосмического университета

Предложения "ЦСКБ–Прогресс" по оценке эффективности многоразового использования блоков первых ступеней ракет-носителей

Ю.А. Советкин, Д.В. Щербина

Проблема многоразового использования блоков первых ступеней ракет-носителей изучалась ФГУП ГНПРКЦ "ЦСКБ–Прогресс" с кооперацией, в том числе с Самарским государственным аэрокосмическим университетом (СГАУ). В статье рассмотрена эффективность решения вопросов данной проблемы, а также приведены выводы и рекомендации СГАУ.

Ключевые слова: ступени ракет-носителей; целесообразность; эффективность; многоразовое использование; блок.

Yu.A. Sovetkin, D.V. Scherbina. TSKB–Progress Offering Methods To Assess Efficiency Of Reusable Upper Stages

TSKB–Progress has been studying opportunities for introducing reusable upper stages into carrier rockets in cooperation with Samara SGAU State Aerospace University for years now. The article addresses issues and challenges pertaining to the resolution of this problem and puts forward recommendations by SGAU.

Key words: stages of carrier-rockets; expediency; efficacy (efficiency); multiple usages; block.

Первое предложение о многоразовом использовании блоков первых ступеней ракет-носителей (РН) датируется 1964 г., когда сотрудники бывшего Куйбышевского филиала Центрального конструкторского бюро экспериментального машиностроения (КФ ЦКБЭМ — ныне ЦСКБ) в отчуждаемом районе под падение боковых блоков РН "Восход" нашли часть из них практически целыми.

Один из таких блоков был доставлен на завод "Прогресс", который разобрал его и передал маршевый и управляющие двигатели на завод-изготовитель "Моторостроитель" им. М.В. Фрунзе — сегодня ОАО "Моторостроитель". После ремонтно-восстановительных и профилактических работ эти двигатели были испытаны на штатное время функционирования. При этом не выявилось никаких отклонений от их нормальной работы. В порядке эксперимента руководители КФ ЦКБЭМ решили разработать элементарную парашютную систему для смягчения контактных перегрузок при падении блоков на землю. Но в момент, когда РН "Восход" уже должна была грузиться в спецвагон для отправки на космодром Байконур, завод "Прогресс" по экономическим соображениям воспротивился эксперименту, и парашютная система была снята.

В 1972 г. интерес к многоразовому использованию блоков первых ступеней РН был подтвержден в техническом задании (ТЗ) головного института отрасли (ЦНИИмаш), который предложил КФ ЦКБЭМ выполнить аванпроект по теме "Подъем". При этом на первых и вторых ступенях РН предполагалась установка двигателей с блоков "А" и "Б" лунного комплекса Н1-ЛЗ.

Было разработано семейство ракет-носителей (УМРС — универсальная многоразовая ракетная система) для вывода на околоземную орбиту ($i = 56,7^\circ$, $H_{\text{круг}} = 220$ км) полезных грузов массой 3 и 10 т (факультативно были рассмотрены варианты на 7, 15

и 30 т). Аванпроект был достаточно детальным и состоял из 24 книг, в которых проблемы многоразового использования впервые были серьезно исследованы с теоретической, технической, эксплуатационной и экономической сторон.

Стратегической целью НИР "Подъем" являлась разработка ЦНИИмаш предложений правительству и Министерству общего машиностроения о сохранении производства уникальных для того времени двигателей НК-33, так как уже тогда назревал вопрос о закрытии лунной программы. Как оказалось, эти двигатели имели дальнюю перспективу применения (в настоящее время предполагается их установка на первой ступени "Союза-2-3").

В 1974 г. лунная программа была приостановлена, а в 1976 г. закрыта по постановлению правительства [1]. Материальная часть подлежала утилизации, в том числе и двигатели. Однако незначительный по объему задел двигателей удалось сохранить благодаря их главному конструктору Н.Д. Кузнецову.

Исследования в рамках НИР "Подъем" показали, что в принципе многоразовое использование блоков первых ступеней технически реализуемо и экономически целесообразно. С высоты сегодняшнего опыта многоразовое использование блоков первых ступеней УМРС было той возможностью, которая могла бы при имеющемся сохраненном объеме двигателей продемонстрировать, что они могут быть использованы для создания нового семейства РН, а после проведения летных испытаний УМРС обосновать необходимость возобновления производства этих двигателей. А с целесообразностью многоразовости с экономической точки зрения можно будет разобраться по ходу эксплуатации.

В очередной раз вопрос о многоразовом использовании первых ступеней РН поднимался в 1975–1986 гг. Это был своеобразный компромисс между требуемой по ТЗ годовой программой пусков и фактическими мощностями производства.

При разработке РН "Энергия" заказчик обязывал производителей обеспечить 30 пусков в год. Для выполнения годовой программы пусков требовалось 120 блоков "А" и по 30 блоков "Ц" и "Я" ("Я" блок связи "Энергии" с наземным комплексом).

Мощности Южного машиностроительного завода обеспечивали производство только 20 боковых блоков "А". Именно это обстоятельство вынудило головное конструкторское бюро (ГКБ) НПО "Энергия" всерьез заняться проблемой многоразового использования блоков "А", проводить НИР по изучению возможности многоразового использования центрального блока "Ц" (цех на заводе "Прогресс"

позволял изготавливать шесть блоков в год), а также опорного (остающегося на земле) блока "Я", подвергающегося экстремальным тепловым нагрузкам при старте "Энергии".

Работы по блоку "А" велись более 10 лет. Были исследованы все этапы движения блока "А" после окончания его штатного функционирования (разгона системы в течение требуемого времени ~ 130 с), оптимизирован состав дополнительных систем, обеспечивающих его неразрушаемое приземление на полигоны посадки и неперевышение перегрузок при приземлении по сравнению со штатными. Проведена рекогносцировка предполагаемых районов приземления, сформулированы требования к состоянию рельефа поверхности районов посадки и к наземным комплексам. Согласованы ТЗ по дополнительным системам со всей кооперацией их разработчиков и изготовителей, проведена экспериментальная отработка этих систем, начались бросковые испытания с маломасштабными макетами блоков "А". Планировалась установка систем спасения "Энергии" после ее первого пуска. Но эта идея не была реализована, поскольку проект закрыли.

По расчетам, экономическая эффективность от многоразового использования блоков "А" должна была составить 7...10 % от стоимости штатной программы пусков (без учета влияния рыночных факторов и интересов заводов-изготовителей).

Проблемы по многоразовому использованию блоков "Ц" и "Я" решены не были. Частично началось расширение производственных мощностей под их изготовление, но программа была закрыта.

Зарубежный опыт показывает, что за исключением уникального проекта "Спейс шаттл" повторно используются только ускорители первой ступени (снижение скорости достигается с помощью элементарной парашютной системы). Все остальные проекты — "Конестога", "Экслипс Астралайнер", "Ротон-С9", "Дельта Клипер" и др. [1] — обещали к 2000 г. снижение стоимости вывода 1 кг полезной нагрузки, но на сегодняшний день нет никаких сведений о начале разработки хотя бы одного из них.

В 2007 г. в ФГУП ГНПРКЦ "ЦСКБ—Прогресс" начались исследования по НИР "Магистраль-6-3-ЦСКБ".

Анализ нового (2007 г.) ТЗ показал, что его требования в принципе очень похожи на те, что выдвигались в 1999 г. к "Байкалу", в 2002 г. — к "Ангаре" с парашютным подхватом.

Проведем сравнение "старых" и новых требований по массе полезной нагрузки, летно-техническим и другим характеристикам РН.

Масса полезной нагрузки и объем штатной программы пусков. Масса полезной нагрузки выбирается равной 35...40 т, а годовая программа пусков включает 30...35 пуск./год (в ТЗ по теме "Подъем" — до 50...60).

Космический аппарат массой 35...40 т может использоваться для вывода какого-либо крупного объекта для нужд Международной космической станции (МКС) (или какой-то новой околоземной станции) либо в составе выводимой полезной нагрузки есть разгонные блоки и блоки довыведения на геостационарную орбиту аппаратов массой до 7 т.

В 1972 г. создание носителя такой энергетики проглядывалось факультативно, в 1999–2002 гг. оно уже было записано в требованиях, в 2007 г. — предполагалось однозначно.

Для нужд МКС максимальный объем требуемых пусков составляет до 3 пуск./год.

Если исходить из того, что потребная группировка геостационарных КА для России ~10...12 объектов со сроком активного существования около 5 лет, то каждый из объектов за это время должен быть заменен. Значит, за 5 лет надо сделать 12 пусков. Прибавив три на неудачные пуски, получим около 15 пусков, т.е. по 3 пуск./год.

В итоге имеем 6 пуск./год. Остальные 24 — 29 пусков — за счет оказания космических услуг на мировом рынке?

Предполагая, что клиенты найдутся, посмотрим на возможности производства. По результатам технико-экономического анализа, отраженного в [2], только на производство ракеты-носителя в объемах 35 РН/год заводу (например, им. М.В. Хруничева) потребуются более 30 тыс. основных производственных рабочих; примерно столько же — для головного сборочного завода, который будет изготавливать КА, и далее по всей цепочке кооперации. Вполне возможно, что к кооперации должны быть присоединены другие заводы (например, Самарский завод "Прогресс"), так как мощностей и оборудования на одном заводе может не хватить.

Даже самый высококвалифицированный маркетинг не может предугадать рыночный спрос через 10–15 лет. Вполне возможна ситуация, которая сложилась с подготовкой производства и изготовленной материальной частью для проекта Н1-Л3. Риск проекта необычайно высок.

Далее. В году 52 недели. При проведении 35 пусков в год интервал между пусками составляет менее двух недель. РН, входящая в состав новой системы, по сложности примерно соответствует "Спейс шаттл". Американцы рекламировали, что предполагается 30

пусков в год, однако даже в годы наиболее интенсивных пусков проводили их не чаще, чем один раз в два месяца (по разным причинам, но в основном по техническим).

Рынок космических услуг имеет свою специфику. На всяком рынке пытаются учесть опыт наиболее сильного конкурента. А в Основных положениях на разработку темы "Магистраль-6-3-ЦСКБ" отсутствуют такие принципиальные моменты, как номенклатура предполагаемых рабочих орбит КА и предполагаемых к выводу на эти орбиты космических объектов, разработка которых должна быть осуществлена в ближайшие 15–20 лет; обоснование программы годового выпуска 35 изделий в год; распределение пусков по предполагаемым космодромам и наличие вторых стартовых комплексов на каждом из них.

Летно-технические характеристики. Новый проект — это вариант проекта "Ангара" с новой конструктивно-компоновочной схемой, в том числе оформлением первой ступени. Но если в варианте с "Байкалом" каждый блок возвращался поодиночке, и в проекте "Энергия—Буря" отделившийся параблок разделялся на два блока, которые спасались отдельно, то в новом проекте "катамаран" из двух блоков соединен аэродинамической поверхностью и специальными стержнями. Из каждого блока выдвигалась консоль полукрыла, появились четырехопорные шасси и хвостовое оперение, установлен дополнительный бак с жидким водородом, двигатели всех ступеней — новой разработки.

Современный уровень техники позволяет реализовать такую конструкцию. Стоимость ее изготовления более чем в два раза превышает стоимость изготовления "Энергии-М", носителя с одноразовыми блоками "А" первой ступени, отработанными при пусках в составе РН типа "Зенит" и "Энергии".

Технический ресурс системы — до 50 пусков.

Заложенный в различных проектах ресурс многоразового блока (например, для проекта "Ангара" предполагалось достижение ресурса 25-кратного использования "Байкала") при реальных величинах надежностей запуска РН и функционирования самого многоразового блока, а также с учетом погодного фактора и вероятности успешного функционирования систем спасения, приземления и посадки может быть достижим чисто теоретически только для отдельных блоков. Средняя кратность (математическое ожидание) успешного многоразового функционирования блока для всего массива блоков штатной программы, вычисляемая с учетом значений перечисленных выше факторов, отрабатываемых в процессе летных испытаний, существенно ниже заложенного ресурса.

В ракетных конструкциях априори заложен 10...15-кратный ресурс, поскольку все методические и инструментальные механизмы прочностных, аэродинамических, тепловых и прочих расчетов заимствованы из авиации, где предполагается многоразовое использование всех элементов конструкции, приборного состава, двигателей и т.д. Это было признано еще в 1972 г. во время исследований по теме "Подъем". После достижения 15-кратного ресурса разработчики двигателей выдвигали тезис о необходимости проведения дополнительного объема работ на подтверждение более высокого ресурса.

Вместе с тем практически достижимая средняя кратность многоразового использования блоков первых ступеней при реально достижимых величинах надежностей всей цепочки факторов требует ресурса не более 10. Для семейства РН "Ангара", когда имеет место не только внутреступенная, но и межступенная и межносительная взаимозаменяемость блоков, или для семейства носителей по проекту "Подъем", когда имела место такая же взаимозаменяемость, оптимальная средняя кратность не превышает значения 6...8 и также обеспечивается ресурсом 10...15.

В "Спейс шаттлах" теоретически заложен 100-кратный ресурс, однако вряд ли он будет выбран. Первые "челноки" были изготовлены более 25 лет назад, а максимальное число их использований за прошедшие годы не превышает 25. В связи с этим велика вероятность того, что они будут скорее списаны из-за усталостной прочности материалов и резко возросшего объема восстановительно-профилактических работ после очередных полетов для обеспечения требуемой надежности пусков, нежели выберут свой полный технический ресурс.

Если в рассмотренной ЦСКБ системе будут заложены реальные величины надежностей пуска изделия, системы спасения параблока первой ступени, успешной посадки, погодного фактора и хоть бесконечный технический ресурс, то средняя кратность многоразового использования блоков первой ступени окажется менее 8.

Если принять идеализированные разработчиком уровни надежностей (пуска изделия в целом 0,993, системы спасения параблоков 0,98, успешной посадки 0,98, погодного фактора 0,99), то средняя кратность многоразового использования будет определена значением 15. Практически заложенный технический ресурс 50 является избыточным.

Важно, что для обеспечения такой надежности пуска изделия после предыдущего штатного функционирования необходимы не послеполетный осмотр и профилактика, а разборка изделия. Такой опыт есть у за-

вода "Прогресс", когда после команды "зажигание" двигатели первой ступени не запустились. Пришлось все изделие возвращать на завод, демонтировать двигатели и отправлять их на завод-изготовитель. Стоимость изготовления РН в связи с повторной установкой двигателей выросла на 50 %, т.е. в 1,5 раза.

Поэтому обеспечение заявленной надежности пуска изделия может привести к тому, что для повторных пусков блока стоимость сборочно-разборочных и профилактических работ может составить половину (а то и более) стоимости изготовления блока.

Эксплуатационные характеристики. Пока ни в одном из российских проектов нет экспериментального подтверждения сохранения конструкции спасаемого блока и его систем от воздействия аэродинамических нагрузок и нагрева конструкции блока при прохождении плотных слоев атмосферы, т.е. нет подтверждения невыхода перегрузок и нагрева за допускаемые по ТЗ пределы, а без этого реализация многоразового использования теряет смысл.

Ракетный блок за время штатного функционирования вырабатывает рабочий запас компонентов топлива, после чего двигательная установка выключается. В обоих баках остается гарантийный запас топлива и топливо незабора, трубопроводы остаются заполненными компонентами. Как ведут себя эти остатки, особенно после того, как блок приземлился, — предмет особого изучения. К блоку должно прибыть специальное транспортное устройство, в задачи которого входит удаление основной массы этих остатков и вентилирование мест их нахождения и в то же время сохранение в баках расчетного избыточного давления, предусмотренного техпроцессами при наземных эволюциях и транспортировках блока. Таким образом, появляется проблема не только пожаровзрывобезопасности, но и сохранения целостности блока в процессе его обслуживания на месте посадки.

К проблемам не технического плана, о которых пока почему-то предпочитают умалчивать, относятся юридические, организационные, учетные и многие другие, без решения которых невозможна реализация многоразового использования.

Экономическая целесообразность. При предложенной конструктивно-компоновочной схеме самолетного возврата экономии по штатной программе пусков нет.

Затраты на разработку и выполнение 10-летней штатной программы пусков по 35 изделий в год у одноразовой РН "Энергия-М" (как альтернативе НИРовского проекта) окажутся меньше, чем у рассмотренной системы на 10 %. При реальной программе штатных пусков эта разница возрастает в несколько раз.

Если принять к расчету идеализированные величины надежностей, когда возникает необходимость не послеполетного осмотра, а разборки изделия, то одноразовая РН "Энергия-М" окажется по уровню затрат на разработку и реализацию штатной программы пусков на 15 % выгоднее, чем предложенная по ТЗ.

Результат принципиально не новый. Он получался даже при исследованиях аспирантов СГАУ еще в 2002 г. [3].

По результатам проведенного анализа можно сделать следующие выводы.

1. Теоретически многоразовое использование блоков первых ступеней экономически выгодно. В настоящее время в России оно может быть реализуемо только при соблюдении таких условий:

при пусках с космодрома Байконур (Плесецк не подходит при любой схеме спасения или возвращения к месту старта из-за условий внешней среды);

без превращения первой ступени в самолет;

реализующая организация представляет собой холдинг.

2. В случае многоразового использования появляется множество не только технических, но и организационных, юридических, логистических проблем, решение которых возможно только в рамках холдинга, ответственного за весь жизненный цикл проекта.

3. При существующей системе Министерств, ведомств, государственном регулировании, юридическом несовершенстве отношений внутри кооперации исполнителей с различной формой собственности реализация "многоразовости" обречена на нулевой эффект.

4. Более 40 лет отдельные комплектующие (особенно для материальной части, возвращаемой в спускаемых аппаратах КА) практически используются неоднократно, порождая скорее негативные факторы, чем позитивные.

5. В конечном итоге "многоразовость" только блоков первых ступеней является промежуточным звеном в решении основного противоречия ракетно-космической техники — высокой стоимости изготовления изделий РКТ и их одноразовым использованием.

6. Самым критичным может оказаться вопрос времени. Предположим, что к 2010 г. будут намечены решения по кардинальным вопросам, а в 2015 г. начнется

реализация какого-либо проекта с использованием многоразовых блоков первых ступеней в любом (ракетном или самолетном) виде. При этом если США или Япония к тому времени начнут реализовывать проект одноступенчатого средства выведения типа авиационно-космического самолета, то это, несомненно, может сказаться на прекращении использования многоразовых блоков первых ступеней РН в России.

7. С самого начала считалось, что техническая реализация проектов многоразового использования вполне возможна, а вот экономическая эффективность от такой реализации выражалась не в уменьшении стоимости выведения 1 кг полезной нагрузки, а в достижении компромисса, который разрешает противоречие между желаемым объемом пусков и имеющимися производственными мощностями ("Энергия") или помогает сохранять производственную базу при неблагоприятном сочетании внутренних факторов (НК-33).

Таким образом, многоразовое использование блоков первых ступеней РН рассматривалось как спасительная мера для производства. Определенный эффект от этого, безусловно, был: проект становился реализуемым, но экономической эффективности он мог и не иметь, если на разработку "многоразовости" затрачивалось средств больше, чем требовалось на расширение производственной базы.

8. Большим недостатком всех отечественных проектов по "многоразовости" является отсутствие маркетинговых исследований рынка космических услуг и связи результатов таких исследований с Федеральной космической программой России [4].

Абстракт

1. Уманский С.П. Ракеты-носители. Космодромы. М.: Рестат+, 2001. 212 с.

2. Оценка эффективности многоразовости ступеней и предложения по вариантам многоразовой ракетно-космической системы: научно-технический отчет по теме "Магистраль-6-3-ЦСКБ" / Самарский гос. аэрокосмический ун-т. Самара: СГАУ, 2007. 168 с.

3. Зиновьева О.Г. Разработка критериев относительных оценок эффективности: Дис. ... канд. экон. наук. Самара: СГАУ, 2002. 116 с.

4. Федеральная космическая программа России на 2006—2015 годы / Веб-сайт Роскосмоса. М.: РКА, 2005. 14 с.

Концепция газотурбинного двигателя для гиперзвуковых скоростей полета

В.А. Письменный



ПИСЬМЕННЫЙ
Владимир Леонидович —
начальник отделения
учебно-методического
отдела Государственного
летно-испытательного
центра им. В.П. Чкалова,
кандидат техн. наук

Обоснована необходимость перехода авиации к сверх- и гиперзвуковым скоростям полета. Изложены принципы построения газотурбинного двигателя нового типа.

Ключевые слова: турбозжекторный двигатель; сверх- и гиперзвуковые скорости; газовый эжектор; кризис дозвуковых скоростей; жесткая газодинамическая связь.

V.L. Pismenny. Concept Of Gas-Turbine Engine For Hypersonic Flights

The author substantiates the need for a transition to supersonic and hypersonic speeds in aviation, offering a state-of-the-art design of a new gas turbine engine to meet the end.

Key words: turbo-ejection engine; supersonic and hypersonic speeds; gas ejector; subsonic speed crisis; rigid gas-dynamic constraints.

В настоящее время ведущие авиадвигателестроительные компании, такие как General Electric Company, United Technologies Corporation, Rolls-Royce, SNECMA Group, проводят активную техническую политику по созданию авиационных газотурбинных двигателей (ГТД) новых поколений (программы VAATE, INPET, UEET, VITAL и др.).

Основным направлением развития авиационных ГТД, как и прежде, остается совершенствование рабочего процесса двухконтурных турбореактивных двигателей (ТРДД) [1]. Упор делается на повышение уровня рабочих параметров: степени повышения давления воздуха в компрессоре π_k , температуры газа перед турбиной T_t^* , степени двухконтурности m .

Показатели эффективности двигателей различных поколений представлены на рис. 1. Видно, что ежегодный прирост КПД авиационных двигателей постоянно снижается и сегодня составляет менее одной десятой доли процента. Это свидетельствует о том, что ТРДД (ТРДДФ) приблизился к своему техническому совершенству. Дальнейшие работы в этом направлении малоэффективны.

Для двигателей шестого поколения, например, рассматриваются параметры $T_t^* = 2100...2300$ К; $\pi_k = 50...100$ и $m = 10...20$. Существуют определенные сомнения в возможности их реализации, но даже если это произойдет, КПД двигателей (см. рис. 1) останется ниже 40 %. В связи с этим нет оснований признать существующую концепцию развития ГТД удовлетворительной.

В свое время академик Б.С. Стечкин показал, что возможности повышения КПД воздушно-реактивных двигателей (ВРД), включая ГТД, напрямую зависят от скорости полета: чем выше скорость полета, тем больший КПД может иметь ВРД. Исходя из этого теоретического положения, скорости полета можно рассматривать как естественные ограничители роста эффективности ВРД, которые по мере развития двигателей (смены поколений) неизбежно проявляются. Сегодня мы являемся свидетелями такого процесса.

Общий КПД воздушно-реактивных двигателей η_o , как известно, определяется произведением полетного КПД $\eta_n = 2V_n/(W_c + V_n)$ и эффективного КПД $\eta_e \approx C(1 - 1/\pi_\Sigma^{0,286})$, где V_n — скорость полета; W_c — скорость истечения газов из сопла;

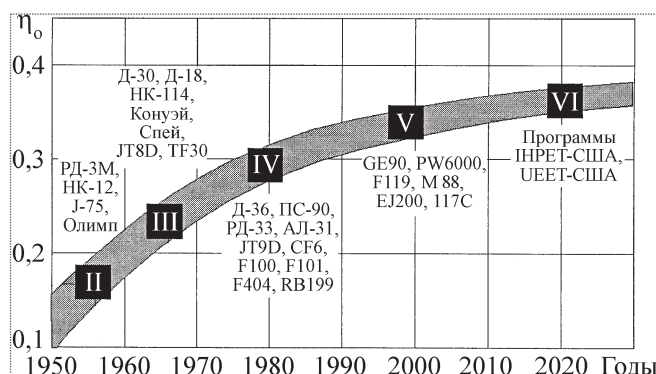


Рис. 1. Показатели эффективности ГТД различных (II...VI) поколений

π_Σ — суммарная степень повышения давления в двигателе; $C = 0,30...0,75$ — const в зависимости от типа двигателя.

Для дозвуковых ГТД полетный КПД не превышает 0,75. Несложно показать, что даже при высоких η_e общий КПД дозвуковых двигателей будет оставаться невысоким. Например, при $\eta_e \approx 0,53$, которые ожидаются для двигателей шестого поколения [2], $\eta_o < 40\%$.

Таким образом, зависимость, представленная на рис. 1, отражает объективную закономерность, а наблюдаемый кризис роста эффективности ГТД — это, по сути, кризис дозвуковых скоростей. Это важный вывод, из которого следует, что дальнейшее развитие авиации должно идти по пути повышения скоростей полета. Авиация должна стать сверх- и гиперзвуковой.

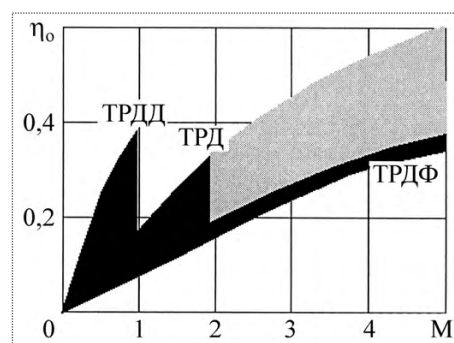
Непременным условием перехода авиации к сверх- и гиперзвуковым скоростям полета является наличие эффективных двигателей, способных реализовать высокие значения η_n и η_e , которые ВРД могут иметь на указанных скоростях. Сегодня таких двигателей нет.

На рис. 2 показаны диапазоны изменения η_o для различных типов ГТД прямой реакции: ТРДД, ТРД (ТРДФ). Видно, что ни один из них не обладает необходимыми качествами ($\eta_o < 40\%$).

Схемообразующим принципом ГТД, как известно, является равенство расходов газа через компрессор и турбину (жесткая газодинамическая связь). Наличие такой связи ограничивает технические возможности ГТД, если $M > 2$. На этих скоростях у ГТД происходит резкое снижение приведенного расхода воздуха, что делает невозможным бесфорсажный полет.

Причиной снижения приведенного расхода воздуха в ГТД является уменьшение подогрева газа $\Delta T = T_t^* / T_b^*$, где T_b^* — температура воздуха на входе в компрессор. Устранить эту причину невозможно, и, следовательно, классические ГТД (ТРД, ТРДД,

Рис. 2. Характеристики эффективности ГТД



ТРДФ, ТРДДФ) даже теоретически не могут иметь высокие η_o , если $M > 2$. Это подтверждается многочисленными техническими проектами, в том числе реализованными (сверхзвуковые "Конкорд" и Ту-144).

