

Ààdǎn ǎǎǎǎǎǎǎǎǎǎ: 107076, ì ñǎǎǎ, Ñǎǎǎ ò ù í ñǎǎǎ ò ǎǎǎ, 4
Ǒǎǎǎ ò ò ò : (499) 269-48-96; (499) 268-49-69; (499) 268-33-39
Ǒǎǎǎ: (499) 269-48-97; (499) 268-33-39
Ààdǎn yǎǎǎǎǎǎǎǎǎǎ ò ò ò ò ò ò : polet@mashin.ru
Ààdǎn ǎ èr Ǒǎǎǎǎǎǎǎ: http://www.mashin.ru



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. BEZYZYCHNYI
B.V. BODIN
A.F. VOINOV
A.N. GERASHCHENKO
Yu.F. GORTYSHOV
M.B. GUZAIROV
V.A. DAVIDOV
G.L. DEGTYAREV
O.F. DEMCHENKO
N.N. DOLZHENKOV
Yu.S. ELISEYEV
S.Yu. ZHELTOV
L.M. ZELENY
A.N. KIRILIN
V.A. KOMAROV
V.V. KRYMOV
A.N. KURYLENKO
L.N. LYSSENKO
V.Ä. MENSHIKOV
T.A. MUSABAYEV
V.E. NESTEROV
K.M. PICHKHADZE
S.S. POZDNYAKOV
V.A. POLETAYEV
P.R. POPOVICH
Yu.Ä. RYZHOV
G.G. SAYDOV
V.G. SVETLOV
A.N. SERYOZNOV
M.Yu. SMUROV
V.P. SOKOLOV
A.V. SOLLOGUB
V.A. SOLOV'EV
A.I. TATUEV
B.E. TCHERTOK
V.V. SHALAY
V.A. SHATALOV
I.S. SHEVCHUK

CONTENTS

Malyshev G.V., Kulkov V.M. Earth–Moon Space Bridge System	3
Carkle P.G., Smyslov V.I. Features Of Aeroelasticity Problems At Aerodynamic Forces Simulation.	8
Polinovsky V.P. Effects Of Stiffening Ring Positions On Bearing Capacities Of Composite Reticular Compartments In Irregular Structures	14
Belov V.K., Adegova L.A. Increase Of Fatigue Service Life Of High-Loaded Airframe Zones By Service Life Tests . . .	19
Dmitrakov F.I. Grounding Of A Rational Variant Of The Projected Rocket Complex With Adaptive Properties	27
Kapralov V.M. Studying Vibrate Tension Structure Of Axial Compressor Blades Of Aircraft Gas-Turbine Engines	31
Kofman V.M. Gas Turbine Engine Efficiency Determination On The Basis Of The Results Of Measuring Irregular Air Flow Parameters	38
Stepanov V.D. Sampling Technique For Rational Variant Of Adaptive System Under Uncertainty Conditions	48
Khamidullina N.M. Using Of 3d-simulation For Calculation Of Probability Of Thyristor Effect In Radio-Electronic Systems Of "Spectr-R" And "Spectr-UF" SC.	55

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>

"Космический мост" в системе Земля–Луна

Г.В. Малышев, В.М. Кульков

На базе комплексного разгонного блока — одноразового жидкостного и многоразового электроракетного двигателей — формируется многофункциональная транспортная система в структуре Земля–Луна, ориентируемая на высокоэнергетические программы обслуживания геостационарных, окололунных и межпланетных полетов.

Ключевые слова: транспортная система; космический буксир; комбинированная двигательная установка; электроракетный модуль; орбитальная станция обслуживания в точке либрации системы Земля–Луна.

G.V. Malyshev, V.M. Kulikov. Earth–Moon Space Bridge System

An upper stage space complex, comprising a dispensable liquid-propellant engine and a reusable electric jet motor, is used as the basis to develop a multi-function transport system enroute Earth–Moon, which is intended to meet the requirements of high-energy consuming projects of geostationary, near-Moon and interplanetary space flights.

Key words: space transport; space tug; combination propulsion unit; electric jet motor; service space station in the libration point of the Earth–Moon system.

Естественным путем повышения полезной нагрузки ракет-носителей является обновление их верхних космических ступеней. Орбитальные модули на электроракетных принципах имеют более чем на порядок большую удельную тягу при увеличении времени перелета. Достигнутый уровень их надежности и ресурса соответствует новому этапу развития "космических буксиров" — комплексных систем на базе современных жидкостных ракетных (ЖРД) и электроракетных (ЭРД) двигателей. При этом пересматриваются принципы формирования переходных орбит, в полной мере обеспечивающих целесообразное сочетание двигателей большой и малой тяги.

Первичная быстрая орбита с ЖРД и высокими расходами при высоком апоцентре резко сокращает этап полета на ЭРД в радиационных поясах, критичных для солнечных батарей. Этап ЭРД протяженный, но малорасходный. Путем сочетания характеристических скоростей и орбитальных параметров этапов решается задача максимизации полезной нагрузки.

Межорбитальный перелет с использованием комбинированной двигательной установки (ДУ), включающей химическую и электроракетную ступени, исследован в работах [1–4]. После выведения космического аппарата (КА) на начальную круговую орбиту осуществляется доразгон с помощью маршевой химической ДУ до промежуточной орбиты, параметры которой выбирают в зависимости от широты космодрома, ограничений по времени выведения. Перелет КА с промежуточной орбиты осуществляют с помощью электроракетного транспортного модуля.

Концепция организации транспортных операций перелета с низкой орбиты искусственного спутника Земли (ИСЗ) на орбиту искусственного спутника Луны (ИСЛ), предусматривающая использование межорбитального транспортного аппарата (МТА) с солнечной электроракетной двигательной установкой (ЭРДУ), представлена в проек-



МАЛЫШЕВ
Геннадий Викторович —
профессор Московского
авиационного института,
доктор техн. наук



КУЛЬКОВ
Владимир Михайлович —
начальник отдела Москов-
ского авиационного
института

те *Solar Electric Propulsion Lunar Exploration Architecture Evaluation* [5]. Программа включает последовательность циклов транспортировки грузов с низкой околоземной орбиты на орбиту ИСЛ с перелетом обратно.

В каждой экспедиции выводятся полезная нагрузка, доставляемая на Луну, грузовой лунный посадочный аппарат и топливо для него. Длительность перелета по маршруту "орбита ИСЗ — орбита ИСЛ" составляет 250 сут, время обратного перелета МТА — 90 сут. При современном уровне ресурса электроракетных двигателей число циклов полета ограничивается одним-двумя. Траектория перелета пересекает протонный радиационный пояс, что приводит к значительной деградации солнечных батарей (на 33 %) [5].

Задачами программы "Космический мост" являются расширение диапазона решаемых задач, создание унифицированного многоцелевого буксира, повышение ресурса, увеличение числа циклов использования за счет снижения времени выполнения транспортных операций, уменьшения деградации солнечных батарей в радиационных поясах Земли.

Концепция транспортной системы. Анализ проводится в рамках типовых операций выведения на геостационарную (ГСО) и окололунные орбиты, транспортировки с орбиты Земли на орбиту Луны и обратно, включая возможность использования окрестности точки либрации L_1 .

Для реализации "космического моста" привлекательна концепция промежуточной станции в окрестности точки L_1 . В безгравитационном поле упрощаются процессы управления движением, стыковкой, а также коррекции. Для удержания станции в течение года в окрестности точки L_1 с дрейфом 15 км требуется суммарный импульс в 20 м/с. Используя свойства точки либрации, можно в значительной мере сократить энергозатраты перелета на высокоэнергетические околоземные орбиты и межпланетные траектории, для экспедиций на Луну, когда существует потребность в прямых и обратных перелетах.

Орбитальная база обслуживания и заправки (ОБОЗ) в точке L_1 целесообразна для концентрации материальной части перед высадкой на Луну, обеспечения циклов лунного "челнока", промежуточной дозаправки ракетных модулей.

В качестве основы транспортной системы рассматривается многофункциональный многоцелевой транспортный аппарат с электроракетной двигательной установкой ("буксир") в комплексе с одноразовым разгонным блоком, обеспечиваю-

щим исходную для буксира высокоэллиптическую переходную орбиту. Эта орбита становится монтажной при его возврате и циклическом использовании.

Организация транспортных операций. Система рассчитана на прямые и возвратные челночные операции: орбита ИСЗ — геостационарная орбита; орбита ИСЗ — точка Лагранжа (либрации) L_1 ; точка Лагранжа L_1 — орбита ИСЛ с дозаправкой на промежуточной монтажной орбите или в точке L_1 .

Схема выведения КА на ГСО (рис. 1, а), в точку L_1 (рис. 1, б) или на орбиту ИСЛ (рис. 1, в) с использованием ЭРД выглядит следующим образом.

РН выводит КА на низкую околоземную (начальную) орбиту. При двухимпульсном переходе на проме-

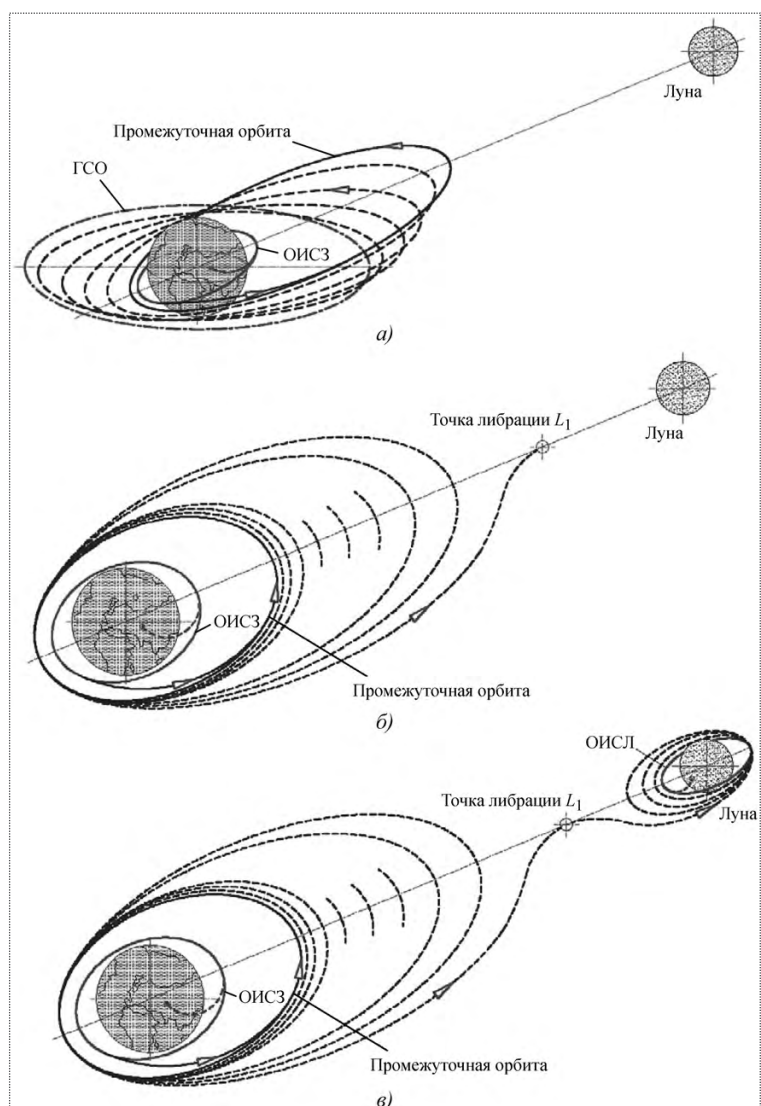


Рис. 1. Схемы перелета межорбитальной многофункциональной космической транспортной системы на геостационарную орбиту (а), в точку либрации системы Земля — Луна L_1 (б), на орбиту искусственного спутника Луны (в)

жуточную орбиту первое включение ЖРД разгонного блока производят в узле начальной орбиты. В результате происходит увеличение радиуса апоцентра орбиты.

Второе включение выполняют в апоцентре промежуточной орбиты. При этом увеличивается радиус перигея и изменяется наклонение орбиты. После отделения разгонного блока с помощью ЭРДУ межорбитальный транспортный аппарат переводится по назначению на ГСО, в точку L_1 или орбиту ИСЛ. При перелете на орбиту искусственного спутника Луны осуществляется дозаправка межорбитального транспортного аппарата в точке L_1 .

Траектория – многовитковая спираль – определяется элементами промежуточной орбиты, высота апогея которой выбирается оптимальной для варианта перелета на рабочую орбиту. В качестве промежуточной монтажной эффективно использование суточной орбиты.

Выведение высоты апоцентра промежуточной орбиты за пределы внутреннего (протонного) радиационного пояса Земли ($H_a > 10^4$ км) ослабляет деградацию солнечных батарей, которая для рассматриваемого диапазона длительности перелета и параметров промежуточной орбиты в режиме малой тяги не превышает 5...15 %.

Построение проектного облика транспортной системы. Оптимальные параметры промежуточной орбиты, при которых масса полезного груза на конечной орбите максимальна, а выведение осуществляется за приемлемое время, определяются высотой ее апоцентра и наклонением.

Соотношение характеристических скоростей этапов полета с большой и малой тягой на ГСО и в точку L_1 ($V_x^{i,\dot{o}}$; $V_o^{i,\dot{o}}$ являются функциями высоты апоцентра H_a и наклонения i переходной орбиты) определяется на основе баллистических расчетов для режимов большой и малой тяги (рис. 2). Это проектная информация для построения рационального комплекса ЖРД–ЭРД при ограничении времени перелета этапа малой тяги t_n .

Мощность ЭРДУ выбирают оптимальной по критерию максимума массы полезной нагрузки (ПН) при данном значении показателей массового совершенства буксира [6]. Параметры ЭРД-буксира (удельный импульс $J_{oa}^{i,\dot{o}}$, тяга R и мощность N) представляются зависимостями

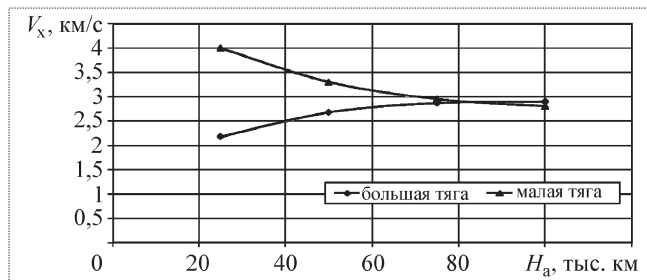


Рис. 2. Зависимость характеристической скорости перелета от высоты апоцентра переходной орбиты

$$J_{oa}^{i,\dot{o}} = \sqrt{\frac{2\eta_{\dot{y}}(1+a_a)t_i}{\gamma_{\dot{y}}}};$$

$$R = \frac{M_0 J_{oa}^{i,\dot{o}}}{t_i} \left(1 - \exp\left(-\frac{V_x^{i,\dot{o}}}{J_{oa}^{i,\dot{o}}}\right) \right);$$

$$N = \frac{R J_{oa}^{i,\dot{o}}}{2\eta_{\dot{y}}},$$

где a_a – относительная масса бака рабочего тела, системы хранения и питания; $\eta_{\dot{y}}$ – тяговый к.п.д. ЭРД; $\gamma_{\dot{y}}$ – удельная масса энергодвигательной установки; t_i – время перелета; $V_x^{i,\dot{o}}$ – характеристическая скорость перелета в режиме малой тяги; M_0 – начальная масса аппарата.

Межорбитальная транспортная система (рис. 3) представлена двухступенчатой системой с одноразовым разгонным блоком большой тяги 1 и многократно

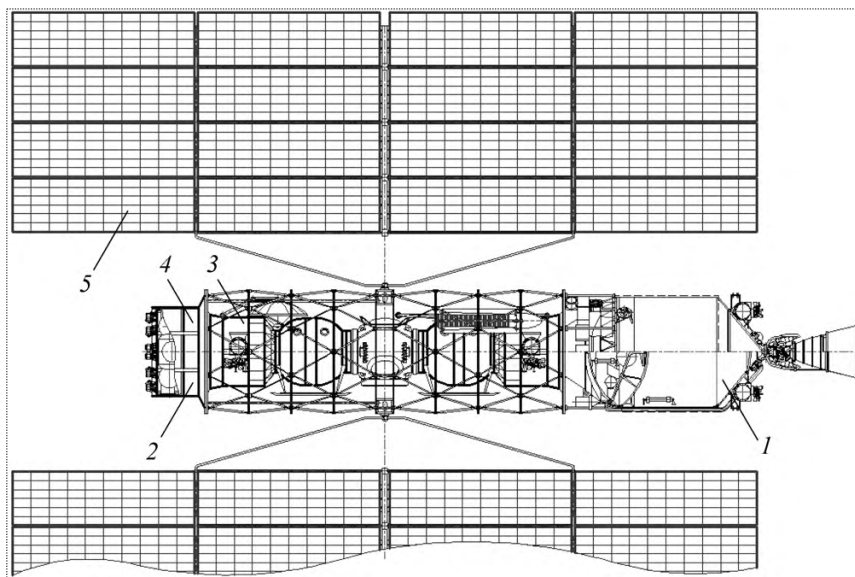


Рис. 3. Конструкция межорбитальной многофункциональной космической транспортной системы

вым транспортным аппаратом 2 (двигательная установка малой тяги — на базе стационарного плазменного двигателя с рабочим телом — ксеноном), применяемых последовательно в комплексе для выведения полезной нагрузки 3. Одноразовый разгонный блок снабжен химической двигательной установкой (ХДУ) на базе ЖРД с топливом кислород — водород. Платформу ЭРДУ 4 размещают на корпусе аппарата. Панели солнечных батарей 5 имеют независимый привод разворота на Солнце.

Оценка эффективности транспортной системы. Межорбитальная транспортная система "космический мост" характеризуется высокими техническими показателями по сравнению с известными проектами.

При использовании РН "Протон-М" и кислородно-водородного разгонного блока (облегченной версии КВРБ с характеристической скоростью $V_x = 2800$ м/с) для наклонения $i = 63^\circ$ высокоэллиптической орбиты (апоцентр $H_a \sim 71\,250$ км) относительная полезная нагрузка $\mu_{пн}$ и время прямой операции τ_p при времени обратной операции $\tau_0 = 60$ сут представлены в таблице.

Многоразовый МТА позволяет довести полезную нагрузку на ГСО до 5,6...6,2 т (РН "Протон-М" с разгонным блоком "ДМ" выводит 3,2 т). Для перехода на орбиту ИСЛ одноразовая жидкостная система имеет полезную нагрузку $\sim 4,2$ т при 3,6...5,4 т для многоразового МТА.

Создание транспортной структуры в системе Земля — Луна на базе комплекса ЖРД (на кислороде — водороде, одноразового) и ЭРД-буксира (многоцелевого и многоразового) с выбором промежуточной высоко-

энергетической монтажной орбиты "ухода-возвращения" и стыковки с полезной нагрузкой является задачей формирования стационарного "космического моста", универсализации энергоемких околопланетных операций.

Итак, комплекс ЖРД — ЭРД многоцелевого буксира одноразового и частично многоразового использования с мощной энергоустановкой формирует обновленную концепцию транспортной и научно-прикладной структуры в грависистеме Земля — Луна.

Помимо освоенных низко- и высокоорбитальных, геостационарных и солнечно-синхронных орбит формируется концепция новой служебной суточной орбиты (апоцентр/перигей $\sim 71250/400$ км, наклонение $63,5^\circ$). Она доступна для одноразовых околоземных криогенных ЖРД-ступеней (характеристическая скорость ~ 2800 м/с) и энергетически выгодна для последующих ЭРД-этапов в геостационарных и окололунных операциях с возможными челночными (возвратными) этапами.

При наличии мощной солнечной энергосистемы ЭРД можно качественно обновить функциональные возможности геостационарных спутников. Их масса может быть почти удвоена, а энерговооруженность повышена на порядок.

Как многофункциональная система буксир выводит на геостационарную или окололунную орбиту, в технологическую зону L_1 (ОБОЗ) ~ 6 т, на орбиту спутника Луны (с дозаправкой) — около 5 т, имея запас рабочего тела для возврата на исходную орбиту для повторного цикла использования.

Имеющаяся в структуре буксира с ЭРД солнечная энергоустановка может интегрироваться в геостацио-

Характеристики транспортной системы

Вариант транспортной системы	Маршрут перелета								
	ОИСЗ — ГСО			ОИСЗ — L_1			ОИСЗ — ОИСЛ		
	V_x , км/с	t_p , сут	$\mu_{пн}$	V_x , км/с	t_p , сут	$\mu_{пн}$	V_x , км/с	t_p , сут	$\mu_{пн}$
На базе ХДУ	4,3...4,9	0,3...3,5	0,20...0,25	3,2...3,4	3,0...5,0	0,30...0,35	4,1...4,3	3,5...5,5	0,15...0,20
На базе ЭРДУ	7,6...7,9	150...210	0,5...0,6	6,9...7,1	120...180	0,55...0,65	8,7...8,9	180...240	0,45...0,55
На базе ХДУ/ЭРДУ (одноразовая)	2,8 / 3,2 [*]	90...150	0,30...0,35	2,8 / 3,0 [*]	60...120	0,35...0,40	2,8 / 4,8 [*]	120...180	0,25...0,30
На базе ХДУ/ЭРДУ (многоразовая)	2,8 / 3,2 [*]	90...150 30...50 ^{**}	0,28...0,33	2,8 / 3,0 [*]	60...120 20...40 ^{**}	0,33...0,38	2,8 / 4,8 [*]	120...180 40...60 ^{**}	0,22...0,27

^{*}) — в числителе для режима большой тяги, в знаменателе — для режима малой тяги.
^{**}) — время возвращения буксира на промежуточную орбиту при использовании многоразового космического буксира.

нарные или лунные комплексы. Это открывает возможности качественного развития геостационарной связи, передачи энергии на расстояние, решения задачи подсветки земных и лунных регионов, повышения разрешения космических телескопов, оптико-электронных комплексов.

Àèäëîäððè-ññëë ñîññî

1. Павельцов П. SMART-1 работу закончил // Новости космонавтики. 2006. № 11 (286). С. 56, 57.
2. Петухов В.Г. Оптимизация многовитковых перелетов между некомпланарными эллиптическими орбитами // Космические исследования. 2004. Т. 42. № 3. С. 260–279.
3. Константинов М.С., Петухов В.Г. Easy engineering technique of optimal electric propulsion trajectory estimation.

57-th International Astronautical Congress. Paper IAC-06-C. 4.4.06, Valencia, Spain. 2006.

4. Kim V., Popov G.A., Obukhov V.A. et al. Electric Propulsion Modules for "YAMAL" and "ASTRO" Spacecraft Orbital Transfer // 50 International Astronautical Congress, 4–8 Oct. 1999, Amsterdam, The Netherlands.

5. Kosmann W.J. A Solar Electric Propulsion Lunar Exploration Architecture Evaluation // IAC–06–C4.4.02. 2006.

6. Малышев Г.В., Кульков В.М., Егоров Ю.Г. Применение электроракетных двигателей для выведения, коррекции орбиты и поддержания группировок спутниковых систем // Общероссийский научно-технический журнал "Полет". 2006. № 7. С. 34–40.



ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ

ÂÂÑ Ðññëë áóáó òñëäáí ù äððîîäðàì è Êà-52 "Àèäëäððîð"

Военно-воздушные силы России наряду с боевым вертолетом Ми-28Н "Ночной охотник" получают на вооружение Ка-52 "Аллигатор", испытания которого завершатся в следующем году.

"Государственные совместные испытания вертолета Ка-52 проводятся в два этапа со сроками завершения первого этапа в 2009 г., второго этапа — в 2010 г.", — сообщил главком ВВС генерал-полковник Александр Зелин. В испытаниях будут задействованы вертолеты установочной партии, что позволит завершить опытно-конструкторские работы в заданные сроки, а затем начать поставку Ка-52 в войска.