Использование комбинированных (турбопрямоточных) двигателей также малоперспективно: во-первых, максимальный КПД, который могут иметь ПВРД, не превышает 45 %; во-вторых, чтобы достичь этого показателя, нужно иметь скорости полета $M > 5$, где температура торможения воздуха более 1300 К; в-третьих, турбопрямоточные двигатели как тип авиационных двигателей существуют уже более пятидесяти лет и в течение всего этого времени, несмотря на многочисленные технические проекты ("Аврора", "Зенгер" и др.), не нашли практического применения.

Основным препятствием, которое не позволяет ГТД занять нишу высоких η_o (см. рис. 2), как уже сказано, является жесткая газодинамическая связь между компрессором и турбиной. Уравнение баланса мощностей между компрессором и турбиной ТРД (ТРДФ) имеет вид

$$L_k = L_t (G_t / G_k), \quad (1)$$

где L_k , L_t — работа, совершаемая соответственно компрессором и турбиной; G_k , G_t — расход газа через компрессор и турбину соответственно.

При этом работа турбины L_t не зависит от скорости полета (перепад давлений на турбине $\pi_t \approx \text{const}$, $T_t^* \approx \text{const}$), в то время как работа, затрачиваемая на сжатие воздуха в компрессоре, увеличивается пропорционально температуре торможения. Очевидно, что при равенстве расходов газа через компрессор и турбину работа L_k , которую получает компрессор на больших скоростях полета, становится недостаточной для поддержания заданного режима работы компрессора. Это приводит к снижению приведенного расхода воздуха и, следовательно, к уменьшению тяговой мощности ТРД.

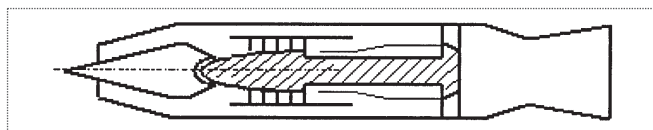


Рис. 3. Схема ТРДЭ

Изменить ситуацию можно только одним способом – повысить расход газа через турбину (см. уравнение (1)). Эта техническая задача решена в турбоэжекторном двигателе (ТРДЭ) – новом типе ГТД прямой реакции [3].

Схема ТРДЭ показана на рис. 3. ТРДЭ состоит из входного устройства, осевого компрессора, камеры сгорания, расположенной за компрессором, внешнего контура, расположенного над компрессором, звукового газового эжектора, объединяющего посредством лепесткового смесителя внутренний и внешний контуры, цилиндрической камеры смешения, турбины привода компрессора, выходного устройства.

В отличие от известных ГТД в ТРДЭ использована гибкая газодинамическая связь, при которой соотношение расходов газа между компрессором и турбиной меняется в зависимости от условий работы двигателя. Это позволяет независимо от подогрева Δ поддерживать необходимый приведенный расход воздуха и, соответственно, тягу двигателя.

Новым элементом двигателя является газовый эжектор с камерой смешения. В качестве эжектирующего газа в ТРДЭ используется газ, поступающий из камеры сгорания двигателя, в качестве эжектируемого газа – воздух второго контура. Схема течения газа в камере смешения показана на рис. 4.

Скорость истечения эжектирующего газа – звуковая. При попадании в камеру смешения горячий газ, имеющий высокое давление, движется внутри расширяющегося газового канала. В результате скорость газа возрастает ($\lambda \sim 1,5$), что ведет к понижению его статического давления. Под действием разницы статических давлений воздух из наружного контура поступает в камеру смешения, где ускоряется (движется по сужающемуся газовому каналу) до скорости звука. После этого он смешивается с горячим газом внутреннего контура. В результате смешения (частицы газа обмениваются импульсами) скорость потока становится дозвуковой ($\lambda_{см} \sim 0,65$), температура газа понижается до той, которую могут выдержать лопатки турбины, а давление усредняется.

Свойства ТРДЭ исследованы методом математического моделирования [4, 5]. Установлено следующее:

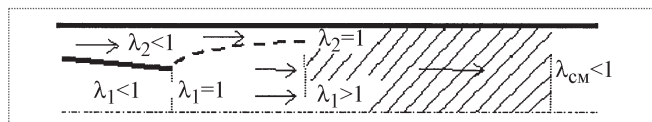


Рис. 4. Схема течения газа в камере смешения

ТРДЭ (без применения форсажа) могут развивать скорости полета $M = 5,0 \dots 5,5$ в зависимости от вида топлива;

в диапазоне скоростей от трех до пяти чисел Маха ТРДЭ обладают наилучшими тяговыми и расходными характеристиками среди известных ВРД;

КПД ТРДЭ на крейсерских скоростях полета ($M > 4$) составляет более 50 %;

температура газа перед турбиной ТРДЭ из условия обеспечения стартовой тяги и достижения скоростей полета $M > 4$ должна быть не менее 1800 К;

оптимальная степень повышения давления в компрессоре в условиях старта составляет $\pi_k = 3,8 \dots 4,0$; коэффициент эжекции в условиях старта $m = 0,05 \dots 0,10$.

На рис. 5 показаны зависимости удельных импульсов от M для ТРД, ПВРД, ГПВРД и ЖРД, работающих на водороде и керосине, по данным ЦИАМ. Здесь же для сравнения приведены аналогичные зависимости, рассчитанные автором для ТРДЭ (затененные области). Области характеристик определялись заданием "оптимистичных" и "пессимистичных" параметров ТРДЭ.

"Оптимистичные" параметры выбирались из условия минимальных потерь давления и работы в элементах ТРДЭ, "пессимистичные" – из условия неблагоприятного сочетания характеристик элементов ТРДЭ. Видно, что даже при неблагоприятных сочетаниях характеристик элементов турбоэжекторный двигатель сохраняет свои качества высокоэффективного двигателя.

Качества ТРДЭ как маршевого двигателя наилучшим образом проявляются при использовании водородного топлива – двигатель эффективно работает от взлета до максимальных скоростей полета (см. рис. 5). У двигателей, использующих углеводородное топливо, на скоростях $M < 2$ появляются проблемы (низкий удельный импульс), связанные с низкой эффективностью термодинамического цикла [4]. Такие двигатели требуют специальных мер по обеспечению взлетных характеристик.

Одним из наиболее важных результатов, по мнению автора, является новый методологический подход к построению скоростных ГТД. До сих пор считалось, что назначением турбокомпрессора в ГТД пря-

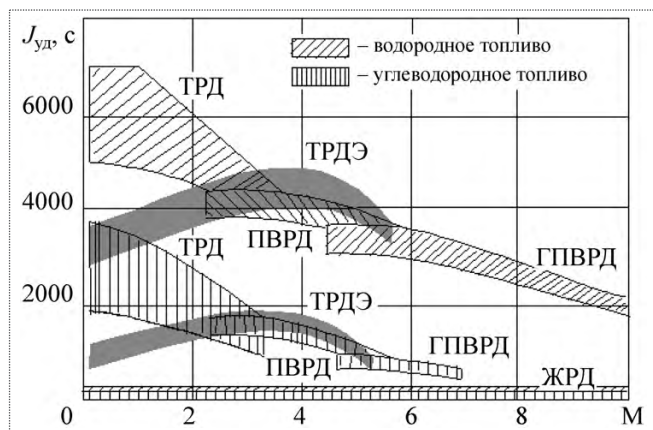


Рис. 5. Зависимости удельного импульса от числа Маха для различных реактивных двигателей

мой реакции является повышение давления газа, и если это условие не выполняется, то следует переходить к схеме прямоточного ВРД [6]. В ТРДЭ это условие не выполняется — на скоростях $M > 4$ турбокомпрессор работает при существенно отрицательных перепадах давлений — и, тем не менее, эффективность двигателя возрастает (η_o выше по сравнению с ПВРД на 30...40 %). Почему это происходит?

Ответ существует. ПВРД, которые до сих пор считаются наиболее эффективными ВРД, на самом деле являются двигателями минимальных термодинамических возможностей. У этих двигателей самые маленькие степени повышения давления, определяемые скоростным напором, а потребная работа реализуется за счет высоких подогревов газа. КПД таких двигателей — минимальные из тех, которые могут иметь ВРД в условиях больших скоростей полета.

ТРДЭ с точки зрения газовой динамики является более совершенным двигателем, чем ПВРД. В ТРДЭ теплота подводится при давлениях, значения которых в полтора — два раза больше, чем у ПВРД, а потребная работа обеспечивается не за счет подогрева рабочего тела до высоких температур, а за счет увеличения его количества. Как тепловая машина и как движитель ТРДЭ превосходит ПВРД ($\eta_e > 0,65$; $\eta_n > 0,8$).

В ТРДЭ между внутренним и внешним контурами происходит круговой обмен тепловой и механической энергиями, благодаря чему увеличиваются относительный расход топлива в основной камере сгорания (по сравнению с известными ГТД), расходы воздуха через внутренний и внешний контуры. Это позволяет при наличии ограничений по T_r^* и миделю подводить к двигателю, имеющему высокоэффективный термодинамический цикл [5], максимальное количество те-

пловой энергии, а также распределить ее на максимально большую массу газа. Это определяет физическую сущность получаемого эффекта: ТРДЭ по своим техническим возможностям является наиболее экономичным из известных ВРД.

Скорости истечения газа в ТРДЭ ниже, чем в ПВРД. Это обстоятельство накладывает ограничение при применении ТРДЭ: $M \approx 5,0$. Однако данное ограничение для ТРДЭ является достаточно условным. Дело в том, что диапазон скоростей от четырех до пяти чисел Маха является наиболее выгодным для применения пилотируемых ЛА и выходить за его пределы не имеет практического смысла. Во-первых, скорости полета здесь таковы, что эффективность ВРД может составлять 50...60 % (см. рис. 2). Во-вторых, температура торможения воздуха еще не столь критична ($T_n^* = 880...1300$ К). В-третьих, размеры Земли ограничены и увеличивать скорость полета до соответствующих числам Маха более пяти нецелесообразно, поскольку в этом случае заметно снижается время полета ЛА на крейсерских режимах (увеличиваются участки разгона и торможения).

Сегодня авиация переживает не лучшие времена. Рост цен на энергоносители и развитие наземного транспорта снижают конкурентоспособность авиации. Рекорд скорости на железнодорожном транспорте уже превысил 570 км/ч. Очевидно, что при существующих тенденциях развития энергетики и транспорта авиация, оставаясь в дозвуковом диапазоне скоростей, не сможет долго оставаться конкурентоспособной. Уже сейчас ей нужно занимать новую транспортную нишу сверх- и гиперзвуковых скоростей [7].

К сожалению, программы, реализуемые в области авиадвигателестроения [1], далеки от решения этой важнейшей стратегической задачи. Основной упор в них делается на развитие дозвуковой авиации, ориентированной на углеводородное топливо. Это заведомо тупиковый путь. По оценкам экспертов, к 2050 г. добыча нефти может вообще прекратиться.

С 2001 г. в промышленно развитых странах приняты крупные государственные программы НИОКР в области водородной энергетики. По оценкам Национальной академии наук США, ориентировочные сроки внедрения водородной энергетики на транспорте таковы: США, Западная Европа, Япония — 2030 г.; Россия, СНГ, страны-экспортеры нефти — 2040...2050 гг.

Появление гиперзвуковой транспортной авиации, скорее всего, будет связано с появлением водородных

ТРДЭ как наиболее универсальных двигателей (см. рис. 5). Однако появление отдельных типов гиперзвуковых ЛА, использующих углеводородное топливо, возможно уже сейчас. Потребность в этом объективно существует.

Наиболее перспективным способом доставки полезных грузов в космос считается, например, использование авиационно-космической системы [6], первой ступенью которой, по мнению специалистов, должен стать гиперзвуковой самолет-разгонщик с ТРДЭ.

Фактически, ТРДЭ является новым типом ГТД прямой реакции, который, как ТРД и ТРДД в свое время, открывает новую страницу в развитии авиации. Если двигатель Ф. Уиттла открыл эру реактивных двигателей, двигатель А. Люльки определил концепцию развития ГТД для дозвуковых скоростей, то ТРДЭ, по всей видимости, определит концепцию развития ГТД для сверх- и гиперзвуковых скоростей полета.

Абстракт

1. Работы ведущих авиадвигательостроительных компаний по созданию перспективных авиационных двигателей (аналитический обзор) / под ред. В.А. Скибина и В.И. Солонина. М.: Изд-во ЦИАМ, 2004. 424 с.
2. Скибин В.А., Солонин В.И., Дульнев А. Перспективы развития газотурбинных двигателей // Газотурбинные технологии. 2000. № 2. С. 4–7.
3. Письменный В.Л. Турбоэжекторный двигатель. Пат. 2190772 RU, МКИ⁷ F 02 C 3/32. Заявлено 13.04.99; Опубл. 10.10.2002, Бюл. № 28.
4. Письменный В.Л. Основы теории расчета турбоэжекторных двигателей. М., 2000. 43 с. Деп. в ЦНИИ МО РФ 18.01.2000, № В/4195.
5. Письменный В.Л. Вопросы теории турбоэжекторных двигателей // Конверсия в машиностроении. 2006. № 4. С. 9–15.
6. Нечаев Ю.Н. Силовые установки гиперзвуковых и воздушно-космических летательных аппаратов. М.: Изд. Российской академии космонавтики им. К.Э. Циолковского, 1996. 213 с.
7. Письменный В.Л. О концепции развития авиационных двигателей общего назначения // Общероссийский научно-технический журнал "Полет". 2008. № 9. С. 55–60.



ЛАЙДЖЕСТ ЛАЙДЖЕСТ ЛАЙДЖЕСТ ЛАЙДЖЕСТ ЛАЙДЖЕСТ ЛАЙДЖЕСТ ЛАЙДЖЕСТ

ІАДАУА ДАНУО ОХААІІ-АІААУО НАІ ІЕАДІА БЕ-130 АААА ІІНДААЕАІУ А АЕАЕД А 2010 а.

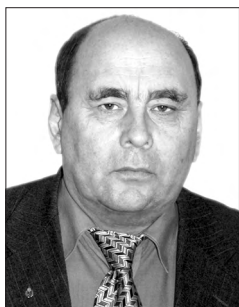
ІІНДААЕЕ ІАІАІ ДІННЕНЕНІАІ О-ААІІ-АІААІАІ НАІ ІЕАДІА БЕ-130 А АЕАЕД ІА-ІОДНУ А 2010 а.

"ІІІІАІУА ЧААА-Е ЧАЕЕР-АРОНУ А ОІІ, -ОІАУ А ЮІІ АІАО ІІЕІІНУП ЧАААДЖЕУ ЕНІУДАІЕУ БЕ-130 Е А 2010 а. ІААІА-ЕОУ ІІНДААЕО А АЕАЕД ІАДАУО ДАНДЕН НАІ ІЕАДІА", - НЕАЧАЕ ІАДАУЕ ЧАІ АНДЕНДІАІ АІАДАЕУІІ-АІ АЕДІАЕОІА ІЕАЕІ. А.Н. БЕІАЕААА ІЕЕІЕАЕ АІЕААІЕІА ІА ЧАНАААІЕЕ А ЧАІІДІАУА І ААІІНОААДНОААІІАІ ЕІІДІАЕІАЕІІІАІ НАААА ІІ НІДІАІЕ-АНДІА ДІННЕНЕ Е ОЕДІАЕІУ А ІАЕАНДЕН ААЕАААЕАДІААНОДІАІЕУ. ІІ ААІ НІІААІ, А ЕДІОДНЕН АІ ЕІІОА 2009 а. АІЕАІІ АУОУ ІІНДІАІІ -АДІДІА НАІ ІЕАДІА ЕЧ ЮІЕ ІАДІЕЕ. ЕДІІ А ОІАІ, -АДІДІА НАІ ІЕАДІА БЕ-130 АААА ІІНДІАІУ А ЮІІ АІАО ІА ІЕААІДІАІІІ ААЕАЧААІАА "НІЕІЕ" АЕУ ДІННЕНЕНЕО ААН.

"ІІ ІААААІНУ, -ОІ А 2010 а. ІІЕО-ЕІ ІДІААІЕАІЕУ ІО ІЕІІАІДІІУ ДІ ІАНААІЕА ІА ААЧА БЕ-130 ЕАА-ЕІАІ ОААДІІАІ НАІ ІЕАДІА", - НЕАЧАЕ І. АІЕААІЕІА. ІІ НІІАУЕЕ, -ОІ ІАДАУЕ НАДІЕІУЕ БЕ-130, ІІНДІАІІУЕ АЕУ ААН ДІННЕНЕ, АНІЕДІ ІІАЕЕР-ЕОДНУ Е АІНОААДНОААІІУІ НАІ АНОІУІ ЕНІУДАІЕУІ. ОАЕЕІ ІАДАЧІІ, А ЕНІУДАІЕУІ ІДІО О-АНДЕНА -АДІДІА ІАДІЕІ. ІІ НІІААІ І. АІЕААІЕІАА, "ДІНІАІДІІУЕНІІДІ" АААА ІАДААІ-АІДІ НІУАІІ АЕЕАІААІНОДІ-ІОДНОДІАІ, АДАЕАА ААЕІОНОНЕНЕ ІА ІДААІАД ІІНДААЕЕ ЕІ НАІ ІЕАДІА БЕ-130.

АЕААІУЕ ЕІААІАД ІІНІАІЕІАІ ІАДІІНОДІЕДІАЕУІІАІ ІДІЕЧАІАНОАА ААЕАААЕАЕ АЕ-222-25 НІНДААЕУАД 62,3 %, АІЕУ ОЕДІАЕІУ - 37,7 %. НІ ДІННЕНЕНІЕ НОДІІУ А ЮІЕ ІДІАДАІ ІА ІДІЕІААД О-АНДЕНА І ІІ "НАЕР", Н ОЕДІАЕІЕІЕ - ІАІ "І ІОДІ НЕ-". НОІ ІАДІАУ ІАДААІДЕНА ААЕАААЕАЕ АЕ-222-25 ІА ІІУОІУО НАІ ІЕАДІА БЕ-130 А ІАНОІУАА АДАІУ НІНДААЕУАД АІЕАА 1300 ÷.

Вестник Интерфакс — АВН № 21 (399), 2009 г.



МЕНЬШИКОВ
Валерий Александрович —
заместитель Генерального
директора ГКНПЦ
им. М.В. Хруничева, дирек-
тор НИИ космических сис-
тем им. А.А. Максимова —
филиала ГКНПЦ
им. М.В. Хруничева,
доктор технических
наук, профессор



ПУШКАРСКИЙ
Сергей Васильевич —
заместитель директора
НИИ космических систем
им. А.А. Максимова, кан-
дидат технических наук



АЗАРЕНКО
Людмила Григорьевна —
главный научный сотру-
дник НИИ космических
систем им. А.А. Максимо-
ва, кандидат экономиче-
ских наук

Государственно-частное партнерство в инфраструктурном построении космических программ Союзного государства

В.А. Меньшиков, С.В. Пушкарский, Л.Г. Азаренко

В статье рассматриваются механизмы государственно-частного партнерства с позиций согласования инфраструктурных приоритетов государства с интересами частного бизнеса. На примере реализации российско-белорусской программы "Телематика-SG" показаны формы и методы привлечения долгосрочных инвестиций в космические проекты.

Ключевые слова: государственно-частное партнерство; космические проекты Союзного государства; информационно-навигационное обеспечение; внебюджетные средства; концессионное соглашение.

V.A. Menshikov, S.V. Pushkarsky, L.G. Azarenko. Public-private Partnership In Infrastructural Construction Of Space Programs Of The Allied State

In clause mechanisms of public-private partnership from position of the coordination of infrastructural priorities of the state with interests of private business are considered. On an example of realization of the Russian-Belarus program "Telematics-SG" forms and methods of attraction of long-term investments into space projects are shown.

Key words: public-private partnership; space projects of the Allied State; a supply with information-navigating; inappropriate means; concession agreement.

С позиций современной экономической теории космонавтика позиционируется как системообразующая отрасль экономики, определяющая уровень производственного и кадрового потенциалов страны, уровень технологичности всех отраслей промышленности и в конечном итоге уровень конкурентоспособности страны на мировом товарном рынке.

Как показывает практика, наиболее эффективной оказывается реализация изначально масштабных по своим затратам космических программ в рамках альянсов нескольких объединивших свои усилия государств. Показательным примером в этом отношении являются совместные союзные программы Российской Федерации и Республики Беларусь.

В настоящее время реализуется третья совместная программа в области космической деятельности "Разработка базовых элементов, технологий создания и применения орбитальных и наземных средств многофункциональной космической системы" на 2008 — 2011 гг. ("Космос-НТ"). Успешное завершение проектов подобного рода — это выход стран — участниц Договора о создании Союзного государства на качественно новый уровень развития, логическим продолжением которого должно стать формирование общего экономического и информационного пространства.

В последние годы во всем мире происходят значительные институциональные изменения в отраслях, которые ранее всегда находились в государственной собственности и государственном управлении: электроэнергетике, автодорожном, железнодорожном, коммунальном хозяйствах, магистральном трубопроводном транспорте, и в

том числе в космической сфере, особенно в части использования результатов космической деятельности. Правительства передают во временное долго- и среднесрочное пользование бизнесу объекты этих отраслей, оставляя за собой право регулирования и контроля за их деятельностью.

С одной стороны, предприятия подобных отраслей не могут быть приватизированы в полном объеме ввиду их стратегической, экономической и социально-политической значимости. Но, с другой стороны, в государственном бюджете нет достаточного объема средств, позволяющих обеспечивать в них простое и расширенное воспроизводство. Для того чтобы разрешить это противоречие, в хозяйственной практике используется концепция государственно-частного партнерства (ГЧП, Public-Private Partnership — PPP), которое представляет собой альтернативу приватизации жизненно важных, имеющих стратегическое значение объектов государственной собственности.

Механизм государственно-частного партнерства в области внедрения результатов космической деятельности предполагает согласованное решение взаимоувязанных задач по созданию условий для формирования и дальнейшего развития единого информационно-экономического пространства в интересах государств — участников международных космических программ и проектов. Как показывает мировая практика, государственно-частное партнерство представляет собой наиболее действенный механизм согласования инфраструктурных приоритетов государства с интересами частного бизнеса, связанными с реализацией крупных космических проектов, в том числе и на региональном уровне. В условиях увеличивающегося дефицита бюджетных ассигнований государственно-частное партнерство способно обеспечить стимулирование притока частных инвестиций в реализацию проектов, связанных с практическим использованием результатов космической деятельности в рамках федеральных и региональных программ России и Беларуси.

Важным шагом в современной экономической стратегии должно стать признание развития государственно-частного партнерства в космической области как общественно полезной и федерально значимой деятельности. В связи с этим организационно-правовое обеспечение субъектов государственно-частного партнерства может рассматриваться в качестве составной части космических программ и проектов.

Целесообразно разработать имеющий международный статус законопроект, устанавливающий содержание и порядок территориально-корпоративной деятельности в рамках совместных космических проектов стран — участниц Союзного государства, а также

порядок, определяющий финансовые стимулы этой деятельности.

Важнейшим элементом инвестиционной деятельности государства является активизация конечного спроса со стороны государства и вовлечение временно свободных денежных ресурсов, в том числе и средств частных инвесторов, в реальный сектор экономики. Расширение рынка предлагаемых космических товаров и услуг, возрастающая коммерциализация космической промышленности уже позволяют позиционировать очерченный сегмент как область элиминирования инфляции. Именно здесь возможно создание эффективных механизмов связывания денежной массы исключительно конкретными предложениями со стороны реальных товаропроизводителей.

Субъекты государственно-частного партнерства рассматриваются как гарантия согласования интересов и организации взаимодействия корпораций, муниципальных, региональных и федеральных органов власти в интересах реализации крупных космических проектов и программ с установлением соответствующих временных и территориальных предпочтений.

В рамках реализации космических программ Союзного государства государственно-частное партнерство — это совокупность организационно-правовых, финансово-экономических отношений и действий государственных управляющих структур в лице Союзного государства, Российской Федерации, Республики Беларусь и частного бизнеса, направленных на достижение общих целей выдвинутых космических программ. Как правило, каждый такой альянс является временным, поскольку создается на определенный срок в целях осуществления конкретного космического проекта и прекращает свое существование после его реализации.

Применение механизма ГЧП нашло свое практическое воплощение в реализации разработанной российскими и белорусскими специалистами Союзной программы "Разработка единой технологии информационно-навигационного обеспечения потребителей и создание экспериментальных участков на территории России и Беларуси" ("Телематика-СГ").

Проблема единого информационного пространства и мониторинга внешнеторговых грузовых и пассажирских потоков имеет глубокие корни, обусловленные историческим опытом России и Беларуси и их миссией служить связующим звеном между Востоком и Западом. С середины 1990-х гг. в связи с увеличением объема внешнеторговых грузопотоков обострилась проблема информационного вакуума и мониторинга грузопотоков. Отсутствие единой информационной системы, связанной с мониторингом внешнеторговых грузопотоков на территории России и Беларуси, отрицательно

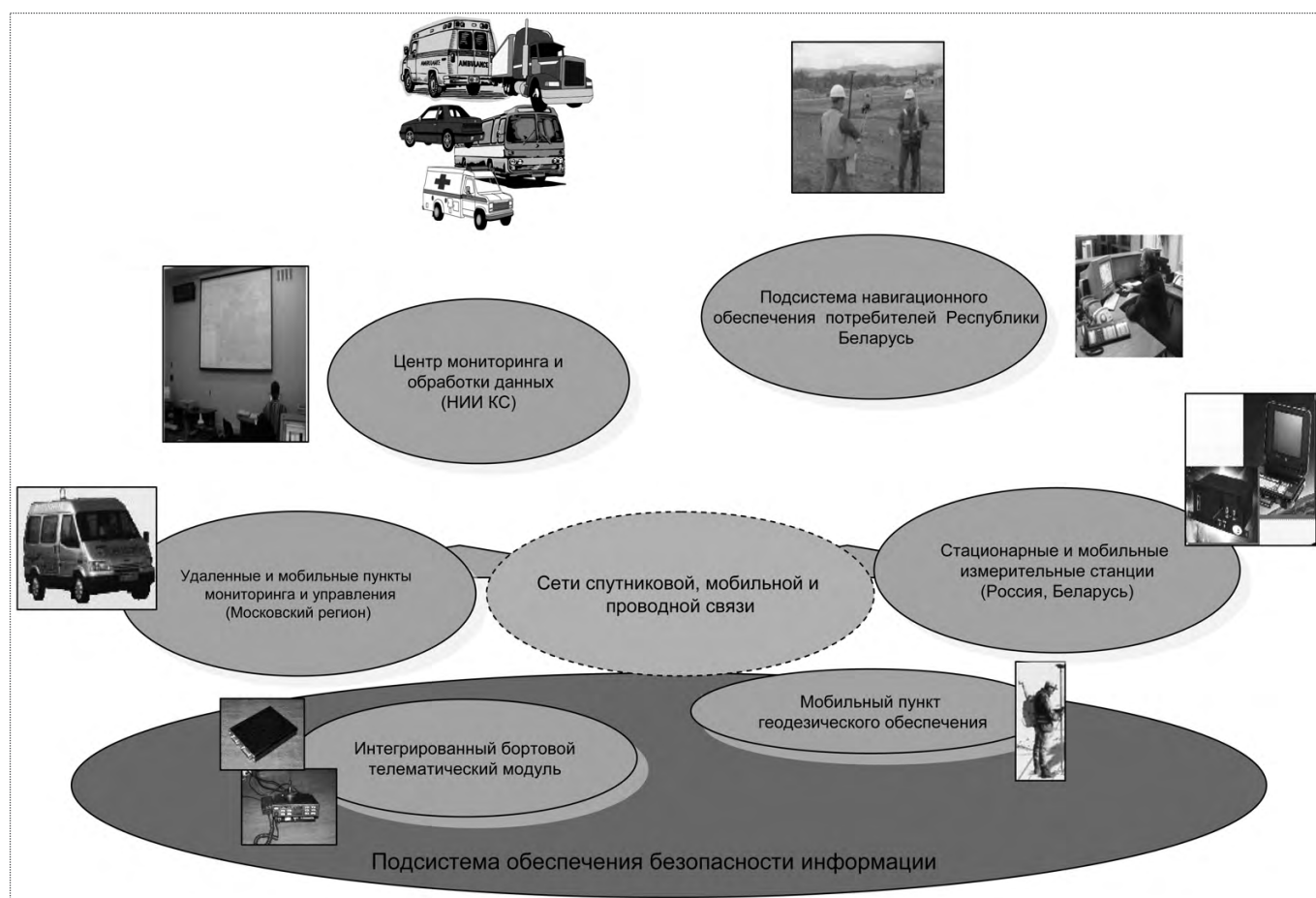


Рис. 1. Элементы наземного сегмента, разработанные по программе Союзного государства

сказывается на количестве, времени и стоимости грузоперевозок. Европейские перевозчики и грузоотправители, не желая иметь временные и финансовые потери, ищут транзитные пути по маршруту Европа – Азия, минуя маршрут Беларусь – Россия. Между тем на маршрут Европа–Азия приходится половина мирового грузопотока. Страны и зарубежные компании, которые обеспечивают эксплуатацию данного маршрута, имеют ежегодный доход свыше 1 трл. долл. США. Транссиб, который является самым выгодным маршрутом для транзитных перевозок Европа – Азия (через Беларусь и Россию), сегодня загружен не более чем на 20 %. Соответственно, бюджеты Беларуси и России и их фирмы имеют колоссальные недополученные доходы. На сегодняшний день показатели перевозочных процессов в России и Беларуси значительно отстают от мирового уровня. В частности, объем перевозок в России в два раза меньше, чем в США, а транспортные издержки составляют 11,5 % от национального дохода, в то время как в США – менее 7 %. Потери времени потребителей

транспортных услуг в России в пять раз выше, чем в развитых странах мира. Отсутствие единой технологии, объединяющей и обеспечивающей комплексное использование различных функциональных приложений транспортной и информационной сферы, является одним из факторов, сдерживающих эффективное использование общих транспортных коридоров России и Республики Беларусь.

Сфера грузовых и пассажирских перевозок Беларуси и России – сложный хозяйственный механизм, в который входят различные ведомства, организации и предприятия, зачастую не связанные между собой функционально или не заинтересованные в таких связях.

Между тем информационно-навигационное обеспечение международных транспортных коридоров могло бы объединить на принципах экономической заинтересованности усилия различных организаций. Так, например, при решении задачи эффективного и широкомасштабного контроля за перемещением грузов и пассажиров пересекаются интересы:

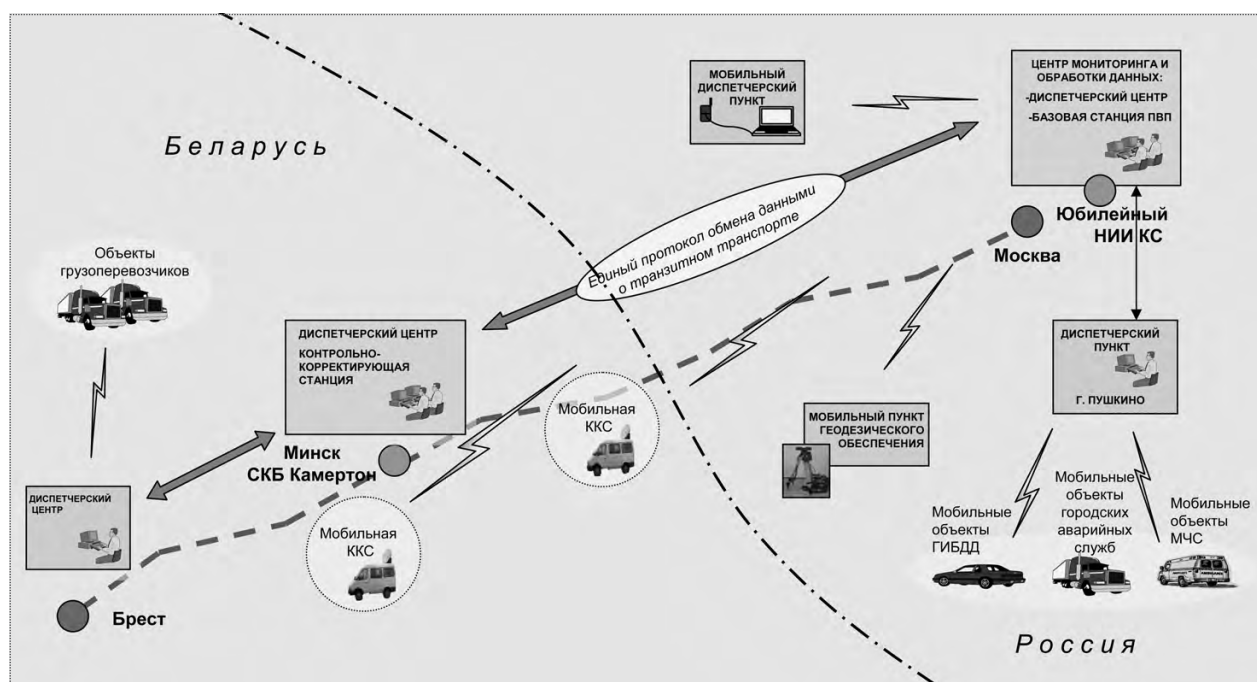


Рис. 2. Экспериментальный участок наземного сегмента межгосударственной навигационно-информационной системы, созданной по программе Союзного государства

перевозчиков (сохранность и скорость доставки грузов и увеличение пассажиропотоков);
страховых организаций (уменьшение рисков);
операторов сотовой связи (увеличение объема предоставляемых услуг связи);

силовых структур (сокращение интервалов оперативного реагирования, улучшение оперативной обстановки);

сервисных организаций (увеличение объема предоставляемых сервисных услуг);

логистических и таможенных структур (оптимизация времени доставки грузов);

производителей оборудования для информационных систем (развитие производства отечественного оборудования, совершенствование телекоммуникационных технологий).

Целями программы "Телематика-СГ" являются:

- создание информационно-навигационных технологий мониторинга, управления и предоставления информационных услуг всем участникам процессов перемещения пассажиров и грузов по территории Беларуси и России на основе использования сигналов глобальных навигационных спутниковых систем, их функциональных дополнений, современных информационных систем и систем проводной и радиосвязи, решающих задачи эффективного сбора, доставки и обработки информации о местоположении и состоянии

подвижных объектов и обеспечивающей инфраструктуры международных транспортных коридоров;

- создание комплекса унифицированных технических, информационных и программных средств, обеспечивающих объединение современных навигационных, информационных и телекоммуникационных технологий для повышения пропускной способности, обеспечения безопасности движения, охраны окружающей среды, повышения эффективности логистических операций и качественного изменения уровня предоставления сервисных услуг;

- создание экспериментальных участков единой информационно-навигационной системы транспортных коридоров на смежных территориях:

а) коридор "Север – Юг" (NS):

на ответвлении железнодорожного маршрута NSR2: Шестеровка (Беларусь) – Понятовка (Россия);

на ответвлении автомобильного маршрута NSA4: Кричев (Беларусь) – Рославль (Россия);

б) коридор "Транссиб" (TS):

на основном железнодорожном маршруте TSR: Орша (Беларусь) – Красное (Россия) – Смоленск (Россия);

на основном автомобильном маршруте TSA: Орша (Беларусь) – Красное (Россия) – Смоленск (Россия);

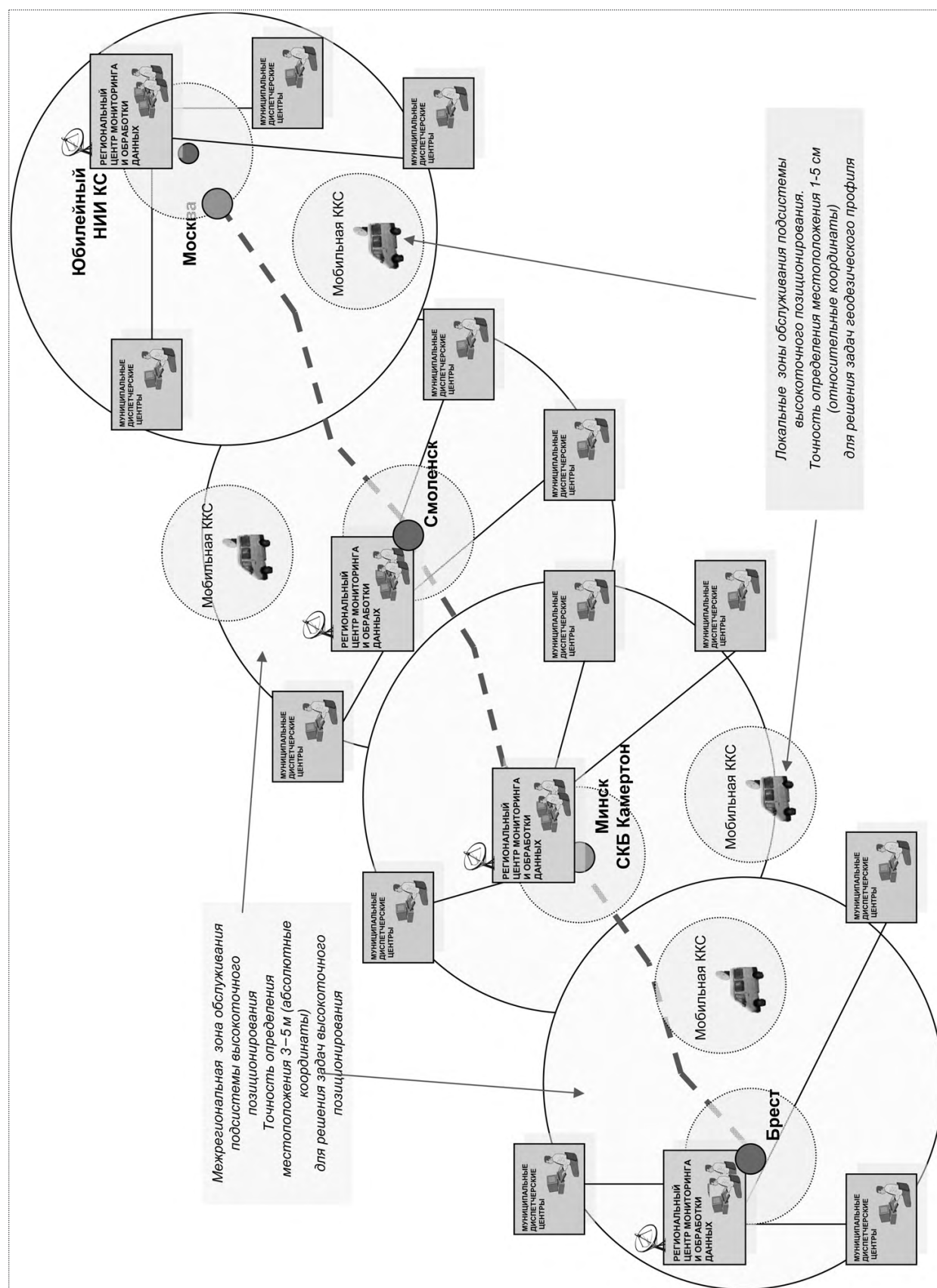


Рис. 3. Архитектура единой информационно-навигационной системы России и Беларуси

- внедрение разработанных технологий на основе создаваемых на предприятиях и в организациях России и Беларуси, включая НИИ и КБ, аппаратно-программных комплексов и технических средств, развертывания средств организационной поддержки в органах государственного и местного управления, заинтересованных ведомствах и организациях.

Мероприятия союзной программы реализуются в период 2010 – 2013 гг., что позволит:

- увеличить пропускную способность транспортных коммуникаций на направлении Брест – Минск – Москва, где в перспективе до 2013 г. прогнозируется рост перевозок, в том числе международных, на 20...30 %;

- уменьшить время доставки грузов и пассажиров по территории Беларуси и России в направлении Запад – Восток;

- создать технические предпосылки для повышения роли национальных организаций Беларуси и России в обеспечении внешнеторговых и международных транзитных грузопотоков, перевозок пассажиров в международном сообщении, что должно повысить их конкурентоспособность на мировом рынке;

- обеспечить использование современных космических, информационных и телекоммуникационных технологий при осуществлении внешнеторговых и транзитных перевозок;

- организовать перевозки в международном сообщении с использованием логистических принципов;

- сократить удельные затраты на перевозки пассажиров и грузов на основе повышения технической вооруженности транспортной сети и улучшения качества ее использования;

- улучшить навигационное и информационное обеспечение перевозок;

- повысить безопасность движения транспорта по территории Беларуси и России, а также безопасность и сохранность осуществления перевозок;

- снизить вредное воздействие транспорта на окружающую среду;

- более эффективно решать задачи землепользования в субъектах Беларуси и России;

- сохранить занятость квалифицированных кадров, а также увеличить число рабочих мест.

Результаты формирования и развития единой информационно-навигационной системы на территории России и Беларуси окажут позитивное влияние не только на показатели работы транспортной системы, но и в целом на экономический рост в регионах, по территории которых пролегает стратегический транспортный маршрут.

Финансирование Программы Союзного государства осуществляется за счет средств его бюджета и внебюджетных средств. Положительный момент в развитии ГЧП в рамках программы "Телематика-СГ" – долговременный характер сложившейся системы отношений между государственными и частными структурами, а также определенные государственные гарантии, необходимые при таких высоких рисках инвестирования. Взаимоотношения сторон ГЧП зафиксированы в официальном документе – Программе.

Распределение потребного объема финансирования за счет средств бюджета Союзного государства и внебюджетных средств на реализацию мероприятий Программы в российских рублях приведено в таблице.

Соотношение привлекаемых для реализации программы "Телематика-СГ" финансовых ресурсов таково: 70 % – бюджетные средства; 30 % – внебюджетные. Для космических проектов подобного уровня процент привлекаемых внебюджетных ресурсов достаточно высок и может рассматриваться как определенный опыт развития ГЧП в рамках программ Союзного государства.

Определение объемов запрашиваемых финансовых средств произведено исходя из планируемых мероприятий Программы, существующего уровня и порядка ценообразования на сложную научно-техническую продукцию, обобщения заявок предприятий и организаций – участников Программы. Стороны ГЧП, как это сказано в тексте Программы, объединяют свои

Требуемый объем финансирования программы "Телематика-СГ" (млн. руб)

Источник финансирования	Всего	2010	2011	2012	2013
От Российской Федерации, в том числе:	867,0	130,0	260,0	303,0	174,0
Бюджетные средства	619,3	92,9	185,7	216,4	124,3
Внебюджетные средства	247,7	37,1	74,3	86,6	49,7
От Республики Беларусь, в том числе:	433,0	65,0	130,0	152,0	86,0
Бюджетные средства	309,3	46,4	92,9	108,6	61,4
Внебюджетные средства	123,7	18,6	37,1	43,4	24,6
Итого	1300,0	195,0	390,0	455,0	260,0



Рис. 4. Развертывание практики концессионных соглашений в рамках реализации космических проектов Союзного государства

усилия для достижения общих целей — реализации запланированных программных мероприятий. Стороны ГЧП распределяют между собой расходы и риски, а также участвуют в использовании полученных результатов. Финансовые средства в объеме долевого отчисления Российской Федерации направляются только российским предприятиям и организациям, а финансовые средства в объеме долевого отчисления Республики Беларусь — только предприятиям и организациям Республики Беларусь. Долевое участие в формировании общих финансовых средств предполагает определенный порядок в распределении результатов совместного проекта в рамках ГЧП, что неразрывно связано с законодательным разрешением вопросов закрепления прав на результаты интеллектуальной деятельности. Разработанные и созданные российскими предприятиями и организациями в рамках реализации союзной Программы объекты собственности (в том числе интеллектуальной) будут принадлежать Российской Федерации (федеральная собственность), от имени которой будет выступать государственный заказчик-координатор — Федеральное космическое агентство. Разработанные и созданные белорусскими предприятиями и организациями в рамках реализации союзной Программы объекты собственности (в том числе интеллектуальной) будут принадлежать Республике Беларусь (государственная собственность), от имени которой будет выступать государственный заказчик — Государственный военно-промышленный комитет Республики Беларусь.

В рамках реализации космических программ Союзного государства может использоваться достаточно широкий диапазон различных форм ГЧП. Это, в первую очередь, разнообразные контракты, которые Союзное государство предоставляет российским и белорусским частным компаниям: на выполнение различных работ, на поставку продукции для государственных нужд, контракты технической помощи и т.д. Другой формой ГЧП в рамках совместных программ Союзного государства могут выступать арендные (лизинговые) отношения, возникающие в связи с передачей го-

сударством в аренду частному сектору своей собственности: зданий, сооружений, производственного оборудования. Еще одна форма ГЧП в рамках рассматриваемых проектов — государственно-частные предприятия. Участие частного сектора в капитале государственного предприятия может предполагать акционирование (корпоратизацию) и создание совместных предприятий. Степень свободы частного сектора в принятии административно-хозяйственных решений определяется при этом его долей в акционерном капитале. Чем ниже доля частных инвесторов в сравнении с государством, тем меньший спектр самостоятельных решений они могут принимать без вмешательства государства или учета его мнения.

Необходимо отметить, что современная практика реализации совместных программ Союзного государства не использует такую прогрессивную форму ГЧП, как концессионные соглашения. В то время как за рубежом при осуществлении крупных, капиталоемких проектов — это наиболее распространенная форма. Во-первых, концессии, в отличие от контрактных, арендных и иных отношений, носят долгосрочный характер, что позволяет обеим сторонам осуществлять стратегическое планирование своей деятельности. Во-вторых, в концессиях частный сектор обладает более полной свободой в принятии административно-хозяйственных и управленческих решений, что отличает их от совместных предприятий. В-третьих, у государственных структур в рамках как концессионного

договора, так и законодательных норм остается достаточно рычагов воздействия на концессионера в случае нарушения им условий концессии, а также при возникновении необходимости защиты общественных интересов. В-четвертых, государство передает концессионеру только права владения и пользования объектом своей собственности, оставляя за собой право распоряжения ею.

В качестве важнейших причин актуальности применения механизма концессионных соглашений в рамках реализации совместных программ Союзного государства могут быть названы:

недостаток бюджетных средств;

институциональная неготовность, а во многих случаях и невозможность (по соображениям государственной безопасности) собственника (государства) к передаче бизнесу прав в полном объеме;

высокие риски инвестирования в космические проекты при отсутствии гарантий государства.

Законодательное закрепление прав пользования объектами государственной собственности за частными компаниями в рамках концепции ГЧП (в первую очередь концессий), предоставление правовых гарантий этим компаниям по возврату вложенных средств позволит значительно снизить риски частных инвестиций и активизировать процесс привлечения капиталов (как со стороны стран-участниц Договора о создании Союзного государства, так и со стороны других государств) в космические проекты Союзного государства. Соответственно нормативно-правовая база, регламентирующая создание и позитивное функционирование совместной системы финансирования государством и представителями частного бизнеса в рамках государственно-частного партнерства космических программ и проектов Союзного государства, должна предусматривать следующие организационно-правовые моменты:

получение государственных гарантий на оплату поставок космической продукции в страны с повышенными рисками в деловом сотрудничестве;

формирование единых статистических баз данных для потенциальных частных инвесторов;

разработка лизинговых схем приобретения оборудования и сбыта продукции;

оптимизация ставок таможенных пошлин на те виды технической продукции, которые не производятся в странах-участницах Договора о создании Союзного государства;

развитие экспортного потенциала стран-участниц совместных программ Союзного государства, защиты от недобросовестной конкуренции;

формирование экономических и финансовых механизмов, способствующих ускорению развития науки и высоких технологий при участии вузов, отраслевых и академических институтов Российской Федерации и Республики Беларусь.

Необходимо отметить, что задача развертывания практики концессионных соглашений в рамках реализации космических проектов Союзного государства не сводится к принятию одного или нескольких законов, она имеет комплексный, институциональный характер и должна решаться на основе системного подхода. Помимо формирования достаточно полной и замкнутой законодательной базы по концессиям необходимо развертывание других элементов институциональной среды: органов исполнительной власти Российской Федерации и Республики Беларусь, в ведении которых находятся вопросы ГЧП (в первую очередь концессий), финансово-экономических институтов, обеспечивающих инвестирование и гарантирование частных инвестиций (например, агентств по гарантированию инвестиций), независимых организаций, осуществляющих экспертизу проектов и консалтинг, управляющих компаний, ассоциаций, объединений, фондов и т.п. Важными также являются подготовка специалистов в области концессий, создание благоприятного общественного мнения для передачи частному сектору функций владения и пользования объектами государственной собственности, обеспечение доверия общественности к этому новому типу хозяйственных отношений, а также обеспечение прозрачности деятельности бизнеса.

От того, насколько полной, непротиворечивой, качественной будет законодательная база, институциональная среда, экономическая и организационная проработка всех аспектов проблемы, во многом зависит успех или неудача реализации этого намечающегося крупного социально-политического и экономического преобразования хозяйственных отношений в рамках реализации совместных космических проектов Союзного государства.

Авторы: А.И. Киселев, А.А. Медведев, В.А. Меньшиков

1. Киселев А.И., Медведев А.А., Меньшиков В.А. Космонавтика на рубеже тысячелетий. Итоги и перспективы. М.: Машиностроение/ Машиностроение — Полет, 2002. 734 с.

2. Меньшиков В.А., Макаров М.И., Пушкарский С.В. Многофункциональная космическая система Союзного государства. М.: НИИ КС, 2007. 480 с.

3. Пушкарский С.В., Бурцев В.М., Королев А.Н., Пшеняник В.Г. О разработке единой информационно-навигационной технологии мониторинга и управления транспортом на территории России и Беларуси // Новости навигации. 2008 № 3. С. 31–34.

4. Пушкарский С.В., Азаренко Л.Г. Экономические аспекты учета объектов интеллектуальной собственности при реализации межгосударственных космических программ. Академические проблемы российской космонавтики. Материалы XXXIII Академических чтений по космонавтике. Москва, январь 2009 г. С. 206–207.



ГАЛЬПЕРИН
Давид Мордухович —
профессор Казанского
государственного техниче-
ского университета
им. А.Н. Туполева,
кандидат техн. наук

Посвящается светлой памяти выдающегося главного конструктора авиационных газотурбинных двигателей и ракетных двигателей на твердом топливе, лауреата Ленинской и Государственной премий, профессора Прокофия Филипповича ЗУБЦА (1915–1996)

УДК 623.462.24

Особенности разработки разгонных РДТТ противоракет атмосферного перехвата

Д.М. Гальперин

Описаны методические особенности выбора конструктивной схемы разгонных РДТТ противоракет атмосферного перехвата, особенности влияния полетных перегрузок и потока продуктов сгорания на скорость горения быстрогорящих твердых ракетных топлив (ТРТ), причины снижения потерь удельного импульса этих ТРТ, расчетные режимы РДТТ, повышающие достоверность оценки параметров на этапе проектирования.

Ключевые слова: противоракета; ракетный двигатель на твердом топливе (РДТТ); скорость горения твердого топлива; управление вектором тяги (УВТ); средняя скорость движения противоракеты; математическое моделирование испытаний РДТТ; вероятность реализации параметров РДТТ.

D.M. Galperin. Design Features Of Boosters For Solid-Propellant Rocket Motors Of Midair Interceptor-Missiles

The article highlights peculiar methods for the selection of a design of booster sections of solid fuel rocket motors (SPRM) intended to propel ballistic missile interceptors to the point of collision in midair, attaching special importance to in-flight g-loads, exhaust stream resultant from burning solid propellants, ways to cut down specific pulse losses, and projected design modes that are used to increase accuracy of parameter evaluation at development.

Key words: interceptor missile; solid propellant rocket motor; solid propellant burning speed; thrust vector control; interceptor missile's mean speed; mathematical modeling of SPRM tests; SPRM parameter probability.

Во второй половине 1950-х гг. в СССР начались интенсивные работы по созданию системы противоракетной обороны (ПРО), для которой в качестве оружия поражения боевых блоков межконтинентальных баллистических ракет (МБР) и баллистических ракет средней дальности (БРСД) были разработаны ракеты перехвата, получившие название противоракет (ПР) [1]. Договор по ПРО 1972 г. между СССР и США допускал применение в составе системы ПРО двух типов ракет: заатмосферного и атмосферного перехвата [2].

Заатмосферная селекция боевых блоков МБР из облака целей, содержащего большое число ложных целей, может быть неполной. В этом случае естественным фактором селекции боевых блоков является атмосфера, отсеивающая ложные цели.