Ка-52 имеет уникальные боевые свойства: круглосуточность боевого применения, автоматизированный полет на малой высоте, расширенные возможности по уничтожению воздушных целей.

Вертолет Ка-52 "Аллигатор" предназначен для ведения боевых действий днем и ночью в любых погодных условиях. Вертолет может выполнять функции как командирской, так и разведывательной машины, обеспечивая выполнение задач воздушной разведки, целераспределения и высокоточного целеуказания воздушным и наземным боевым средствам, а также непрерывность связи с наземными и воздушными командными пунктами управления.

Нормальная взлетная масса вертолета — 10,4 т; максимальная — 10,8 т. Вертолет оснащен двумя газотурбинными двигателями разработки компании "Климов" ТВ3-117ВМА мощностью по 1620 кВт. Максимальная скорость — 310 км/ч; крейсерская скорость — 270 км/ч. Дальность полета — 520 км; практический потолок — 5500 м; статический потолок — 4000 м; экипаж 2 человека.

Боевая нагрузка Ка-52 составляет 2800 кг. В арсенале вертолета имеется 30-мм пушка 2А42 (460 снарядов). На 4 узлах подвески могут размещаться 12 ПТУР "Вихрь" или 4 УР "Игла-В" класса "воздух—воздух" или 80×80-мм НАР, или контейнеры с пушками или пулеметами.

Первый полет Ка-52 "Аллигатор" состоялся 25 июня 1997 года.

Ñàì îäð ÿðîäî ïîîîäîîü ïñòîîèò ïà âîîðóæåíåä ÂÂÑ Âñññ ðññëë äî 2015 ä.

Самолеты пятого поколения к 2015 году будут стоять на вооружении ВВС России, заявил журналистам главком ВВС генерал-полковник Александр Зелин.

Он сообщил, что во втором полугодии 2009 года самолет выходит на летные испытания.

Говоря об основных характеристиках нового самолета, А. Зелин отметил, что для него станет реальностью сверхманевренность, высокая интеллектуализация борта, круговое информационное поле, малая заметность, всеракурсный обстрел целей.

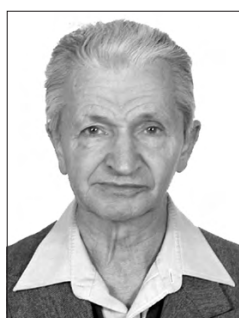
"Среди других боевых качеств самолета необходимо отметить многоканальность применения оружия, возможность одновременной атаки нескольких воздушных целей и наземных объектов высокоточным оружием, мощный бортовой комплекс обороны, высокую эффективность и безопасность полетов", — уточнил главком ВВС РФ.

Отличительными чертами перспективного авиационного комплекса нового поколения будут многофункциональность (способность решать задачи поражения как воздушных, так и наземных целей в любую погоду и время суток); сверхманевренность (возможность совершать управляемый полет на малых скоростях и больших углах атаки); малая заметность в оптическом, инфракрасном и радиолокационном диапазонах волн; способность взлетать и садиться, используя участки ВПП длиной 300–400 метров. Боевой самолет нового поколения будет способен совершать длительные полеты на сверхзвуковых скоростях с многократной дозаправкой в воздухе, иметь качественно новую электронику и максимальную автоматизацию процессов полета.

Вестник Интерфакс — АВН № 30 (408), 2009 г.



КАРКЛЭ
Петр Георгиевич –
начальник отдела ЦАГИ,
кандидат техн. наук



СМЫСЛОВ
Всеволод Игоревич –
главный научный сотрудник
ЦАГИ, доктор техн.
наук

Особенности задач аэроупругости при воспроизведении аэродинамических сил

П.Г. Карклэ, В.И. Смыслов

Обсуждается метод электромеханического моделирования, использующий электродинамические возбудители с соответствующим электронным измерением колебаний механической конструкции и системой управления возбуждением (с расчетной аэродинамической теорией). Рассматривается его применение при исследованиях флаттера натурных летательных аппаратов (ЛА) и их моделей, а также аэроупругой устойчивости контура ЛА – система автоматического управления (САУ).

Ключевые слова: аэроупругость; флаттер; электромеханическое моделирование; контур упругий ЛА–САУ.

P.G. Carckle, V.I. Smyslov. Features Of Aeroelasticity Problems At Aerodynamic Forces Simulation

The method of electromechanical modelling, using electrodynamic excitors with corresponding electronic measurement of a mechanical design vibrations and a control system for excitation is discussed with the settlement aerodynamic theory. And its applications in researches of flutter of natural flying vehicles (FV) and their models, and also aeroelastic stability of contour FV–control system.

Key words: aeroelasticity; flutter; electromechanical modelling; a contour elastic FV–automatic control system.

Современные математические пакеты, позволяющие рассчитывать колебания сложных динамических систем, не устранили необходимость апробации и корректирования соответствующих динамических математических моделей посредством эксперимента. Значительную роль в расхождении результатов испытаний и расчета аэроупругих колебаний играют следующие обстоятельства.

В расчетах: погрешности в исходных данных о распределении упругомассовых характеристик конструкции, невозможность предсказания ее демпфирующих свойств, а также линеаризация характеристик.

В эксперименте: методические и аппаратные ошибки измерений, конструктивные отличия динамически подобных моделей и натуры, ограниченность режимов испытаний – параметров потока аэродинамической трубы, продолжительности измерений с работающей САУ.

Обычные наземные резонансные испытания перед полетом или испытания в аэродинамической трубе [1] в ряде случаев дополняются средством моделирования колебательных аэродинамических сил. Методом наземного (на стенде) воспроизведения аэродинамических сил, возникающих при упругих колебаниях в полете, является электромеханическое моделирование (ЭММ) [2].

Особенности метода моделирования аэродинамических сил. В методе ЭММ механические силы, приложенные к механической конструкции, формируются вычислительным устройством по сигналам вибродатчиков (рис. 1) в соответствии с аэродинамической теорией в реальном времени.

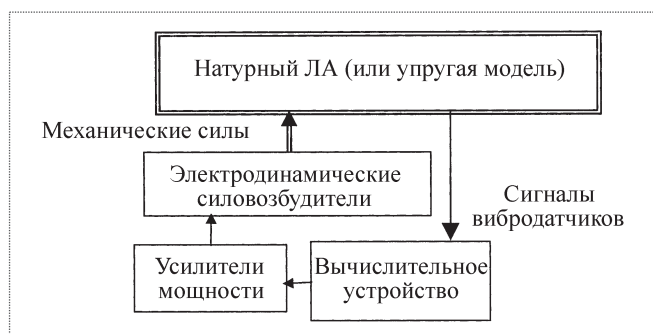


Рис. 1. Схема воспроизведения аэродинамических сил

Фактически этот метод является расчетно-экспериментальным, поскольку аэродинамические силы, необходимые для моделирования, определяются расчетом, а воспроизводятся далее в эксперименте.

Подготовка эксперимента включает, в частности, выбор (в процессе расчетной части метода) варианта замены распределенных сил сосредоточенными, а также определение (в процессе предварительного эксперимента) собственных форм и частот. С учетом данных флаттерного расчета определяются характерные ("основные") формы колебаний — при флаттере и при исследовании контура летательный аппарат — система автоматического управления (ЛА—САУ).

Кроме того, отметим следующие особенности метода:

- исследования ракеты, самолета или динамически подобной модели с реальными распределениями масс, демпфирования и жесткости, возможными нелинейностями и функционирующей системой автоматического управления;

- исследования доступны как в частотной, так и во временной области;

- отсутствие ограничений на аэродинамические параметры моделируемого полета;

- изменение режимов — плотности воздуха ρ , скорости потока V , числа M — осуществляется вычислительным устройством, а влияние изменений упругомассовых параметров ЛА, коэффициентов передачи САУ может определяться их непосредственным варьированием;

- испытания являются неразрушающими с возможностью неоднократного повторения;

- моделируемые параметры полета не ограничены параметрами атмосферы или аэродинамической трубы;

- воспроизведение сил, как и в расчете, ограничено выбором аэродинамической теории; при этом распределенные воздействия потока сводятся к несколь-

ким сосредоточенным силам, приложенным к конструкции.

Для исследований колебаний в потоке и флаттера моделей характерно следующее:

- применение ЭММ для испытаний динамически подобной модели перед продувками в реальном потоке может существенно сэкономить дорогостоящее время продувок в аэродинамической трубе (АДТ);

- ЭММ позволяет отладить оборудование, методику измерения и возбуждения колебаний, наблюдать поведение модели на разных режимах, получать оценки границ флаттера при изменении упругомассовых параметров;

- при исследовании модели перед продувкой выявляются детали предстоящего испытания в реальном потоке: характер колебаний на докритических режимах, характер флаттера ("злой", "добрый"), а при необходимости — оценка предельных циклов в закритической области;

- продолжительность эксперимента на моделях с возможностью повторения не ограничена. После завершения испытаний в АДТ, которые можно считать основными, в принципе, возможно проведение дополнительных исследований с ЭММ, корректирование аэродинамики и получение дополнительных данных вне потока;

- до проведения эксперимента наряду с другими подготовительными работами проводится расчет обобщенных аэродинамических матриц, определяются точки измерения и возбуждения, выбираются датчики, возбудители, рассчитываются коэффициенты управляющего вычислительного блока.

Выбор аэродинамической теории. Уравнения малых колебаний линейной конструкции в потоке в обобщенных координатах обычно представляют в виде

$$C \ddot{y} + D_0 \dot{y} + G y = F_A,$$

где C , G и D_0 — соответственно матрицы инерционных коэффициентов, жесткости и демпфирования конструкции; F_A — вектор обобщенных аэродинамических сил.

Если применяется квазистационарная аэродинамическая теория [1] или конструкция такова, что аэродинамические силы не зависят от числа Струхала (от приведенной частоты $k = \frac{\omega b}{V}$, где b — характерный размер; ω — частота колебаний), то

$$F_A = -\rho V^2 B(M) y - \rho V D(M) \dot{y},$$

где ρ и V — соответственно плотность и скорость потока; $\dot{\Gamma} = V/a$ — число Маха; a — скорость звука; $B(M)$ и $D(M)$ — матрицы аэродинамических жесткости и демпфирования.

Для фиксированного значения числа Маха коэффициенты матриц B и D остаются постоянными и в эксперименте с использованием ЭММ можно произвольно варьировать ρ и V .

Если не рассматривать случай очень малых скоростей, то для $V \neq 0$; $M \neq 0$ можно представить аэродинамические силы иначе:

$$F_A = -\frac{\rho V^2}{2} [\tilde{B}(M)y + \tilde{D}(M)\dot{y}],$$

где $\tilde{B}(M) = 2B(M)$; $\tilde{D}(M) = \frac{2}{V}D(M) = \frac{2}{Ma}D(M)$.

В такой постановке можно варьировать значениями только скоростного напора $q = \rho V^2 / 2$, а не ρ и V отдельно. Граница устойчивости получается в пространстве двух параметров (q , M).

В случаях исследования колебаний в потоке с недеформируемыми поверхностями задача замены распределенных аэродинамических воздействий сосредоточенными силами (после выбора соответствующей теории) решается точно [2]. Это относится к тем органам управления, у которых частота парциальных упругих колебаний существенно выше частоты вращения, во многом определяющей границы флаттера и зависящей от податливости силового привода.

В некоторых случаях несущая поверхность большого удлинения может быть рассмотрена как набор жестких недеформируемых отсеков ("шашлычная" модель).

При малых числах Струхала допустимо использовать приближенную теорию [3], не учитывающую аэродинамическое демпфирование.

В случае применения нестационарной теории [1] аэродинамические силы сложным образом зависят от параметров движения. Их вычисление для произвольных движений даже с помощью ЭММ является трудоемким процессом.

В то же время в случае гармонических колебаний (например, на границе флаттера) можно искать такие решения, в которых аэродинамические силы будут зависеть только от частоты колебаний ω (от приведенной частоты k). При этом уравнения колебаний имеют вид

$$C\ddot{y} + D_0\dot{y} + Gy = -\frac{\rho V^2}{2} [\tilde{B}(k, M)y + \tilde{D}(k, M)\dot{y}].$$

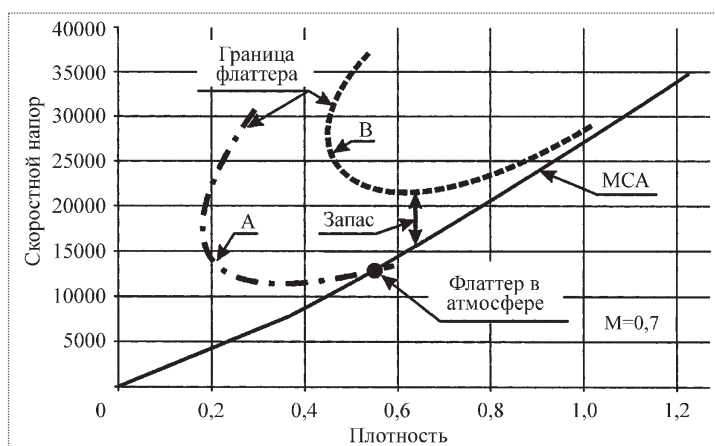


Рис. 2. Границы флаттера и параметры стандартной атмосферы

Применяя в методе ЭММ эти уравнения, надо помнить, что они не очень правильно описывают переходные процессы в потоке на докритических или закритических режимах. Однако на границе флаттера и при исследовании частотных характеристик аэродинамические силы будут воспроизводиться достаточно точно.

Область устойчивости определяется в пространстве q , k , M и в произвольной среде, не ограниченной параметрами международной стандартной атмосферы (МСА).

Пусть, например, при фиксированном числе Маха $M = M_1$ и числе Струхала $k = k_1$ флаттер с частотой $\omega = \omega_\phi$ обнаружен при скоростном напоре $q = q_\phi$. Эта точка границы флаттера будет соответствовать параметрам потока

$$V_\phi = \omega_\phi b / k_1; \quad \rho_\phi = 2q_\phi / V_\phi^2.$$

В условиях МСА при числе $M = M_1$ реализуются режимы, описываемые линией (рис. 2)

$$q = q(\rho) = q[\rho(H)],$$

где H — высота полета.

Естественно, в общем случае точка границы флаттера может не попасть на эту линию. Поэтому эксперимент повторяется с другими значениями k , пока не будет построена линия границы флаттера в этих же координатах $q_\phi = q_\phi(\rho_\phi)$ при $M = M_1$. Пересечение этих линий даст точку флаттера в атмосфере (кривая A на рис. 2). Если точек пересечения не окажется (кривая B), расстояние между линиями покажет фактическую величину запаса.

Особенности воспроизведения аэродинамических сил. Граница флаттера определяется, как правило,

взаимодействием двух-четырех тонов собственных колебаний. Поэтому при замене распределенных сил сосредоточенными допустимо учитывать только эти тона. Такая замена может базироваться на требовании равенства работ соответствующих сил при колебаниях несущей поверхности [4].

Работа A_p распределенных аэродинамических сил f_p в нормальных координатах q^* консервативной системы при фиксированных k и M определяется по формуле

$$\dot{A}_\delta = q^{*\top} f_p; \quad f_p = -V^2 B q - V D \dot{q}^*, \quad (1)$$

где произведения $V^2 B$, $V D$ являются матрицами аэродинамических жесткости и демпфирования соответственно; $\top$ — знак транспонирования.

Работа A_c эквивалентных сосредоточенных сил f_c в физических координатах y (на стенде) определяется по формуле

$$\dot{A}_n = \delta^\delta f_n; \quad f_n = -V^2 B_n y - V D_n \dot{y}; \quad y = \Psi q^*, \quad (2)$$

где $V^2 B_n$; $V D_n$ — аэродинамические матрицы жесткости и демпфирования сосредоточенных сил; Ψ — модальная матрица, состоящая из векторов нормированных собственных форм.

При выполнении условия

$$A_n = A_p \quad (3)$$

имеют место соотношения для моделирования аэродинамических сил f_c , которые соответствуют заданной аэродинамической теории для f_p :

$$B_n = (\Psi^\delta)^{-1} B \Psi^{-1}; \quad D_n = (\Psi^\delta)^{-1} D \Psi^{-1}. \quad (4)$$

Эти соотношения определяют матрицы коэффициентов преобразования сигналов датчиков с помощью вычислительного устройства [2].

Выбор координат при использовании ЭММ. Матрицы в соотношениях (1), (2) и (4) для простоты изложения считаем квадратными. Они имеют размерность, равную числу выбранных собственных форм. Этим же значением определяется минимальное число точек измерения и возбуждения поверхности при эксперименте. Очевидно, наиболее целесообразно координаты этих точек выбирать вблизи пучностей собственных форм. Выбор необходимых координат проводится по данным предварительного эксперимента, поскольку первым этапом исследований являются резонансные испытания с определением собственных частот и форм (случай $V = 0$).

Методика проведения испытаний с измерениями колебаний в потоке и флаттера модели близка к испы-

таниям в АДТ [2, 4]. Заметим, что выбор точек возбуждения в рассматриваемом случае проводится, очевидно, из иных посылок, чем при резонансных испытаниях.

При ЭММ необходима максимальная, по возможности, сумма работ обобщенных сил на *всех* выбранных собственных тонах, а при резонансных испытаниях — работа лишь на одном тоне (и минимально возможная на остальных). При этом напряжения, пропорциональные силам внешнего возбуждения (гармонические или иного вида), суммируются на входах усилителей мощности с выходными напряжениями вычислительного устройства.

Увеличение размерности вектора y , равной числу точек измерения, может уменьшить ошибки воспроизведения сил, вызванные погрешностями измерений. Соответственно увеличивается и размерность модальной матрицы в соотношениях (2), а в равенствах (4) Ψ^{-1} и $(\Psi^\top)^{-1}$ необходимо заменить псевдообращением, например по методу наименьших квадратов: $[(\Psi^\top \Psi)^{-1} \Psi^\top]$ вместо Ψ^{-1} и т.д.

Исследования колебаний органов управления при работающем силовом приводе возможны на той стадии разработки ЛА, когда появляется натурная конструкция (например, беспилотный летательный аппарат).

Главной особенностью этого эксперимента является наличие ограничений на продолжительность эксперимента с работающей системой управления. В отличие от измерений на моделях ограниченное время непрерывной работы и ресурс привода могут существенно увеличивать общее время испытаний. Это вызвано необходимостью выдерживать относительно большую паузу между кратковременными включениями приводов для измерений. Следовательно, необходимо более экономно и тщательно планировать необходимые отсчеты, например, по частоте.

В этом случае важно также влияние подвижной системы средств возбуждения (а иногда и датчиков) на упруго-массовые характеристики органа управления.

Исследования устойчивости контура упругий ЛА — САУ играют значительную роль в обеспечении безопасности ЛА.

Исследования натурального ЛА практически не могут быть проведены в реальном потоке аэродинамической трубы. Испытания с моделированием аэродинамических сил с помощью ЭММ (рис. 3) проводятся при упругой подвеске корпуса. При этом обеспечивается измерение частотных характеристик полного разомкнутого контура упругий ЛА—САУ и его звеньев (с функционирующей САУ), а также переходных процессов при замкнутом контуре.

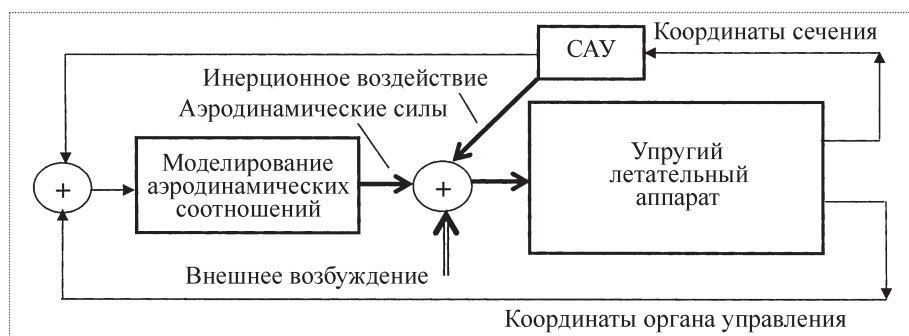


Рис. 3. Схема аэродинамических воздействий в контуре ЛА-САУ

Испытания с помощью ЭММ натурных беспилотных ЛА обеспечивают, в частности, рациональный выбор средств для повышения запасов устойчивости контура ЛА-САУ и безопасности от флаттера. Подобный эксперимент не является заменой объемных многопараметрических расчетов, а служит их дополнением, позволяющим получить основные результаты в виде ряда опорных точек.

Одна из особенностей стендового моделирования колебаний натурального ЛА, имеющих место в полете, состоит в возможности непосредственного измерения запасов устойчивости по модулю и по фазе путем включения в контур САУ дополнительных звеньев (рис. 4). Эти измерения проводятся на упругоподвешенном ЛА при работающей САУ. Частотные характеристики звена, включенного в канал контура (после корректирующего фильтра), регулируются с изменением его модуля или фазового сдвига. Изменение характеристик при неизменном режиме может проводиться либо до момента возникновения автоколебаний, либо в пределах заданного запаса устойчивости.

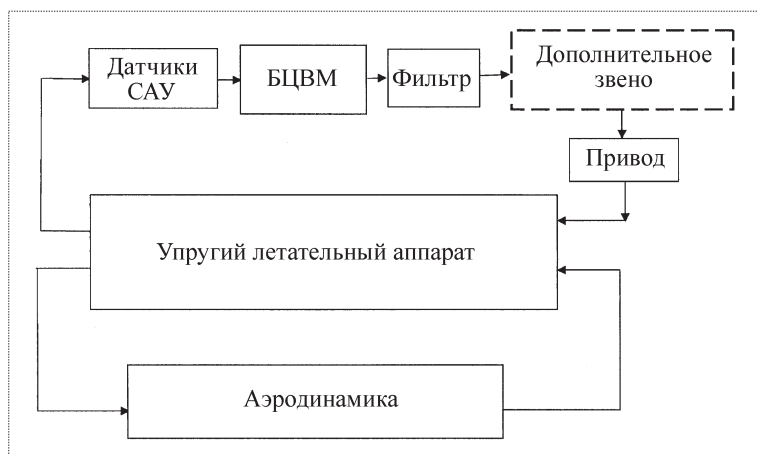


Рис. 4. Схема измерения запасов устойчивости по модулю и по фазе с дополнительным звеном в контуре САУ

Если частотные характеристики отдельных звеньев тракта известны, то результаты испытаний с моделированием аэродинамических сил позволяют корректировать расчеты запасов устойчивости. Полученные экспериментальные данные определяют опорные точки для параметрических расчетов (нелинейности и запаздывание элементов контура учитываются комплексно и в полном объеме).

Средства обеспечения эксперимента с ЭММ. Они в основном те же, что и при наземных резонансных испытаниях [1, 5]. Сосредоточенные силы прикладываются в ряде точек с помощью электродинамических возбудителей. Мгновенные значения этих сил без запаздывания реагируют на приращения мгновенных значений координат в точках измерения (см. рис. 1).

При применении в этих испытаниях ЭММ штатные средства наземных резонансных испытаний (с их реализацией граничных условий) дополняются специальным вычислительным блоком. Блок обеспечивает мгновенное преобразование измеряемых виброперемещений (и виброскоростей) нескольких точек в совокупность сосредоточенных аэродинамических сил.

Главная особенность средств ЭММ — мгновенное, без амплитудных и фазовых сдвигов (в диапазоне рассматриваемых частот) преобразование колебаний ускорение — напряжение и напряжение — сила с помощью датчиков и электродинамических силовых возбудителей с генераторами тока, а также преобразование напряжений вычислительным блоком.