Важнейшая характеристика противоракеты атмосферного перехвата — высокая средняя скорость сближения с целью, в значительной степени определяющая вероятность поражения боевого блока, направляющегося к защищаемому объекту. Со-

ответственно, ПР должна обладать большой тяговооруженностью (отношение тяги ракетного двигателя твердого топлива (РДТТ), разгоняющего ПР, к ее массе), превышающей в десятки раз тяговооруженность МБР в период ее разгона. Высокий уровень тяги РДТТ может быть достигнут двумя способами: применением твердого ракетного топлива (ТРТ) с высокой скоростью горения в составе моноблочного заряда или с помощью конструкторских решений по развитию площади поверхности горения заряда ТРТ с умеренной скоростью горения за счет его комплектования из отдельных твердотопливных блоков (шашек). Естественно, применение быстрогорящего ТРТ в составе моноблочного заряда, скрепленного с корпусом РДТТ, обеспечивает существенное улучшение (на 35–40 %) такого важного показателя совершенства двигателя, как отношение его пассивной массы к массе ТРТ. Это обстоятельство обусловило интенсификацию работ по созданию быстрогорящего ТРТ с примерным ориентиром на то, что скорость его горения в стандартных условиях: в приборе постоянного давления (ППД), используемом при контроле принимаемой партии зарядов ТРТ (при температуре 20 °С и давлении 40 кгс/см²), должна в 10–12 раз превышать скорость горения ТРТ, применявшегося в разгонной двигательной установке противоракеты заатмосферного перехвата первого поколения.

В апреле 1968 г. на заседании Научного совета по твердым ракетным топливам при Президиуме Академии наук СССР, возглавлявшегося директором Института химической физики (ИХФ) АН СССР Н.Н. Семеновым, состоялось обсуждение доклада "Об особенностях требований к твердому топливу для высокоскоростных ракет" и докладов специалистов академических и отраслевых НИИ о возможных путях разработки требуемого ТРТ. (Материалы докладов были опубликованы в сборнике научных работ институтов АН СССР "Твердые ракетные топлива" № 1 (19) за 1969 г., изданном в Москве ИХФ АН СССР.)

Совместными усилиями научных и производственных коллективов задача создания быстрогорящего ТРТ была решена. Разработка необходимого заряда ТРТ, скрепленного с корпусом РДТТ ПР, была осуществлена в уральском НИИ [1].

Применение быстрогорящего ТРТ принесло ряд дополнительных преимуществ, существенно облегчивших задачу создания высоконапряженного, но надежного РДТТ ПР.

Скорость горения любого ТРТ зависит от ряда факторов. Давление, при котором протекает процесс горения, является важнейшим из них. Чаще всего зависи-

мость скорости горения ТРТ u от давления p , полученная опытным путем, представляется в форме

$$u = Bp^v,$$

где B — постоянная, зависящая от природы топлива.

Значительное влияние на скорость горения оказывает начальная температура ТРТ.

Среди прочих факторов, влияющих на скорость горения ТРТ и характерных, в первую очередь, для РДТТ ПР, существенным фактором являются полетные перегрузки. В [3] приведена зависимость от полетной перегрузки скорости горения смесового металлосодержащего ТРТ на основе классического окислителя — перхлората аммония с содержанием 15 % высокодисперсного алюминия. При диаметре частиц Al 10,6 мкм перегрузка, равная 100, вектор которой направлен по нормали к горящей поверхности, вызывает повышение скорости горения на 20 %; при диаметре частиц Al 28 мкм — приращение скорости горения составляет 30 %. Возможное суммарное приращение скорости горения ТРТ на горящей поверхности заряда определяется как интеграл от местных приращений, обусловленных формой поверхности горения и направлением вектора результирующей перегрузки, воздействующей на РДТТ разгоняемой и управляемой по направлению движения ракеты. Результатом повышения скорости горения топлива является повышение давления в камере РДТТ и тяги. Оценка относительного приращения давления в рассматриваемый момент времени τ :

$$\delta p_\tau = (1 - v)^{-1} \delta u_\tau,$$

где v — показатель степени в приведенной выше зависимости скорости горения от давления; δu_τ — относительное суммарное приращение скорости горения ТРТ на горящей поверхности заряда, вызванное действием перегрузки в этот момент.

"Подарком" для разработчиков РДТТ ПР стало отсутствие чувствительности скорости горения быстрогорящего ТРТ, характеризуемого уровнем $u \geq 40$ мм/с при давлении 40 кгс/см², к перегрузкам, возможным при разгоне ПР. К такому выводу пришли как зарубежные исследователи, так и сотрудники ИХФ АН СССР. Главной причиной явилось значительное возрастание дисперсности частиц окиси алюминия Al₂O₃ в составе продуктов сгорания быстрогорящего ТРТ, диаметр конденсированных частиц которой оказался близким к 1 мкм и менее.

По этой же причине и в связи с изменением структуры пламени быстрогорящего ТРТ его скорость го-

рения оказалась нечувствительной и к скорости потока продуктов сгорания, протекающего вдоль горячей поверхности заряда ТРТ. Следовательно, появилась возможность пренебречь эффектом эрозионного горения, вызываемым омывающим поверхность горения потоком, интенсифицирующим процессы тепломассопереноса, что характерно для ТРТ с умеренной скоростью горения. Возможность увеличения скорости потока в канале заряда, например до 700 м/с, позволила повысить степень заполнения камеры РДТТ топливом, что способствовало улучшению конструктивного совершенства двигателя. Дальнейшее существенное повышение допустимой скорости потока продуктов сгорания ТРТ, незначительно улучшающее степень заполнения камеры РДТТ топливом, ограничивалось из опасений увеличения амплитуды колебаний давления в камере и, соответственно, амплитуды колебаний тяги.

Повышение дисперсности частиц окиси алюминия в составе продуктов сгорания ТРТ вызвало значительное снижение обусловленной двухфазностью рабочего тела составляющей потерь удельного импульса в сопле (приблизилась к нулю). Вследствие высокой дисперсности конденсата Al_2O_3 и с учетом короткого времени работы РДТТ, измеряемого несколькими секундами, сократились в сравнении с РДТТ, снаряженными зарядами ТРТ с умеренной скоростью горения, потери удельного импульса, вызываемые искажением контура сопла под действием высокотемпературного гетерогенного потока продуктов сгорания.

В условиях повышенных требований к динамическим характеристикам ПР был признан оптимальным газодинамический метод управления вектором тяги (УВТ) — посредством несимметричного вдува продуктов сгорания, отбираемых из камеры двигателя, в сверхзвуковой поток в расширяющейся части сопла Лаваля.

В отсутствие надежных сведений о статических и динамических характеристиках подобной натурной системы УВТ совместно с ЦИАМ были организованы уникальные экспериментальные исследования на базе сопла РДТТ двигательной установки противоракеты заатмосферного перехвата первого поколения. В экспериментальное сопло был встроен орган управления вдуваемым потоком. Исследования проходили на стенде подмосковного филиала ЦИАМ, созданном для испытаний натурных воздушно-реактивных двигателей в условиях, приближенных к высотно-скоростным, где в качестве рабочего тела использовался воздух высокого давления. Доверию к полученным экспериментальным данным способствовала упомя-

нутая высокая дисперсность конденсированной фазы в составе продуктов сгорания быстрогорящего ТРТ, что приблизило по свойствам реальный гетерогенный поток к гомогенному.

Особенности применения РДТТ в составе рассматриваемой ПР оказали влияние на выбор оптимального давления в камере двигателя. В данном случае толщина стенки корпуса двигателя определяется из условия его устойчивости при действии полетных перегрузок. Соответственно, давление в камере выбирается из условия прочности стенки корпуса предполагаемой толщины.

Наружная поверхность корпуса РДТТ ПР, защищаемая теплозащитным покрытием, должна быть гладкой, что способствует обеспечению работоспособности корпуса в плазменных образованиях при громадных скоростных напорах, возникающих во время полета ракеты. Поэтому прокладка электромагистралей между приборными отсеками, находящимися в полостях у переднего и за задним днищем двигателя, с применением гаргротов, располагаемых на наружной поверхности корпуса РДТТ, неэффективна. Следует применять прокладку отдельных электропроводов под наружным теплозащитным покрытием. Другим возможным, но более проблематичным решением является прокладка электромагистралей через внутреннюю полость камеры двигателя вдоль внутренней поверхности корпуса РДТТ, затем заполняемого топливом при формировании заряда методом литья.

Разработка высокоточного ракетного оружия обусловила требование высокой вероятности реализации параметров РДТТ (суммарный импульс, тяга, время работы) в пределах ограничений, предусмотренных техническим заданием (ТЗ) на разработку двигателя. Проверка соответствия требованиям ТЗ вероятности реализации контролируемых характеристик с высокой достоверной вероятностью стала возможной с разработкой математической модели РДТТ для статистического моделирования его испытаний. При использовании этой модели факторы, влияющие на реализуемый уровень характеристик двигателя, рассматриваются как случайные величины, распределенные в пределах отклонений, допускаемых ТЗ, конструкторской и технологической документацией. Для объективного статистического моделирования требуется привлечение данных контроля изготавливаемой продукции и результатов огневых стендовых и летных испытаний РДТТ.

Но еще на этапе проектирования двигателя необходимо использовать расчетные режимы, позволяю-

щие обеспечить вероятность реализации его характеристик в соответствии с требованиями ТЗ [4]. При этом под режимом подразумевается совокупность условий или, что одно и то же, сочетание влияющих факторов, определяющее реализацию предельных значений параметров двигателя, контролируемых ТЗ или, например, используемых в качестве предельных нагрузок в расчете двигателя на прочность.

При расчете РДТТ, как правило, используются четыре режима:

1. Номинальный режим, характеризующийся сочетанием номинальных значений факторов, влияющих на параметры РДТТ (давление в камере, тягу, суммарный импульс, время работы). Как в случае применения РДТТ в термостатируемом транспортно-пусковом контейнере или шахте, так и в широком диапазоне температур, например от -50 до $+50$ °С, в качестве номинальной принимается температура $+15$ °С, соответствующая номинальному значению температуры 288 К в Международной стандартной атмосфере, или температура $+20$ °С, соответствующая стандартным условиям определения уровня скорости горения ТРТ, контролируемого при сжигании его образцов в ППД.

2. Максимальный режим, характеризующийся максимальными значениями давления в камере, тяги, суммарного импульса и минимальным временем работы РДТТ. Наряду с проверкой выполнения соответствующих требований ТЗ расчет на этом режиме позволяет получить исходные данные для расчетов теплового состояния и прочности конструктивных элементов двигателя.

3. Минимальный режим, характеризующийся минимальными значениями давления в камере, тяги, суммарного импульса и максимальным временем работы РДТТ. Расчет на этом режиме позволяет проверить выполнение соответствующих требований ТЗ и получить исходные данные для расчета теплового состояния конструктивных элементов двигателя и проверки их прочности.

4. Режим максимального давления при минимальной температуре заряда ТРТ. Этот режим является вспомогательным и позволяет получить исходные данные для расчета заряда на прочность.

Для выполнения проектного расчета параметров на перечисленных режимах принят подход, являющийся в определенной мере искусственным, но дающий хорошее совпадение по вероятности реализации параметров с результатами более строгого метода статистического моделирования испытаний РДТТ. Из случайных факторов, влияющих на параметры двигателя, выделены два, принимаемые в качестве систематиче-

ски влияющих на расчетных режимах: среднеобъемная температура заряда ТРТ, характеризующая режим, и соответствующий режиму уровень скорости горения ТРТ.

Значение определяемого на расчетном режиме параметра A в пределах поля его рассеивания может быть представлено в виде $A = A_{\text{ном}}(1 + \delta A_{\text{сл}})$, где величина $A_{\text{ном}}$ рассчитывается при принятых номинальных для режима исходных данных по температуре заряда t_z и характеризующему технологические отклонения скорости горения коэффициенту k_t ; $\delta A_{\text{сл}}$ — случайное отклонение значения параметра A от номинального. Для получения предельных значений параметров РДТТ определяется алгебраическая сумма номинального значения параметра на максимальном или минимальном режиме и его случайного отклонения:

$$A_{\text{пред. макс}} = A_{\text{ном (макс.реж)}} (1 + |\delta A|_{\text{сл}});$$

$$A_{\text{пред. мин}} = A_{\text{ном (мин.реж)}} (1 - |\delta A|_{\text{сл}}),$$

где $A_{\text{ном}}$ рассчитывается при принятых для режима исходных данных, в том числе: на максимальном режиме: $t_{z \text{ макс}}, k_{t \text{ макс}}$; на минимальном режиме: $t_{z \text{ мин}}, k_{t \text{ мин}}$; на режиме максимального давления при минимальной температуре: $t_{z \text{ мин}}, k_{t \text{ макс}}$.

Случайные отклонения параметров в предположении их нормального распределения

$$\delta A_{\text{сл}} = [(k_1 \delta A_1)^2 + (k_2 \delta A_2)^2 + \dots + (k_n \delta A_n)^2]^{0.5},$$

где $\delta A_1, \delta A_2, \dots, \delta A_n$ — случайные отклонения независимых факторов, влияющих на параметр A ; $k_1, k_2, \dots, k_n$ — коэффициенты влияния независимых факторов.

Для расчета параметров и статистического моделирования Д.М. Гальпериным и Б.А. Камским была разработана математическая модель РДТТ, позволяющая учитывать влияние действующих факторов при изменении этих факторов как по длине проточной части РДТТ, так и по времени. Математическая модель основана на методе приращений — последовательном определении параметров квазистационарного потока продуктов сгорания на каждом из элементарных участков, на которые разбивается заряд ТРТ двигателя, с проверкой сходимости как в пределах участка, так и в проточной части камеры РДТТ в целом.

Математическая модель была согласована с ЦИАМ и специальным НИИ Минобороны и неоднократно успешно апробирована при разработке и испытаниях РДТТ.

Основным отличием статистического моделирования является ввод исходных данных в форме случайных величин в соответствии с законами распределения влияющих факторов, установленными на основе имеющегося опыта или экспериментальных результатов. При моделировании было использовано распределение Грама–Шарлье типа A , в котором отличия от нормального распределения учитываются при помощи коэффициентов асимметрии и крутости:

$$f_A(x) = f(x) - 0,1667\alpha_A f^{(3)}(x) + 0,04167\beta_A f^{(4)}(x),$$

где $f(x)$ – плотность нормального распределения; $f^{(3)}(x)$, $f^{(4)}(x)$ – третья и четвертая производные по x плотности нормального распределения; α_A – коэффициент асимметрии (мера косости), $\alpha_A = r_3$; β_A – коэффициент крутости (мера крутости); $\beta_A = r_4 - 3$; r_3 , r_4 – третий и четвертый основные моменты распределения, $r_n = \int_{-\infty}^{\infty} x^n f(x) dx$.

Эффективность предложенных для проектных расчетных режимов РДТТ допущений о систематическом влиянии среднеобъемной температуры заряда и контролируемых технологических отклонений скорости горения ТРТ при случайном характере прочих влияющих факторов была проверена статистическим моделированием испытаний ряда двигателей на завершающих этапах их отработки. Параметры РДТТ с вероятностью не менее 0,997 ограничиваются предельными значениями, рассчитанными при упомянутых допущениях.

Изложенные выше данные основаны на результатах работ, выполненных под руководством заслуженного деятеля науки и техники РСФСР и ТАССР, лауреата Ленинской и Государственной премий профессора Прокофия Филипповича Зубца.

Успешное решение задачи создания разгонного РДТТ ПР атмосферного перехвата, подтвердившее наряду с выполнением требований, диктовавшихся интересами обеспечения обороноспособности, вы-

сокий уровень научно-технического и промышленного потенциала нашей страны, в значительной степени объясняется эффективной координацией работ, осуществлявшейся Военно-промышленной комиссией (ВПК) при Совете Министров СССР. Важным компонентом этой координации было своевременное в основном финансирование запланированных работ. Поддерживалось взаимодействие научно-исследовательских и производственных предприятий различных отраслей оборонно-промышленного комплекса, институтов АН СССР. При необходимости привлекались научно-исследовательские подразделения ведущих вузов.

Во второй половине 1980-х гг. по решению ВПК была проведена оценка состояния отечественных стратегических ракетных вооружений в сравнении с зарубежными, выполнявшаяся группами анализа, состоящими из ведущих специалистов. Группа анализа РДТТ, возглавлявшаяся директором НИИТП (в настоящее время ФГУП "Центр Келдыша") В.Я. Лихущиным, подтвердила высокий уровень разгонного РДТТ ПР атмосферного перехвата, обеспечившего характеристики сближения ПР с боевыми блоками МБР, не уступающие характеристикам зарубежного аналога.

Авторы и редакторы

1. **Первов М.** Системы ракетно-космической обороны России создавались так. Сер. История отечественного ракетного оружия. М.: АВИАРУС – XXI. 2003. 432 с.
2. **Архангельский И.И., Афанасьев П.П., Болотов Е.Г. и [др.]** Проектирование зенитных управляемых ракет; под ред. И.С. Голубева и В.Г. Светлова: учебник. М.: Изд-во МАИ, 1999. 728 с.
3. **Алемасов В.Е., Дрегалин А.Ф., Тишин А.П.** Теория ракетных двигателей; под ред. В.П. Глушко: Учебник. М.: Машиностроение, 1999. 728 с.
4. **Гальперин Д.М.** Проектные расчетные режимы РДТТ и оценка вероятности реализации характеристик при статистическом моделировании с учетом результатов испытаний // Материалы Международной научно-практической конференции Авиакосмические технологии и оборудование. Казань-2006. 15–16 августа 2006 г. Казань: Изд-во КГТУ им. А.Н. Туполева, 2006. С. 117–119.

УДК 532.517.4

Снижение сопротивления движению тел с сотовыми луночными покрытиями

**В.В. Бабаскин, В.Т. Гринченко,
С.А. Исаев, В.Н. Моргунов, В.Е. Чепига**

В результате численного решения с помощью реализованных в пакете VP2/3 многоблочных вычислительных технологий уравнений Рейнольдса, замкнутых с помощью модифицированной модели переноса сдвиговых напряжений Менстера, обосновывается эффект снижения лобового сопротивления рельефа с сотовыми шестигранными лунками. Показано, что существует оптимальная глубина лунок, имеющих сглаженные края, равная 0,03...0,04, при которой сопротивление движению стенки уменьшается более чем вдвое.

Ключевые слова: сотовые лунки; обтекание несжимаемой жидкостью; волнообразный рельеф; моделирование турбулентности.

V.V. Babaskin, V.T. Grinchenko, S.A. Isayev, V.N. Morgunov, V.E. Chepiga.
Drag Reduction In Vehicles With Cellular Dimple Coatings

Capitalizing on the numerical solution of Reynolds equations locked up by means of the modified Menter's shear stress shift model with the help of the multi-unit computing technology, inherent in the VP2/3 software package, the authors substantiate the effect of drag reduction in objects with hexagon dimples. The paper proves that an optimal depth of the dimples, possessing streamlined edges, is 0.03 – 0.04, which gives a more than twofold reduction of the drag.

Key words: cellular dimples; incompressible liquid flow; rolling profile; turbulence simulation

Рассматриваемая проблематика относится к одному из актуальных разделов современной гидромеханики, связанному с исследованием вихревых механизмов обтекания тел с организованной шероховатостью и совершенствованием аэродинамических характеристик объектов различного назначения, например, летательных аппаратов, транспортных средств, спортивного инвентаря, элементов системы управления. В качестве элементов шероховатости выступают углубления (лунки), образованные с помощью пробойника бугорки, волнообразные траншеи [1].

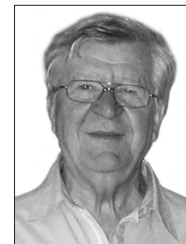
Результатом нанесения шероховатости является снижение сопротивления лыж, поезда (ориентировочные данные трубных испытаний – на 15 % [2]), автомобиля (рекламные сведения), увеличение подъемной силы профиля.

Перечисленные положительные эффекты улучшения интегральных характеристик справедливо объясняются вихревым механизмом. Однако его детали до сих пор остаются нераскрытыми, неясными являются перспективы управления вихревыми структурами.

В последние годы развернуты исследования влияния организованной шероховатости в виде упорядоченных траншей и сферических лунок на снижение сопротивления омываемых поверхностей [3, 4]. Так, например, нанесение траншей позволяет снизить сопротивление волнистой стенки примерно на 6 %, а гидравлическое сопротивление гофрированной трубы – от 5 до 15 % [5]. Важно, что в проведенных численных экспериментах анализ вихревых механизмов показывает важную роль моделирования турбулентности. В указанных исследованиях применена модель переноса сдви-



БАБАСКИН
Василий Викторович –
генеральный директор
ФГУАП "Кавминводмаш",
проф., канд. техн. наук



ГРИНЧЕНКО
Виктор Тимофеевич –
директор Института
гидромеханики НАН
Украины, академик НАНУ



ИСАЕВ
Сергей Александрович –
профессор СПб. ГУГА,
доктор физ.-мат. наук



МОРГУНОВ
Владимир Николаевич –
начальник АТБ ФГУАП
"Кавминводмаш"



ЧЕПИГА
Владимир Евгеньевич –
профессор СПб. ГУГА,
доктор физ.-мат. наук

говых напряжений Менстера [4], модифицированная с учетом влияния кривизны линий тока.

В настоящей статье продолжается численный анализ турбулентного обтекания луночных рельефов, нанесенных на плоскую стенку. Акцент делается на использование отличных от сферических сотовых лунок, полностью покрывающих рассматриваемый участок стенки.

Концепция исследования и ее генезис. Снижение вязкостного трения на волнообразных рельефах давно привлекает внимание исследователей [6]. Предварительные результаты теоретического анализа Кэри, Вайнштейна и Бушнела в 1970–1980 гг., к сожалению, не дали достоверной информации об эффекте, хотя и позволили с некоторым оптимизмом подходить к его оценке. Так, использование упрощенной версии (без решения полных уравнений Рейнольдса) модифицированной модели пристеночных турбулентных течений за счет введения в нее поправок на кривизну линий тока позволило сделать вывод об уменьшении сопротивления волнистой пластины на 13 % для отношения высоты к длине волны 0,005. При этом отмечалось, что для отношения высот к длинам волн порядка 0,02 полное сопротивление волнистой пластины на 30 % выше, чем у плоского аналога. Следует отметить, что осторожное отношение к собственным (названным аналитическими) прогнозам у их авторов тогда сочеталось с утверждением о том, что эксперименты показали возможность снижения полного сопротивления волнистых стенок.

Таким образом, несомненный интерес к объекту исследования – турбулентному обтеканию стенок с криволинейным рельефом оказался в то время неподкрепленным детальными физическими и численными экспериментами. Значительно возросшие возможности вычислительной гидродинамики (в ее новейший период развития), более совершенные модели турбулентности позволили с новых позиций взглянуть на рассматриваемую проблему [3–5].

Проведенный в [7] анализ турбулентного обтекания уединенной траншеи на плоской стенке показывает, что распределение локального трения в ее окрестности на омываемой поверхности имеет три характерных участка: небольшое увеличение трения перед вогнутостью, неравномерный профиль внутри ее с резким падением на подветренной стороне и таким же резким возрастанием в районе скругления кромки, а также весьма не протяженный участок регрессии трения к уровню, соответствующему течению вдоль плоской стенки. Вполне оправданно, что при конструировании многорядного рельефа возникает естественное стремление избавиться от начального и конечного участков, оставив

лишь один искривленный контур траншеи. Соединяя траншеи между собой незначительными перемычками или вообще обходясь без них, получаем омываемый криволинейных контур, в определенной степени напоминающий волнообразную стенку. Таким образом, задача об обтекании упорядоченного траншейного рельефа оказывается весьма близкой к рассмотренной проблеме снижения сопротивления на волнистых стенках.

Как показано в [3], по мере увеличения глубины Δ траншеи (в долях ее длины), начиная от плоской стенки, монотонно возрастают пики (максимальные и минимальные) давления и трения. Как следствие, интегральные силовые характеристики траншейного участка испытывают две встречные тенденции с ростом Δ : нарастает профильное сопротивление и синхронно снижается сопротивление трения. Конечно, такое поведение характеристик давно известно [6]. Особо отмечался "негативный" вклад в общее сопротивление рельефа, в частности волнистого, профильной составляющей, которая обычно настолько велика, что эффекта снижения сопротивления движению рельефа не возникает. В [4, 5] получен желаемый результат: при $\Delta = 0,02$ наблюдается оптимум относительного (относительного к сопротивлению плоского эквивалентного участка), полного сопротивления. Эффект снижения сопротивления получается весьма заметным (порядка 6 %).

Аналогичная тенденция имеет место для сферических лунок на плоскости с продольным и поперечным шагом лунок 1,23 и 1,385 соответственно (в долях диаметра пятна лунки). В предварительных численных экспериментах [4] было показано, что для лунок с глубиной 0,02 относительное сопротивление пакета оказывается несколько меньше, чем сопротивление соответствующего участка плоской стенки. Там же сделано предположение, что можно рассчитывать на более заметный эффект при изменении плотности луночного пакета.

Очевидно, что лунки с максимальной плотностью пакета являются предпочтительными по критерию минимального сопротивления трения на плоских участках омываемой стенки, причем 100 %-я плотность лунок, безусловно, представляется наиболее выгодной, так как исключает указанные плоские участки. Несомненно, что рассматриваемые в данной статье сотовые шестигранные лунки, отличные от сферических, вполне удовлетворяют желаемым требованиям.

Математическая модель. Объект исследования. Рассматривается омываемая несжимаемой вязкой жидкостью плоская стенка с участком, покрытым сотовыми шестигранными лунками (рис. 1). В качестве харак-

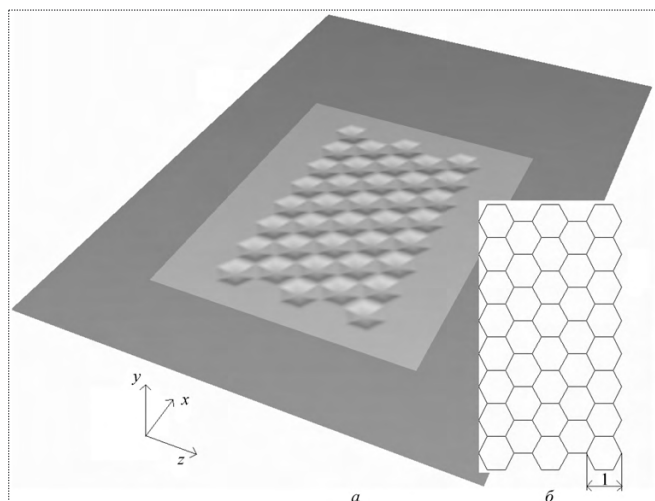


Рис. 1. Аксонометрический вид омываемой стенки с нанесенными сотовыми лунками (а) и вид сверху на участок сотовых лунок (б)

терного размера выбрано расстояние между противоположными гранями лунки. Размеры облуненного участка — $8,55 \times 6,8$, а размеры всей пластинки — 15×10 . Участок с лунками располагается на расстоянии 2 от переднего края пластинки. Глубина лунок варьируется в диапазоне от 0 до 0,08. Как показано в предварительных исследованиях [3, 4], края лунок целесообразно скруглять, причем радиус скругления должен быть значительным. Здесь его величина принимается равной 0,5.