Основными условиями корректного решения задачи аэроупругости с помощью рассматриваемых лабораторных испытаний являются:

отсутствие запаздывания во всем контуре преобразования приращения координат в приращении сил (его «безынерционность»);

отсутствие искажений упругомассовых свойств испытываемой конструкции средствами измерения и возбуждения колебаний.

Из общих требований к аппаратным и программным средствам воспроизведения аэродинамических сил следует:

частотные характеристики вибродатчиков и их аппаратуры по модулю и фазе должны быть горизонтальными в рабочей (исследуемой) полосе частот при допустимом уровне погрешности. Такие же требования предъяв-

ляются и к средствам возбуждения, включая усилители мощности;

аппаратно-программные средства вычислительно-го устройства должны иметь суммарное время выполнения аэродинамических преобразований аналоговых сигналов в пределах, определяемых теми же допустимыми погрешностями. Соответствующие требования предъявляются и к точности преобразования;

поскольку в диапазоне частот с перекрытием в 1,5...2 декады (до сотен Гц) вычисления на современных персональных ЭВМ практически нереализуемы, то необходимо специализированное устройство. Его вариантами могут быть, например, аналого-цифровой набор операционных усилителей либо с цифровыми потенциометрами, либо с ПЛИС (полупроводниковыми логическими интегральными схемами), либо с ПАИС (полупроводниковыми аналоговыми интегральными схемами) с программами оперативного управления экспериментом.

В случае, когда в качестве вибродатчиков применяются акселерометры или датчики скорости, необходимо соответствующее интегрирование их сигналов, например для получения напряжений, пропорциональных перемещениям. Требования к точности такого преобразования сохраняются лишь в исследуемом диапазоне частот.

Как и при проведении резонансных испытаний, масса вибродатчиков должна быть мала по сравнению с приведенной массой испытываемой конструкции в точках измерения. Такие же требования предъявляются и к силовым возбудителям, в противном случае необходимо специальное корректирование сил возбуждения [4].

Àèáèèîäàòè÷àíèèè ñèñîìè

1. **Аэроупругость** / Энциклопедия "Машиностроение" в 40 т., Т. IV-21 в 3 кн. Кн. 1. Аэродинамика, динамика полета и прочность. М.: Машиностроение, 2002.

2. **Карклэ П.Г., Смыслов В.И.** Электромеханическое моделирование в задачах аэроупругости // Общероссийский научно-технический журнал "Полет". 2008. № 10. С. 25–31.

3. **Смыслов В.И.** Исследование задач аэроупругой устойчивости с воспроизведением аэродинамических сил при малых числах Струхала // Уч. зап. ЦАГИ. 2006. Т. XXXVII. № 1–2.

4. **Нарижный А.Г., Педора А.П., Смыслов В.И.** Моделирование трубных исследований флаттера путем стендовых вибрационных испытаний с воспроизведением аэродинамических сил // Техника воздушного флота. 1995. № 5–6.

5. **Prodera** modal analysis systems and software. Technical articles. http://www.prodera.com/uk/prodera_articles.htm.



ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ

À Ñàìäðà ìà÷àèàññ ðàçðäàáîðèà ïîâèé èññèè÷àíèèè ðàèàòò

Специалисты "ЦСКБ-Прогресс" (Самара) приступили к разработке новой российской ракеты-носителя легкого класса "Союз-1".

В качестве двигателя на ракете будут использованы модернизированные жидкостные ракетные двигатели НК-33-1, разработанные ранее для советской лунной ракеты Н1. Также на предприятии началась разработка разгонного блока "Волга", который позволит увеличить грузоподъемность ракеты "Союз-1".

Ракеты-носители самарского производства востребованы российскими и зарубежными заказчиками. Например, наиболее современные разработки предприятия, такие как ракеты "Союз-2-1а" и "Союз-2-1б", послужили основой для создания ракеты-носителя "Союз-СТ", предназначенной для запусков с Гвианского космического центра (Латинская Америка). Первый запуск "Союз-СТ" планируется на 2010 г.

Ранее сообщалось, что созданные в рамках советской лунной программы, закрытой в 1970-е гг., ракетные двигатели НК-33 планируется использовать для космических запусков на американских ракетах-носителях Taurus-2.

НК-33 — это уже второй российский двигатель, который будет использоваться в американской ракете-носителе. В 1990-х годах он участвовал в тендере на двигатели для американской ракеты-носителя "Атлас-5". Тогда победил российский двигатель РД-180 разработки НПО "Энергомаш", несколько десятков которых уже поставлено в США.

По словам генерального директора "ЦСКБ-Прогресс" Александра Кирилина, необходимость разработки ракеты "Союз-1" вызвана увеличением потребности мирового рынка по запуску малых космических аппаратов.

"Союз-1" разрабатывается на базе модернизированной ракеты-носителя среднего класса "Союз-2-1б" посредством снятия боковых блоков и установки на центральном блоке двигателя НК-33-1", — пояснил гендиректор. Кроме того, на легкую ракету планируется устанавливать серийный головной обтекатель ракеты-носителя "Союз".

"На сегодняшний момент разработан эскизный проект ракеты-носителя "Союз-1", — сообщил А. Кирилин.

ГНРКЦ "ЦСКБ-Прогресс" — ведущее российское предприятие по разработке, производству и эксплуатации ракет-носителей среднего класса и автоматических космических аппаратов для дистанционного зондирования Земли и научного назначения. Всего запущено более 1700 ракет-носителей и 950 космических аппаратов разработки "ЦСКБ-Прогресс".

Вестник Интерфакс—АВН № 28 (406), 2009 г.



ПОЛИНОВСКИЙ
Владислав Петрович –
главный специалист
ГК НПО им. М.В. Хруни-
чева

Исследование влияния расположения кольцевых ребер на несущую способность композитных сетчатых отсеков нерегулярной структуры

В.П. Полиновский

В композитных сетчатых конструкциях расположение кольцевых ребер относительно перекрестий спиральных ребер оказывает существенное влияние на прочность и устойчивость. Повысить несущую способность сетчатых отсеков, нагруженных по торцам продольными сосредоточенными нагрузками, можно при введении дополнительных кольцевых ребер.

В качестве примера реальной сетчатой конструкции с различным расположением кольцевых ребер в статье рассматривается силовой цилиндр космического аппарата "Экспресс-МД1".

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

V.P. Polinovsky. Effects Of Stiffening Ring Positions On Bearing Capacities Of Composite Reticular Compartments In Irregular Structures

The position of stiffening rings against the helical fins has important effects on the rigidity and strength of composite reticular structures. Load bearing capacity of reticular compartments with axial concentrated loads applied to their faces can be substantially increased by installing additional stiffening rings. The power cylinder of the Express-MD1 spacecraft is used as an example for reviewing the characteristics of an existing reticular structure with different stiffening ring positions.

Key words: reticular structure; regular/irregular structure of reticular plating; carrier vehicle; spacecraft; design optimization.

В последние годы углепластиковые сетчатые оболочки, изготавливаемые методом непрерывной намотки, нашли широкое применение в отечественной ракетно-космической технике. Они используются в качестве высоконагруженных межбачковых отсеков, адаптеров для крепления космических аппаратов (КА) к разгонным блокам и силовым корпусам КА.

Применяемые сетчатые оболочки, как правило, имеют регулярную структуру, при которой расстояния между спиральными и кольцевыми ребрами постоянны. Такая конструкция сетчатых оболочек предполагает равномерное нагружение их торцов сжимающими или растягивающими нагрузками со стороны смежных отсеков.

Новым типом сетчатых углепластиковых оболочек являются сетчатые оболочки нерегулярной структуры, отличающиеся неравномерным распределением спиральных ребер по окружности. Данная конструктивная особенность оболочек обусловлена необходимостью восприятия больших сосредоточенных продольных нагрузок, приложенных к их торцам.

Рассмотрим, как влияет введение дополнительных кольцевых ребер на повышение несущей способности сетчатых отсеков нерегулярной структуры, нагруженных по торцам продольными сосредоточенными нагрузками.

Классификация сетчатых конструкций по расположению кольцевых ребер. В сетчатых конструкциях кольцевые ребра могут располагаться как вблизи зон пересечений спиральных ребер, так и в промежутках между пересечениями спиральных ребер. В зависимости от расположения кольцевых ребер напряженно-деформированное

Классификация сетчатых конструкций в зависимости от расположения кольцевых ребер

Число кольцевых ребер на одно перекрестие спиральных ребер	Расстояние от оси кольцевого ребра до ближайшего перекрестия спиральных ребер	
	Минимальное технологическое	Больше минимального технологического
Одно	Вариант 1 (рис. 1)	Вариант 3 (рис. 3)
Два	Вариант 2 (рис. 2)	Вариант 4 (рис. 4)

состояние сетчатой конструкции существенно меняется.

Проведем классификацию сетчатых конструкций в зависимости от расположения кольцевых ребер. В таблице классификация проведена по двум признакам:

числу кольцевых ребер на одно перекрестие спиральных;

расстоянию от оси кольцевого ребра до ближайшего перекрестия спиральных.

Вариант 1 (рис. 1) расположения кольцевых ребер предполагает, что оси кольцевых ребер пройдут на минимальном технологически допустимом расстоянии от пересечений спиральных ребер. Это первый вариант расположения кольцевых ребер в сетчатых конструкциях. Он появился еще в металлических изогридных конструкциях [1].

Если вблизи пересечения спиральных ребер ввести два кольцевых ребра (сверху и снизу от пересечения), то получим вариант 2 (рис. 2) расположения кольцевых ребер. Двойное кольцевое ребро удобно для организации точек крепления различного оборудования к сетчатой конструкции.

Вариант 3 (рис. 3) предполагает, что кольцевое ребро пройдет посередине пролета спирального ребра между пересечениями с другими спиральными ребрами. Такое расположение кольцевых ребер сдерживает по-



Рис. 1. Схема с одинарным кольцевым ребром, проходящим вблизи пересечений спиральных ребер

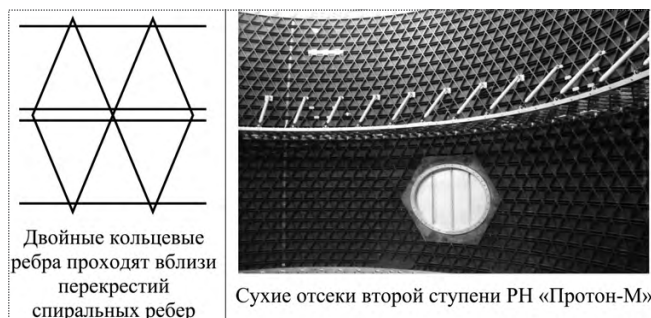


Рис. 2. Схема с двойными кольцевыми ребрами, проходящими вблизи перекрестий спиральных ребер

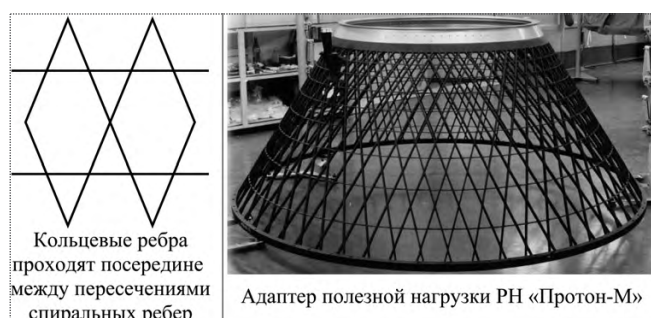


Рис. 3. Схема с кольцевыми ребрами, проходящими посередине между пересечениями спиральных ребер

явление локальных форм потери устойчивости спиральных ребер [2].

Вариант 4 (рис. 4) с точки зрения работы конструкции подобен варианту 3, поскольку в нем также сокращается длина пролетов спиральных ребер. Преимуществом этого варианта является легкость организации точек крепления оборудования к сетчатому отсеку.

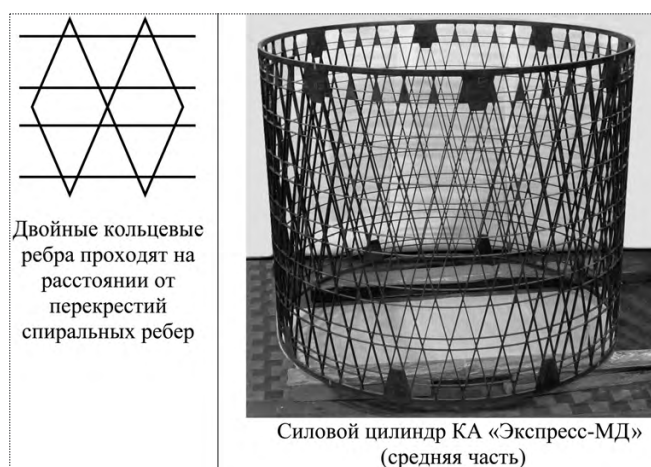


Рис. 4. Схема с двойными кольцевыми ребрами, проходящими на расстоянии от перекрестий спиральных ребер

Композитный сетчатый цилиндр КА "Экспресс-МД1". Ракета-носитель "Протон-М", изготавливаемая в Космическом центре имени М.В. Хруничева, может выводить на геостационарную орбиту 3,5 т полезной нагрузки. Космический центр имени М.В. Хруничева разработал КА связи "Экспресс-МД1", который может запускаться на орбиту в паре с другим коммерческим КА небольшой массы на РН "Протон-М". При этом "Экспресс-МД1" служит адаптером для верхнего коммерческого КА.

Успешное решение задачи парного выведения возможно лишь при высоком весовом совершенстве силовой конструкции КА "Экспресс-МД1". Сетчатая конструкция нерегулярной структуры из углепластика использована в качестве силового цилиндра платформы КА связи для парного выведения.

Центральный силовой цилиндр КА "Экспресс-МД1" стыкуется с каждым из смежных отсеков (верхним и нижним) восемью узлами. В зоне силовых узлов в конструкцию цилиндра интегрированы металлические фитинги. В дальнейших расчетах будем предполагать, что как растягивающие, так и сжимающие нагрузки передаются через фитинги. Такое нагружение приводит к существенной неравномерности распределения напряжений в ребрах конструкции.

Выбор оптимального положения кольцевых ребер сетчатого цилиндра нерегулярной структуры. В качестве примера сетчатой конструкции нерегулярной структуры рассмотрим силовой цилиндр КА "Экспресс-МД1". На силовой цилиндр устанавливается большое количество оборудования, поэтому в конструкции использованы двойные кольцевые ребра, смещенные на некоторое расстояние от перекрестия спиральных (см. рис. 4). В треугольные ячейки, образуемые двумя спиральными и кольцевыми ребрами, можно устанавливать болты для крепления приборов и оборудования к силовому цилиндру.

Рассмотрим влияние расположения кольцевых ребер на величину критической силы потери устойчивости цилиндра. Для этого проведем расчет на устойчивость двух конечно-элементных моделей цилиндра с различным расположением кольцевых ребер. Модели разработаны в системе MSC.NASTRAN. При этом для моделирования ребер сетки использованы балочные конечные элементы (тип BAR2, балка постоянного сечения, не учитывающая сдвиг).

Расчет проводится на комбинацию сжимающей осевой силы, перерезывающей силы и изгибающего момента, которая приводит к максимальной сжимающей эквивалентной силе по нижнему торцу цилиндра. Нагрузки прикладываются по верхним торцам моделей цилиндров,

через модель смежного отсека. Модели цилиндров при расчетах прикреплены к модели нижнего отсека.

В модели 1 все кольцевые ребра смещены относительно перекрестия спиральных ребер (штатный вариант конструкции). В модели 2 кольцевые ребра проходят на минимальном технологическом расстоянии от перекрестия спиральных ребер. Формы потери устойчивости расчетных моделей показаны на рис. 5, а (модель 1) и 5, б (модель 2).

Расчеты показали, что модель 1 со штатным расположением кольцевых ребер имеет запас устойчивости 1,35, тогда как модель 2 цилиндра с кольцевыми ребрами, проходящими по перекрестиям спиральных, имеет запас всего 0,5. Поскольку эти модели имеют различную массу конструкции (за счет различного количества кольцевых ребер), сравним удельные критические силы потери устойчивости (сжимающие эквивалентные силы, соответствующие комбинации нагрузок, приложенных к торцу цилиндра в момент потери устойчивости, и поделенные на массу конструкции).

Для модели штатного варианта удельная критическая сила составила 25 кН/кг, для второй модели — 10 кН/кг. Таким образом, масса конструкции сетчатого отсека с кольцевыми ребрами, проходящими на минимальном технологическом расстоянии от перекрестий спиральных ребер, будет существенно превышать массу конструкции сетчатого отсека с кольцевыми ребрами, смещенными от перекрестий спиральных ребер,

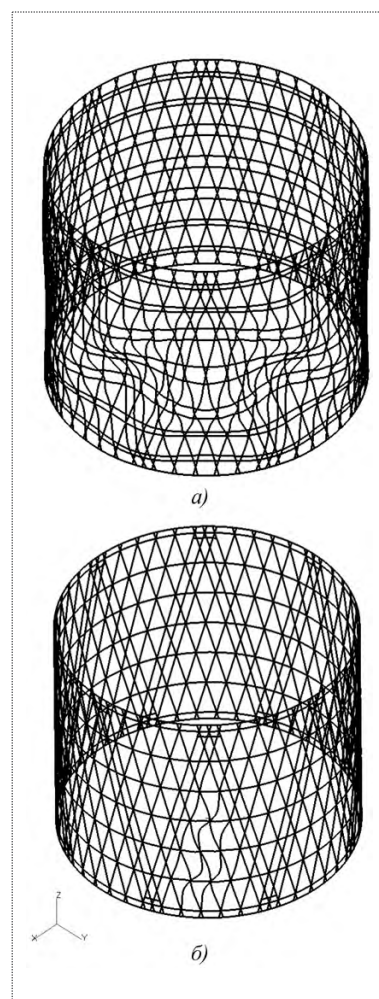


Рис. 5. Форма потери устойчивости цилиндра:

а — со штатным расположением кольцевых ребер на расстоянии от пересечений спиральных; б — с кольцевыми ребрами, проходящими вблизи перекрестий спиральных ребер

при одинаковой критической силе потери устойчивости.

Далее проведем расчеты прочности сетчатых цилиндров с различным расположением кольцевых ребер. При расчетах будем рассматривать наиболее нагруженные узлы цилиндра — узлы приложения сосредоточенных нагрузок к торцу цилиндра. В этих узлах цилиндра для передачи сосредоточенной нагрузки на спиральные ребра в композитную конструкцию интегрирован металлический фитинг.

Расчеты прочности выполняются для максимальной сжимающей нагрузки на фитинг методом конечных элементов с использованием системы MSC.NASTRAN. При этом используются детальные модели зоны установки фитинга сетчатой конструкции. Для моделирования спиральных и кольцевых ребер сетчатой конструкции используются оболочечные элементы типа QUAD4.

Для моделирования фитинга, торцевого шпангоута и многослойного композита, заполняющего ячейки сетки в зоне установки фитинга, использованы объемные элементы. Ввиду симметрии рассчитывается только половина конструкции узла.

Рассмотрим два варианта положения кольцевого ребра, расположенного вблизи первого перекрестия спиральных ребер регулярной сетки:

А — на расстоянии от перекрестия спиральных ребер;

Б — вблизи перекрестия спиральных ребер, на минимальном технологическом расстоянии.

Расчетные модели зоны фитинга сетчатого цилиндра для этих двух вариантов приведены на рис. 6.

На рис. 7, *а* показаны максимальные сжимающие осевые напряжения σ в наиболее нагруженном спиральном ребре для варианта *А*. На рис. 7, *б* приводятся максимальные сжимающие осевые напряжения σ в наиболее нагруженном спиральном ребре для варианта *Б*. Видно, что в варианте *А* напряжения в спиральном ребре значительно выше, чем в варианте *Б*.

Максимальные сжимающие нормальные напряжения, действующие вдоль оси ребра в варианте *А*, превышают 43 кг/мм² (что недопустимо для использованного материала), а в варианте *Б* составляют ~ 28 кг/мм². В варианте *А* максимальные осевые

сжимающие напряжения возникают в зоне первого от стыка перекрестия спиральных ребер.

Причиной высоких напряжений является изгиб спирального ребра в пределах треугольной ячейки, образуемой двумя спиральными и кольцевым ребрами в варианте *А*. При смещении кольцевого ребра от перекрестия спиральных в сетчатой структуре образуются четырех- и шестигранные ячейки. Эти ячейки в условиях неравномерного нагружения начинают работать как рамы, что и приводит к высоким изгибным напряжениям в спиральных ребрах.

В варианте *Б* конструкции спиральные и кольцевые ребра образуют треугольные ячейки, работающие как фермы, без изгиба ребер, поэтому напряжения в ребрах для этого варианта значительно ниже.

По результатам проведенного анализа можно утверждать, что вблизи первого (от стыка) перекрестия спиральных ребер в конструкцию сетчатого цилиндра необходимо ввести кольцевое ребро, проходящее на минимальном, технологически допустимом расстоянии от перекрестия спиральных ребер.

При удалении от стыков распределение напряжений в конструкции выравнивается, поэтому остальные кольцевые ребра могут быть расположены на расстоянии от пересечений спиральных ребер, необходимом для организации точек крепления оборудования.

По результатам проведенных расчетов возможно сделать следующие выводы.

□ Для создания сетчатой конструкции минимальной массы кольцевые ребра целесообразно распо-

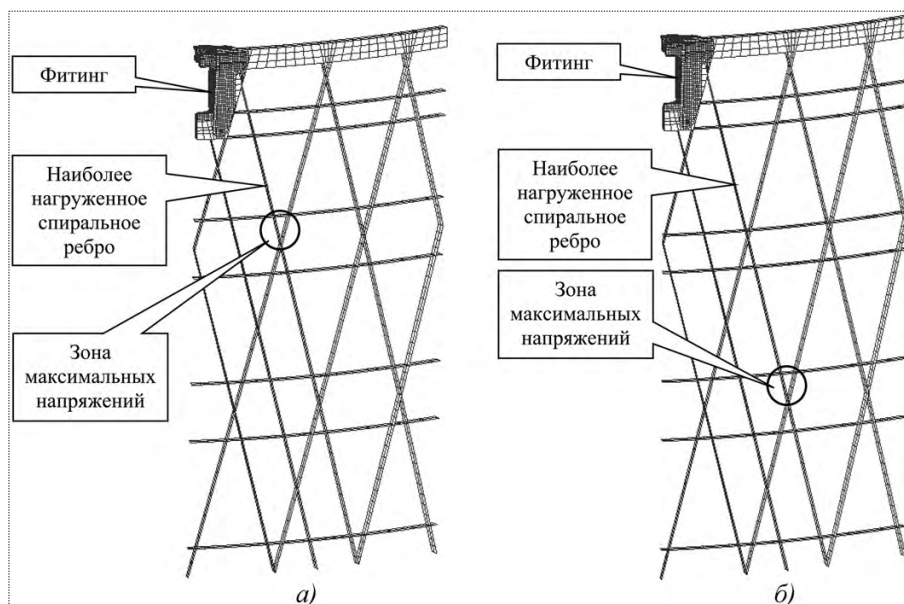
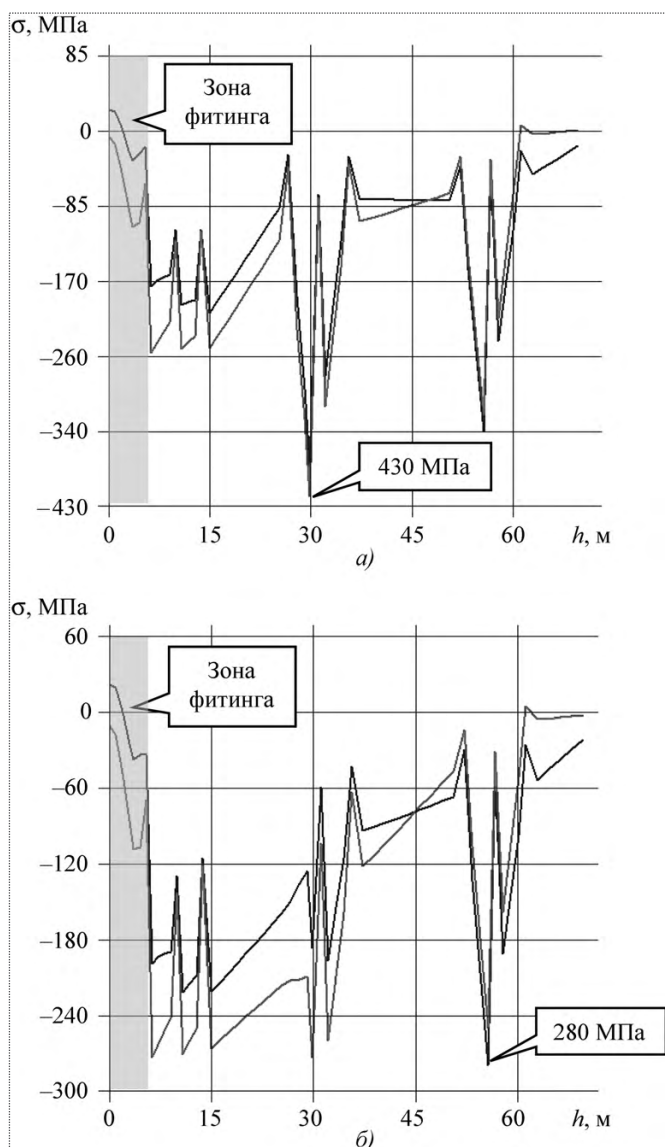


Рис. 6. Расчетная модель зоны фитинга:
а — вариант *А* расположения кольцевого ребра; *б* — вариант *Б*



гать посередине между перекрестиями спиральных ребер. При использовании двойных кольцевых ребер их

Рис. 7. Распределение нормальных напряжений в спиральном ребре по длине ребра (м):
a — для варианта *A*; *б* — для варианта *B*

оптимальным расположением будет такое, при котором отрезок спирального ребра между перекрестиями делится кольцевыми ребрами на три части. В связи с требованиями к реальной конструкции по размеру ячеек для доступа во внутрь отсека или по организации мест для крепления оборудования может быть скорректировано расположение кольцевых ребер.