В качестве характерного масштаба параметров набегающего потока выбирается величина скорости его однородной части вдали от стенки. Задача рассматривается в предположении о развитии на гладкой плоской стенке турбулентного пограничного слоя. Его толщина на входной границе задается равной 0,08 (порядка максимальной глубины лунок), а число Рейнольдса — 2×10^5 .

Характеристики турбулентности внешнего потока соответствуют течению в рабочей части аэродинамической трубы со степенью турбулентности 1 %.

Постановка задачи. Система исходных дифференциальных уравнений в частных производных, описывающих движение воздушного потока около стенки с облуненным участком, включает осредненные по Рейнольдсу уравнения Навье—Стокса, замыкаемые с помощью уравнений модели переноса сдвиговых напряжений Ментера, модифицированной с учетом кривизны линий тока [4]. Дополнительная константа в поправке вихревой вязкости, рассчитанной следуя Роди-Лещинеру, выбрана равной 0,02 на основе многочисленных тестовых исследований отрывных течений [8].

Расчетная область строится таким образом, чтобы нижняя ее граница совпадала с омываемой стенкой, содержащей участок с лунками, а верхняя граница располагалась вдали от стенки параллельно ее плоской части. Проточные входная и выходная границы перпендикулярны направлению набегающего потока, а боковые границы параллельны ему. Высота области выбирается из условия незначительного влияния возмущений пристеночного течения на движение потока вдали от стенки и равна 5.

На входной границе ставятся фиксированные условия: профили равномерного потока вне пограничного слоя и согласованные профили скорости и характеристик турбулентности вблизи стенки [4]. Последние получаются в результате решения параболизированных двумерных уравнений в предположении о развитии турбулентного пограничного слоя на пластинке до входного сечения.

На боковых и верхней границах задаются условия симметрии, а на выходной границе — мягкие граничные условия (условия продолжения решения) [4].

На омываемой стенке выполняется условие прилипания [4].

Численный метод. Генезис численного моделирования обтекания несжимаемой вязкой жидкостью траншейных и луночных рельефов, как и всей вычислительной гидродинамики (CFD), тесно связан с прогрессом в области компьютерной техники, развитием методов решения уравнений Навье—Стокса и совершенствованием полуэмпирических моделей турбулентности. Следует подчеркнуть, что рассматриваемая задача принадлежит к числу классических, а ее численное решение для ламинарного течения вполне удовлетворительно и давно известно. Конечно, и здесь остаются проблемы, прежде всего связанные с интерпретацией нестационарных режимов обтекания. Однако наибольшие трудности всегда представлял расчет турбулентных отрывных течений. В 1970–1980-х гг. для замыкания уравнений Рейнольдса широко использовалась двухпараметрическая диссипативная модель турбулентности или k – ε -модель Лаундера—Сполдинга. В стандартном высокорейнольдсовом варианте она дополнялась пристеночными функциями, поскольку в непосредственной близости у стенки была неприменима. В рамках такого подхода рассчитаны отрывные течения с фиксированной точкой отрыва в окрестности ниши и технологического разъема, причем в последнем случае расчеты проводились на моноблоч-

ной алгебраической сетке в криволинейных согласованных с телом координатах [9].

Ставшие индустриальным этапом развития CFD, 1990-е гг. были отмечены разработкой и широким распространением вычислительных технологий, воплощенных в специализированных и универсальных пакетах прикладных программ, или кодах. Особо следует указать на многоблочный подход к решению задач гидромеханики и теплообмена [4, 8], позволивший на совокупности вложенных и пересекающихся расчетных сеток простой топологии достаточно точно отобразить не только объекты сложной геометрии, но и разномасштабные, структурные элементы отрывных течений, такие как пограничные и сдвиговые слои, циркуляционные зоны, след за телом и др. Также важно подчеркнуть успешную апробацию созданных в указанный период новых полумпирических моделей турбулентности, в частности, двухпараметрической модели переноса сдвиговых напряжений Ментера и модели с одним дифференциальным уравнением для вихревой вязкости Спаларта—Аллмареса (CA) [4].

В рамках многоблочного подхода с использованием модели Ментера проведено численное исследование турбулентного течения в двумерном плоскопараллельном и расширяющемся каналах с круговой траншеей, внутри которой содержался вращающийся цилиндр (один из вариантов активной вихревой ячейки). При этом введение разномасштабных сеток позволило аккуратно рассчитать течение в окрестности скругленных кромок. Отмечено хорошее согласие расчетных результатов с данными измерений профилей скорости и распределений давления, выполненных в Институте механики МГУ. Предложенный многоблочный подход был обобщен для решения трехмерных задач и использован для анализа вихревой динамики и теплообмена при турбулентном обтекании сферической лунки на плоской стенке и на стенке узкого канала при варьировании в широких пределах ее глубины.

Численное моделирование турбулентного течения вязкой несжимаемой жидкости около криволинейного рельефа проводится на основе конечно-объемного решения уравнений Навье—Стокса неявным факторизованным методом глобальных итераций, сконструированным в рамках концепции расщепления по физическим процессам [4, 9]. Его основой является модифицированная согласованная процедура коррекции давления SIMPLEC. Двухшаговая процедура типа "предиктор—корректор" предназначена для определения приращений декартовых составляющих скорости и давления. В системе исходных уравнений аппроксимация конвективных членов в явной части выполняется

по одномерной версии противоточной схемы Леонарда для уравнений количества движения и по разновидности схемы TVD для уравнений турбулентных характеристик. Для обеспечения устойчивости расчетного алгоритма в неявной части уравнений переноса осуществляется аппроксимация конвективных членов по противоточной схеме с односторонними разностями. Для демпфирования высокочастотных осцилляций диффузионные члены в неявной части содержат дополнительную искусственную диффузию с коэффициентом переноса, пропорциональным кинематической вязкости. Выбор центрированного расчетного шаблона обуславливает применение монотонизатора Рхи—Чоу в блоке поправки давления с эмпирически определенным коэффициентом 0,1. И, наконец, решение разностных уравнений осуществляется методом неполной матричной факторизации в версии Стоуна (SIP). В процедуре глобальных итераций на одну локальную итерацию при решении уравнений количества движения приходится несколько итераций в блоке поправки давления и ограниченное число итераций в блоке расчета турбулентных характеристик.

Конструирование многоблочного алгоритма было инициировано численным моделированием вихревых течений в многосвязных областях применительно к телам с вихревыми ячейками [4]. Разработан оригинальный подход, основанный на декомпозиции расчетной области сложной геометрии на фрагменты с последующим использованием пересекающихся сеток простой топологии. Для определения параметров в областях пересечения сеток применяется процедура линейной интерполяции.

Решение динамической задачи заканчивается по достижении надлежащей точности расчета локальных и интегральных параметров. Так, для приращений скорости и приращения давления задается точность 10^{-5} , для приращения энергии турбулентности — 5×10^{-6} . Коэффициенты релаксации при расчете приращений составляющих скорости принимаются равными 0,5, поправки давления — 0,8.

На основе многоблочных вычислительных технологий разработан пакет прикладных программ VP2/3 (скорость — давление, двумерная и трехмерная версии) [10], который также применяется в данном исследовании.

Генерирование расчетной сетки. Расчетная область разбивается многоблочной расчетной сеткой, содержащей два фрагмента. Первый из них покрывает всю омываемую стенку и содержит $115 \times 62 \times 77$ ячеек. Минимальный пристеночный шаг равняется 10^{-5} . Минимальные шаги в продольном и поперечном направлении выбираются равными 0,1. Второй фрагмент по-

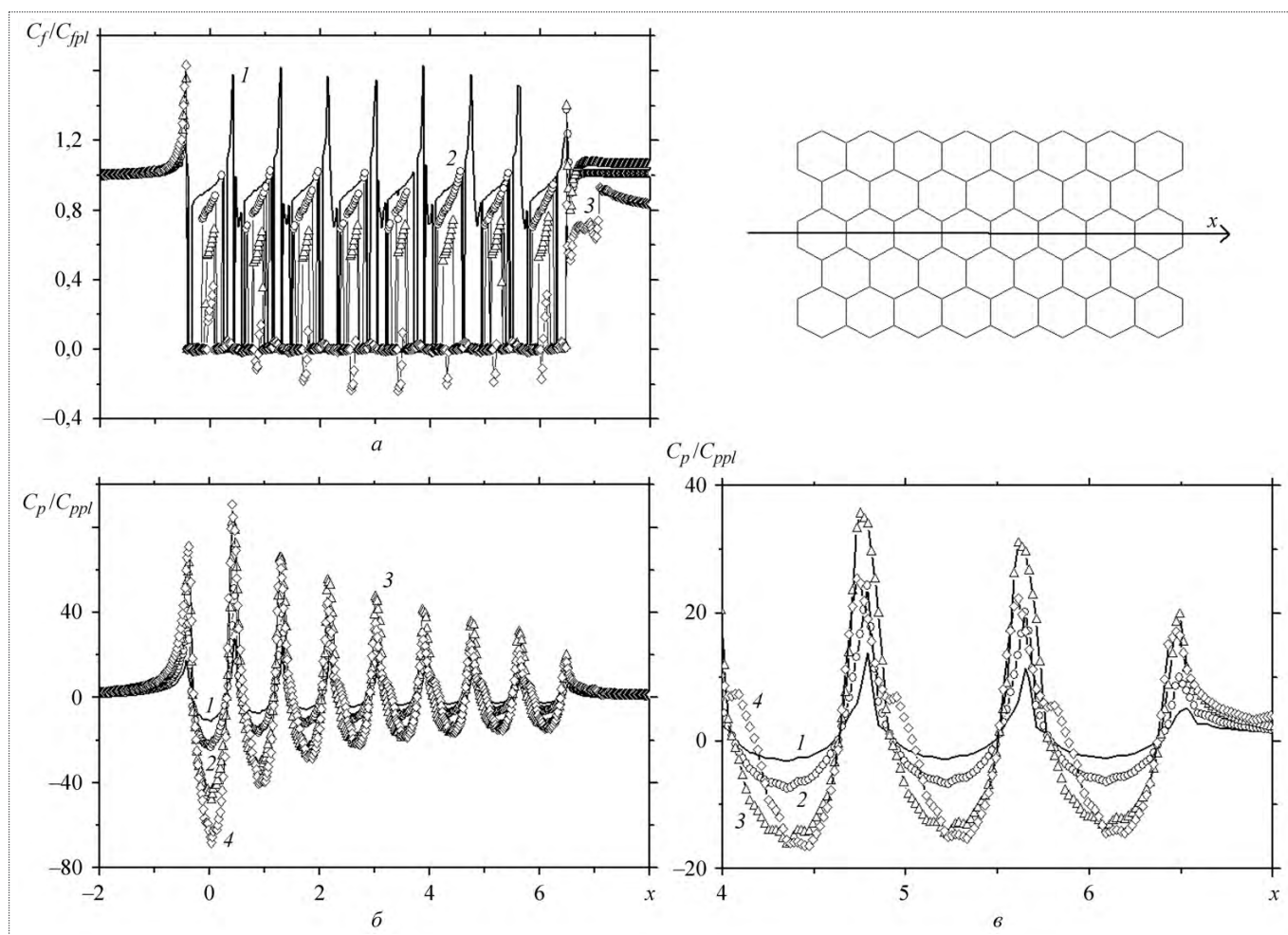


Рис. 2. Влияние глубины лунки на срединные продольные распределения локального трения (а) и коэффициента давления (б, в), отнесенных к аналогичным величинам для плоской стенки:

Кривая	1	2	3	4
Δ	0,01	0,02	0,04	0,06

крывает участок с сотовыми лунками. Его высота 0,35. В нем содержится $149 \times 50 \times 113$ расчетных ячеек. Минимальные шаги фрагментарной сетки в продольном и поперечном направлении выбираются равными 0,05.

Анализ полученных результатов. На рис. 2...6 представляются некоторые из полученных результатов проведенного численного исследования по влиянию глубины сотовой лунки на локальные и интегральные распределения силовых нагрузок на облученный участок оmyваемой стенки. Представленные характеристики относятся к соответствующим величинам на плоской стенке, обозначенным индексом pl .

Относительные величины коэффициентов трения C_f/C_{fpl} и давления C_p/C_{ppl} в срединном сечении рельефа (рис. 2, а) изменяются периодически, чередуя взлеты, приходящиеся на гребни рельефа, и падения, соответ-

ствующие вогнутостям. По мере увеличения Δ локальные минимумы C_f/C_{fpl} уменьшаются, причем при $\Delta = 0,06$ в лунках наблюдается возникновение отрывных зон. Локальные максимумы C_f/C_{fpl} увеличиваются с ростом Δ только в начале участка с лунками. Аналогичная ситуация наблюдается для $C_p/C_{ppl}(x)$ (рис. 2, б). Однако есть различия в поведении кривых $C_p/C_{ppl}(x)$ в первом и последних рядах лунок. Если в первом ряду лунок увеличение Δ приводит к монотонному росту максимумов и минимумов C_p/C_{ppl} , то начиная со второго ряда наблюдается тенденция к уменьшению локальных максимумов и повышению локальных минимумов. Интересно отметить, что увеличение локальных максимумов C_p/C_{ppl} имеет место в диапазоне изменения Δ от 0,01 до 0,04. А при переходе от $\Delta = 0,04$ к $\Delta =$

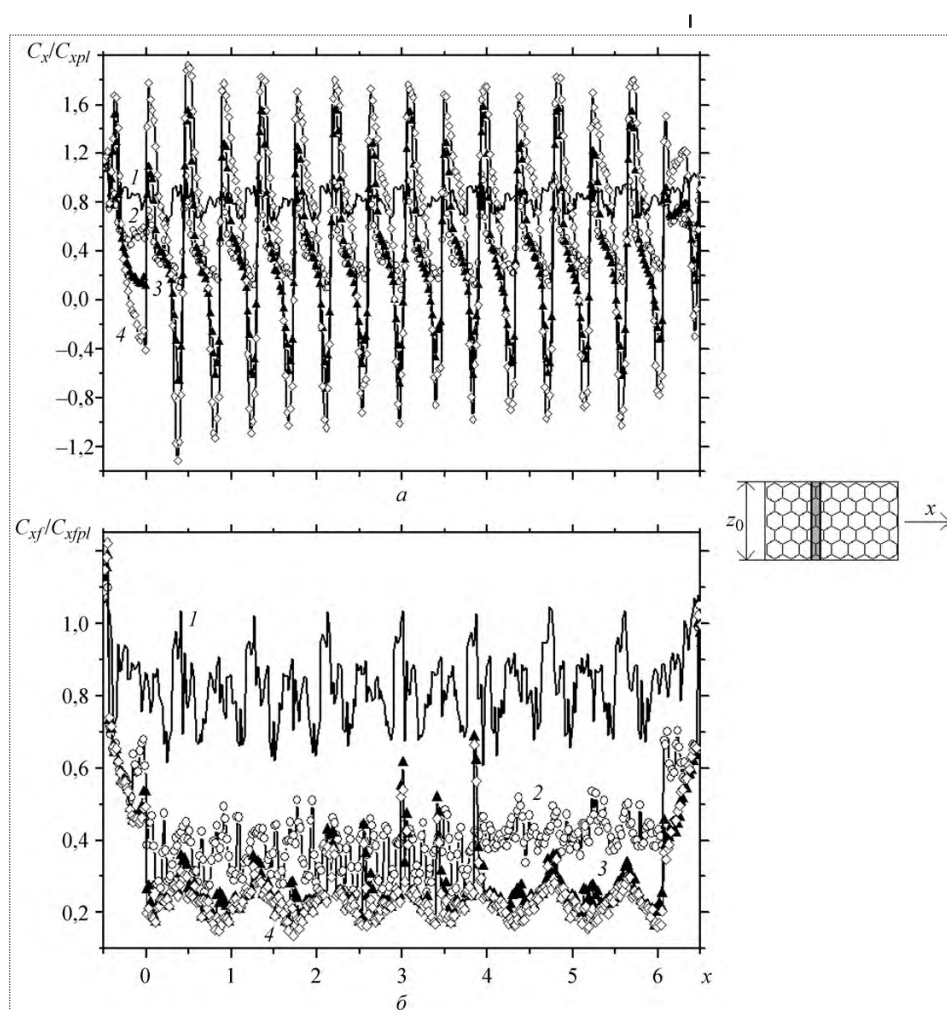


Рис. 3. Влияние глубины лунки на осредненные по поперечной полосе (размером z_0) облуненного участка продольные распределения относенных к плоской стенке коэффициентов полного сопротивления C_x/C_{xpl} (а) и сопротивления трения C_{xf}/C_{xfpl} (б):

Кривая	1	2	3	4
Δ	0,01	0,02	0,04	0,06

$= 0,06$, напротив, локальный максимум C_{pl}/C_{ppl} оказывается меньше (рис. 2, в).

Как показано на рис. 3, осредненные по поперечной полосе облуненного участка z_0 распределения относительных коэффициентов полного сопротивления C_x/C_{xpl} и сопротивления трения C_{xf}/C_{xfpl} вдоль продольной координаты x изменяются периодически, соответствуя изменению локальных характеристик, указанных на рис. 2. Однако локальных максимумов и минимумов вдвое больше, так как сотовые лунки располагаются в шахматном порядке. По мере увеличения глубины лунки относительные величины сопротивления трения монотонно уменьшаются (рис. 3, б), достигая значений

менее 0,2. Однако относительные величины полного сопротивления при этом характеризуются растущим разбросом от отрицательных величин порядка -1 до положительных величин порядка 1,7.

Осредненные по продольным полосам облуненного участка длиной x_0 распределения относительных коэффициентов полного сопротивления C_x/C_{xpl} и сопротивления трения C_{xf}/C_{xfpl} по поперечной координате z также изменяются периодически, соответствуя пяти рядам лунок (рис. 4). Однако диапазоны их колебаний гораздо меньше, чем в предыдущем случае (см. рис. 3), от 0 до 1. Очевидно, что это происходит из-за компенсации знакопеременных нагрузок при их суммировании вдоль продольных полос. По мере увеличения глубины лунок Δ осредненные относительные коэффициенты сопротивления трения монотонно убывают, почти достигая при $\Delta = 0,06$ нулевых значений (рис. 4, б). В то же время минимальные относительные величины полного сопротивления оказываются порядка 0,2, причем при $\Delta = 0,04$ (рис. 4, а).

Коэффициент сопротивления трения участка с сотовыми лунками с ростом глубины монотонно уменьшается, так же

как для рельефов с траншеями и сферическими лунками [4] (рис. 5, а). Аналогичным образом ведет себя профильное сопротивление. Оно возрастает по близкому к квадратичному закону. В результате полное сопротивление рельефа с сотовыми лунками имеет минимум порядка 0,003 при $\Delta = 0,03...0,04$. Учитывая, что при $\Delta = 0$ полное сопротивление участка 0,0067, получается, что сопротивление облуненного рельефа уменьшается более чем вдвое.

По мере возрастания Δ движение в пристеночном слое интенсифицируется. Как видно из рис. 5, б, максимальные скорости вторичного течения вблизи стенки монотонно увеличиваются, достигая при $\Delta = 0,08$

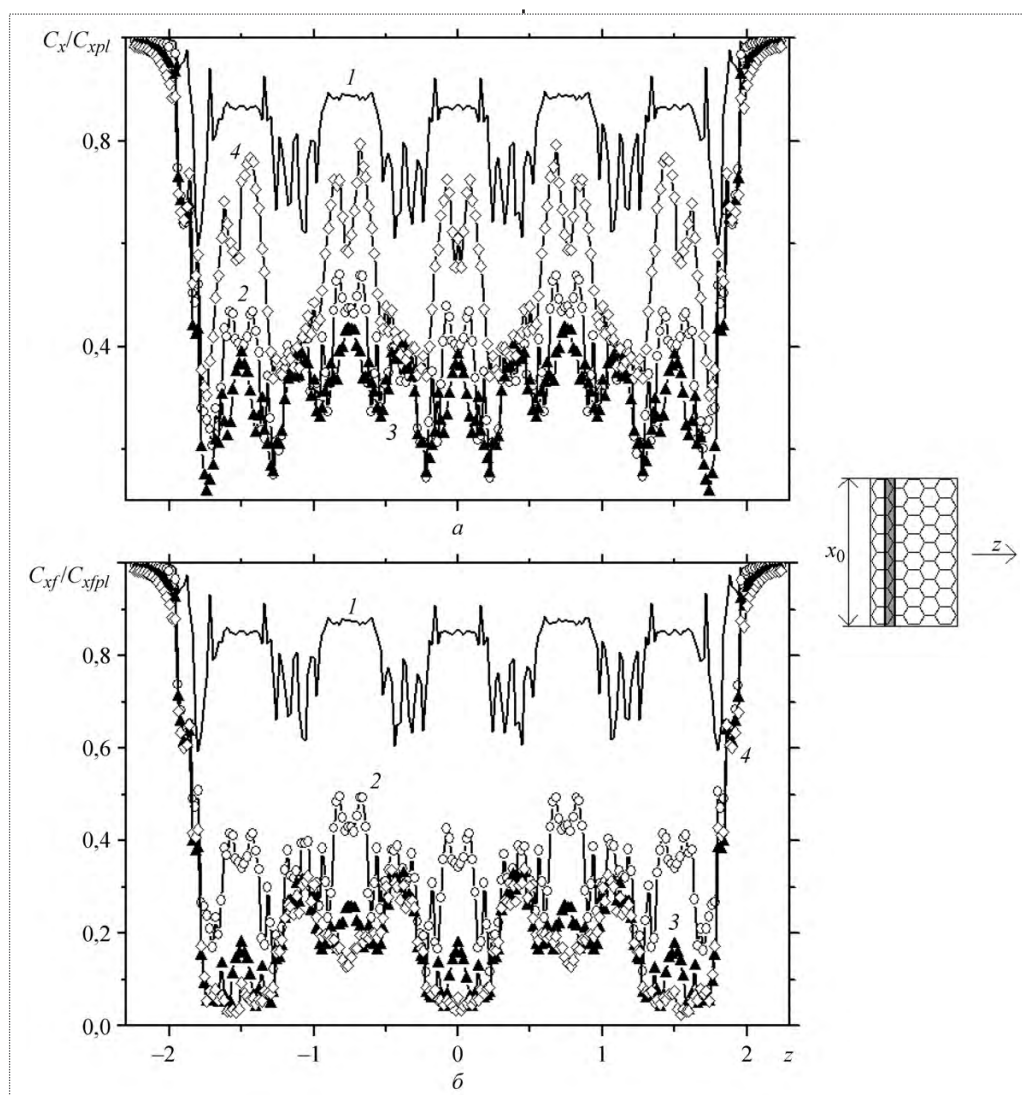


Рис.4. Влияние глубины лунки на осредненные по продольной полосе (размером x_0) облученного участка поперечные распределения отнесенных к плоской стенке коэффициентов полного сопротивления C_x/C_{xpl} (а) и сопротивления трения C_{xf}/C_{xfpl} (б):

Кривая	1	2	3	4
Δ	0,01	0,02	0,04	0,06

величины, равной 0,225. Максимум энергии турбулентных пульсаций имеет два участка изменения по мере роста Δ , различающиеся темпами возрастания k_m . До $\Delta = 0,04 k_m$ увеличивается незначительно, в то время как для глубин свыше 0,04 k_m резко меняется, возрастая более чем втрое при $\Delta = 0,08$. При этом вихревая вязкость меняется более плавно, хотя темпы роста при $\Delta > 0,04$ заметно выше, чем при малых глубинах.

Причины поведения интегральных и локальных характеристик в определенной мере объясняются на

рис. 6, на котором представляются картины распределения относительной продольной силовой нагрузки на рельеф с сотовыми лунками F_x/F_{xpl} в окрестности предпоследней лунки из срединного сечения. По мере увеличения глубины лунок Δ характер обтекания рельефа постепенно изменяется от безотрывного к отрывному. Линии растекания жидкости по криволинейному рельефу становятся все более искривленными, причем при $\Delta = 0,04$ на подветренных участках образуются зоны заторможенного течения, которые

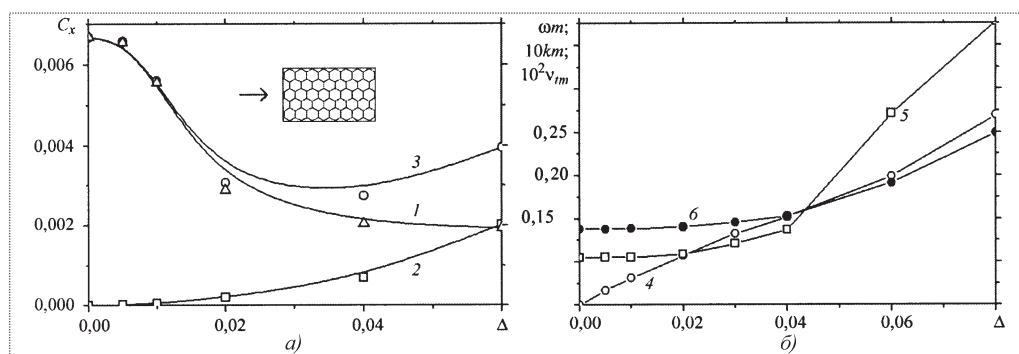


Рис. 5. Влияние глубины лунки на относительные величины коэффициентов трения C_x/C_{xpl} (1), профильного C_{xpl}/C_{xpl} (2) и полного сопротивления C_x/C_{xpl} (3), а также на максимальные величины поперечной составляющей скорости ω_m (4), энергии турбулентности k_m (5) и вихревой вязкости ν_m (6)

при $\Delta = 0,06$ превращаются в зоны отрывного течения. Интересно проанализировать динамику изменения картины F_x/F_{xpl} с ростом Δ . С увеличением Δ постепенно пропадают зоны повышенных силовых нагрузок и появляются зоны низких нагрузок. Начиная

с $\Delta = 0,02$ в картине доминирует зона 2, которая показывает изменение F_x/F_{xpl} от 0 до 0,8. Именно это обстоятельство предопределяет эффект снижения лобового сопротивления (см. рис. 5).

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ по проектам № 08-01-00059 и № 08-08-90400.

ЛІТЕРАТУРА

1. Воробьев И.Н. Эффект увеличения подъемной силы от повышения шероховатости нижней поверхности крыла и его возможное использование в различных видах транспорта // Сб. обзорной информации "Транспорт: наука, техника, управление". 1991. № 12. С. 10–15.
2. Wuest C. Dellen im dach // Der Spiegel. 2004. N 14. P. 170–172.
3. Исаев С.А., Леонтьев А.И., Кикнадзе Г.И., Кудрявцев Н.А. Численное моделирование снижения гидравлических потерь за счет нанесения олуненных покрытий // Научно-технические ведомости СПб. ГПУ. 2005. № 1(39). С. 25–33.
4. Быстров Ю.А., Исаев С.А., Кудрявцев Н.А., Леонтьев А.И. Численное моделирование вихревой интенсификации теплообмена в пакетах труб. СПб., Судостроение, 2005. 398 с.
5. Исаев С.А. Моделирование циклических и периодических вихревых течений и температурных полей с помощью многоблочных вычислительных технологий // Тр. XVI Школы-семинара молодых ученых и специалистов под рук. акад. РАН А.И. Леонтьева "Проблемы газодинамики и теплообмена в энергетических установках". М.: Издательский дом МЭИ, 2007. Т. 1. С. 57–61.
6. Снижение вязкостного трения / Под ред. Г.Р. Хью. М.: Машиностроение, 1984. 464 с.
7. Исаев С.А., Баранов П.А., Кудрявцев Н.А., Усачов А.Е. Анализ вихревого теплообмена при обтекании траншеи на плоскости с помощью многоблочных вычислительных технологий и различных полуэмпирических моделей турбулентности // Инженерно-физический журнал. 2004. Т. 77. № 4. С. 53–63.
8. Харченко В.Б. Численное моделирование отрывных течений с вихревыми и струйными генераторами на основе многоблочных вычислительных технологий // Автореферат докторской диссертации. СПб.: СПб. ГМТУ, 2006. 33 с.
9. Белов И.А., Исаев С.А., Коробков В.А. Задачи и методы расчета отрывных течений нежидкой жидкости. Л.: Судостроение, 1989. 256 с.
10. Исаев С.А., Баранов П.А., Кудрявцев Н.А., Судаков А.Г., Усачов А.Е., Харченко В.Б. 10-летний опыт развития многоблочных вычислительных технологий в пакете VP2/3 применительно к решению задач аэрогидромеханики и теплообмена // Актуальные аспекты физико-механических исследований. Механика. Киев: Наук. думка, 2007. С. 116–134.

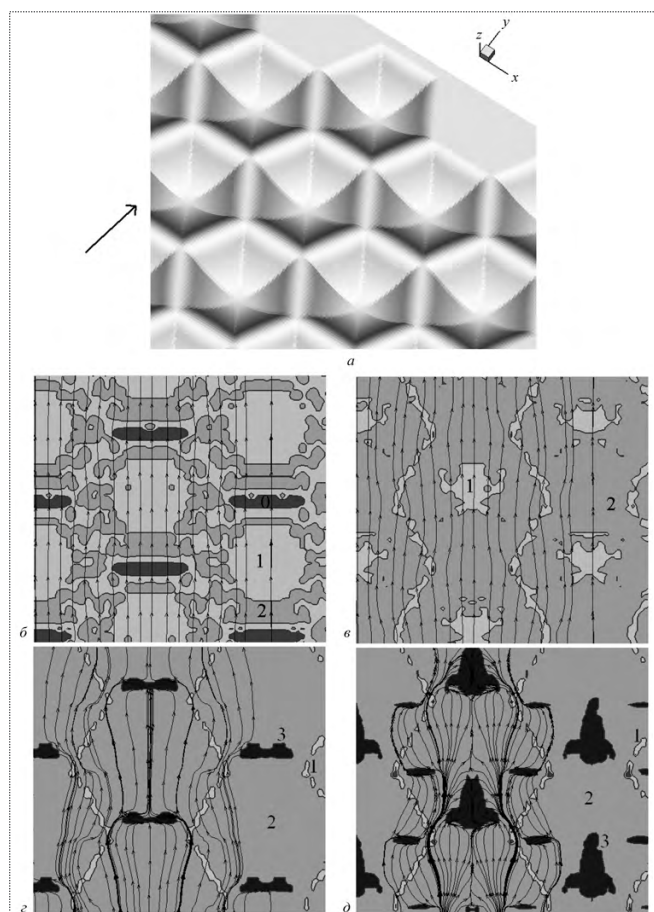


Рис. 6. Картина рельефа с сотовыми лунками (окрестность срединной лунки в предпоследнем ряду) с пятикратным увеличением глубины (а) и сравнение картин относительных распределений продольной силы F_x/F_{xpl} для различных Δ : а – $\Delta = 0,01$; б – $0,02$; в – $0,04$; г – $0,06$. Уровни 0, 1, 2, 3 соответствуют диапазонам изменения F_x/F_{xpl} : свыше 1,2; от 0,8 до 1,2; от 0 до 0,8; менее 0 соответственно

УДК 629.7

Состояние и направление развития сборочного производства ГТД

В.Ф. Безъязычный, В.В. Непомилуев, А.Н. Семенов

Рассмотрены вопросы обеспечения качества ответственных узлов газотурбинных двигателей в процессе сборки. Выделены основные причины нестабильного качества сборки роторов и рабочих колес турбомашин — влияние пространственных отклонений, контактных и объемных деформаций, избыточности базирования деталей. Предложены способы сборки, обеспечивающие функциональное качество узлов путем взаимной компенсации погрешностей деталей и их базирования на основе компьютерного моделирования.

Ключевые слова: сборка, размерные цепи, ротор, базирование, компенсация.

V.F. Bezyazychnyi, V.V. Nepomiluev, A.N. Semenov. Condition And Direction Of Development Of Assembly Manufacture PJ

The problems of quality maintenance of power jet responsible knots in the course of assemblage are considered. Principal causes of unsatisfactory quality of assemblage of turbo machines rotors — influence of spatial deviations, contact and volume deformations, redundancy of basing of details are allocated. The ways of assemblage providing functional quality of knots by mutual indemnification of errors of details and their basing on the basis of computer modeling are offered.

Key words: assembly, dimensional, chains, a rotor, basing, indemnification.

Научно-технический прогресс в машиностроении сопровождается постоянным усложнением конструкций, повышением требований к качеству выпускаемых изделий. Однако создание новых изделий в значительной мере сдерживается существующим уровнем технологии их изготовления. Технология становится критическим фактором, определяющим общее состояние современной техники. И это утверждение в полной мере относится к сборочному этапу производства. Сборка — завершающий, трудоемкий и дорогостоящий технологический процесс, во многом определяющий эксплуатационные качества и себестоимость изготовления изделия. Процесс сборки, заключающийся в упрощенном восприятии, в соединении составляющих изделие деталей и формировании замыкающих звеньев размерных цепей, является, по существу, способом преобразования несвязанной совокупности деталей в готовое изделие — техническую систему, которая обладает индивидуальным набором весовых, информационных и физических свойств.

Качество выполнения сборки может быть оценено большим числом параметров, важнейшим из которых является геометрическая точность. В настоящее время способом прогнозирования точности узлов ГТД как доступной характеристики технической системы является размерный анализ на основе "классической" теории размерных цепей, использующей целый ряд ограничений. В ней, например, рассматривается всего одна из погрешностей изготовления реальных деталей — погрешность размера, но не учитываются жесткость деталей, относительные пространственные отклонения поверхностей и т.д. В результате даже правильно выполненные размерные расчеты во многих случаях не гарантируют высокого качества сборки. Известный ученый в области сборки высокоточных изделий проф. А.М. Дальский отмечает, что даже при сравнительно высоком уровне конструктивных разработок выходные параметры машин далеко не всегда от-



БЕЗЪЯЗЫЧНЫЙ
Вячеслав Феоктистович —
зав. кафедрой Рыбинской
государственной авиацион-
ной технологической акаде-
мии им. П.А. Соловьева
(РГАТУ), профессор, доктор
техн. наук



НЕПОМИЛУЕВ
Валерий Васильевич —
профессор РГАТУ, доктор
техн. наук



СЕМЕНОВ
Александр Николаевич —
декан РГАТУ, профессор,
доктор техн. наук

вечают поставленным требованиям. Это объясняется особенностями технологических аспектов обеспечения их качества.

Известно, что сборка машиностроительной продукции может осуществляться с использованием одного из следующих методов достижения требуемой точности: взаимозаменяемости (полной, неполной, групповой) или компенсации (пригонки, регулирования, а также попарного или индивидуального подбора). При использовании данных методов сборщик наугад берет собираемые детали, а удовлетворительность или неудовлетворительность полученного в результате параметра качества оценивается уже после сборки. Таким образом, сам процесс суммирования погрешностей деталей при образовании сборочного соединения неуправляем, и качество сборки изделия обеспечивается постпроцессным контролем.

Для машиностроительного производства наиболее предпочтительно использование методов взаимозаменяемости. При этом исключаются трудоемкие пригоночные и доводочные работы, снижаются требования к квалификации сборщиков, создаются предпосылки автоматизации. Однако при использовании полной взаимозаменяемости в авиадвигателестроении качество деталей, поступающих на окончательную сборку, должно быть столь высоким и стабильным, что его достижение в серийном производстве авиационных двигателей встречает практически непреодолимые трудности как в настоящее время, так и в обозримом будущем. Ультрапрецизионные методы обработки при экстремальных требованиях к качеству всегда сложны, трудоемки, недостаточно надежны и неустойчивы. Неприемлемо большая трудоемкость изготовления деталей ГТД сразу же сводит к нулю все преимущества метода полной взаимозаменяемости, так как общая трудоемкость изготовления изделия оказывается в результате чрезмерно высокой. Появление же новых, значительно более точных и одновременно не слишком дорогих методов изготовления деталей в ближайшее время маловероятно. Поэтому использование метода полной взаимозаменяемости не является перспективным направлением совершенствования технологии сборки большинства узлов современных ГТД.

Неперспективными при окончательной сборке ГТД являются и методы неполной и групповой взаимозаменяемости: первый — по причине необходимости повторныхборок с их высокой трудоемкостью, второй — из-за необходимости в этом случае очень высокой серийности выпускаемых изделий (практически все современные отечественные ГТД изготавливаются в условиях мелкосерийного и даже единичного производства).

Методы компенсации позволяют различными способами нивелировать погрешности изготовления деталей, что дает возможность из деталей невысокой точности собирать кондиционные изделия, поэтому практически всегда в том или ином виде эти методы применяются при сборке наиболее ответственных узлов — роторов ГТД. Широко используемая пригонка деталей в настоящее время часто является единственным способом обеспечить требуемое качество сборки ГТД, но недостатки этого способа вынуждают всеми возможными способами избегать его применения. Кроме слишком высокой трудоемкости и себестоимости, выполнение пригоночных работ вызывает необходимость наличия в сборочном цехе металлорежущего оборудования, что означает появление дополнительного источника загрязнения, затрудняет организацию ритмичного производства. По этим причинам метод пригонки также неперспективен, и его применение оправдано только в том случае, если никакие другие методы не позволяют получить требуемого качества сборки.

Метод регулирования обеспечивает достижение высокой точности сборки более экономичными средствами по сравнению с методом пригонки, однако также имеет серьезные недостатки. Так, при использовании этого метода в реальных конструкциях ГТД часто возникает необходимость трудоемкой разборки собранного узла для замены компенсирующего звена и затем повторной сборки. Это связано с тем, что расчет требуемой величины этого звена с помощью классической теории размерных цепей имеет совершенно недостаточную точность даже в том случае, если до сборки известны действительные размеры всех деталей — составляющих звеньев собираемой размерной цепи, и определение выходных параметров качества сборки часто возможно только после ее полного завершения. Кроме того, для использования этого метода необходимо еще на этапе проектирования машины определить возможную величину компенсации и размеры компенсаторов, что опять-таки вызывает необходимость рассчитывать размерные цепи. Использование же подвижных компенсаторов значительно усложняет конструкцию узлов и снижает их надежность. Более того, во многих узлах авиационных ГТД по конструктивным соображениям нежелательно или вообще невозможно использование даже неподвижных компенсаторов (например, из-за снижения жесткости, надежности и т.д.). Поэтому метод регулировки возможен для обеспечения качества сборки ГТД, однако для реализации его преимуществ необходимо уточнение теории размерных цепей с целью определения величин компенсирующих звеньев еще до физической сборки узла, учета податливости де-

талей под действием сборочных сил, автоматизации размерных расчетов, разработки новых способов регулирования с учетом условий работы.

Общей особенностью перечисленных выше методов достижения требуемой точности сборки является то, что в них не учитываются индивидуальные особенности каждой конкретной детали и реальная топография поверхностей деталей. Этого недостатка лишен метод индивидуального подбора деталей (иногда он называется методом попарного или непосредственного подбора, если подбирается пара сопрягаемых деталей, или сборкой по действительным размерам), который также достаточно широко применяется при сборке высокоточных изделий, когда требования к качеству изготовления деталей значительно превышают возможности существующих методов обработки. При попарном подборе, как правило, подбираются охватываемая и охватываемая поверхности сопрягаемых деталей. Точность, достигаемая этим методом, зависит от числа тех звеньев в цепи, размеры которых подбираются.

Однако известны случаи, когда требования к точности сопрягаемых поверхностей столь высоки, что даже при использовании метода групповой взаимозаменяемости приходится использовать для комплектования пар деталей внутри одноименных размерных групп методы индивидуального подбора или пригонки (а иногда и оба эти метода вместе), осуществляемые вручную. При этом результат целиком и полностью зависит от квалификации и состояния исполнителя. Например, при изготовлении прецизионных пар топливной аппаратуры современных дизельных двигателей (втулка плунжера — плунжер, корпус распылителя — игла распылителя) предъявляются очень высокие требования к точности размеров. Допустимый зазор в прецизионной паре обычно составляет от 0,6 до 1,6 мкм при номинальном диаметре сопряжения 8,5 мм. Точность геометрической формы должна составлять: конусность — не более 0,3 мкм на 20 мм длины; некруглость — не более 0,3 мкм, непрямолинейность — не более 0,4 мкм, а шероховатость — от 0,04 до 0,08 мкм.

Для выполнения столь высоких требований, вызванных большими рабочими давлениями (порядка 60 МПа), сборка плунжерных пар номинально осуществляется методом групповой взаимозаменяемости. Однако, хотя втулки и плунжеры и сортируются по значениям диаметров, измеренных в одном сечении, на 100 размерных групп через 0,5 мкм, на практике могут быть собраны далеко не все пары из одноименных групп. Поэтому, как правило, сначала сборщик на ощупь определяет степень подвижности плунжера во втулке и гидроплотность пары и за несколько попыток вручную подбирает такую пару, которая, на его взгляд,

является годной. При этом номера размерных групп служат всего лишь подсказкой, ускоряющей процесс ручного подбора. После предварительной сборки проверяется возможность самоопускания плунжера и гидроплотность пары, по результатам которых значительное число собранных пар бракуется.

Бракованные пары, не имеющие подвижности (они составляют до 70 — 80 % пар рядных топливных насосов и почти все пары распределительных насосов) подвергаются дополнительной взаимной притирке с абразивной пастой, а пары, забракованные по гидроплотности (до 10 — 15 % пар), поступают на переборку. Таким образом, размеры диаметров сопрягаемых поверхностей, измеренные в одном сечении, не являются достаточно надежными и информативными критериями оценки качества деталей и сортировки их на размерные группы, поскольку обеспечивают получение всего лишь 5 — 10 % годных изделий, даже при использовании ручного подбора пар внутри размерных групп.

Возможности метода индивидуального подбора значительно увеличиваются в том случае, если соединяемые детали могут занимать друг относительно друга в собранном изделии различные равноценные с конструктивной точки зрения положения. В таком случае этот метод позволяет подобрать детали и их положение таким образом, чтобы они в максимальной степени взаимно компенсировали погрешности друг друга, что дает возможность значительно повысить качество сборки изделия, не завышая требований к качеству изготовления его деталей. Однако непосредственное применение такого способа при сборке реального изделия, когда число возможных вариантов соединения деталей может превышать десятки миллионов, невозможно. Выход — в автоматизации процесса индивидуального подбора деталей с помощью ЭВМ и превращение данного метода в компьютерную технологию.

Наиболее применимой в этом случае может быть так называемая виртуальная сборка, которую можно представить как процесс, происходящий внутри компьютера, но включающий в себя все существенные признаки выполняемой сборки реально существующего изделия. Виртуальная сборка основана на создании математической модели собираемого изделия, учитывающей все наиболее существенные свойства деталей и собираемого изделия в виде входных данных — действительных размеров деталей, погрешностей расположения поверхностей, состояния поверхностного слоя, свойств материалов деталей, технологических условий сборки, и выходных данных — параметров качества сборки, характерных для реального изделия (рис. 1).

Возможности метода индивидуального подбора деталей значительно возрастают при увеличении



Рис. 1. Входные и выходные данные виртуальной сборки

числа подбираемых деталей. Поэтому использование технологии виртуальной сборки, основанной на методе индивидуального подбора деталей, наиболее эффективно при изготовлении высокоточных машин, содержащих многосвязные размерные цепи. Достигаемая точность замыкающего звена существенно повышается, если производится подбор всех имеющихся деталей, т.е. производится оптимизация состава сборочных комплектов. Использование компьютера при этом позволяет очень быстро рассмотреть множество вариантов комплектации собираемого изделия и выбрать лучший из них, причем по критериям, напрямую связанным с эксплуатационными свойствами изделия. Виртуальность процесса позволяет выполнять эти операции очень быстро и с небольшими затратами, не соизмеримыми с затратами на физически выполняемую сборку.

Современная техника характеризуется использованием большого числа высокоточных узлов, содержащих маложесткие детали. К таким узлам относятся, например, роторы авиационных газотурбинных двигателей (ГТД). Особенность сложных маложестких изделий – возникновение в процессе сборки значительных деформаций деталей (размеры которых являются составляющими звеньями размерных цепей), что вызывает и изменение контролируемых размеров изделия (замыкающих звеньев). Деформации,

возникающие при приложении сборочных сил, могут в десятки раз превышать величины допусков на контролируемые размеры таких изделий. Поэтому контролируемые размеры не могут быть с достаточной точностью рассчитаны с помощью классической теории размерных цепей, которая рассматривает соединяемые детали как абсолютно жесткие.

Так, например, при сборке ротора осевого компрессора высокого давления дискового типа после установки рабочих колес производится предварительное обжатие собранного пакета осевой силой, после чего относительно свободно наворачиваются стяжные гайки (рис. 2).

Номинальное давление на торцах ступиц дисков достигает 30 % величины предела текучести их материалов. Под действием таких высоких давлений происходит смятие и упругопластическая деформация вершин неровностей контактных поверхностей. Наблюдаются, кроме того, изменения схем базирования дисков на валах, искривление оси вала, что вызывает появление дисбалансов у ротора, собранного из ранее отбалансированных колес, а также изменение осевых зазоров между кромками лопаток колес ротора и соответствующих направляющих аппаратов (рис. 3, 4).

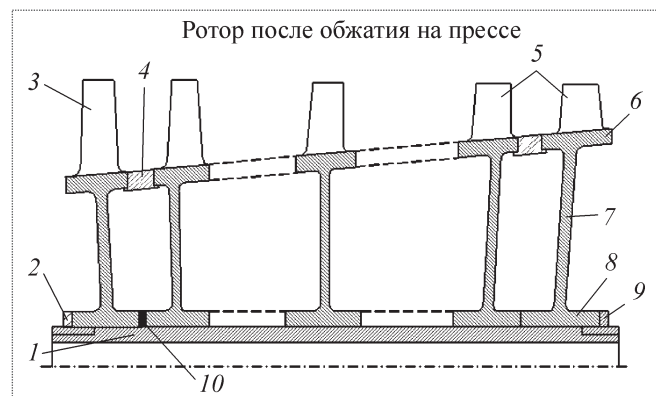


Рис. 2. Схема ротора осевого компрессора высокого давления: 1 – вал; 2, 9 – стяжная гайка; 3, 5 – рабочая лопатка; 4 – проставочное кольцо; 6 – обод диска; 7 – полотно диска; 8 – ступица диска; 10 – компенсирующее кольцо

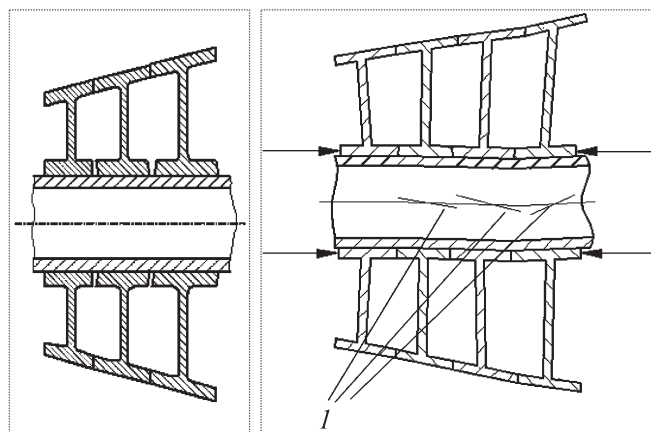


Рис. 3. Ротор, скомпонованный из дисков с торцами, не перпендикулярными оси

Рис. 4. Деформация деталей ротора при сборке: 1 – главные центральные оси инерции дисков

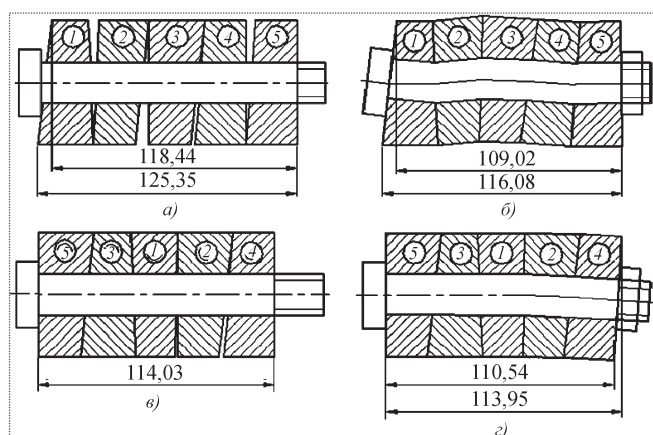


Рис. 5. Возможные варианты расположения дисков на валу

Сборочные размеры пакетов из деталей с радиально-осевой симметрией, подобных дискам, зависят также от их относительного расположения в осевом и радиальном направлениях. Так, узловые размеры могут существенно различаться при изменении положения дисков, проставочных и компенсирующих колец относительно друг друга вследствие погрешностей углового расположения торцовых поверхностей относительно осей симметрии (рис. 5). Кроме того, силовое замыкание таких узлов приводит к значительным деформациям базовых деталей.

Анализ форм базовых деталей, возникающих в процессе силового замыкания, показывает, что их деформации в значительной степени определяются жесткостью собираемых деталей и в том числе зависят от размеров, связывающих свободные поверхности и не учитываемых при размерном расчете сборочных цепей.

При существующих в настоящее время технологиях для обеспечения точности сборки роторных узлов используются следующие мероприятия:

завышение требований к качеству изготовления деталей;

применение методов регулирования и пригонки, требующих частичной разборки изделия для замены компенсатора или доработки деталей (поскольку величина компенсации корректно может быть определена только после завершения процесса сборки);

повышение жесткости отдельных деталей.

В результате этого резко увеличиваются трудоемкость и себестоимость изготовления деталей авиационных двигателей, которые изготавливают с максимально допустимой для серийного производства точностью, возрастает масса деталей и изделия в целом.

Проблема усложняется еще и тем, что результат сборки обычно нельзя заранее предсказать даже в том случае, если известны действительные размеры всех деталей. Поэтому в большинстве случаев выходные параметры процесса сборки достаточно надежно могут быть проконтролированы только на полностью собранном узле или даже готовом изделии в процессе его испытания, поскольку существующая теория размерных цепей не позволяет адекватно описывать и исследовать размерные связи в собираемой или работающей машине. В качестве примера можно рассмотреть представленную на рис. 6 схему ротора дискового типа компрессора высокого давления одного из авиационных ГТД, состоящего из 11 ступеней.

Для обеспечения одного из эксплуатационных требований к ротору — нераскрытия стыков между его дисками во время работы — они сжимаются в осевом направлении, что достигается опрессовкой пакета и затяжкой гаек на концах центрального вала.

После сборки ротора контролируются размеры:

1) $A = 15^{+0,12}$ и величина соответствующей осевой деформации 1-го диска в допустимом диапазоне 0,55...0,8 мм;

2) осевой прогиб последнего (11-го) диска $B = 1,9 \pm 0,1$;

3) $C = 183,5 \pm 0,3$ (его величина до сборки $185,2^{+0,3}$);

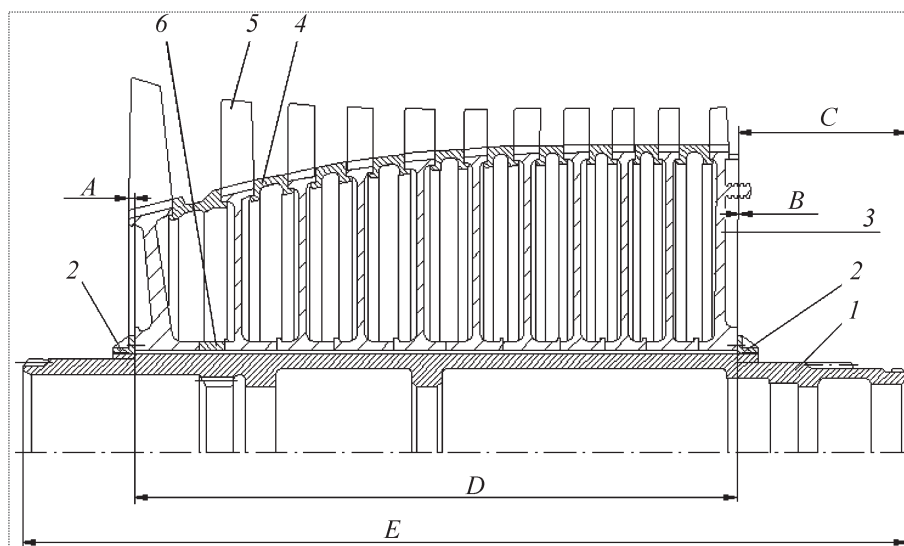


Рис. 6. Схема ротора компрессора высокого давления:

1 — вал; 2 — гайка; 3 — диск; 4 — проставка; 5 — лопатка; 6 — компенсирующее кольцо

4) высота ротора по ступице с допуском уменьшения на 0,6...1,1 мм;

5) длина вала $E = 1025,5^{+0,35}_{-0,1}$ и его вытяжка на 0,38...0,40 мм.