□ Если сетчатый отсек по торцам нагружен продольными сосредоточенными нагрузками, целесообразно вводить в конструкцию дополнительные кольцевые ребра, проходящие на минимальном технологическом расстоянии от перекрестий спиральных ребер. По высоте дополнительные кольцевые ребра целесообразно располагать вблизи первого от торцов отсека перекрестия спиральных ребер.

Расчетные результаты, полученные в работе, подтверждены успешными стендовыми и летными испытаниями силового цилиндра КА "Экспресс-МД1". Оптимизация конструкции композитного сетчатого цилиндра КА "Экспресс-МД1", в том числе и по расположению кольцевых ребер, позволила уменьшить массу сетчатого цилиндра по сравнению с аналогичным металлическим стрингерным силовым цилиндром на 40 %.

Авторы: В.А. Барынин, В.А. Бунаков, В.В. Васильев, А.Ф. Разин

1. Барынин В.А., Бунаков В.А., Васильев В.В., Разин А.Ф. Аэрокосмические сетчатые конструкции из композиционных материалов // Общероссийский научно-технический журнал "Полет". 1998. № 1. С. 40–43.

2. Hon A., Gramoll K. Compressive strength of composite attach fitting for launch vehicle // Proc, CSME Forum 1998 / V. 2. Ryerson Polytechnic Univ., Toronto (Canada). 1998. P. 277–282.

Повышение усталостной долговечности высоконагруженных зон конструкций самолетов на этапе ресурсных испытаний

В.К. Белов, Л.А. Адегова

Излагаются методика и результаты расчетных исследований напряженно-деформированного состояния и усталостной долговечности критических зон конструкций самолетов, проводимых в целях повышения их ресурса и качества стендовых испытаний на основе математических моделей и виртуальных численных экспериментов.

Ключевые слова: усталость; напряженно-деформированное состояние; концентратор напряжений; виртуальный эксперимент; ресурс; математическая модель; стендовые испытания.

V.K. Belov, L.A. Adeгова. Increase Of Fatigue Service Life Of High-Loaded Airframe Zones By Service Life Tests

The article presents the method and the results of design studies of deflected mode and fatigue service life of high-loaded airframe zones in order to increase their service life and to improve development test quality based on simulators and on virtual numerical experiments.

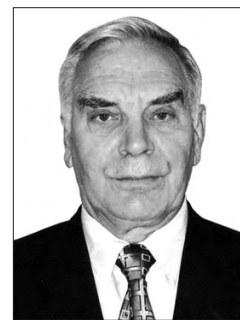
Key words: fatigue; deflected mode; stress concentrator; virtual test; service life; simulator; bench-test.

Обеспечение проектного ресурса конструкции самолетов относится к числу приоритетных направлений развития авиационной техники. Достигнутый уровень научно-технического прогресса позволяет создавать высокоресурсные конструкции.

В настоящее время в отечественном самолетостроении на стадии проектирования летательного аппарата (ЛА) закладываются условия, при которых длительность эксплуатации современных пассажирских самолетов должна составлять не менее 20 лет при общем ресурсе планера самолета до 60...70 тыс. летных часов и более. Основой для этого служит комплекс мер, применяемых на стадиях проектирования, изготовления и эксплуатации самолетов.

На стадии проектирования к числу этих мер относится выбор рациональных конструктивных схем и материалов, прогнозирование показателей долговечности с использованием расчетных схем, максимально приближенных к условиям эксплуатации самолета, привлечение методов математического и физического моделирования; на стадии изготовления — тщательный контроль качества материалов и комплектующих изделий, высокий уровень организации и контроля технологических процессов, промежуточные испытания элементов, узлов и агрегатов самолета; на стадии эксплуатации — техническое обслуживание, включающее комплекс диагностических и планово-профилактических мероприятий, позволяющих оценить техническое состояние конструкции и с высокой степенью вероятности обнаружить усталостные разрушения самолета.

Проведение стендовых испытаний натурных конструкций является определяющим условием для подтверждения назначенного ресурса самолета. При этом основное вни-



БЕЛОВ
Василий Кириллович —
заместитель директора
по научной работе ФГУП
"СибНИА им. С.А. Чаплы-
гина", доктор техн. наук



АДЕГОВА
Людмила Алексеевна —
старший научный сотруд-
ник ФГУП "СибНИА им.
С.А. Чаплыгина"

мание уделяется диагностике состояния и контролю целостности конструкции путем периодических осмотров.

После завершения испытаний проводится дефектация конструктивно-силовой схемы, направленная на выявление возможных разрушений и оценку живучести соответствующих силовых элементов. По результатам ресурсных испытаний с учетом информации, полученной в процессе проведения численных исследований напряженно-деформированного состояния (НДС) и усталостной долговечности конструкции, устанавливается начальный ресурс самолета.

Продление ресурса осуществляется поэтапно по результатам анализа фактических условий эксплуатации, дополнительным данным о нагруженности, а также по результатам дополнительных испытаний на усталость и живучесть. Качество лабораторных испытаний в значительной степени определяется совершенством испытательной техники и технологией моделирования и воспроизведения условий эксплуатации в лабораторных условиях.

Процесс проведения современных ресурсных испытаний натурных авиационных конструкций достаточно трудоемкий и дорогостоящий. В зависимости от типа испытываемого ЛА и вида программы испытаний их стоимость составляет десятки и даже сотни миллионов рублей. На времени проведения испытаний заметно сказываются и простои во время испытаний. По статистике, среди прочих причин наибольший процент простоев испытательного стенда составляют простои, связанные с проведением ремонтов конструкции после обнаружения усталостных повреждений. Размеры повреждений определяют трудоемкость и сроки выполнения ремонтов, а следовательно, сроки и стоимость проведения испытаний.

При неудачном планировании порядка испытаний и контроля за конструкцией велика вероятность катастрофических разрушений конструкции. Кроме того, после обнаружения повреждений, крайне важно получить данные по скорости развития повреждений в процессе нагружения конструкции от начала их зарождения до значений, близких к критическим. Поэтому одной из целей ресурсных испытаний авиаконструкций является выявление усталостных повреждений как можно меньших размеров на ранних стадиях их развития.

Повышения качества ресурсных испытаний и сокращения сроков их проведения можно добиться путем проведения параллельных с реальным экспериментом расчетных исследований, в том числе виртуального численного эксперимента [1] (просчитываются различ-

ные варианты нагружения и конструктивного исполнения деталей и узлов конструкции).

С помощью виртуального численного эксперимента решаются следующие задачи:

• выявление высоконагруженных зон конструкций самолета и оценка их усталостной долговечности. Это дает возможность детально разработать регламент и схему дефектации конструкции в процессе испытаний в целях своевременного обнаружения усталостных повреждений на ранних стадиях зарождения и дальнейшей регистрации скоростей их развития;

• прогноз нагруженности конструкции в целях предотвращения преждевременного разрушения и определения оптимального порядка проведения испытаний, в процессе которых конструкция не доводится на начальных этапах до разрушений, после чего отсутствует возможность экспериментальной проверки прочности остальных ее элементов;

• оптимизация схем тензометрии с точки зрения трудоемкости работ и эффективного контроля целостности наиболее нагруженных зон конструкции.

Для выработки комплексных подходов оценки долговечности, повышения качества натурных испытаний и усталостной долговечности высоконагруженных зон конструкций самолетов на этапе проведения стендовых испытаний путем предварительного анализа НДС на основе математических моделей и виртуальных численных экспериментов предлагается усовершенствованная методика исследований усталостной долговечности.

Алгоритм модернизированной методики базируется на использовании кривых усталости конструктивно подобных образцов и учете влияния конструктивных особенностей элемента с помощью коэффициентов коррекции. Он состоит из следующих этапов:

- создание конечно-элементной модели конструкции, отражающей особенности геометрии элемента в местах предполагаемых высоких градиентов напряжений;
- задание граничных условий;
- определение условий нагружения (обычно нагрузка задана в форме программного блока нагружения, моделирующего эксплуатационные нагрузки в условиях типового полета самолета);
- анализ с помощью метода конечных элементов НДС рассматриваемого конструктивного элемента (определяются наиболее нагруженные зоны элемента);
- установление соответствия между пиковым значением циклограммы нагружения, моделирующей эксплуатационные нагрузки в условиях типового по-

лета, и циклограммой напряжений σ_j для каждой критической зоны конструкции. В качестве напряжений используются наибольшие по модулю главные напряжения σ_1 , σ_2 плоского напряженного состояния либо наибольшие по модулю главные напряжения σ_1 , σ_3 объемного напряженного состояния. Выбор σ_j производится следующим образом:

$$\sigma_j = \begin{cases} \sigma_1, \text{ если } |\sigma_1| \geq |\sigma_{2,3}|; \\ \sigma_{2,3}, \text{ если } |\sigma_1| < |\sigma_{2,3}|; \end{cases}$$

- обработка циклограмм напряжений σ_j для каждой критической зоны конструкции методом полных циклов. В результате получается спектр напряжений в виде асимметричных циклов с экстремумами $\sigma_{\max}$, $\sigma_{\min}$;

- приведение асимметричных циклов к эквивалентным по вносимому усталостному повреждению отнулевым циклам с использованием соотношения

$$\sigma_{0i} = \begin{cases} \sqrt{\sigma_{\max}(\sigma_{\max} - \sigma_{\min})} \text{ если } \sigma_m \geq 0; \\ \sqrt{2} (0,6\sigma_{\max} - 0,4\sigma_{\min}) \text{ если } \sigma_m < 0, \sigma_{\max} > 0; \\ 0 \text{ если } \sigma_{\max} \leq 0, \end{cases}$$

где $\sigma_m = (\sigma_{\max} + \sigma_{\min})/2$ — среднее напряжение цикла;

- определение максимального значения одного отнулевого цикла, эквивалентного по вносимому усталостному повреждению всему блоку нагружения, по гипотезе линейного суммирования повреждений:

$$\sigma_{0 \max} = \sqrt[m]{\sum (n_i \sigma_{0i}^m)},$$

где n_i — число отнулевых циклов с максимальным значением σ_{0i} ; m — показатель кривой усталости;

- определение параметров уравнений кривых усталости. При оценке долговечности используются базовые кривые усталости стандартных образцов, описываемые уравнением $N \sigma_{\text{адоодо}}^m = A_{\text{адоодо}}$, где m и $A_{\text{брутто}}$ — параметры кривой усталости, зависящие от свойств материала и конструктивно-технологических особенностей элемента или конструкции.

Если данные по некоторым базовым характеристикам сплавов или полуфабрикатов отсутствуют, то используются данные по ближайшим позициям;

- оценка расчетной усталостной долговечности элементов конструкции. При этом используется процедура коррекции кривых усталости базовых стандартных образцов с помощью коэффициентов кор-

рекции, позволяющих учитывать конструктивные особенности элементов конструкции:

$$N_p = \frac{A_{\text{адоодо}}}{\sigma_{0 \max}^m} k_{\text{еид}},$$

где $k_{\text{кор}}$ — коэффициент коррекции.

Выбор значений коэффициентов коррекции основан либо на экспериментальных данных, либо на расчетных исследованиях подобных конструкций и сравнении результатов долговечности, полученных при испытаниях и численном анализе.

Как показывает опыт, усталостную долговечность лимитируют контуры различных конструктивных вырезов, отверстия и зоны с радиусами сопряжений в элементах конструкций. Оценка расчетной долговечности проводилась с использованием следующих коэффициентов коррекции [2, 3]:

для конструктивных элементов с вырезами под стрингеры

$$k_{\text{еид}} = \frac{k_t}{k_1} k_t^m,$$

где $k_t = 3,12$ — коэффициент концентрации напряжений в стандартном образце (полоса с отверстием с отношением $B/d = 6$, где B — ширина полосы; d — диаметр отверстия); k_1 — коэффициент концентрации напряжений в вырезе под стрингер, зависящий от его геометрии;

для конструктивных элементов с большими отверстиями

$$k_{\text{еид}} = \left(\frac{k_t}{k_2} \right)^m,$$

где $k_2 = 2,8$ — коэффициент, учитывающий масштабный эффект при оценке долговечности больших отверстий по кривым усталости стандартных образцов с диаметром отверстий 5...6 мм;

для конструктивных элементов с радиусами сопряжений

$$k_{\text{еид}} = k_t^m;$$

для конструктивных элементов с крепежными отверстиями

$$k_{\text{еид}} = \left(\frac{k_t}{k_{\text{йо}}} \right)^m,$$

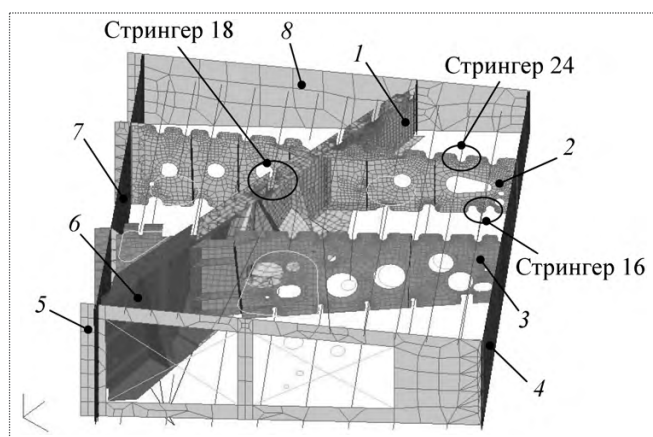


Рис. 1. КЭМ отсека центроплана:

1 – шассийная балка; 2, 3 – нервюры № 7 и 6; 4 – стенка № 3; 5 – нервюра № 5; 6 – фитинг; 7 – стенка № 2; 8 – нервюра № 8

ния узлов крепления основных стоек шасси в системе планера самолета.

Для оценки НДС в элементах конструкции центроплана параллельно с реальным экспериментом проводился численный анализ [6]. Подробная конечно-элементная модель (КЭМ) отсека центроплана (рис. 1), состоящая из шассийной балки, фитинга, нервюр, верхней и нижней панелей центроплана, была включена в общую КЭМ планера самолета.

Нагрузки, реализованные при ресурсных испытаниях узлов навески шасси и заданные в виде программных блоков нагружения передней и главных опор, прикладывались к конечно-элементным моделям стоек.

Расчет проводился для правой половины планера с наложением условий симметрии для перемещений узлов, лежащих в плоскости симметрии самолета.

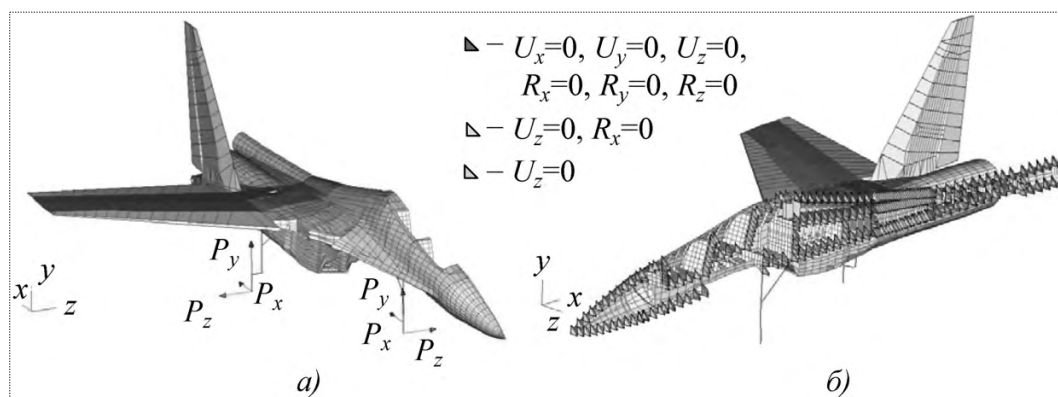


Рис. 2. Граничные условия для схем:

а – нагружения КЭМ;
б – закрепления КЭМ

где $k_{эф}$ – эффективный коэффициент концентрации напряжений, который определяется из эксперимента. По материалам обработки экспериментальных данных используются зависимости $k_{эф}$ от отношения величин напряжения смятия к максимальному растягивающему напряжению в листе $\sigma_{\text{нл}} / \sigma_{\text{ддооои}}$.

Значения коэффициентов коррекции уточняются при сравнении численных расчетов усталостной долговечности и экспериментальных результатов.

В работах [4, 5] предложена методика оценки усталостной долговечности, основанная на использовании базовых кривых усталости стандартных образцов при симметричных циклах нагружения. Число коэффициентов коррекции в этих работах доходит до семи; при этом многие из них близки к единице.

Исследование усталостной долговечности элементов отсека центроплана маневренного самолета при ресурсных испытаниях узлов навески шасси на наземный случай нагружения. Для экспериментального подтверждения возможности обеспечения ресурса маневренного самолета в СибНИА проводились стендовые испыта-

Для исключения смещения модели как жесткого целого тела закреплялись два узла по передней стенке центроплана ($U_x = 0$; $U_y = 0$; $U_z = 0$; $R_x = 0$; $R_y = 0$; $R_z = 0$) (рис. 2).

Путем расчетного анализа были определены наиболее нагруженные зоны конструкции – зоны вырезов под стрингеры в стенке шассийной балки и нервюр.

В соответствии с описанным выше алгоритмом численных исследований получен прогноз недостаточной усталостной долговечности отдельных конструктивных элементов центроплана. На рис. 3 показаны значения эквивалентных напряжений и расчетной усталостной долговечности для выявленных критических зон конструкции.

В дальнейшем при проведении стендовых ресурсных испытаний в указанных зонах были обнаружены трещины (рис. 4). С помощью расчетов было установлено, что появление разрушений в элементах отсека центроплана обусловлено конструктивными причинами, в частности слабой компенсацией вырезов под стрингеры.

Рис. 3. Эквивалентные напряжения и расчетная долговечность (в программных блоках) на краях вырезов под стрингеры:

a — № 18 в стенке шассийной балки; *б* — № 24 в стенке нервюры № 7; *в* — № 16 в стенке нервюры № 7

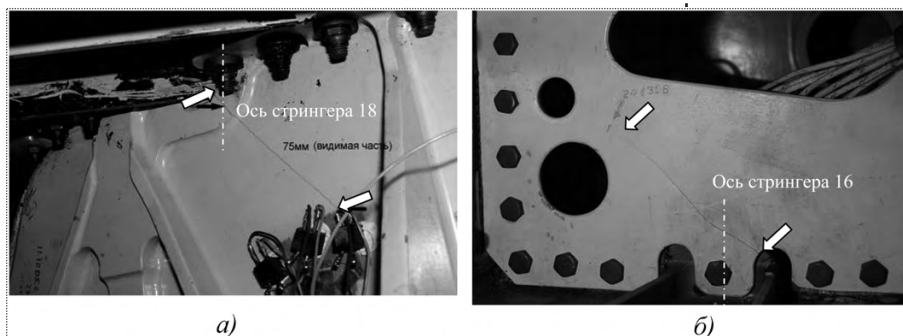
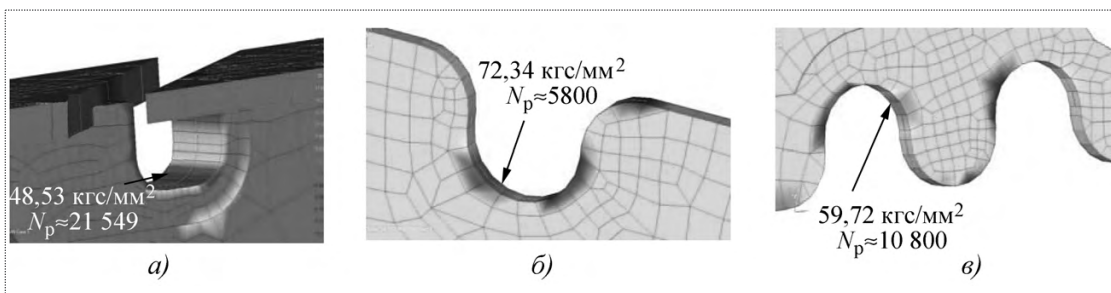


Рис. 4. Разрушения в элементах отсека центроплана:

a — трещина 75 мм в стенке шассийной балки от выреза под стрингер № 18 (наработка 8057 программных блоков); *б* — трещина 80 мм в нервюре № 7 от выреза под стрингер № 16 (наработка 5614 программных блоков)

Рис. 5. КЭМ модифицированного варианта нервюры № 7 (правый борт)



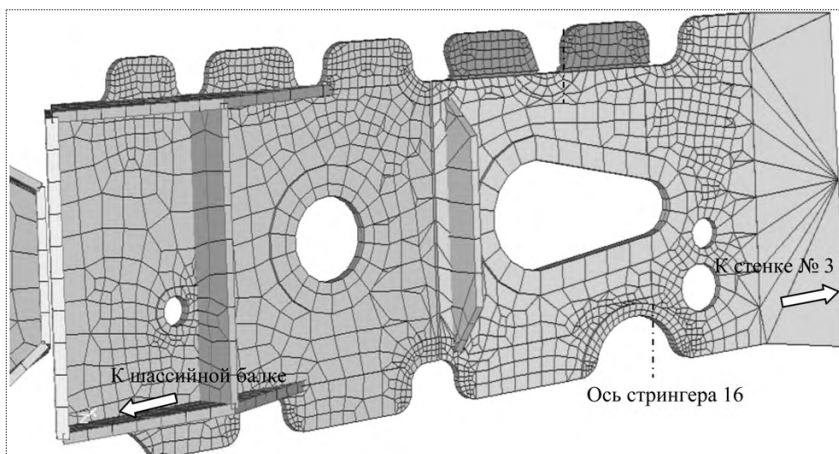
Для повышения усталостной долговечности отсека центроплана совместно с ОКБ был предложен модифицированный вариант нервюры № 7 (рис. 5). По расчету, разработанный модифицированный вариант элементов конструкции в районе узлов навески шасси самолета Су-27С позволит повысить усталостную долговечность в 1,5 раза.