Обжатие ротора на прессе приводит к изменению линейных размеров деталей, неопределенности осевого положения торцов ступиц и ободов дисков относительно вала и, как следствие, к значительным погрешностям осевого расположения лопаточных венцов. Поскольку эксплуатационные характеристики ГТД существенно зависят от точности зазоров между роторными и статорными лопатками, то эти деформации вызывают значительные трудности при сборке. Именно поэтому задача обеспечения заданной точности сборки многоступенчатых роторов в настоящее время решается методами регулировки (подбором компенсирующего кольца требуемой толщины) и пригонки (шлифование или протачивание поверхностей деталей после сборки), которые зачастую не обеспечивают достаточной точности при первой сборке. В таких случаях, если размеры узлов не попадают в пределы заданных жестких допусков, производится частичная разборка ротора для доработки деталей или замены компенсирующего кольца.

Сборочная проблематика наглядно проявляется в процессе испытаний ГТД, роторы которых, являясь "гибкими", уравнивались не на рабочих частотах. Объективная характеристика достигнутого динамического качества их сборки, как правило, проявляется лишь при испытаниях двигателей. Критерием качества сборки является уровень вибраций, которые зачастую превышают допустимый уровень, и для их устранения требуется снятие двигателей с испытания и разборка. Для устранения неуравновешенности роторов производится замена деталей и/или изменение их относительного положения и новая балансировка. Осуществление всех этих мероприятий не гарантирует, что при испытаниях двигателя снова не возникнут вибрации. Повторные сборки имеют чрезвычайно высокую трудоемкость и снижают качество собираемого изделия, поскольку после осуществления разворота деталей для компенсации погрешностей необходимо каждый раз заново с высокой точностью обрабатывать отверстия под индивидуальные "призонные" болты (если они соединяют детали ротора), увеличивая их диаметры. Поэтому основным и перспективным направлением уменьшения себестоимости изготовления ГТД и улучшения их эксплуатационных характеристик является организация их одноразовой и бездоговодочной сборки.

Под одноразовой сборкой понимают такие принципы проектирования и приемы выполнения сборочно-регулирующих процессов и операций, которые в условиях серийного производства обеспечивают получение заданных выходных характеристик изделий без проведения переборок, переукомплектовок и последующих повторных циклов испытаний. Одним из главных условий внедрения одноразовой сборки является разработка математических моделей сборочного процесса, адекватно учитывающих явление изменчивости размеров деталей, входящих в сборочные размерные цепи. Такая задача может быть решена на основе учета деформационной податливости деталей и их стыков в процессе силового замыкания узлов с соответствующим отражением этого явления в свойствах звеньев размерных цепей, т.е. признанием "нежесткости" размерных связей и уточнением классической теории размерных цепей. Решение нежестких сборочных размерных цепей является важным этапом "виртуальной" сборки и основано на использовании данных по фактическим размерам деталей, состоянию поверхностного слоя: шероховатости, макрогеометрических отклонений контактирующих поверхностей, упругим и пластическим свойствам материалов, силам, прикладываемым к деталям при сборке. Разработка методик расчета нежестких размерных цепей, например, ротора ГТД позволит управлять процессом его сборки, снизить временные и материальные затраты, прогнозировать точность выходных параметров.

Для решения нежестких размерных цепей необходимо выявить и проанализировать возникающие при сборке ротора размерные и физические связи. С учетом сказанного выше уравнение нежесткой сборочной размерной цепи в общем виде можно записать следующим образом:

$$Y = f_1(x_i) + f_2(x_i, z_i, \mu, E_d, p_a) + f_3(x_i, z_i, \mu, E_d, p_c, N, R_{\max}, R_p, \rho, b, v, H_a, R_a, \sigma_0),$$

где Y — контролируемый размер — замыкающее звено размерной цепи;

x_i — действительные размеры деталей, входящие в размерную цепь;

z_i — действительные размеры деталей, не входящие в размерную цепь, но влияющие на их объемную и контактную жесткость;

μ — коэффициент Пуассона материалов деталей;

E_d — модуль упругости материалов деталей;

p_a и p_c — номинальное и контурное давления на контактных площадках;

$N = H_{\mu \text{ i i a}} / H_{\mu \text{ e n o}}$ — степень наклепа металла поверхностного слоя;

$H_{\mu \text{ i i a}}$ и $H_{\mu \text{ e n o}}$ — микротвердость поверхности и исходного материала детали;

$R_{\max}$ — наибольшая высота неровностей профиля;

R_p — расстояние от линии выступов до средней линии профиля (или высота сглаживания микронеровностей);

ρ — приведенный радиус скругления вершин микронеровностей;

b и v — параметры степенной аппроксимации начального участка кривой опорной поверхности микронеровностей;

R_a — радиус волны на поверхности;

H_a — высота волны на поверхности;

σ_0 — предел текучести материала детали.

Первое слагаемое (f_1) в формуле учитывает действительные размеры деталей, являющиеся составляющими звеньями рассматриваемой размерной цепи. Зависимость $Y = f(x_i)$ известна из классической теории размерных цепей. Второе слагаемое (f_2) учитывает деформации в размерной цепи, связанные с недостаточной жесткостью деталей, входящих в нее. Зависимость величины этих деформаций от указанных параметров известна из классических формул сопротивления материалов. Третье слагаемое (f_3) учитывает деформации в размерной цепи, связанные с недостаточной жесткостью стыков сопрягаемых деталей.

Важной частью "виртуальной" технологии сборки роторов ГТД является использование возможностей подбора оптимального сочетания деталей в виде предварительной комплектации узлов. В серийном производстве на складе сборочного цеха всегда имеется или может быть организовано наличие достаточного количества деталей каждого наименования из спецификаций сборки, которые считаются годными, если численные значения контролируемых параметров располагаются в пределах допусков. Очевидно, что критериальный подбор наилучшего сочетания этих деталей может обеспечить большую стабильность выходных показателей качества сборки. Проблема упорядоченного комплектования деталей перед сборкой может быть сведена к задаче линейного программирования о назначениях, поэтому для ее решения достаточно использовать известные способы методов математического программирования.

Предварительное упорядоченное комплектование собираемых деталей в настоящее время имеет довольно ограниченное применение в машиностроительном производстве и, чаще всего, сводится к приме-

нению сборки по методу групповой взаимозаменяемости. Однако групповая взаимозаменяемость является простейшим случаем применения идеи предварительного упорядоченного комплектования деталей на сборку, поскольку базируется на сортировке деталей по одному размерному признаку. Очевидно также, что наиболее перспективно комплексное решение основных задач, связанных с обеспечением качества при проектировании, изготовлении и эксплуатации ГТД, а для практического внедрения возможных мероприятий не потребуется больших капитальных затрат, так как изменения будут касаться, в основном, организационной стороны процесса сборки.

Важной составляющей перспективного подхода к сборочному процессу изделий высокой ответственности является учет особенностей базирования деталей в составе узлов. Стандартизованные методы сборки основаны на пассивной комплектации или чисто механической увязке сопрягаемых поверхностей по критерию обеспечения допустимого диапазона геометрических отклонений размеров от номинальных значений. Разработка и использование этих методов основывается на положениях теории базирования классической механики, в соответствии с которыми пространственная определенность материального тела достигается путем лишения детали шести степеней свободы, т.е. наложением соответствующего комплекта механических связей. Применение теории базирования в технологии машиностроения позволило создать методологическую основу в областях механической обработки и сборки. Но подтверждение логической непротиворечивости классической теории базирования в этих областях достигается путем использования множества идеализаций — абсолютной жесткости деталей, точечного контактирования поверхностей, игнорирования наличия пространственных погрешностей расположения вспомогательных баз относительно основных и т.д.

Теоретически процесс сборки изделий машиностроения заключается во взаимной ориентации соединяемых поверхностей путем совмещения их координатных систем и образовании соединения деталей. При сборке ответственных узлов такой подход приводит к большим трудностям в обеспечении заданной точности, поскольку не учитывает деформационные явления, возникающие при силовом замыкании множества элементов сборочных образований. Анализ реальных конструкций показывает, что большинство деталей одновременно контактирует со смежными по нескольким развитым поверхностям, многие из которых могут обеспечить необходимую определенность

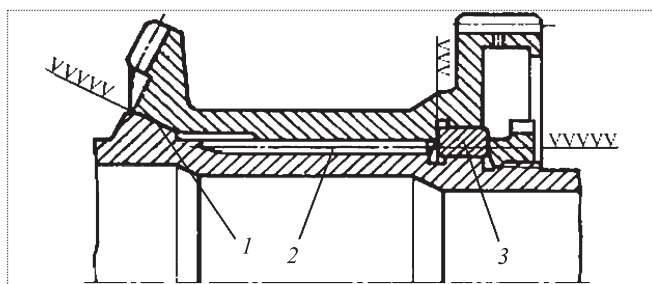


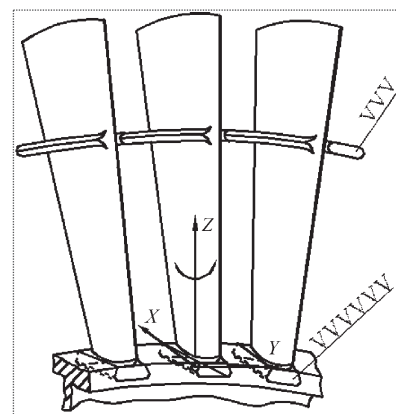
Рис. 7. Структурная избыточность базирования шестерни при монтаже по нескольким развитым поверхностям:

1 — коническая поверхность; 2 — шлицевая поверхность; 3 — проставочное кольцо

положения конкретной поверхности и устойчивость всей детали как жесткого тела, что означает наложение необходимого и достаточного числа механических связей. Поэтому силовое замыкание, используемое для закрепления деталей, приводит к одновременному контактированию каждой из деталей по нескольким развитым стыкам. Результатом является деформирование каждой из базовых поверхностей вследствие неточностей их изготовления и формирование множества избыточных связей, которые инициируют возникновение погрешностей геометрических, физических и эксплуатационных параметров. Для упрощенного представления особенностей базирования деталей можно воспользоваться минимально допустимой идеализацией и представлять вместо множества контактных связей по каждой поверхности их равнодействующие — структурные связи, число которых по каждой поверхности легко определяется их формой. Типичным примером узла, в котором при сборке образуется избыточность базирования ответственной детали, является сборная конструкция типа "вал—шестерня". Комбинированная цельная коническо-цилиндрическая шестерня имеет базирование на валу одновременно по шлицевой и конической поверхностям, дополняемым силовым замыканием по торцевой поверхности с помощью проставочного кольца (рис. 7). В данном узле общее число механических связей V , лишаящих шестерню соответствующих степеней свободы при образовании развитых контактов ее базовых поверхностей, определяется их суммированием и, очевидно, превышает минимально необходимое и достаточное число связей, равное шести.

Следствием такого конструктивного решения являются проблема с обеспечением допустимого биения зубчатого венца в процессе сборки и чрезмерный износ шлицевого соединения при эксплуатации из-за

Рис. 8. Фрагмент бандажированного рабочего колеса компрессора



неизбежных циклических смещений шестерни под действием переменных радиальных нагрузок.

Подобной эксплуатационной проблематикой отличаются бандажированные рабочие колеса современных газотурбинных авиационных и энергетических газотурбинных двигателей, паровых и газовых турбин. Объединение лопаток бандажом позволяет эффективно бороться с опасными резонансными колебаниями, значительно уменьшает уровень динамических напряжений в лопатках, способствует существенному повышению жесткости венцевой части рабочего колеса. Однако вследствие избыточности базирования лопаток, возникающей от трех прикладываемых к бандажной полке механических связей V , нарушаются их деформационная однородность и условия их контактного взаимодействия (рис. 8).

Наличие в сборочной системе рабочего колеса избыточных связей приводит к статической неопределенности лопаток и, как следствие, к существенной зависимости от внешних условий. При работе на переходных режимах динамические нагрузки могут существенно изменить напряженно-деформированное состояние отдельных элементов системы и вывести их из работоспособного состояния, а также увеличить интенсивность и неравномерность износа контактных граней бандажных полок.

Широкий разброс напряжений в одноименных лопатках любого рабочего колеса следует связывать с их индивидуальными физическими особенностями, которые закладываются в процессе изготовления, а также условиями организации сборки рабочих колес, в которых не прогнозируется демпфирующая способность стыков бандажных полок. Поэтому наиболее приемлемым способом обеспечения качества сборки подобных систем с циклическим подобием является использование компенсирующих воздействий в виде подбора или перестановки элементов с целью достижения однородного напряженного состояния. Однородное напряжен-

ное состояние определяется конструктивно заложенным способом замыкания сборочной цепи. Неоднородность же возникает при взаимодействии смежных деталей со значительной разницей упругих характеристик. Следовательно, способом реализации технологической компенсации будет подбор смежных деталей с минимальной разницей упругих характеристик.

Результаты проведенных авторами исследований показывают, что классический подход к сборке технически сложных изделий гарантирует отнюдь не достижение максимально высокого уровня качества, а лишь некоторую степень приближения к нему с той долей вероятности, которая определяется уровнем познания закономерностей сборочного взаимодействия деталей. Рациональный вариант проектирования технологических процессов изготовления деталей и сборки подобных узлов может дать только системный подход, который учитывает многопараметрическую связь всех компонентов. Такой подход предполагает

знание основных показателей качества узлов, входных характеристик их деталей, закономерностей сборочных взаимодействий и образования замкнутых систем, которые обеспечат максимально полное соблюдение при сборке особенностей функционального назначения узлов. Сборочная проблематика в производстве ГТД обычно возникает при некритичном использовании классических способов для сборки высокотехнологичных узлов, является следствием идеализации геометрических форм деталей, одномерности подхода к пространственным объектам, игнорирования избыточного базирования деталей. Прогрессивной тенденцией сборочного производства ГТД является индивидуализация подхода к подбору, комплектованию и соединению деталей на основе использования адекватных математических моделей их состояния, компьютерного моделирования сборочных образований и разработки новых способов технологической компенсации.



ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ

Α ΑΙΘΙΪΑΕΑ ΙΘΙΑΑΑΙΟΥ ΟΝΙΑΘΙΟΥ ΙΑΙΑΑΟΥ ΕΝΙΟΥΟΑΙΕΒ ΑΑΕΑΑΟΑΕΒ ΑΕΒ
 ΔΑΕΑΟ "ΝΙΡC" Ε "ΑΙΑΑΔΑ"

В испытательном комплексе Конструкторского бюро химавтоматики (КБХА, Воронеж) состоялось очередное успешное огневое испытание нового жидкостного ракетного двигателя 14Д23/РД-0124А для ракет-носителей "Союз-2-16" и "Ангара", сообщает пресс-служба Роскосмоса. Согласно сообщению, размещенному на сайте агентства, впервые двигатель прошел проверку огнем в условиях, находящихся за пределами эксплуатационных режимов. Таким образом, воронежские разработчики подтвердили высокую надежность созданного жидкостного ракетного двигателя (ЖРД).

По информации Роскосмоса, всего в КБХА проведено более 180 огневых испытаний данного ракетного двигателя. В частности, в апреле опытный экземпляр ЖРД в ходе четырех огневых испытаний, проведенных в гарантийных пределах по тяге и соотношению компонентов, суммарно отработал на стенде более 3000 с, что составляет более одиннадцати полетных ресурсов ракеты "Союз-2-16".

ЖРД 14Д23 — первый за постсоветский период новый ракетный двигатель для отечественной ракеты-носителя — фактически уже получил путевку в жизнь, успешно пройдя два летных испытания в составе третьей ступени ракеты-носителя "Союз-2-1б". В декабре 2006 г. с помощью нового воронежского двигателя на орбиту был успешно выведен дорогостоящий европейский спутник Corot. Вторые летные испытания ракеты-носителя с ЖРД 14Д23 состоялись 26 июля 2008 г., когда с космодрома в Плесецке был осуществлен пуск в интересах Минобороны РФ.

Благодаря новому двигателю третьей ступени разработки и производства КБХА серьезно улучшаются технические характеристики базовой космической ракеты России "Союз", а именно увеличивается ее грузоподъемность на тонну.

Двигатель 14Д23/РД-0124А обладает самым высоким удельным импульсом тяги среди всех кислородно-керосиновых ракетных двигателей, существующих в мире. Использование этого же двигателя на новейшей ракете-носителе "Ангара" представляется не менее важным проектом. Выгодной особенностью новой ракеты является работа на экологически чистых компонентах топлива—кислороде и керосине.

Первый полет "Ангары" ожидается в 2011 г. В настоящее время КБХА передало в центр М.В. Хруничева экземпляр ракетного двигателя РД-0124А для проведения огневых испытаний в составе ступени. Они должны состояться в конце 2009 г.

Наряду с созданием ЖРД 14Д23/РД-0124А в КБХА реализуется ряд других значимых проектов. В частности, в 2009 г. ускоренными темпами продвигается отработка нового кислородно-водородного ЖРД РД-0146, предназначенного для верхних ступеней и разгонных блоков перспективных ракет-носителей.

Вестник Интерфакс – АВН № 24 (402), 2009 г.



АНДРЕЕВ
Геннадий Тимофеевич —
начальник сектора ЦАГИ,
кандидат техн. наук



БОГАТЫРЕВ
Владимир Валерьевич —
ведущий научный сотрудник
ЦАГИ, кандидат техн. наук



ПАВЛЕНКО
Ольга Викторовна —
младший научный сотрудник
ЦАГИ



МЕЛЬНИЧУК
Юрий Павлович —
ведущий инженер ЦАГИ

Влияние имитаторов льда на аэродинамические характеристики моделей самолетов с прямым крылом

**Г.Т. Андреев, В.В. Богатырев, О.В. Павленко,
Ю.П. Мельничук**

Представлены экспериментальные материалы по влиянию обледенения (имитаторов льда), в том числе наземного, на аэродинамические характеристики моделей самолетов. По воздействию обледенения на аэродинамические характеристики самолетов и по установке противообледенительных систем самолеты объединены в шесть групп. Показано влияние работающей силовой установки на аэродинамические характеристики модели самолета с имитаторами льда на несущих поверхностях. Для повышения безопасности полетов в условиях обледенения представлены рекомендации по конструкциям горизонтального оперения.

Ключевые слова: обледенение; противообледенительные системы; безопасность; эксперимент; имитаторы льда.

G.T. Andreev, V.V. Bogatyrev, O.V. Pavlenko, Yu.P. Melnichuk. The Influence Of Artificial Ice Shapes On Aerodynamic Characteristics Of Straight-winged Aircraft

Experimental information about the influence of icing (artificial ice shapes), including ground icing, on the aerodynamic performance of aircraft models is presented. Aircraft are separated into six groups according to the effect of icing on the aircraft's aerodynamic performance and according to the installation of ice-protector systems. The influence of an operative power plant on the aerodynamic performance of an aircraft model with artificial ice shapes on lifting surfaces is shown. Recommendations about the design of horizontal tails for increasing flight safety when icing is encountered are presented.

Key words: icing; ice-protector systems; safety; experiment; artificial ice shapes.

Обеспечение безопасности полета гражданских самолетов является актуальной проблемой современной авиации. Среди различных погодных воздействий на самолет наибольшую опасность представляет обледенение.

Обледенение летательного аппарата (ЛА) происходит в облаках, где находятся переохлажденные капли воды. Лобовые поверхности ЛА начинают обледеневать с разной интенсивностью, которая зависит от формы, размеров и условий обтекания каждой поверхности самолета, а также от атмосферных условий (размеров капель, водности, температуры среды, протяженности области обледенения).

Размеры облаков, в которых происходит до 90 % случаев обледенения, могут составлять по высоте 200...2000 м, по фронту 20...1000 км, по протяженности 30...900 км.

Формы и размеры имитаторов льда выбираются на основе теоретических расчетов, по материалам летных испытаний в условиях естественного обледенения и после испытаний натурных отсеков крыла, консолей горизонтального оперения в аэрохолодильных трубах.

Обледенение самолета существенно ухудшает его аэродинамические характеристики. Это особенно опасно при посадке и на взлете. Мировая статистика показывает, что доля летных происшествий, возникающих из-за опасных воздействий среды, в общем балансе аварийности в авиации весьма значительна (иногда она может достигать 25...30 % от общего количества летных происшествий).

Авиационные происшествия и инциденты, связанные с обледенением ЛА

Дата	Тип самолета	Место катастрофы	Режим полета
Январь 1998 г.	Цессна 208В	Небраска, США	Посадка
Февраль 1998 г.	Боинг 727-200	Чикаго Иллинойс, США	Посадка
Апрель 1998 г.	Цессна 210	Австралия	Взлет
Январь 2001 г.	Эмбраер ЕМВ-120	Нассау, Багамские о-ва	Взлет. Крейсерский полет
Декабрь 2002 г.	Грузовой АTR-72-200	о. Пенгу, Тайвань	Взлет. Крейсерский полет
Июнь 2006 г.	Эрбас А330-200	Шанхай, Китай	Заход на посадку
Январь 2006 г.	Сааб 340В	Сент-Луис, США	Набор высоты
Декабрь 2007 г.	Цессна 208В	Коламбус, США	Набор высоты
Февраль 2007 г.	Бомбардье CRJ100SE	Внуково, Россия	Взлет
Январь 2008 г.	Боинг 777-200ER	Хитроу, Великобритания	Заход на посадку
Февраль 2008 г.	Бомбардье CRJ100SE	Ереван, Армения	Взлет
Февраль 2009 г.	Бомбардье Dash 8 Q400	Штат Нью-Йорк, США	Заход на посадку

В таблице показаны авиационные происшествия и инциденты с гражданскими самолетами в последние годы по причине обледенения.

Для каждого разрабатываемого ЛА необходимо проанализировать возможные последствия обледенения. Чем раньше будет принято обоснованное решение о степени защиты ЛА, перечне защищаемых частей и типе противообледенительных систем (ПОС), тем выше будет уровень безопасности ЛА при полетах в сложных метеоусловиях.

Для оценки влияния льда на аэродинамические характеристики самолета проводится комплекс аэродинамических исследований. В России в рамках таких исследований было принято проводить испытания крупномасштабных моделей самолетов или натурных элементов самолета с имитаторами льда в натурной аэродинамической трубе (АДТ) Т-101 ЦАГИ. Модели с имитаторами льда выполнялись в натурную величину или в масштабе 1:2...1:3,5. Размах крыльев крупномасштабных моделей достигал 15...17 м.

Анализ аэродинамических характеристик, полученных при испытаниях моделей самолетов и их элементов в АДТ, позволил объединить гражданские самолеты в условные группы для выработки рекомендаций по оптимальной установке ПОС.

Установка ПОС требует дополнительных энергетических, капитальных и эксплуатационных затрат. Кроме того, в зависимости от конструкции ПОС и размеров самолета установочная масса ПОС колеблется в диапазоне 0,5...1 % от взлетной массы самолета. По-

этому на некоторых типах самолетов стоит задача не устанавливать ПОС на отдельных элементах планера самолета при сохранении необходимого уровня безопасности при полетах в условиях обледенения. Снятию ПОС способствуют следующие факторы:

большие толщины и хорды несущих поверхностей тяжелых самолетов, которые меньше подвержены обледенению, чем легкие самолеты;

большие скорости набора высоты и снижения самолетов, что уменьшает время их пребывания в диапазоне высот 0...6 км, где вероятность обледенения равна 90 %;

большая крейсерская высота полета, существенно превышающая высоту, где встречаются условия обледенения;

достаточный запас мощности двигателей тяжелых самолетов;

наличие переставных стабилизаторов, их переразмеренность ($A_{ГО} \geq 1,2$);

бустерные системы всех органов управления; большие углы стреловидности несущих поверхностей.

Самолеты условно можно разделить на шесть групп (рис. 1, 2).

При рациональной установке ПОС на несущих поверхностях самолета требуются более точные оценки аэродинамических потерь при наличии льда на незащищенных поверхностях самолета.

Имитаторы льда на крыле вызывают существенное падение $c_{y \max}$ и, следовательно, критического угла ата-

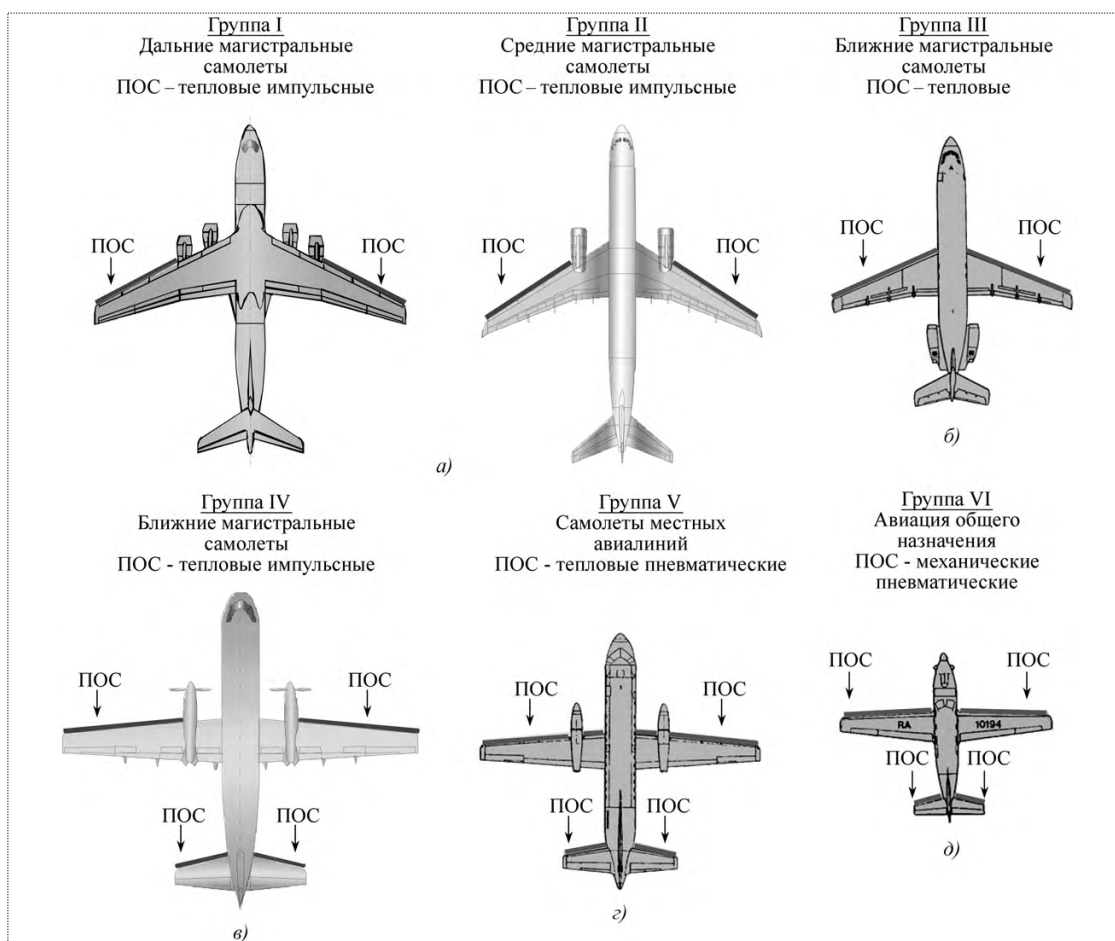


Рис. 1. Рекомендации по установке ПОС на гражданских самолетах:

а – отказ от ПОС на ГО и вертикальном оперении, рациональное расположение ПОС на крыле, возможность отказа от ПОС на крыле; б – возможность отказа от ПОС на ГО и вертикальном оперении, рациональное расположение ПОС на крыле; в – необходимость ПОС на крыле и ГО, возможность отказа от ПОС на вертикальном оперении с большой стреловидностью, рациональный выбор рабочего цикла ПОС; г – необходимость ПОС на крыле и ГО, возможность отказа от ПОС на вертикальном оперении с большой стреловидностью, определение влияния минимального льда, с которого начинают работать ПОС, на аэродинамические характеристики самолета, рациональный выбор рабочего цикла ПОС; д – необходимость ПОС на крыле и ГО, возможность отказа от ПОС на вертикальном оперении с большой стреловидностью, определение влияния минимального льда, с которого начинают работать ПОС, на аэродинамические характеристики самолета, рациональный выбор временной диаграммы работы ПОС

ки. Влияние же имитаторов льда на горизонтальном оперении (ГО), как на самолетах со стреловидным крылом, так и на самолетах с прямым крылом, на значения $c_{y \max}$ самолета мало.

Лед на горизонтальном оперении оказывает существенное влияние на продольные характеристики самолета с прямым крылом, особенно при отклоненной взлетно-посадочной механизации в диапазоне отрицательных и малых углов атаки (рис. 2). В этом случае при создании небольшой отрицательной перегрузки ($\Delta n_y \approx -0,2$) произойдет резкое опускание носа самолета ("клевок"). На самолетах со стреловидным крылом влияние имитаторов льда, находящихся на горизонтальном оперении, на продольные моменты самолета незначительно.

Влияние форм, размеров льда и его шероховатости на аэродинамические характеристики надежно определяется при испытаниях только крупномасштабных моделей самолетов, так как в этом случае существенную роль играет масштабный эффект. На рис. 3 показано влияние изменения параметров имитаторов льда на значения $c_{ya \max}$ в зависимости от толщины льда $\bar{h}$.

Исследования моделей в АДТ показали, что наибольшее влияние имитаторов льда сказывается на $c_{ya \max}$ при неотклоненной механизации крыла; падение подъемной силы находится в пределах 20...42 % и $\alpha_{кр}$ уменьшается на $\Delta \alpha_{кр} \sim 2...7^\circ$. В режиме посадки $c_{ya \max}$ уменьшается на 19...27 % и $\Delta \alpha_{кр} \sim 4...7^\circ$.

Существенные результаты получены при испытаниях в АДТ крупномасштабных моделей самолетов с

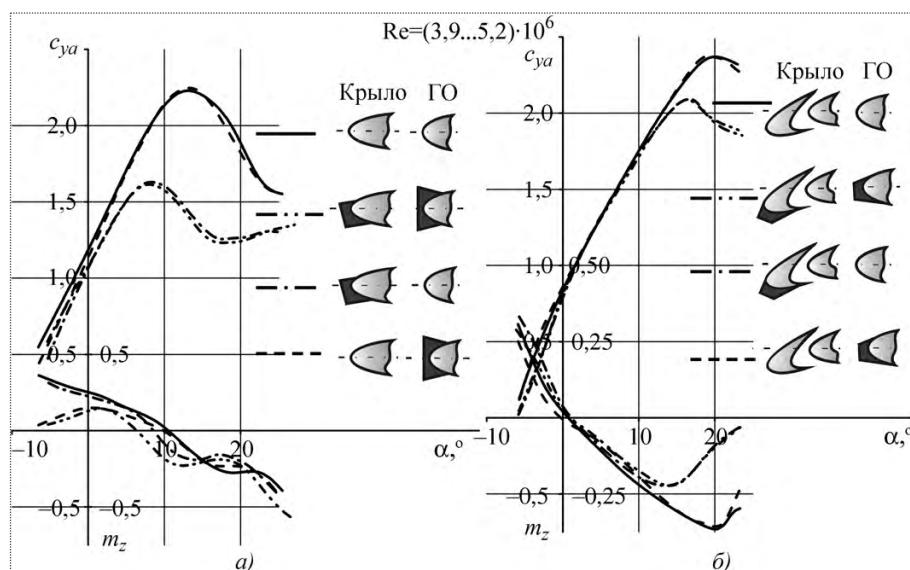


Рис. 2. Влияние имитаторов льда (и.л.) на аэродинамические характеристики крупномасштабных моделей самолетов в АДТ Т-101 ЦАГИ:

а – $\bar{h}_{и.л.} = 0,0090$; $\chi = 3^\circ$; $\delta_3 = 40^\circ$; $l_{кр} = 15$ м; б – $\bar{h}_{и.л.} = 0,0175$; $\chi = 35^\circ$; $\delta_3 = 44^\circ$; $l_{кр} = 14,4$ м

прямым крылом и имитаторами льда при работающей силовой установке (рис. 4).

Интенсивность обдувки винтами оценивается удельной нагрузкой (коэффициентом нагрузки B) на площадь, ометаемую винтами:

$$B = P_B / g_\infty (2F_B),$$

где P_B – суммарная тяга двух винтов; F_B – площадь, ометаемая одним винтом; g_∞ – скоростной напор набегающего потока.

При работающей силовой установке и закрылках, отклоненных на 15 и 38° , значения производных c_{ya}^α чистого крыла и с имитаторами льда изменяются от $0,100...0,096$ при $B = 0$ до $0,124...0,120$ при $B = 1,5$. Имитаторы льда на крыле при $\delta_3 = 15^\circ$ приводят к падению $c_{ya \max}$ при $B = 0$; $1,5$ на $\Delta c_{ya \max} = 0,410...0,397$ (т.е. на $\sim 24...19\%$), а при $\delta_3 = 38^\circ$ на $c_{ya \max} = 0,374...0,490$ (т.е. на $\sim 18...18,3\%$) соответственно при $B = 0$; $1,5$ (рис. 5). Влияние имитаторов льда на крыле при обдувке их винтами на значения продольного момента m_{za} мало.

Имитаторы льда на горизонтальном оперении и при закрыл-

ЦАГИ, удовлетворительно согласуются с летными данными, полученными при полетах самолетов с имитаторами льда (рис. 6).

Анализ экспериментальных материалов позволил выработать некоторые предложения по профилировке и конструкции стабилизаторов (эти предложения по-

ках, отклоненных на 15 и 38° , при обдувке винтами практически не влияют на значения коэффициента максимальной подъемной силы, но оказывают существенное влияние на продольные характеристики самолета. С увеличением угла отклонения закрылка от 15 до 38° возрастает отрицательный скос на горизонтальном оперении, что приводит к уменьшению производной m_{za}^α в диапазоне малых и отрицательных углов атаки. При работающей силовой установке производная m_{za}^α меняет знак. Это приводит к пикированию, т.е. возникает "клевок", который может привести к катастрофе самолета.

Результаты, полученные при испытании крупномасштабных моделей некоторых типов самолетов с имитаторами льда в АДТ Т-101

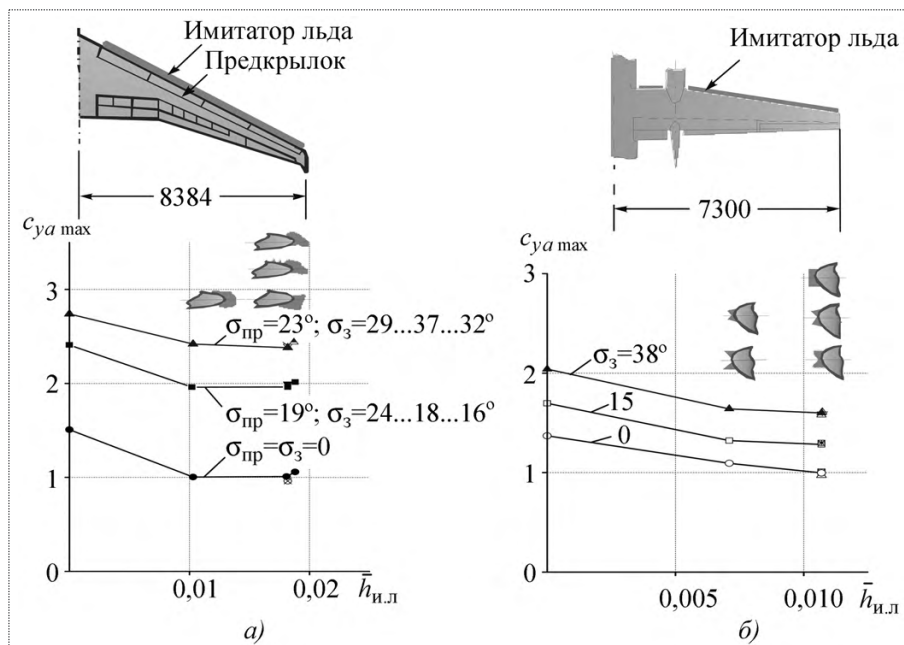


Рис. 3. Имитаторы льда на крыле (испытания в натурной АДТ ЦАГИ):

а – $\chi = 28^\circ$; $Re = 5 \cdot 10^6$; б – $\chi = 7^\circ$; $Re = 3,7 \cdot 10^6$

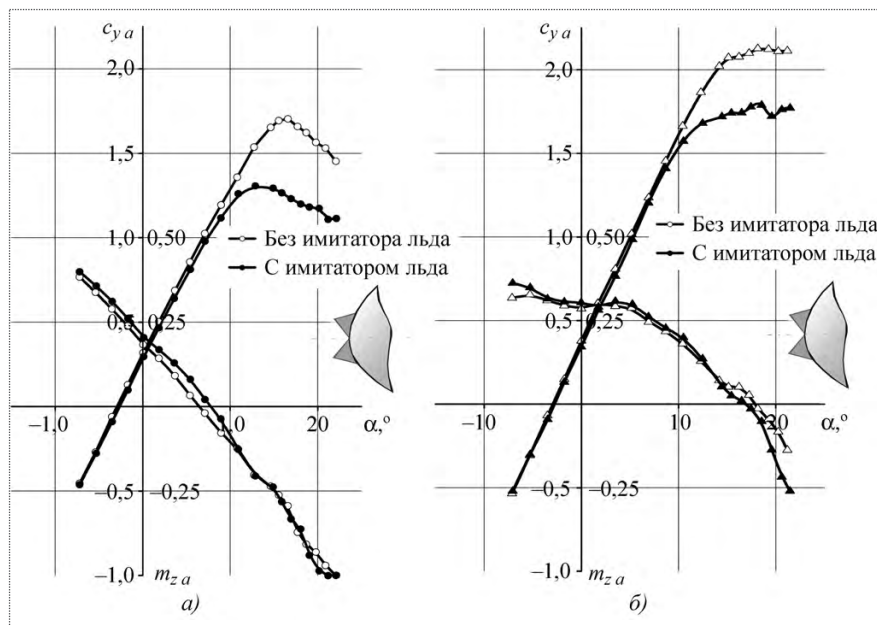


Рис. 4. Имитаторы льда на крыле с работающей силовой установкой ($\chi = 7^\circ$; $\delta_3 = 15^\circ$; $\varphi_{ГО} = -3^\circ$; $h_{н.л} = 1,12\%$):
а – $B = 0$; б – $B = 1,5$

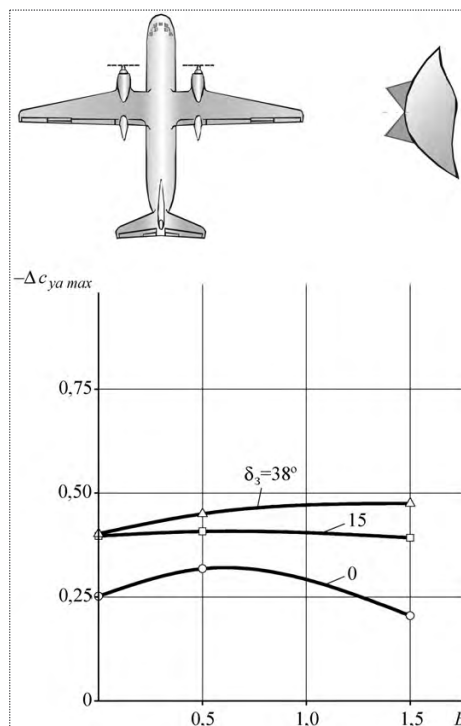


Рис. 5. Модель с прямым крылом и работающей силовой установкой ($\chi = 7^\circ$; $\varphi_{ГО} = -3^\circ$; $h_{н.л} = 1,12\%$)

звolyют увеличить $c_{ya \max}$ и критический угол атаки стабилизатора при наличии льда, т.е. повысить безопасность полета самолетов в условиях обледенения, особенно при посадке):

- разработка профиля с отогнутым вверх носком, при этом отгиб носка выбирается с учетом минимального прироста сопротивления;
- установка обратного дефлектора на горизонтальном оперении;
- установка переразмеренного стабилизатора ($A_{ГО} \geq 1,2$). В этом случае ГО работает на значениях c_{ya} , при которых влияние льда незначительно;
- вынос стабилизатора из зоны интенсивного схода потока за крылом при отклонении закрылка. Для уменьшения схода потока секции закрылка, расположенного перед ГО, желательно отклонять эту секцию на меньший угол, чем другие секции.

Однако наибольшего внимания при полетах в условиях обледенения требуют самолеты авиации общего назначения и небольшие пассажир-

ские и транспортные самолеты с пневматической противообледенительной системой на несущих поверхностях (группа V и VI). Эти самолеты из-за небольших абсолютных размеров более чувствительны к обледенению, чем большие самолеты. Для них нет понятия "малое обледенение". Это связано с тем, что они, как правило, скомпо-

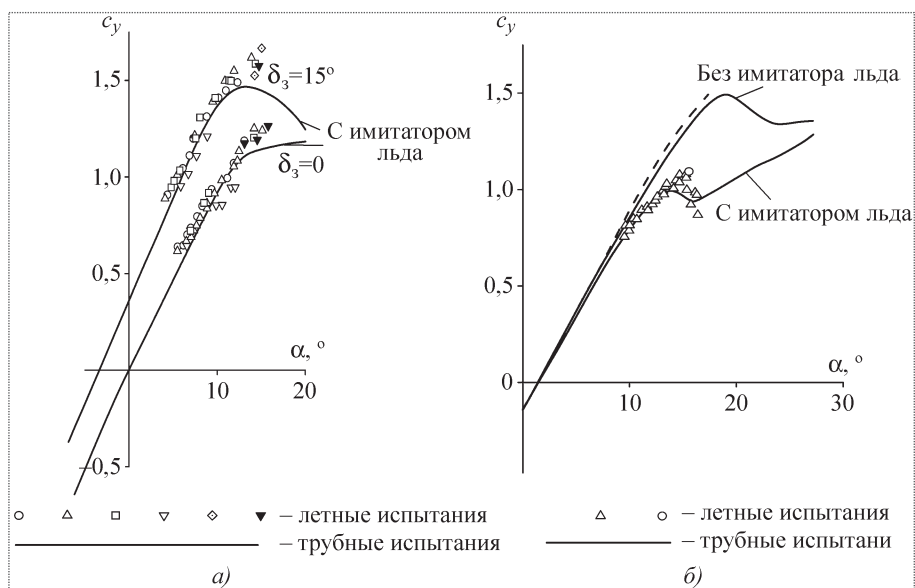


Рис. 6. Имитаторы льда на крыле крупномасштабной модели самолета:
а – нестреловидное крыло; $\chi = 7^\circ$; б – стреловидное крыло; $\chi = 28^\circ$; $\delta_3 = 0$

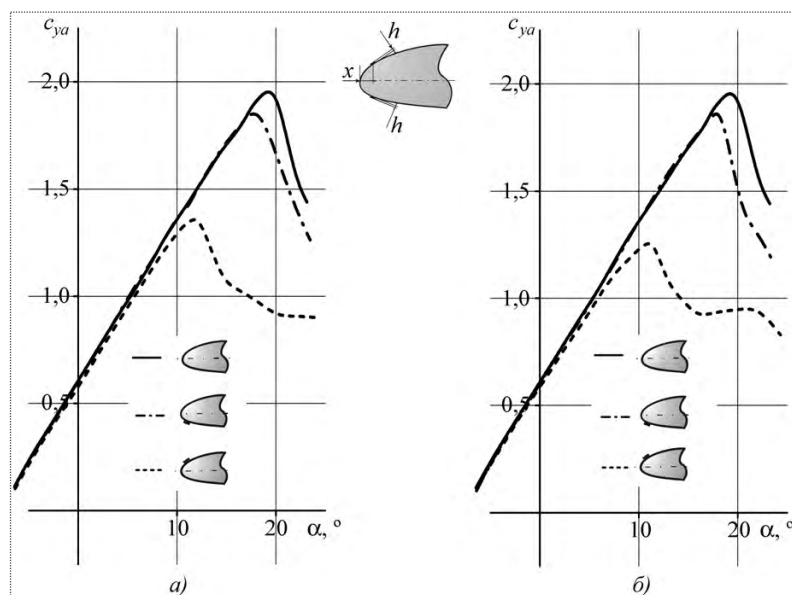


Рис. 7. Имитаторы малого льда на крыле административного самолета ($\delta_3 = 20^\circ$; $\bar{x}_{\text{верх}} = 0,021$; $\bar{x}_{\text{ниж}} = 0,023$):
а — $h = 0,0017$; б — $h = 0,0037$

нованы с прямым крылом и высоконесущими профилями с пиковым нагружением в носике профиля.

Исследования проводились на модели (масштаб 1:2,7) полукрыла административного самолета в аэродинамической трубе (АДТ) Т-103 ЦАГИ. Скорость потока $V = 40$ м/с соответствовала числу $Re = 1,32 \cdot 10^6$. Вблизи передней кромки крыла устанавливались имитаторы льда в виде наждачной шкурки на тканевой основе, которые отличались толщиной (рис. 7). Ширина этих имитаторов льда составляла 6 мм.

Обледенение вблизи передней кромки крыла вызывает существенное падение максимальной подъемной силы и уменьшение критического угла атаки: при $\delta_3 = 0$ на $\Delta c_{ya \text{ max}} \approx 0,51 \dots 0,57$ (~37...41 %) и на $\Delta \alpha_{\text{кр}} \sim 7,2^\circ$; при $\delta_3 = 20^\circ$ на $\Delta c_{ya \text{ max}} \approx 0,56 \dots 0,67$ (~29...36 %) и на $\Delta \alpha_{\text{кр}} \sim 7,2 \dots 8,2^\circ$. Наибольшее падение происходит на расстоянии $\bar{x} = (0,0145 \dots 0,021)ba$ от передней кромки крыла.

Наличие имитаторов малого льда на нижней поверхности незначительно влияет на значения $c_{ya \text{ max}}$ и $\alpha_{\text{кр}}$ крыла. Для всех вариантов имитаторов льда и их положений на нижней поверхности вблизи передней кромки $\Delta c_{ya \text{ max}}$ не превышает ~5 % и $\Delta \alpha_{\text{кр}}$ не больше ~1° для $\delta_3 = 0$ и 20° .

Испытания моделей самолетов в АДТ ЦАГИ позволяют сократить время и стоимость сертификационных работ. На крупномасштабных моделях самолетов-прототипов можно провести такие исследования влияния обледенения в АДТ Т-101 ЦАГИ, которые нельзя про-

вести в Европе и Америке, так как в этих исследованиях существенную роль играет масштабный эффект моделирования обледенения:

уточнение влияния инея, малого наземного обледенения, малого и остаточного льда на летные характеристики самолета;

влияния параметрических изменений ледяных наростов (высоты рога, его расположения), размеров шероховатостей и неровностей льда на аэродинамические характеристики самолета.

Обледенение самолетов во время их стоянки на земле имеет свои особенности. Наземное обледенение в первую очередь влияет на регулярность воздушных сообщений. Известны случаи, когда наземное обледенение задерживало на длительное время вылет самолетов, нанося большой экономический ущерб.

Профиль крыла самолета, обледеневшего на земле, изменяется иначе, чем при обледенении в воздухе. Наледь покрывает всю верхнюю поверхность крыла и оперения, а также поверхность фюзеляжа.

Особенностью наземного обледенения является его несимметричность. Часто направление ветра не совпадает с продольной осью самолета. В этом случае обледенению подвергается та сторона самолета, которая обращена к ветру.

При взлете на обледеневшем самолете главная опасность заключается в возникновении преждевременного и резкого срыва потока с крыла. Самолет в начале набора высоты пилотируется на больших углах атаки, полет на которых на обледеневшем самолете очень опасен. Если при достижении скорости отрыва $V_{\text{отр}}$ коэффициент c_{ya} не достигает величины $c_{ya \text{ отр}}$ и подъемная сила будет меньше силы тяжести самолета, то для ее увеличения $V_{\text{отр}}$ возможны два пути:

повышение скорости за счет увеличения длины разбега;

увеличение коэффициента c_{ya} путем перехода на больший угол атаки.

Коэффициент подъемной силы обледеневшего крыла меньше, чем у необледеневшего. Летчик, совершая взлет на угле атаки крыла $\alpha_{\text{отр}}$ и видя, что самолет при достижении обычной скорости отрыва не взлетает, может ускорить взлет самолета, взяв штурвал на себя (при этом угол атаки увеличится). В этом случае необходимое значение c_{ya} может быть достигнуто, но уже на таком угле атаки, который является для обледеневшего самолета критическим. Кроме того, при наборе высоты крен при развороте приводит к местному увеличению угла атаки у кренящегося крыла и появлению очень

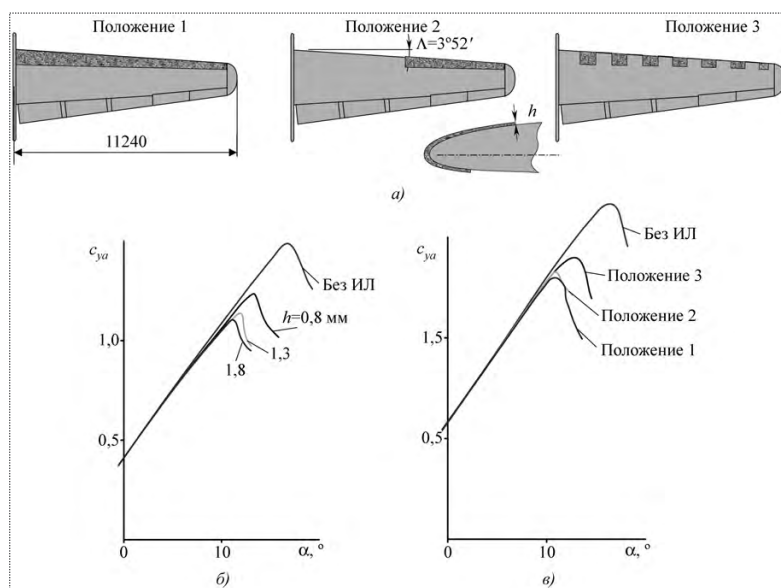


Рис. 8. Зависимость $c_{ya} = f(\alpha)$ для различных положений имитаторов наземного обледенения на натурном полукрыле самолета Як-40:
а — положения имитаторов льда (ИЛ) по размаху крыла; б — ИЛ в положении 1; $\delta_3 = 11^\circ$; в — ИЛ в положениях 1–3; $\delta_3 = 20^\circ$

опасного одностороннего срыва воздушного потока. Эффективность органов управления у обледеневшего самолета также снижается.

Таким образом, взлет обледеневшего самолета представляет большую опасность даже при незначительном обледенении его поверхности. Все инструкции и руководства запрещают производить взлет, если на поверхности самолета имеются какие-либо отложения льда, снега или инея (однако такие случаи имеют место; некоторые пилоты недооценивают отрицательного влияния даже очень тонкого слоя льда или инея на аэродинамические характеристики самолета).

Экспериментальные исследования в АДТ по определению влияния наземного обледенения на аэродинамические характеристики крыла способствуют повышению безопасности самолетов при взлете, а также повышению эффективности их эксплуатации, т.е. умень-

шению задержек из-за процедур, связанных с наземным обледенением.

При исследовании наземного обледенения приходится сталкиваться с трудностями масштабного моделирования обледенения. Достоверные результаты можно получить только при испытании крупномасштабных или натурных моделей в АДТ Т-101 ЦАГИ.

Рассмотрим влияние наземного обледенения на аэродинамические характеристики пассажирского самолета Як-40, полученные при испытании натурной консоли крыла.

Полукрыло самолета с имитаторами льда было испытано в аэродинамической трубе Т-101 ЦАГИ. В качестве имитаторов наземного обледенения использовалась наждачная шкурка на тканевой основе толщиной $h = 0,8...1,3...1,8$ мм ($\bar{h} = 0,00028...0,00046...0,00064$).

На рис. 8 показано влияние наземного обледенения на коэффициент подъемной силы при закрылках, отклоненных на углы $\delta_3 = 11$ и 20° .

Например, наждачная шкурка толщиной $h = 0,8...1,8$ мм вызывает уменьшение коэффициента подъемной силы при закрылке, отклоненной на угол $\delta_3 = 11^\circ$, от $c_{ya \max} = 1,45$ до $c_{ya \max} = 1,24...1,1$, т.е. на 14,5...24 %. При этом критический угол атаки уменьшается на $\Delta\alpha_{кр} = 2,5...4,5^\circ$.

Итак, имитаторы наземного обледенения приводят к более раннему отрыву потока на полукрыле. Это вызывает резкое увеличение коэффициента шарнирного момента элерона.

Для повышения безопасности полетов ЛА в условиях обледенения необходимы экспериментальные исследования в АДТ по определению влияния имитаторов льда, в том числе наземного, на аэродинамические характеристики самолетов. Это позволяет ускорить сертификацию самолетов, уменьшить опасность летных испытаний, снизить их стоимость и повысить регулярность полетов.

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

ООО "Издательство Машиностроение"/ООО "Машиностроение-Полет", 107076, Москва, Стромынский пер., 4

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

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

Сдано в набор 08.06.09. Подписано в печать 06.08.09. Формат 60×88/8. Усл. печ. л. 7,35. Уч.-изд. л. 8,37. Зак. 593. Свободная цена. Оригинал-макет и электронная версия подготовлены в ООО "Издательство "Машиностроение".

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