Анализ долговечности стыка крыла с фюзеляжем легкого самолета. Ресурс конструкции планера одного из легких самолетов ограничивается ресурсом стыка крыла с фюзеляжем. Параллельно со стендовыми ресурсными испытаниями планера проводились расчетные исследования с целью анализа НДС стыка, прогноза усталостной долговечности при лабораторных ресурсных испытаниях и оценки эффективности доработок слабых участков конструкции [7].

При экспериментальном исследовании сопротивления усталости стыка выявлены два критических участка:

нижние фитинги отъемной части крыла (ОЧК);
пояс девятого шпангоута по отверстиям под болты крепления стыковочного кронштейна.

В ходе стендовых ресурсных испытаний планера самолета, проводимых в СибНИА, выявилась недос-



таточная выносливость нижних стыковочных фитингов ОЧК. При наработке 4478 программных блоков произошло разрушение узла крепления крыла к фюзеляжу. Трещины обнаружены в стыковочных фитингах переднего и заднего лонжеронов консоли крыла (рис. 6).

Для определения причины разрушений стыковочных фитингов был проведен численный анализ. Нижний узел крепления крыла к фюзеляжу по первому лонжерону конструктивно состоит из двух фитингов. В силу симметрии конструкции расчет НДС проводился для одного фитинга (рис. 7) с наложением условий симметрии на перемещения узлов модели по плоскости соприкосновения фитингов.

Для моделирования фитинга использовались объемные элементы второго порядка. Контактное взаи-



Рис. 6. Разрушения лонжеронных стыковочных фитингов:
а — трещина 23 мм в нижнем фитинге первого лонжерона левой консоли крыла; б — трещина 19 мм в нижнем фитинге второго лонжерона левой консоли крыла

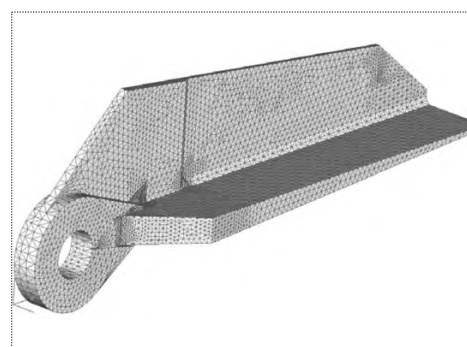


Рис. 7. Конечно-элементная модель фитинга

модействие проушины со стыковочным болтом представлено системой стержней, сходящихся на оси отверстия.

В ходе расчетного анализа было выделено четыре очага концентрации напряжений, которые локализируются на радиусных переходах конструкции фитинга. Наибольший уровень напряжений был отмечен в месте возникновения трещины при испытаниях. На рис. 8 показаны эквивалентные напряжения и значения долговечности в конструкции фитинга.

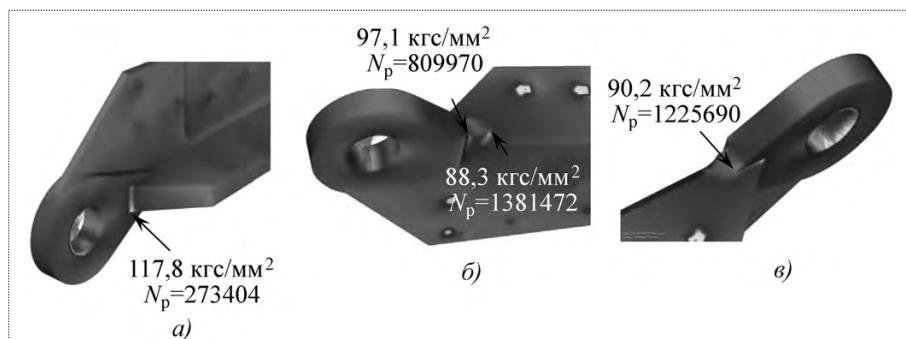


Рис. 8. Эквивалентные напряжения и расчетная долговечность (в программных блоках) конструкции фитинга

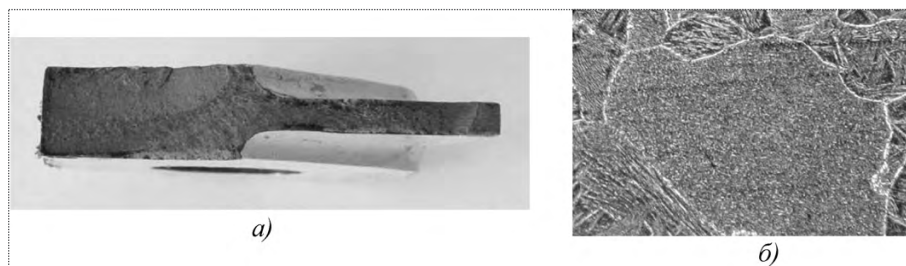


Рис. 9. Результаты металлографического исследования излома:
а — усталостный излом нижнего фитинга первого лонжерона; б — мартенситная структура с "корзиночным сплетением"

Полученные результаты расчетной долговечности фитинга оказались почти на порядок больше, чем при испытаниях, и достаточными для обеспечения зачетной наработки (60 000 программных блоков).

Металлографическим исследованием излома (рис. 9), проведенным специалистами СибНИА под руководством В.Н. Чаплыгина, было выявлено, что материал фитинга имеет очень неблагоприятную для сопротивления усталости структуру (это объясняет значительное расхождение значений усталостной долговечности в эксперименте и расчете). Были сделаны выводы, что применение материала ВТ22 для изготовления столь ответственных деталей, как стыковочный фитинг, не оправдано из-за нестабильности усталостных характеристик полуфабрикатов.

Для экспериментальной проверки долговечности стыковочных фитингов были проведены испытания конструктивно-подобных образцов. Все образцы разрушились по проушине. Данные испытаний из работы [13] представлены в табл. 1. Наибольшую долговечность показали образцы с доработанным фитингом из коррозионно-стойкой стали 06Х14Н6Д2МБТ. В соответствии с рекомендациями, основанными на результатах экспериментальных и расчетных исследований, стыковочные фитинги на планере самолета были заменены на стальные. Это позволило повысить усталостную долговечность в 2 раза.

По результатам испытания на усталость конструктивно подобных образцов стыка по заднему лонжерону в ЦАГИ был определен крити-

Т а б л и ц а 1

Результаты испытаний образцов при нагружении отнуглевым циклом с $P_{\max} = 16\,000$ кгс, $f = 5$ Гц

Вариант стыка	Материал фитинга	Наработка до разрушения, циклы	Средняя наработка, циклы	Примечание
Исходный	BT22	32 330	31 970	Фитинг изготовлен по действующей конструкторской документации
		30 970		
		32 610		
Доработанный	BT22	35 180	33 166	Выполнена полировка зон концентрации напряжений
		36 220		
		28 120		
Доработанный	06X14H6Д2МБТ	45 770	39 880	—
		34 000		
		80 570		
Доработанный	06X14H6Д2МБТ	69 360	74 965	—

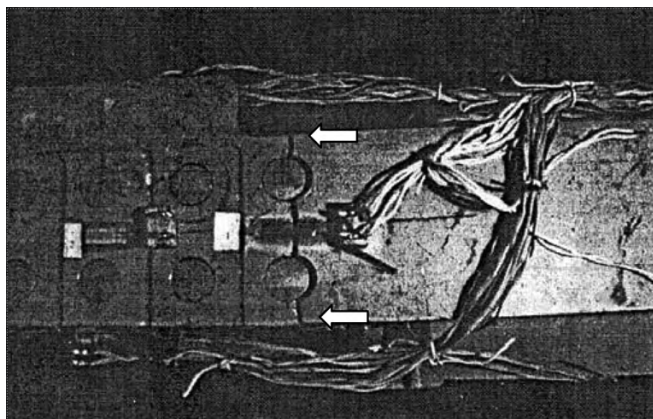


Рис. 10. Разрушение пояса девятого шпангоута по крайним отверстиям крепления фитинга

ческий участок — пояс девятого шпангоута по крайним отверстиям крепления фитинга (рис. 10). Для исследования напряженного состояния этого шпангоута была разработана подробная КЭМ шпангоута в сборе с кронштейном.

Расчетную схему (рис. 11) составили титановый кронштейн из BT-22, нижний и верхний пояса из Д16чБТ, стенка шпангоута толщиной 1,5 мм из Д16чАТ со стойками и окантовкой в зоне выреза, арка девятого шпангоута из В95 и фитинг из Д16чБТ. Расчет проводился для правой части отсека самолета по девятому шпангоуту с наложением условий симметрии перемещений узлов, лежащих в плоскости симметрии самолета.

Расчетным анализом установлено, что наиболее нагруженными зонами конструкции (рис. 12) являются радиусы сопряжения в нижнем поясе и кронштейне (зоны 1 — 5), а также участки по кромкам крепежных отверстий в нижнем поясе девятого шпангоута (зоны 6, 7).

На рис. 13 и в табл. 2 представлены результаты численных исследований усталостной долговечности стыка крыла по заднему лонжерону.

Наименьшая расчетная долговечность была выявлена в зоне № 6 — это крайние отверстия в нижнем поясе шпангоута под болты крепления кронштейна, что подтверждается результатами испытаний образцов в

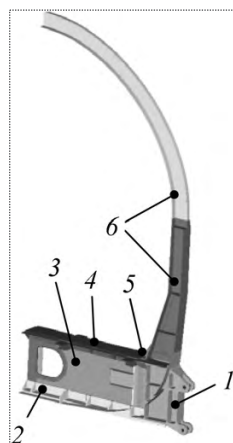


Рис. 11. Расчетная схема стыка с крылом по девятому шпангоуту:

1 — кронштейн; 2 — нижний пояс; 3 — стенка шпангоута со стойками и окантовкой в зоне выреза; 4 — верхний пояс; 5 — фитинг; 6 — арка девятого шпангоута

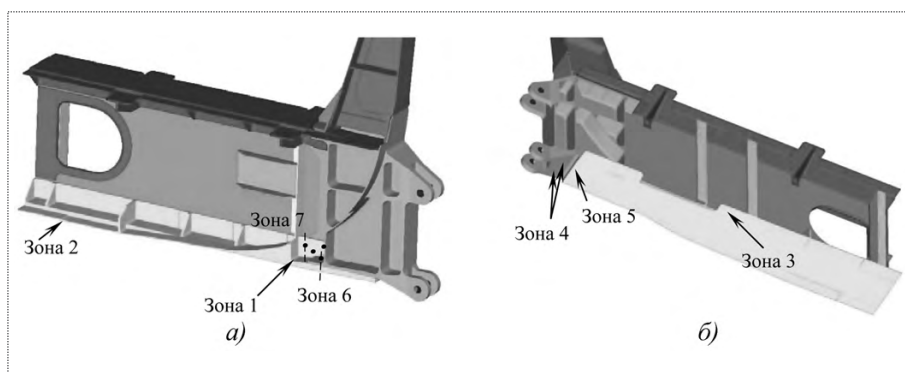


Рис. 12. Наиболее нагруженные зоны конструкции стыка крыла

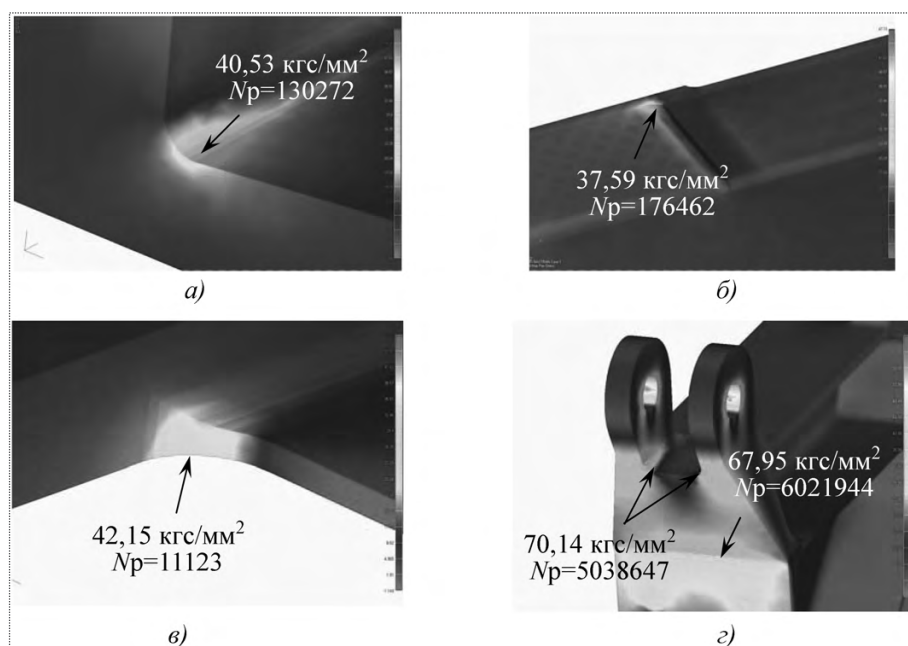


Рис. 13. Эквивалентные напряжения и расчетная долговечность (в программных блоках) в конструкции стыка:
а – зона 1 – нижний пояс шпангоута; б – зона 2 – нижний пояс шпангоута; в – зона 3 – нижний пояс шпангоута; з – зоны 4, 5 – стыковочный кронштейн

ЦАГИ. В целом расчетная долговечность элементов конструкции стыка по девятому шпангоуту оказалась достаточной для отработки полного ресурса (60 000 программных блоков). Причиной разрушения шпангоута явились завышенные нагрузки при испытаниях.

Таким образом, при подготовке и проведении стендовых испытаний численные методы позволяют получать информацию о напряженно-деформированном состоянии конструкции при нагрузках, заданных в программе испытаний. Данная информация позволяет выявлять высоконагруженные зоны конструкции как

Т а б л и ц а 2
Значения результатов долговечности

Зона	Эквивалентные напряжения, кгс/мм ²	N_p , программные блоки
1	40,53	130272
2	37,59	176462
3	42,15	111239
4	70,14	5038647
5	67,95	6021944
6	12,29	79032
7	7,37	166454

потенциальные места появления усталостных повреждений, что весьма важно при разработке систем контроля за конструкцией. По результатам НДС слабых зон конструкции даются расчетный прогноз усталостной долговечности и оценка эффективности ремонтов поврежденных конструкций.

Приведенные результаты расчетных исследований свидетельствуют о реальных возможностях увеличения ресурса высоконагруженных зон конструкции на этапе стендовых испытаний летательного аппарата путем проведения виртуальных расчетных исследований НДС и усталостной долговечности элементов конструкции самолета.

Авторы статьи: Л.А. Адегова, М.И. Рябинов

1. Адегова Л.А. Обеспечение ресурсных испытаний с использованием априорных виртуальных экспериментов / Л.А. Адегова, М.И. Рябинов // Тр. Всероссийской

науч.-техн. конференции, посвященной 60-летию отделений аэродинамики летательных аппаратов и прочности авиационных конструкций / Новосибирск: Изд. СибНИА, 2005. С. 199–202.

2. Расчетные характеристики конструкционных материалов: Справочник. Вып. 1. Жуковский: Изд. ЦАГИ, 1987. 215 с.

3. Воробьев А.З. Сопротивление усталости элементов конструкций / А.З. Воробьев, Б.И. Олькин, В.Н. Стебнев и др. М.: Машиностроение, 1990. 240 с.

4. Стрижнус В.Е. Модифицированное расчетное уравнение усталости элементов авиационных конструкций // Науч. вестник МГТУ ГА. Сер. "Аэромеханика, прочность, поддержание летной годности ВС". 2007. № 119. С. 141–148.

5. Стрижнус В.Е. Руководство по расчетам на усталость элементов конструкции планера самолета (проект) // Науч. вестник МГТУ ГА. Сер. "Аэромеханика, прочность, поддержание летной годности ВС". 2008. № XX.

6. Адегова Л.А. Проектирование усиленной конструкции шассийной балки маневренного самолета // Тр. Всероссийской науч.-техн. конференции, посвященной 60-летию отделений аэродинамики летательных аппаратов и прочности авиационных конструкций / Новосибирск: Изд. СибНИА, 2005. С. 276–277.

7. Адегова Л.А. Исследование напряженного состояния и сопротивления усталости стыка крыла с фюзеляжем легкого самолета / Л.А. Адегова, В.А. Беспалов, В.Н. Чаплыгин и др. // Тр. Всероссийской науч.-техн. конференции по аэродинамике летательных аппаратов и прочности авиационных конструкций / Новосибирск: Изд. СибНИА, 2009.

Обоснование рационального варианта ракетного комплекса с адаптивными свойствами

Ф.И. Дмитриков



ДМИТРАКОВ
Филипп Игоревич —
ведущий научный сотрудник
ФГУП ЦНИИмаш,
кандидат техн. наук

Дан анализ особенностей разработки адаптивных ракетных комплексов. Обоснована структура исследований, проводимых в целях выбора рационального технического облика этих комплексов.

Ключевые слова: адаптивно-модульная структура; агрессивная внешняя среда; информационная система; ракетный комплекс; управляющая система.

F.I. Dmitrakov. Grounding Of A Rational Variant Of The Projected Rocket Complex With Adaptive Properties

Features of development of adaptive rocket complexes are analyzed, and the structure of the researches for the maintenance of formation and choice of their rational technical project is grounded.

Key words: adaptive-modular structure; an aggressive environment; information system; the rocket complex; operating system.

Высокая эффективность ракетного комплекса (РК) обеспечивается только при принятии научно обоснованных решений на всех этапах его жизненного цикла.

Особенно важны решения, принятые на этапе проектирования, в том числе на его раннем этапе формирования технического облика. Они определяют функциональные свойства, способность комплекса к модернизации, стоимость, эксплуатационные качества и т.д. [1].

Современное состояние научно-методического аппарата обоснования рационального варианта ракетного комплекса характеризуется постановкой и развитыми методами решения ряда актуальных, но частных задач структурной адаптации, в частности задачи выбора рационального состава адаптивно-модульных элементов полезной нагрузки (АМЭПН) и рационального переоснащения модернизируемых РК за счет замены этих элементов.

При обосновании рационального состава полезной нагрузки проектируемого РК используются методы косвенной сравнительной оценки, которые подразумевают "индикаторное" сопоставление значений основных тактико-технических характеристик альтернативных вариантов, частных показателей эффективности выполнения отдельных операций, как правило, единичным ракетным комплексом.

Поиск рационального переоснащения при модернизации осуществляется для фиксированного количественного состава ракетных комплексов (C^*). Причем при модернизации, осуществляемой в условиях реализовавшегося варианта (например, с номером n^*) состояния агрессивной внешней среды (АВС), рациональный вариант переоснащения определяется в результате решения оптимизационной задачи

$$\max_{x_{A1Y1I} \in D(n^*)} W(C^*, x_{A1Y1I}, n^*), \quad (1)$$

а при модернизации с учетом неопределенности будущих условий воздействия АВС — в ходе оценки значения минимакса

$$\min_{n=1, \dots, N_{\text{прог}}} \max_{x_{\text{АИЭПН}} \in D(n)} W(C^*, x_{\text{АИЭПН}}, n), \quad (2)$$

$$n \in \{1, \dots, N_{\text{прог}}\},$$

где $N_{\text{прог}}$ — общее количество вариантов прогноза условий воздействия АВС; D — допустимое множество наборов АМЭПН, каждый из которых описывается вектором $x_{\text{АМЭПН}}$.

Рациональный состав АМЭПН в задачах, формализованных в виде (1) и (2), может быть найден при помощи традиционных методов и подходов. Это обусловило широкое (но не всегда оправданное) применение аналогичных формальных моделей для решения ряда практических задач.

В настоящее время актуальна разработка ракетных комплексов с адаптивными свойствами, обеспечивающими удовлетворение разносторонних потребностей оперирующей стороны (ОС) при изменении условий функционирования РК посредством корректировки параметров, структуры или целевого назначения РК, осуществляемой в условиях производства и эксплуатации оперативно и при минимальных издержках. Задача формирования альтернативных вариантов технического облика таких РК и выбора рационального из них является более сложной, чем задачи (1) и (2).

Во-первых, объект разработки может иметь гибкую структуру с широким и разнородным набором элементов, качественный и количественный состав которых можно изменять в зависимости от реализуемых в будущем условий. Поэтому поиск рационального варианта основывается на формировании и анализе множества альтернативных проектных решений, отличающихся друг от друга базовым модулем, т.е. постоянной частью структуры, которая не будет меняться при модернизации РК, и набором сменных модулей различного назначения, за счет которых может осуществляться адаптация РК к изменяющимся условиям функционирования и потребностям ОС. Этот набор может включать сменные модули, которые синтезируются с базовым только в условиях производства или капитального строительства (установки пуска, элементы информационных, обеспечивающих систем и т.д.), и унифицированные модули (изделия, ступени, агрегаты, аппаратура связи и управления и т.п.), взаимозаменяемые в условиях производства и эксплуатации при минимальных издержках.

Во-вторых, выбор рационального решения должен осуществляться с учетом прогноза развития смежных систем, где могут использоваться различные модернизации проектируемого РК.

В-третьих, эффективность адаптивных РК существенным образом зависит от информированности оперирующей стороны о событиях, происходящих в агрессивной внешней среде. Это обуславливает необхо-

димость использования для оценки эффективности применения РК пространственно-временных моделей, учитывающих влияние на результаты операций с их участием информационных, управляющих и других смежных систем ОС.

И, наконец, выбор рационального проектного решения должен основываться на сравнении программ развития его альтернативных вариантов, описывающих как количественный, так и качественный (варианты структуры) состав этих РК, сбалансированных по критерию "эффективность — стоимость — реализуемость" [2].

Для формирования рациональной программы развития адаптивных ракетных комплексов разработан прогнозно-игровой метод [2], основанный на формализации процесса взаимодействия ОС и АВС в виде многошаговой игры. В рамках этого метода программа развития ракетных комплексов, модернизируемых оперативно и при минимальных издержках, определяется в результате решения задачи

$$\max_{m \in M_{\text{б.м}}} \max_{x_{\text{б.м}} \in D^*} \min_{n=1, \dots, N_{\text{прог}}} \times \max_{x_{\text{с.м}} \in D(m, x_{\text{б.м}}, n)} W(v, m, x_{\text{б.м}}, x_{\text{с.м}}, n), \quad (3)$$

где m — программа развития количественного состава базовых модулей исследуемого альтернативного варианта проектируемого РК; $M_{\text{б.м}}$ — допустимое множество таких программ; $x_{\text{шт}}$ — качественный и количественный состав штатных сменных модулей, которые komponуются с базовым в процессе производства или капитального строительства; $x_{\text{с.м}}$ — программа модернизаций сменных модулей, которыми переоснащается РК в условиях производства и эксплуатации; v — вектор (в общем случае — вектор-функция $v(n)$), описывающий прогноз развития систем ОС, влияющих на эффективность, или ОС, в состав которых могут быть интегрированы различные модернизации проектируемого РК, отличающиеся целевым назначением; W — оценка эффективности при фиксированных параметрах; D^* и $D(m, x_{\text{шт}}, n)$ — допустимые множества соответствующих программ с учетом технической и финансовой реализуемости и т.п.

Заметим, что задача поиска рационального варианта РК с АМЭПН при его проектировании и задача рационального переоснащения модернизируемых РК (2) являются частными случаями (3). Однако при их решении в постановке (3) учитывается ряд важных факторов. Эти факторы, например возможность оснащения РК рациональными и различными штатными наборами АМЭПН до момента реализации неблагоприятного для оперирующей стороны варианта

развития АВС, способны повысить обоснованность рекомендаций.

Необходимость учета влияния на эффективность адаптивных изделий многих разнородных систем определяет многоплановость исследований, проводимых для выбора рационального варианта адаптивного РК на основе формирования рациональных программ развития его альтернативных вариантов. Высокая неопределенность будущих условий функционирования РК, свойственная этапу их проектирования, обуславливает сложность решения возникающих при этом проблемных задач, а также итерационный характер их решения.

В связи с наличием большого числа возможных способов адаптации результаты исследований могут включать:

рекомендации по рациональному базовому варианту перспективного комплекса и вариантам его модернизации;

предложения по способам его применения;

рекомендации по совершенствованию управляющих, информационных и других смежных систем ОС, осуществление которых в максимальной степени выявило бы высокие качества комплекса.

Структура исследований, проводимых в интересах формирования рекомендаций по рациональному варианту технического облика проектируемого ракетного комплекса с адаптивными свойствами на основе модели (3), представлена на рисунке.

Выделим несколько взаимосвязанных этапов исследований.

Первый этап объединяет исследования, которые напрямую или частично можно отнести к прогнозированию. Они подразумевают анализ и оценку состояния систем ОС, среднесрочных и долгосрочных планов их развития, результатов фундаментальных работ, достижимых уровней тактико-технических характеристик (ТТХ) перспективных систем, прогнозирование вариантов развития АВС и т.д.

Этот этап завершается следующим образом:

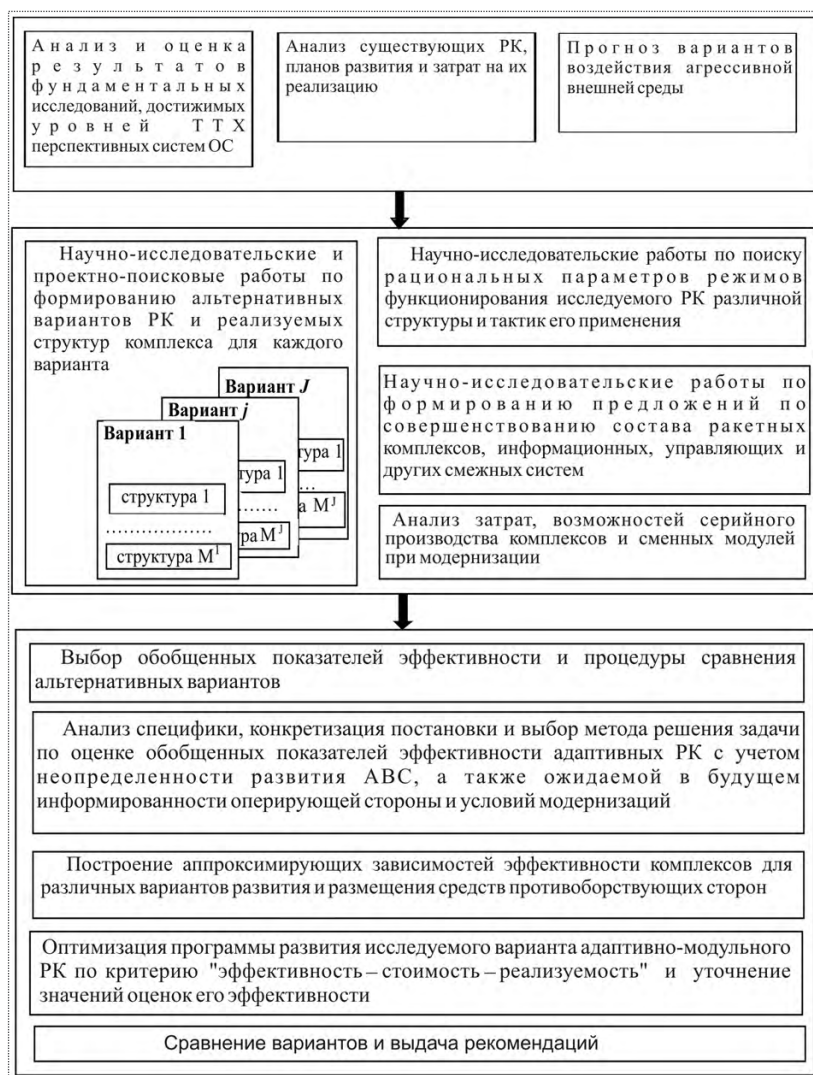
формирование множества возможных вариантов развития АВС $Y_{\text{прог}} = \{y_n\}$, $n \in \{1, \dots, N_{\text{прог}}\}$, где n – номер варианта. Вектор y_n описывает конкретный вариант условий воздействия агрессивной внешней среды;

составление программы развития систем ОС, в состав которой могут быть ин-

тегрированы различные альтернативные варианты проектируемого адаптивного ракетного комплекса;

выявление ограничений, обусловленных финансовой и технической реализуемостью программы развития ракетных комплексов и т.п.

Второй этап заключается в поиске наиболее перспективных технических решений и разработке совокупности $\Omega_{\text{РК}}$ альтернативных вариантов адаптивного ракетного комплекса, отличающихся различным модернизационным потенциалом и реализуемым в будущем качественным и количественным составом сменных модулей; $\Omega_{\text{ДЕ}} = \{1, 2, \dots, j, \dots, J\}$, где J – общее количество вариантов проектируемого ракетного комплекса. На этом этапе проводятся поисковые, проектные и конструкторские проработки вариантов структуры проектируемого комплекса. В результате для каждого



Структура исследований по обоснованию технического облика адаптивных ракетных комплексов

альтернативного варианта комплекса с номером $j \in \Omega_{\text{РК}}$ формируется M_j его подвариантов, отличающихся качественным и количественным составом сменных модулей (структурой).

Для каждой m_j -й ($m_j = 1, \dots, M_j$) структуры ракетного комплекса с учетом вариантов прогноза развития АВС, полученного на первом этапе, проводятся научно-исследовательские работы по определению рациональных параметров режимов функционирования и способов применения комплекса, оцениваются удельные затраты на серийное производство и эксплуатацию, формируются ограничения на темп его развития.

На этом же этапе для каждого j -го альтернативного варианта комплекса с учетом программы развития РК оперирующей стороны определяются перечень требуемых разработок и соответствующие затраты, а в случае необходимости — затраты на капитальное строительство новых производственных мощностей. Исследуются способы совершенствования систем ОС по созданию наиболее благоприятных условий функционирования и применения РК j -го варианта, оцениваются затраты на их реализацию.

Третий этап заключается в оценке значений обобщенных показателей эффективности ракетных комплексов альтернативных вариантов, сравнении этих показателей и выдаче рекомендаций.

Первоначально формируются обобщенные показатели эффективности РК и выбираются процедуры сравнения вариантов.

Эта стадия введена по следующим соображениям. В целях наиболее полного учета возможных способов адаптации для оценки эффективности каждого j -го альтернативного варианта ракетного комплекса используется векторный критерий

$$W_{\dot{y}} = \{W_{tjn}\},$$

где W_{tjn} — приращение эффективности группировки РК при развертывании в ее составе проектируемых комплексов j -го варианта; t — номер года возможного периода их эксплуатации.

При определении оценок W_{tjn} надо знать конкретную структуру проектируемых комплексов и их количество в каждый год возможного периода эксплуатации. Для этого необходимо сформировать программу развития комплекса каждого j -го альтернативного варианта с учетом затрат, возможности осуществления и других ограничений. Формировать такие программы и сравнивать альтернативные варианты комплексов с использованием векторного критерия крайне затруднительно, что и обуславливает необходимость применения обобщенных показателей эффективности.

На следующей стадии, исходя из специфики решаемой задачи (формирование облика, выбор конкретного

варианта модернизации и т.п.), формализуются условия неопределенности, оценивается ожидаемая в будущем информированность оперирующей стороны относительно воздействия, оказываемого АВС. Конкретизируется постановка задачи оценки эффективности и осуществляется выбор соответствующей методики ее решения.

Далее выбираются аппроксимирующие зависимости, позволяющие оперативно оценивать значения параметров W_{tjn} .

Для оценки приращений могут быть использованы линейные и более сложные кусочно-линейные и нелинейные аппроксимирующие зависимости. Оценки эффективности применения РК, необходимые для вычисления приращений, определяются при помощи математических моделей с учетом неопределенности местоположения объектов разнородных систем АВС.

Наличие этой стадии обусловлено тем обстоятельством, что при современном уровне развития вычислительной техники использование подробных математических моделей взаимодействия конкурирующих систем непосредственно в ходе оптимизации программы развития проектируемых РК требует неприемлемых затрат машинного времени.

На следующей стадии с учетом аппроксимирующих зависимостей для каждого j -го варианта ракетного комплекса формируется рациональная программа его развития и определяются показатели ее качества: затраты на производство, эксплуатацию, замену сменных модулей при модернизации и т.д.

И наконец, с использованием подробных пространственно-временных моделей, учитывающих влияние на результаты операций информационных, управляющих и других смежных систем, рассчитываются обобщенные показатели эффективности альтернативных вариантов проектируемого РК, осуществляется их сравнение и происходит выдача рекомендаций по рациональному варианту ракетного комплекса, программе его модернизаций и способам применения.

Таким образом, представлена и обоснована структура исследований, проводимых на этапе формирования технического облика адаптивно-модульных ракетных комплексов. Организация исследований согласно упомянутой структуре позволит повысить обоснованность рекомендаций по рациональному варианту проектируемого РК за счет более полного учета специфики их проектирования, производства, эксплуатации и применения.

Абстракт

1. Матвиевский С.Ф. Основы системного проектирования комплексов летательных аппаратов. М: Машиностроение, 1987.

2. Дмитраков Ф.И. Прогнозно-игровой метод сравнительной оценки РК // Стратегическая стабильность. 2005. № 4.

Исследование структуры вибрационной напряженности лопаток осевого компрессора авиационных ГТД

В.М. Капралов



КАПРАЛОВ
Владимир Михайлович —
доцент Санкт-Петербург-
ского государственного
университета гражданской
авиации, кандидат техн.
наук

Предложено совершенствование и уточнение методов расчетно-экспериментальных оценок прочности деталей ГТД, что позволит снизить массу, определить и обоснованно установить ресурс двигателя, повысить его эффективность и экономичность эксплуатации. Уточненные методы расчета надежности и долговечности основных деталей позволяют создавать двигатели с сопоставимыми сроками службы отдельных узлов и решить задачу целесообразности двигателя в целом. В конечном счете это позволит повысить степень безопасности эксплуатации и улучшить удельные весовые характеристики ГТД.

Ключевые слова: расчетно-экспериментальные оценки прочности деталей машин; ресурс двигателя; методы расчета надежности и долговечности основных деталей.

V.M. Kapralov. Studying Vibrate Tension Structure Of Axial Compressor Blades Of Aircraft Gas-Turbine Engines

The article offers to perfect and rectify the methods of calculation and experimental evaluation of the strength of gas-turbine engine's elements in a bid to reduce its weight, be able to specify the real service life, and improve its output and fuel efficiency. Elaborate calculations of reliability and longevity of main parts make it possible to develop engines with the set service life characteristics of some units, thus indicating how expedient this or that engine may be. Ultimately, this will help step up operational safety of gas-turbine engines and improve their specific weight parameters.

Key words: calculation and experimental evaluation of machine part strength; engine lifetime; methods of main part reliability and longevity calculation.

Основное место в обеспечении эксплуатационной безопасности авиационных ГТД занимает вибрационная надежность деталей и узлов [1], [2]. Как показывает опыт создания транспортных газотурбинных двигателей, из общего числа дефектов, выявляемых в процессе доводки, более половины имеют вибрационное происхождение. Существенная часть из них приходится на рабочие колеса турбин и компрессоров.

Детерминистический подход к расчету на прочность, применяемый сегодня, не обеспечивает требуемой точности при переменной нагрузке, не учитывает рассеивание характеристик прочности и случайный характер эксплуатационных нагрузок.

Использование методов теории вероятностей, математической статистики и случайных функций, а также изучения закономерностей накопления усталостных повреждений применительно к прочностному расчету позволяют учесть важные эксплуатационные факторы и существенно уточнить расчеты прочности и ресурса авиационных двигателей. Российскими и зарубежными учеными разработаны схемы сопоставления случайных величин характеристик прочности и эксплуатационных механических напряжений. Развитие и применение вероятностно-статистических методов ставит перед исследователями задачи разработки способов получения, накопления и обобщения статистической информации об усталости конструкционных материалов, деталей и особенностях эксплуатационных напряжений деталей авиационных двигателей.

Вибрационные процессы деталей авиационных ГТД относятся к группе случайных или смешанных процессов. С некоторыми допущениями (постоянство оборотов роторной системы и условий входа в двигатель) эти процессы можно отнести к стационарным и эргодическим случайным процессам. Колебания лопаток турбомашин связаны с газодинамическими процессами в газозвушном тракте двигателя. Изучение процессов накопления усталостных повреждений при колебаниях лопаток связано с наблюдением возбуждающих явлений и отклика лопаток как механических колебательных систем на эти возбуждения. Процессы возбуждения можно назвать входными, колебания деталей — выходными.

Преобразование энергии возбуждающего колебания процесса в опасные по усталости вибрации лопаток в широком диапазоне собственных частот и многорежимном двигателе можно представить одной из таких моделей [3]:

- модель с одним выходом;
- модель с одним входом и несколькими выходами.

Удобно рассматривать линейные механические системы, которые располагают неизменными во времени параметрами, входные и выходные процессы в которых линейно связаны между собой. Они обладают следующими свойствами:

- аддитивности: реакция системы на сумму двух входных сигналов равна сумме реакций на каждый сигнал в отдельности: $\xi(x_1 + x_2) = \xi(x_1) + \xi(x_2)$, здесь x — значение сигнала, ξ — реакция системы на сигнал;
- однородности: реакция системы на произведение постоянной и входного сигнала равна произведению этой постоянной и реакции, вызванной одним лишь сигналом: $\xi(cx) = c\xi(x)$.

Условие неизменности частоты вращения роторных систем двигателя и параметров воздуха во входном устройстве позволяет отнести исследование механических систем к числу линейных.

Газовый поток в ГТД U_{li} (рис. 1), располагающий некоторой неравномерностью $x(t)$, можно считать реализацией входного эргодического процесса. Процесс динамической напряженности лопаток — выходной реализацией $y(t)$. Динамические свойства этой механической системы описываются импульсной переходной функцией (весовая функция). Она определяется как реакция в произвольный момент времени на импульсное воздействие, поступившее на вход системы за время τ . Для любого входного сигнала $x(t)$ выход системы $y(t)$ задается интегралом свертки:

$$y(t) = \int_0^{\infty} h(\tau)x(t-\tau)d\tau. \quad (1)$$

Здесь $h(\tau) = 0$ (весовая функция) при $\tau < 0$, если система физически реальна, т.е. она реагировала только на прошлые значения сигнала.

Передаточная функция $H(p)$ определяется как преобразование Лапласа функции $h(\tau)$:

$$H(p) = \int_0^{\infty} h(\tau)e^{-p\tau}d\tau; \quad (2)$$

здесь $p = a + jb$ — комплексный показатель компоненты.

Для решения поставленной задачи важна частотная характеристика системы, при помощи которой описываются ее динамические свойства. Она определяется как преобразование Фурье весовой функции:

$$H(f) = \int_0^{\infty} h(\tau)e^{-j2\pi f\tau}d\tau. \quad (3)$$

Частотная характеристика представляет собой частный случай передаточной функции при $a = 0$, $b = 2\pi f$.

Уравнение связи входного и выходного сигналов предоставляет преобразование Фурье обеих частей уравнения (1):

$$Y(f) = H(f)X(f). \quad (4)$$

Здесь $X(f)$ и $Y(f)$ — преобразование Фурье входного и выходного сигналов, $H(f)$ — частотная характеристика системы, представляющая собой комплексную величину.

Частотную характеристику удобно представлять в виде модуля и аргумента. Можно ее выразить в полярной форме:

$$H(f) = |H(f)|e^{-j\Phi(f)}, \quad (5)$$

где модуль $|H(f)|$ называют амплитудной характеристикой системы, а аргумент $\Phi(f)$ — фазовой характеристикой.

Частотные характеристики деталей и узлов авиационных ГТД оцениваются с достаточной точностью с помощью изложенных аналитических, численных и экспериментальных методов. Аналитически сложно учитывать связи реальных деталей с сопряженными деталями. В некоторых случаях взаимное влияние деталей удастся описать. Опытное определение частотных характеристик узлов и деталей АГТД отработано и описано в научной литературе [4].

Особенности потока в газовом тракте двигателя U_{li} , выраженные конкретной реализацией входного процесса $x_k(t)$, могут служить лишь оценкой стационарного случайного процесса. Реализация выходного про-

цесса $y_k(t)$ определяет закономерности накопления усталостных повреждений.

Финитное преобразование Фурье по реализациям во временном интервале $0 \leq t \leq T$ процессов $x_k(t)$ и $y_k(t)$:

$$\begin{aligned} X_k(f, T) &= \int_0^T x_k(t) e^{-j2\pi f t} dt; \\ Y_k(f, T) &= \int_0^T y_k(t) e^{-j2\pi f t} dt. \end{aligned} \quad (6)$$

Спектральная плотность (односторонняя) входного, выходного процессов и взаимная спектральная плотность мощности

$$\begin{aligned} G_{xx}(f) &= 2 \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} E[|X_k(f, T)|^2]; \\ G_{yy}(f) &= 2 \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} E[|Y_k(f, T)|^2]; \\ G_{xy}(f) &= 2 \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} E[X_k(f, T) Y_k(f, T)]. \end{aligned} \quad (7)$$

Здесь E — математическое ожидание, взятое по ансамблю реализаций k .

На практике длина реализаций процессов T ограничена и конечна, математическое ожидание E оценивается по конечному числу реализаций.

Представленные отношения позволяют получить значения спектральной плотности мощности выходного сигнала:

$$\begin{aligned} G_{yy}(f) &= |H(f)|^2 G_{xx}(f); \\ G_{xy}(f) &= H(f) G_{xx}(f). \end{aligned} \quad (8)$$

С помощью изложенных зависимостей определяются частотные передаточные характеристики систем. При отсутствии помех частотная характеристика простой системы (см. рис. 1) может определяться так:

$$H(f) = \frac{G_{xy}(f)}{G_{xx}(f)}, \text{ или } H(f) = \frac{G_{yy}(f)}{G_{xy}(f)}. \quad (9)$$

Отсюда

$$|G_{xy}(f)|^2 = G_{xx}(f) G_{yy}(f). \quad (10)$$

На практике встречаются случаи (рис. 2), когда на вход системы поступает стационарный случайный сигнал $x(t)$, а на l выходах реализуются выходные сигналы $y_i(t)$, ($i = 1, 2, 3, \dots, l$). В подобном случае спектральные соотношения имеют такой вид:

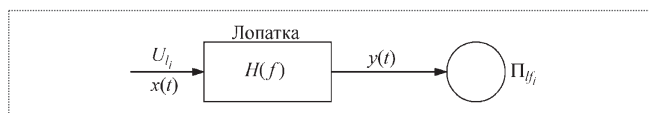


Рис. 1. Линейная система с одним входом и одним выходом

$$Y_i(f) = H_i(f) X(f), \quad (11)$$

где Y_i , H_i , X — финитные преобразования Фурье различных реализаций.

Эксперименты с деталями двигателя построены так, что средние значения реализаций равны 0.

Возможны различные варианты организации исследований. Может быть организовано наблюдение всех реализаций процессов или только выходных процессов.

В первом случае, когда имеются $x(t)$ и $y_i(t)$, можно оценить частотную характеристику каждого канала по формулам:

$$H_i(f) = \frac{G_{xy_i}(f)}{G_{xx}(f)}; \quad (12)$$

$$G_{xy_i}(f) = H_i(f) G_{xx}(f). \quad (13)$$

Таким образом, частотная характеристика канала соответствует взаимной спектральной плотности мощности входного процесса $x(t)$ и реализации конкретного выходного процесса $y_i(t)$, отнесенной к спектральной плотности мощности входного процесса.

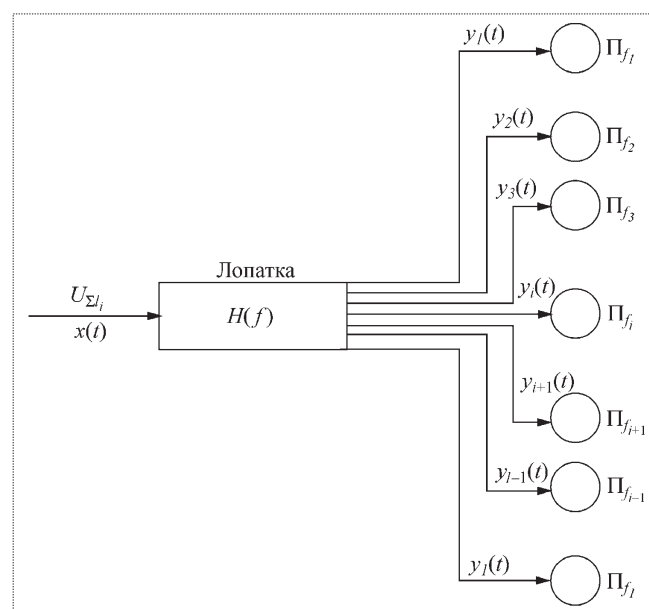


Рис. 2. Динамическая система с одним входом и несколькими выходами

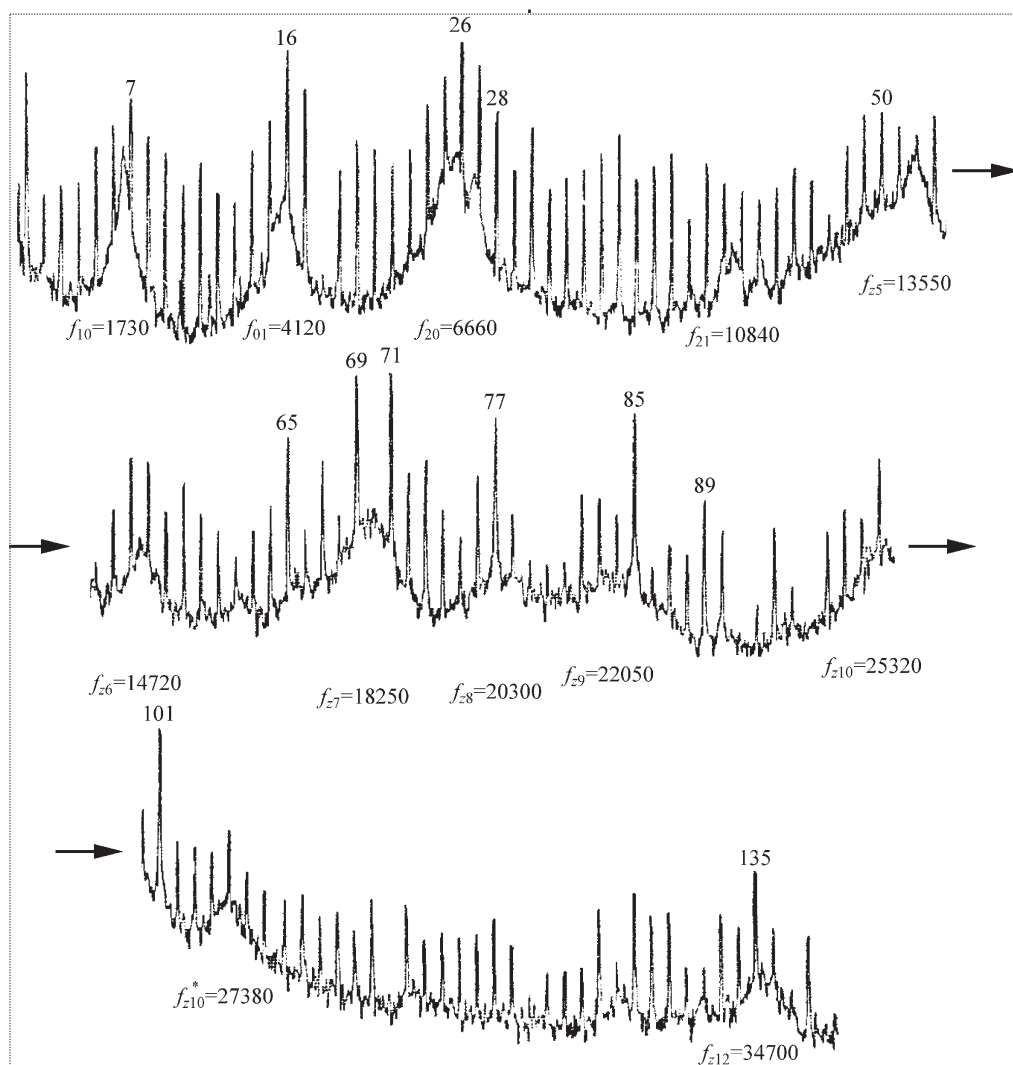


Рис. 3. Спектрограмма колебаний лопатки пятого рабочего колеса компрессора высокого давления:
 f_i – собственные частоты (формы) колебаний лопатки. Числа в верхней части рисунка – гармоники частоты вращения ротора

Во втором случае можно определить для каждого канала

$$G_{y_i y_i}(f) = |H_i(f)|^2 G_{xx}(f). \quad (14)$$

Если известна частотная характеристика, то определяется $G_{xx}(f)$.

Частотные характеристики механических систем оцениваются экспериментально и расчетным путем. Применение расчетного метода затрудняется сложностью учета непостоянного влияния на них сопряженных деталей. Примером частотной характеристики представлена спектрограмма колебаний лопатки в диапазоне частоты при возбуждении ее колебаний газозовоздушным потоком (входной процесс $x(t)$ в виде "белого шума" (рис. 3, 6).

Главный метод оценки вибрационной напряженности деталей – тензометрия. Данные обработки тензометрической информации имеют вид спектрограмм тензометрических сигналов (рис. 3–6) и гистограмм функций распределения амплитуд вибраций лопаток (см. рис. 4, 5, 6).

Спектрограммы тензометрических сигналов представляют собой изображение разложения по частоте реакции лопатки как колебательной механической системы на возбуждение ее в рабочих условиях.

Спектральный анализ колебаний лопаток (см. рис. 3) показывает, в основном, весь спектр собственных колебаний лопаток в исследуемом диапазоне частот. В некоторых случаях плохо просматриваются колебания по крутильным или изгибным формам, если тензорезистор, по которому исследуется спектр, измеряет

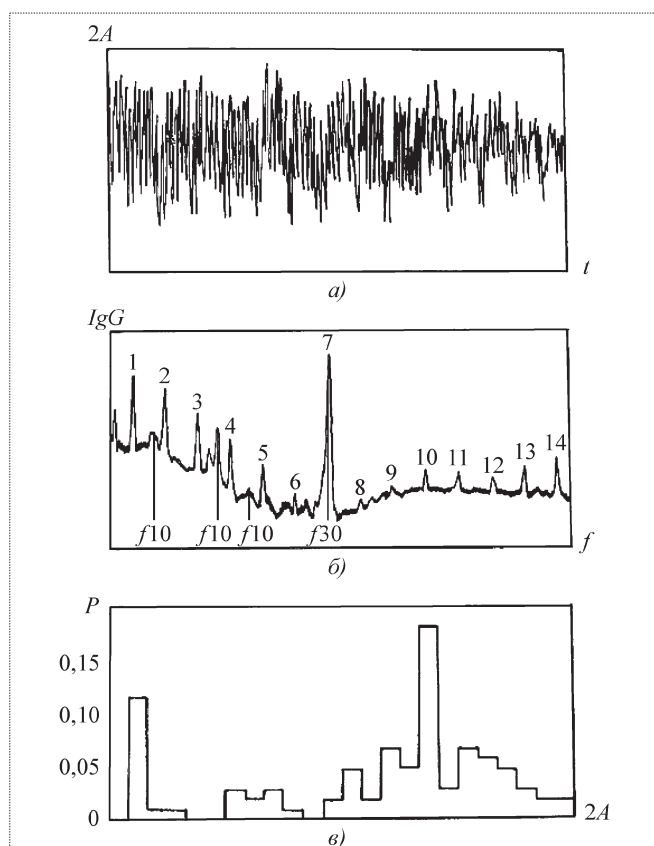


Рис. 4. Динамическая напряженность лопатки осевого компрессора в условиях резонанса при низком уровне пульсации газозвдушного потока:

a — осциллограмма напряжений. Ось ординат — размах колебаний $2A(\sigma)$, ось абсцисс — время t ; *б* — спектрограмма вибронпряженности. Ось ординат — логарифм интенсивности колебаний ($\lg G$), ось абсцисс — частоты колебаний лопаток f . Цифрами 1, 2, 3 и т.д. в верхней части спектрограмм обозначены номера гармоник частоты вращения ротора; *в* — гистограмма амплитуд механических напряжений. Ось ординат — частоты P , ось абсцисс — размах колебаний $2A(\sigma)$

ортогональные деформации соответствующей формы. Особенность представленного спектра — широкий диапазон исследованных частот (до 35 000 Гц) [3].

Интенсивность гармоник, кратных частотам вращения роторной системы ψ_i , равномерно убывает с ростом их номера. Исключения составляют гармоники, частота которых соответствует числу конструктивных возмущений по окружности. Это число стоек опор, направляющих или сопловых лопаток и т.д.

Установлено влияние конструктивных элементов, расположенных как перед исследуемым лопаточным венцом (по потоку), так и после него (рис. 7, 8), нарастающее с увеличением числа оборотов ротора двигателя.

Особый интерес в эксплуатационном спектре колебаний консольных лопаток представляют зоны их собст-

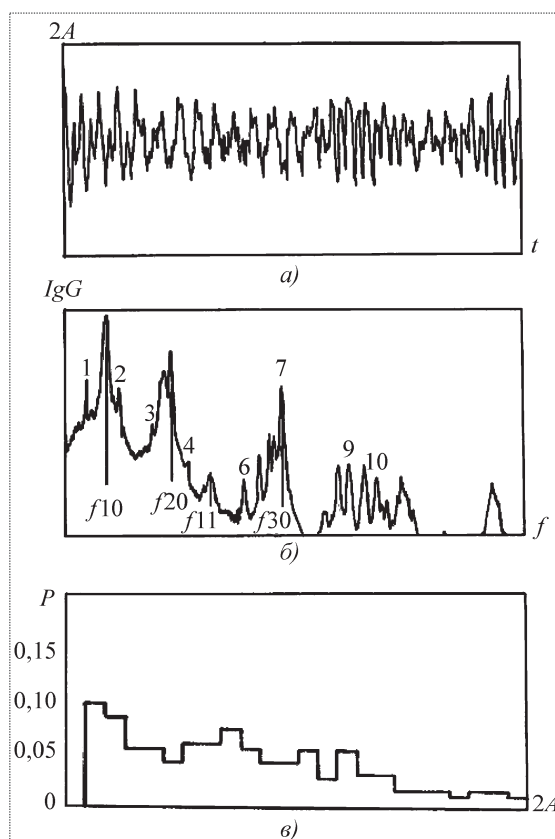


Рис. 5. Динамическая напряженность лопатки в том же режиме, что и на рис. 4, при повышенном уровне пульсаций газозвдушного потока. Оси графиков и обозначения, как на рис. 4

венных частот. В этих зонах лопатка в потоке ведет себя подобно механическому фильтру, отбирая из спектра возбуждения дискретные частоты или полосы частот, попадающие в полосу частот повышенной чувствительности, с большим количеством энергии и слабо реагируя на остальную часть спектра возбуждения. При условии, что интенсивность пульсаций газозвдушного потока равномерна по частоте, можно оценить величину логарифмического декремента колебаний лопатки как механической колебательной системы:

$$\delta = \frac{\pi \Delta f}{\sqrt{3} \bar{f}}. \quad (15)$$

Здесь $\bar{f}$ — средняя собственная частота колебаний лопатки; Δf — ширина резонансного пика спектрограммы на уровне, составляющем половину наибольшей эффективности (6 дБ от максимума в логарифмическом масштабе).

Спектрограммы позволяют прогнозировать наступление резонансных условий лопаток. Резонанс наблюдается при совпадении одной из собственных частот

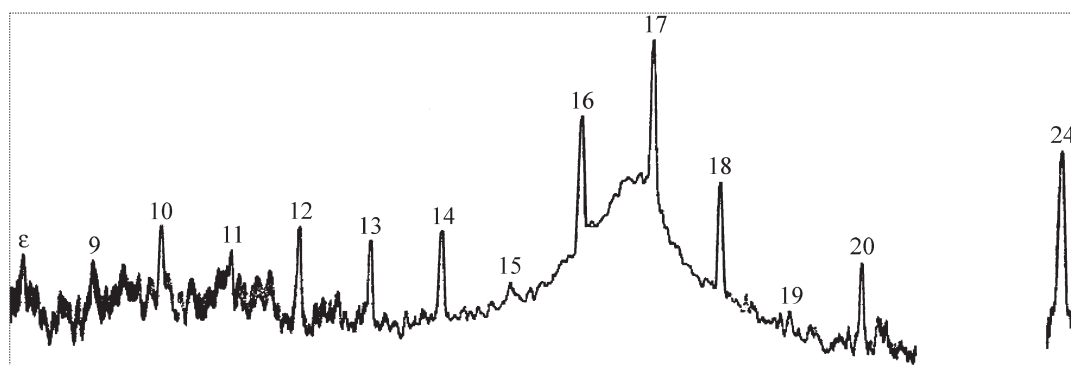


Рис. 6. Спектрограмма колебаний рабочих лопаток последней ступени компрессора высокого давления авиационного ГТД, включающая первую изгибную форму: ось ординат — амплитудная характеристика (модуль) системы $|H(f)|$, ось абсцисс — частота (Гц)

лопатки с интенсивной частотой (как правило, вызванной конструктивным оформлением), кратной частоте вращения ротора. В случае резонанса временная зависимость процесса колебаний, спектр и гистограмма переменных напряжений — на рис. 4, 5.

На рис. 4 резонанс возникает вследствие совпадения седьмой гармоники частоты вращения ротора с третьей изгибной формой колебаний лопатки.

Высокий уровень нерезонансных колебаний (напряжений) возникает при повышенных пульсациях газовоздушного потока (см. рис. 5). Временная зависимость процесса колебаний в таком случае (рис. 5, а) имеет вид узкополосного случайного процесса.

Спектрограмма, представленная на рис. 6, получена в частотном диапазоне, включающем лишь первую изгибную форму колебаний рабочих лопаток последней ступени компрессора высокого давления АГТД.

В спектре тензометрического сигнала можно выделить так называемую шумовую составляющую, характеризующую непрерывным случайным спектром, и множество гармонических составляющих с дискретным линейчатым спектром [5]. Эти составляющие реакции двух разных типов отражают наличие в спектре возбуждения лопаток составляющих аналогичных типов: шумовой, обусловленной пульсациями турбулентного газовоздушного потока, и гармонических, кратных частоте вращения ротора.

Интенсивность реакции на воздействие возбуждения с непрерывным спектром в полосе частот, близких к собственной частоте (далее именуемой полосой частот повышенной чувствительности), так называемая возбуждаемость собственной формы, оценивается спектральной плотностью мощности шумовой составляющей (G), а на возбуждение линейчатым спектром — средними квадратическими значениями гармонических составляющих тензометрических сигналов.

В качестве энергетической характеристики реакции лопатки как механической колебательной системы на случайное воздействие применяется спектральная плотность мощности (СПМ) динамического процесса:

$$G = \frac{\sigma^2}{B} = \frac{(k\varepsilon)^2}{B}, \quad (16)$$

где $\sigma = k\varepsilon$ — механические напряжения в Н/м²; k — тарировочный коэффициент; ε — величина относительной деформации в точке наклейки тензорезистора.

С помощью спектрограмм оценивались шумовые составляющие реакции лопаток, гармонические составляющие реакции лопаток и декременты колебаний.

По мере увеличения частоты вращения ротора, сопровождающегося увеличением расхода воздуха через исследуемые компрессорные ступени и увеличением степени сжатия в них, происходит нарастание реакции лопатки как на шумовую, т.е. случайную часть возбуждения, так и на гармоническую, т.е. регулярную.

Параллельно этому процессу идет процесс возрастания демпфирования за счет аэродинамических сил. Рост реакции лопатки на обе составляющие возбуждения, несмотря на увеличение демпфирования, указывает на возрастание случайной и гармонической составляющих сил.

Исследования показали, что случайная составляющая колебаний на частотах, близких к собственным, увеличивается примерно одинаково с увеличением полного давления на входе в ступень. На рис. 7 показано, что увеличение случайной составляющей колебаний лопаток соответствует увеличению как полного давления на ступени, так и приведенных оборотов роторной системы.

В полосу частот повышенной чувствительности лопатки по мере прохода по оборотам попадают гармоники различных порядков возмущающей силы, именно они начинают превалировать над всеми остальными в спектре реакции, если интенсивность всех гармоник возбуждения одинакова.

Если гармоника проходит через зоны собственных частот колебаний лопаток, то она увеличивается пропорционально амплитудно-частотной характеристике (АХЧ) лопатки. На рис. 8 показана зависимость спектральной плотности мощности G колебаний в зоне частот основного тона рабочих лопаток последней ступени от частоты вращения ротора компрессора.

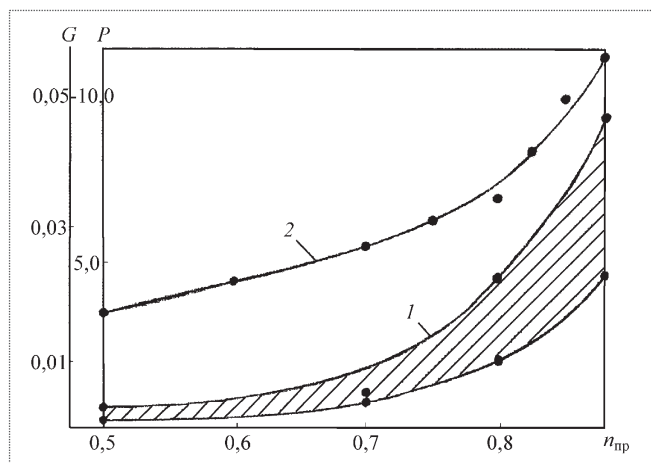


Рис. 7. Увеличение спектральной плотности мощности шумовой составляющей колебаний лопатки G (1) и полного давления на ступени при увеличении приведенных оборотов $n_{пр}$ (2)

При отсутствии в исследуемом частотном диапазоне собственных частот (гармоника $K24$) интенсивность гармоник, вызванной конструктивным элементом за ступенью, увеличивается равномерно. Интенсивность гармоник $K17$ изменяется в соответствии с АХЧ лопатки.

Уровни реакции на гармоники (исключение составляет гармоника $K24$) в удалении от собственной частоты не превышает $0,15 \text{ кг/мм}^2$, а в полосе частот повышенной чувствительности достигают $3...4 \text{ кг/мм}^2$.

Гармоника $K24$, обусловленная наличием 24 стоек диффузора за проточной частью компрессора, не затухает, удаляясь от полосы частот повышенной чувствительности лопатки, а колеблется относительно своего среднего уровня или даже несколько возрастает.

Мощность гармонической составляющей возбуждения растет быстрее случайной составляющей. Относительный вклад случайного возбуждения снижается с 30 % на режиме малого газа (МГ) до 10 % при n_{max} .

Значения декрементов колебаний лопаток увеличиваются с 0,05 при МГ до 0,12 при n_{max} .

Таким образом, можно констатировать, что эксплуатационные динамические колебательные процессы в деталях и узлах авиационных ГТД при установившихся режимах могут быть удовлетворительно описаны на базе теории случайных процессов.

Накопление данных о вибрационной напряженности деталей ГТД может служить основой для оценок степени безопасности эксплуатации авиационной техники.

Увеличение частоты вращения ротора в диапазоне МГ — n_{max} сопровождается нарастанием мощности случайной и гармонической составляющих возбуждения на всех лопатках.

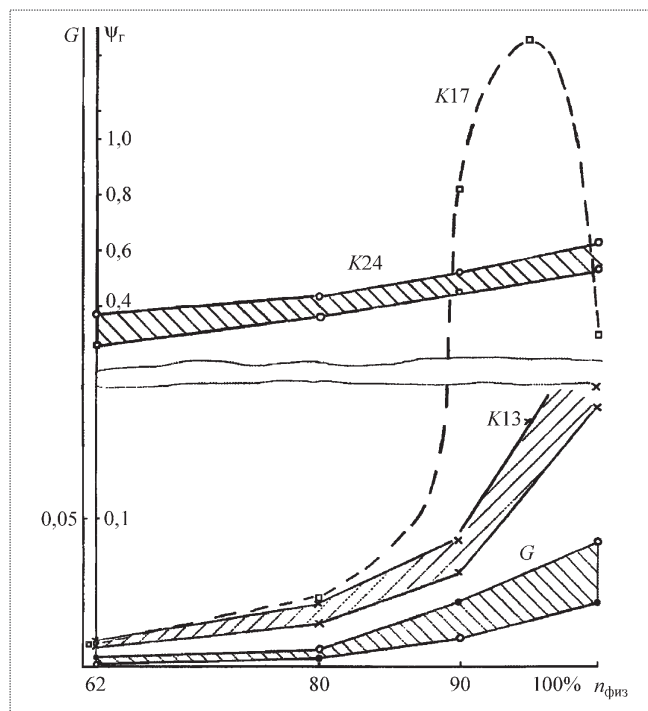


Рис. 8. График изменения мощности случайной (G) и гармонической (ψ) составляющих возбуждения на всех лопатках

Гармоника, проходящая через зоны собственных частот колебаний лопаток, изменяется пропорционально АХЧ лопатки.

Конструктивные элементы, расположенные за исследуемой лопаточной ступенью, также оказывают влияние на реакцию лопатки в виде гармоник. В случае отсутствия в исследуемом частотном диапазоне собственных частот интенсивность гармоник, вызванной конструктивным элементом за ступенью, увеличивается равномерно.

Абстрактная формулировка

1. Акимов В.М. Основы надежности газотурбинных двигателей. М.: Машиностроение, 1981. 207 с.
2. Авиационные ГТД в наземных установках / С.П. Изотов, В.В. Шашкин, В.М. Капралов и др.; под общ. ред. В.В. Шашкина. Л.: Машиностроение, Ленинград. отделение, 1984. 228 с.
3. Капралов В.М. Динамическая напряженность консольных лопаток турбокомпрессоров ГТД // Проблемы прочности, 1985. № 3. С. 108–113.
4. Дж. Бендат, А. Пирсол. Измерение и анализ случайных процессов. М.: Мир, 1971. 408 с.
5. Болотин В.В. Прогнозирование ресурса машин и конструкций. М.: Машиностроение, 1984. 312 с.
6. Капралов В.М., Скворцов Р.Б., Фесенко Н.В. Влияние особенностей газовоздушного потока на вибронпряженность лопаток турбокомпрессоров ГТД // В сб. "Всесоюзное научно-техническое совещание по проблемам прочности двигателей". Тез. докл. Ленинград, 14–16 сентября 1981 г. М.: 1981. С. 59–60.



КОФМАН
Вячеслав Моисеевич —
доцент УГАТУ, кандидат
техн. наук

Определение коэффициента полезного действия вентилятора ГТД по параметрам неравномерных воздушных потоков

В.М. Кофман

На основе разработанных алгоритмов и программы для осреднения параметров неравномерных воздушных и газовых потоков выполнена обработка неравномерных полей параметров воздуха на входе и выходе вентилятора ГТД. Рассчитан КПД вентилятора и проведена оценка погрешностей (возникающих при использовании некоторых способов осреднения) при расчете параметров вентилятора. Установлены наиболее обоснованные способы осреднения.

Ключевые слова: ГТД; вентилятор; неравномерный воздушный поток; интегральные характеристики потока; способы осреднения; средние параметры.

V.M. Kofman. Gas Turbine Engine Efficiency Determination On The Basis Of The Results Of Measuring Irregular Air Flow Parameters

On the basis of the developed algorithms and the program for averaging the irregular air and gas flows parameters there has been carried out the processing of irregular fields of air on the gas turbine engine fan input and output. There has been made the fan efficiency calculation and the evaluation of errors (which appear when using some of the averaging methods) while calculating the fan parameters. There has been found a well-grounded method of averaging.

Key words: Gas turbine engine; fan; irregular air flow; integral flow characteristics; averaging methods; average parameters.

Постановка задачи. При проведении испытаний вентилятора (или компрессора) ГТД на специальном компрессорном стенде или при испытаниях вентилятора в системе ГТД на наземном или высотном стендах в целях определения характеристик вентилятора в сечениях на входе в ГТД и на выходе из вентилятора устанавливаются приемники для измерения температуры торможения, полного и статического давлений воздуха — $p_{\text{ао}}^*$, $p_{\text{ао}}$, $T_{\text{ао}}^*$, $T_{\text{е}}^*$, $p_{\text{е}}^*$ (индексы "вх" и "к" обозначают сечения на входе и выходе вентилятора). По результатам измерений давлений и температур рассчитываются параметры и показатели, характеризующие эффективность работы вентилятора: значения физического и приведенного расходов воздуха через вентилятор $G_{\text{в}}$, $G_{\text{в.пр}}$, степень повышения полного давления в вентиляторе $\pi_{\text{е}}^*$, изоэнтропический КПД вентилятора по заторможенным параметрам $\eta_{\text{е}}^*$.

Так как поток воздуха на входе и выходе вентилятора (компрессора) является неравномерным, то для расчета показателей эффективности используются средние величины параметров $p_{\text{ао}}^*$, $T_{\text{ао}}^*$, $T_{\text{е}}^*$, $p_{\text{е}}^*$, полученные при использовании того или иного способа осреднения.

При использовании различных способов осреднения параметров неравномерного воздушного или газового потока характеристики одного и того же режима движения воздуха или газа могут отличаться на несколько процентов [1]. Учитывая, что на современном этапе дальнейшее совершенствование ГТД как сложной технической системы требует достоверной оценки изменения КПД вентиляторов, компрессоров и турбин в пределах 1 % и менее, задача выбора правильных способов осреднения

параметров при экспериментальном исследовании и доводке узлов ГТД является достаточно важной.

Согласно ОСТ 1 02595–86 величина изоэнтальпического КПД компрессора по заторможенным параметрам $\eta_{\text{э}}^*$ рассчитывается по формуле

$$\eta_{\text{э}}^* = \frac{i_{\text{эс.э}}^* - i_{\text{ао}}^*}{i_{\text{э}}^* - i_{\text{ао}}^*}, \quad (1)$$

где $i_{\text{эс.э}}^*$ — удельная энтальпия в конце изоэнтальпического повышения давления воздуха в компрессоре от $p_{\text{ао}}^*$ до $p_{\text{э}}^*$, соответствующая изоэнтальпической температуре торможения $T_{\text{эс.э}}^*$ в конце этого процесса; $i_{\text{э}}^*$ — удельная энтальпия воздуха, соответствующая действительной температуре воздуха за компрессором $T_{\text{э}}^*$; $i_{\text{ао}}^*$ — удельная энтальпия воздуха, соответствующая действительной температуре торможения воздуха $T_{\text{ао}}^*$ на входе в компрессор.

При расчете КПД компрессора по результатам измерения параметров неравномерного воздушного потока в отраслевом стандарте рекомендуется выполнять их осреднение по описанному в [1] способу с сохранением в равномерном каноническом осредненном потоке, как и в неравномерном действительном потоке, величин интегральных характеристик потока — массового расхода G , потока полного теплосодержания I^* и потока энтропии S . При этом способе осреднения средние температуры торможения $T_{\text{ао}}^*$ и $T_{\text{э}}^*$ рассчитываются в соответствующем сечении из уравнения потока полного теплосодержания для канонического осредненного потока

$$I^* = GC_p (T^*) T^*. \quad (2)$$

Значения средних полных давлений $p_{\text{ао}}^*$ и $p_{\text{э}}^*$, по которым рассчитываются $\pi_{\text{э}}^*$ и далее $T_{\text{эс.э}}^*$, $i_{\text{эс.э}}^*$, определяются при этом способе из уравнения потока энтропии для канонического осредненного потока

$$S = G R \ln \left(\frac{T_{\text{ао}}^* \frac{k}{k-1}}{p^*} \right) = G R \ln \left(\frac{T_{\text{э}}^* \frac{k}{k-1}}{p} \right) \quad (3)$$

по формуле

$$p^* = \frac{T_{\text{ао}}^* \frac{k}{k-1}}{y}, \quad (4)$$

где $y = \exp(S/(RG))$.

Значение изоэнтальпической температуры $T_{\text{эс.э}}^*$, которая определяет величину входящей в формулу (1)

удельной энтальпии $i_{\text{эс.э}}^*$, находится при известных средних полных давлениях на входе и выходе компрессора и средней температуре торможения на входе из уравнения

$$\exp \left(\frac{1}{R} \int_{T_{\text{ао}}^*}^{T_{\text{эс.э}}^*} C_p(T) \frac{dT}{T} \right) = \frac{p_{\text{э}}^*}{p_{\text{ао}}^*}. \quad (5)$$

Уравнение (5) получено при совместном решении первого закона термодинамики, уравнения энтропии и уравнения состояния идеального газа для случая изоэнтальпического процесса сжатия.

Анализ формулы (1) показывает, что погрешность определения КПД компрессора или вентилятора, которая может возникать при применении того или иного способа осреднения, зависит от погрешностей расчета по используемому способу осреднения средних полных давлений $p_{\text{ао}}^*$, $p_{\text{э}}^*$ и средних температур $T_{\text{ао}}^*$, $T_{\text{э}}^*$. Из расчетов следует, что при увеличении $p_{\text{ао}}^*$, $p_{\text{э}}^*$, $T_{\text{ао}}^*$ и $T_{\text{э}}^*$ на 1 % значение $\eta_{\text{э}}^*$ КПД вентилятора изменяется соответственно при $\pi_{\text{э}}^* = 2,5$ на $-1,3$; $1,18$; $3,9$; $-3,78$ %, а при $\pi_{\text{э}}^* = 1,7$ на $-2,05$; $1,93$; $6,27$; $-5,79$ %.

Таким образом, погрешности расчета средних величин $p_{\text{ао}}^*$, $p_{\text{э}}^*$, $T_{\text{ао}}^*$ и $T_{\text{э}}^*$ могут приводить к значительным погрешностям расчета КПД вентилятора. Эти погрешности возрастают при уменьшении степени повышения давления в вентиляторе.

Для выбора обоснованного способа осреднения и объективной оценки КПД вентилятора при его доводке целесообразно выполнить сравнительный анализ значений КПД вентилятора, рассчитанных по средним параметрам, полученным с помощью различных способов осреднения.

Методика и объекты исследования. Для проведения такого анализа были использованы разработанные ранее алгоритмы осреднения параметров неравномерных воздушных и газовых потоков и программа, описанные в [2, 3] и в дальнейшем модифицированные автором.

Как известно [1], свойства установившегося течения цилиндрического осесимметричного и закрученного в окружном направлении газа в выбранном сечении канала описываются интегральными характеристиками потока: потоком массы (массовым расходом) G , потоком полного импульса Φ , потоком полного теплосодержания I^* , потоком энтропии S , потоком момента количества движения M , потоками теплосодержания I и кинетической энергии E .

При осреднении параметров неравномерного действительного потока он условно заменяется равномерным каноническим потоком. При этом должно соблюдаться равенство интегральных характеристик равномерного канонического осредненного потока интегральным характеристикам неравномерного действительного потока.

Осесимметричный цилиндрический закрученный поток имеет четыре степени свободы — p , W , T , W_ω , а осесимметричный цилиндрический незакрученный — p , W , T . При осреднении таких потоков, соответственно, можно выдержать равенство в каноническом осредненном и неравномерном действительном потоках величин только четырех (или трех) интегральных характеристик. Поэтому при осреднении по тому или иному способу "часть свойств потока газа неизбежно утрачивается" [1].

Одним из допущений, принятых при разработке алгоритмов осреднения [2, 3], является одномерная аппроксимация течения элементарной газовой струйки и соответствующая форма записи уравнений интегральных характеристик потока. Предполагается, что в сечении измерения параметров практически отсутствует закрутка потока в окружном направлении, а угол между вектором скорости потока и осью канала мал [4]. Как правило, это допущение соответствует реальным условиям работы узлов ГТД. Сравнительный анализ КПД вентилятора при осреднении параметров неравномерного потока воздуха на его входе и выходе выполнялся с помощью рекомендованного в [1] способа с сохранением G, I^*, S , а также с помощью других распространенных в практике способов осреднения: по площади F , по массовому расходу G и по способам с сохранением G, I, S ; G, I, Φ ; G, I^*, Φ . Для удобства здесь эти способы условно обозначены буквами латинского алфавита.

Для проведения сравнительного анализа значений КПД вентилятора, рассчитанных по величинам средних параметров, полученным с помощью того или иного способа осреднения, необходимо предварительно выбрать уровень неравномерности потока воздуха и приведенные скорости на входе и выходе из вентилятора. Заметим, что степень неравномерности воздушного потока на входе в ГТД и на выходе из вентилятора при работе ГТД на наземном и высотном стендах при снятии дроссельных или высотно-скоростных характеристик относительно невелика, так как применяемые на стендах входные двигательные устройства имеют лемнискатный профиль. (Исключение составляют режимы работы ГТД совместно с входным устройством летательного аппарата или с установленными на входе в

ГТД специальными устройствами, создающими неравномерные поля давлений и скоростей для проверки запасов газодинамической устойчивости компрессора.)

Анализ полей параметров неравномерных потоков на входе и выходе из вентилятора выполненного ГТД при его работе на компрессорном стенде показал, что коэффициент поля τ_r , характеризующий степень неравномерности потока, составляет на входе в вентилятор $\tau_r = 1,03$, на выходе $\tau_r = 1,10$:

$$\tau_r = \frac{\iint_S \rho(r, \varphi) W^2(r, \varphi) r dr d\varphi}{\left[\iint_S \rho(r, \varphi) W(r, \varphi) r dr d\varphi \right]^2},$$

где $S = \{ (R, \varphi) \mid (R_1 \leq R \leq R_N, \varphi_1 \leq \varphi \leq \varphi_M) \}$ — область на плоскости в полярной системе координат; $\bar{R} = (R_1, R_2, \dots, R_N)$, $\bar{\varphi} = (\varphi_1, \varphi_2, \dots, \varphi_M)$ — массивы радиусов и углов, на которых осуществляется измерение параметров p_i, p_i^*, T_i^* в элементарных струйках; ρ — плотность воздуха; W — скорость воздуха; r, φ — переменные интегрирования (радиус и угол).

Анализ скоростей потока воздуха для пяти компрессоров и трех вентиляторов выполненных ГТД показал, что приведенная скорость в цилиндрическом канале на входе в вентилятор составляет $\lambda = 0,47 \dots 0,62$, на входе первой ступени вентилятора или компрессора низкого давления $\lambda = 0,51 \dots 0,71$, на выходе из вентилятора и компрессора $\lambda = 0,32 \dots 0,52$.

Выполнен численный анализ параметров $\pi_e^*, G_{a.10}, \eta_e^*$, характеризующих эффективность работы вентилятора, по результатам осреднения параметров неравномерных воздушных потоков на его входе и выходе. В качестве объектов исследования выбраны два вентилятора: выполненный вентилятор И и гипотетический вентилятор С1. С1 по сравнению с вентилятором И имеет повышенную среднемассовую скорость на входе. При расчетах принято, что анализируемые точки на напорных характеристиках обоих вентиляторов близки по степени повышения давления и $\pi_e^* = 2,45 \dots 2,55$. Температура торможения воздуха на входе в эти вентиляторы принималась постоянной: $T_{a0}^* = 288 \dots 292$ К, что соответствует условиям испытаний вентилятора И.

Для вентилятора И выбраны поля полного давления воздуха на входе и выходе, соответствующие полям, полученным, как это принято при травсировании турбомашин [5], путем измерения с помощью пневмо- и термогребенок полей полного давления и температуры торможения воздуха в процессе испытаний вентилятора на компрессорном стенде.

Полное давление в канале на входе в вентилятор определялось с помощью радиальных многоточечных пневмогребенок, установленных равномерно по окружности через 60° . Статическое давление воздуха в сечении на входе измерялось приемниками, расположенными равномерно по окружности через 60° на внешней стенке канала.

Температура торможения воздуха в сечении на входе измерялась с помощью термометров электросопротивления, установленных равномерно по окружности на одном радиусе.

Полное давление воздуха на выходе из вентилятора измерялось с помощью нескольких шаговых многоточечных пневмогребенок, расположенных на разных радиусах.

Температура торможения воздуха на выходе из вентилятора измерялась с помощью многоточечных радиальных термогребенок, расположенных равномерно по окружности через 90° .

Статическое давление воздуха в сечении на выходе из вентилятора измерялось с помощью приемников, равномерно расположенных по окружности через 90° на внутренней и внешней стенках кольцевого канала.

Датчики для измерения полного давления воздуха на входе и выходе из вентилятора и температуры торможения на выходе, установленные на минимальном и максимальном радиусах соответствующих гребенок, были расположены на расстоянии 5...7 мм от стенок каналов.

Датчики для измерения полного давления воздуха на входе и выходе из вентилятора и температуры торможения на выходе были расположены с такими шагами по радиусу, которые обеспечивали "ометание" этими датчиками равновеликих кольцевых площадей. Такое расположение датчиков позволяет при обработке результатов испытаний выполнять осреднение полного давления и температуры торможения воздуха в соответствующем сечении по площади путем простой среднеарифметической операции. В связи с этим способ осреднения по площади наиболее часто применяется при обработке неравномерных полей параметров.

Результаты измерений статического давления воздуха на входе и выходе из вентилятора с помощью приемников, равномерно расположенных по окружности (на внешней стенке на входе и на внутренней и внешней стенках на выходе), показали, что оно практически одинаково по окружностям стенок и одинаково на внешней и внутренней стенках на выходе из вентилятора. Отличие значений статического давления, измеренного приемниками, не превышало 0,9 %. Равенство значений статического давления на внутренней и

внешней стенках на выходе из вентилятора свидетельствует об отсутствии окружной составляющей скорости воздуха в этом сечении.

Для проведения анализа выбран режим работы вентилятора И, соответствующий $n_{np} = 87\%$. При этом значения приведенной скорости, рассчитанной по среднemasсовой скорости потока u , и коэффициентов поля τ_r составляли:

на входе

$$\lambda_u = 0,494; \quad \tau_r = 1,0317;$$

на выходе вентилятора И:

$$\lambda_u = 0,47; \quad \tau_r = 1,108.$$

Эпюры полного давления воздуха на входе и выходе из вентиляторов И, полученные по результатам измерения параметров воздуха при испытаниях, показаны на рис. 1. Полное давление воздуха на входе и выходе из вентилятора и температура торможения воздуха на выходе из вентилятора И на границах внутренней и внешней стенок кольцевых каналов определялись путем линейной экстраполяции полученных при измерении кривых эпюр давлений и температуры.

Для гипотетического вентилятора эпюры полного давления на входе и выходе по форме выбраны аналогичными эпюрам выполненного вентилятора, но с увеличенным расходом воздуха и повышенной скоростью потока на входе: $\lambda_u = 0,59$ при $\tau_r = 1,03$.

На выходе из вентилятора С1 приведенная скорость и коэффициент поля составляли $\lambda_u = 0,44$; $\tau_r = 1,096$. Принятые для проведения анализа исходные данные обеспечивали равенство расходов воздуха на входе и выходе каждого из вентиляторов.

Для оценки влияния на результаты осреднения параметров температурной неравномерности потока обработка и осреднение параметров неравномерного потока на выходе из вентилятора И выполнены при различных в этом сечении эпюрах температуры торможения (рис. 2). Эпюра 1 соответствует постоянной температуре торможения, эпюра 2 — эпюре, полученной при испытаниях; эпюра 3 — искусственно увеличенной неравномерности температуры на выходе из вентилятора.

При изменении в процессе расчетов неравномерности температуры торможения воздуха на выходе из вентилятора И происходило незначительное изменение расхода воздуха через это сечение по сравнению с расходом, полученным при $T_{\text{е max}}^* / T_{\text{е min}}^* = 1,0$. Для обеспечения равенства расходов воздуха на входе и выходе про-

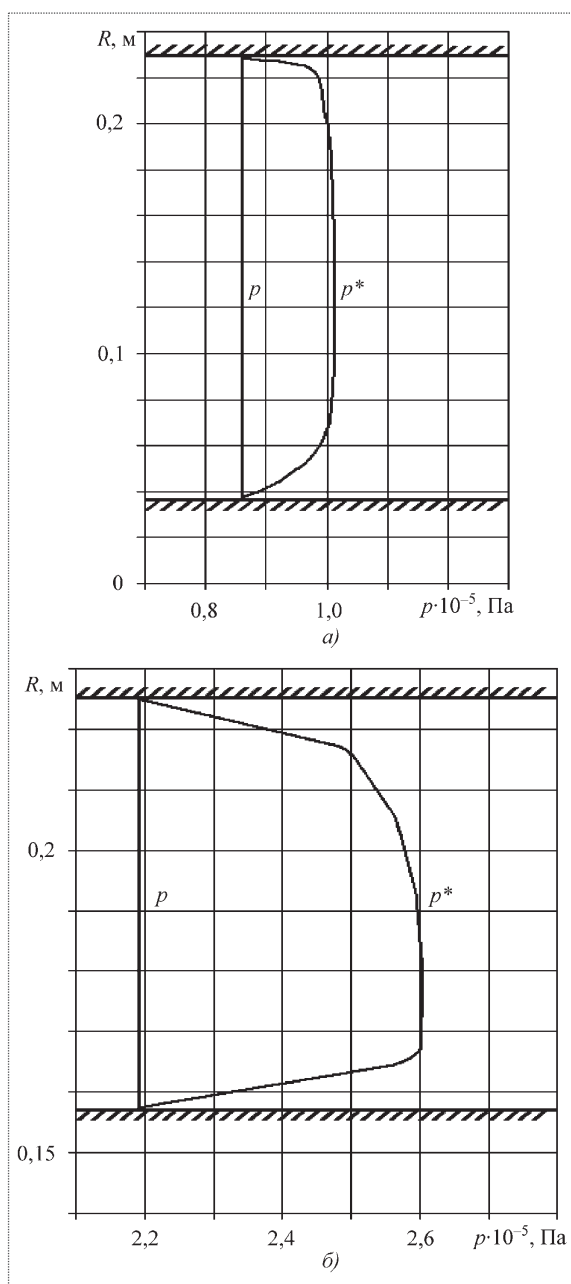


Рис. 1. Эпюра полного давления воздуха в вентиляторе И:
а — на входе; б — на выходе

водилась незначительная корректировка статического давления в сечении на выходе из вентилятора.

Первоначально для удобства анализа (а именно, для выявления отличия температуры торможения, осредненной различными способами, от температуры торможения действительного потока) было принято, что температура торможения воздуха на выходе из вентилятора И постоянна по радиусу. Значение температуры торможения воздуха на выходе из вентилятора

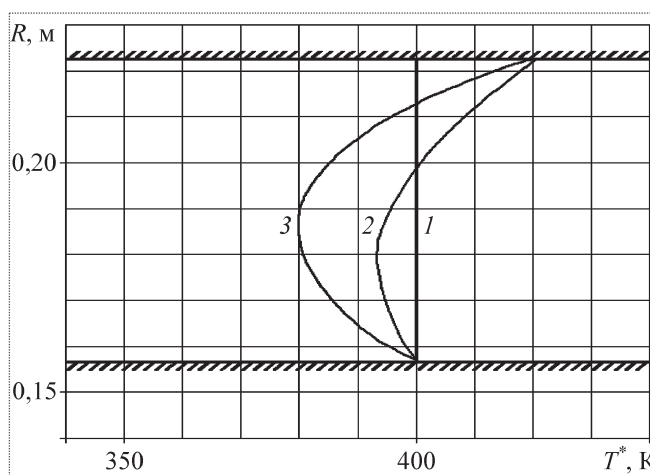


Рис. 2. Эпюры температуры торможения на выходе из вентилятора И:

1 — при $T_{\text{т max}}^*/T_{\text{т min}}^* = 1,00$; 2 — при $T_{\text{т max}}^*/T_{\text{т min}}^* = 1,066$; 3 — при $T_{\text{т max}}^*/T_{\text{т min}}^* = 1,10$

С1 на начальной стадии расчетов также было принято постоянным по радиусу и близким к значению температуры воздуха за вентилятором И.

С помощью разработанной программы было выполнено осреднение параметров неравномерных воздушных потоков на входе и выходе из вентиляторов И и С1 наиболее распространенными в практике авиационного двигателестроения способами (осреднение по площади, массовому расходу, осреднение с сохранением $G, I, S; G, I, \Phi; G, I^*, S; G, I^*, \Phi$) и рассчитаны средние полные давления, температуры торможения на входе и выходе и расходы воздуха. Интегральные характеристики G, Φ, S, I, I^*, E действительного неравномерного потока в каналах рассчитывались с учетом изменения теплоемкости воздуха от температуры по формулам [6]

$$G = \iint_S \rho(r, \varphi) W(r, \varphi) r dr d\varphi;$$

$$\Phi = \iint_S (\rho(r, \varphi) + \rho(r, \varphi) W^2(r, \varphi)) r dr d\varphi;$$

$$S = R_r \iint_S \ln \left[\frac{T(r, \varphi)^{k/(k-1)}}{p(r, \varphi)} \right] \rho(r, \varphi) W(r, \varphi) r dr d\varphi;$$

$$I = \iint_S C_p(T) T(r, \varphi) \rho(r, \varphi) W(r, \varphi) r dr d\varphi;$$

$$I^* = \iint_S C_p(T^*) T^*(r, \varphi) \rho(r, \varphi) W(r, \varphi) r dr d\varphi;$$

$$E = \frac{1}{2} \iint_S \rho(r, \varphi) W^3(r, \varphi) r dr d\varphi.$$

Среднемассовая скорость рассчитывалась по формуле

$$u = \frac{\iint_S \rho(r, \varphi) W(r, \varphi) r dr d\varphi}{\iint_S \rho(r, \varphi) r dr d\varphi}.$$

После осреднения параметров неравномерного потока на его входе и выходе с помощью шести способов осреднения автором по специально разработанной программе рассчитывались значения $\pi_{\hat{e}}^*$, $T_{\hat{e}, \hat{e}}^*$, $i_{\hat{e}, \hat{e}}^*$, $i_{\hat{e}}^*$, $i_{\hat{a}\hat{o}}^*$, $G_{\hat{a}, \hat{i}\hat{o}}$ и $\eta_{\hat{e}}^*$.

В [7] приведены результаты осреднения различными способами динамически неравномерных потоков воздуха на входе в ГТД, имеющих одинаковую скорость $\lambda_u \approx 0,33$ и различную степень неравномерности $\tau_r = 1,037$ и $1,361$. В [8] приведены результаты осреднения потоков воздуха, имеющих практически одинаковую неравномерность $\tau_r = 1,05$ и $1,082$, но различную скорость $\lambda_u = 0,348$ и $0,72$. Как было установлено [7, 8],

при осреднении потоков воздуха на входе в ГТД по массовому расходу (при $T_{\hat{a}\hat{o}}^* = \text{const}$) все интегральные характеристики G , S , I^* , I , Φ , E канонического осредненного потока (независимо от уровня динамической неравномерности потока и уровня дозвуковой скорости) сохраняются равными интегральным характеристикам действительного неравномерного потока, а значения среднего статического давления и средней температуры торможения равны соответствующим значениям действительного неравномерного потока.

Аналогичные результаты были получены и при осреднении динамически неравномерных полей параметров воздуха на входе и выходе из вентиляторов И и С1. Поэтому при проведении сравнительного анализа параметров вентиляторов И и С1, полученных с помощью различных способов осреднения, относительные значения параметров вентиляторов, рассчитанные при использовании способа осреднения по массовому расходу, были приняты за единицу, а относительные отклонения параметров при этом способе осреднения — равными нулю.

Т а б л и ц а 1

Относительное изменение параметров, %, на входе и выходе из вентилятора И при различных способах их осреднения (вход: $\tau_r = 1,0317$; $\lambda_u = 0,494$; выход: $\tau_r = 1,108$; $\lambda_u = 0,47$; $T_{\hat{e} \max}^*/T_{\hat{e} \min}^* = 1,0$; $\pi_{\hat{e}}^* = 2,5$)

Способ осреднения	$\delta p_{\hat{a}\hat{o}}^*$	$\delta p_{\hat{e}}^*$	$\delta T_{\hat{a}\hat{o}}^*$	$\delta T_{\hat{e}}^*$	$\delta G_{\hat{a}}$	$\delta T_{\hat{e}, \hat{e}\hat{c}}^*$	$\delta \pi_{\hat{e}}^*$	$\delta \eta_{\hat{e}}^*$	$\delta G_{\hat{a}, \hat{i}\hat{o}}$
F	-0,53	-1,56	0	0	1,70	-0,30	-1,05	-1,20	2,23
G	0	0	0	0	0	0	0	0	0
G, I, S	-1,03	-3,09	-0,29	-0,88	0	-0,88	-2,07	-0,36	0,90
G, I, Φ	-0,03	-0,11	-0,40	-1,16	0	-0,42	-0,08	2,80	-0,19
G, I^*, S	-0,01	-0,01	0	0	0	0	0	0	0
G, I^*, Φ	-0,10	-0,34	0	0	0	-0,07	-0,23	-0,24	0,07

Т а б л и ц а 2

Относительное изменение параметров, %, на входе и выходе из вентилятора С1 при различных способах их осреднения (вход: $\tau_r = 1,03$; $\lambda_u = 0,59$; выход: $\tau_r = 1,096$; $\lambda_u = 0,44$; $T_{\hat{e} \max}^*/T_{\hat{e} \min}^* = 1,0$; $\pi_{\hat{e}}^* = 2,475$)

Способ осреднения	$\delta p_{\hat{a}\hat{o}}^*$	$\delta p_{\hat{e}}^*$	$\delta T_{\hat{a}\hat{o}}^*$	$\delta T_{\hat{e}}^*$	$\delta G_{\hat{a}}$	$\delta T_{\hat{e}, \hat{e}\hat{c}}^*$	$\delta \pi_{\hat{e}}^*$	$\delta \eta_{\hat{e}}^*$	$\delta G_{\hat{a}, \hat{i}\hat{o}}$
F	-0,70	-1,41	0	0	1,68	-0,20	-0,70	-0,92	2,42
G	0	0	0	0	0	0	0	0	0
G, I, S	-1,41	-2,60	-0,40	-0,73	0	-0,74	-1,21	-0,39	1,24
G, I, Φ	0	-0,26	-0,66	-0,92	0	-0,74	-0,28	0,52	-0,32
G, I^*, S	-0,030	-0,040	0	0	0	-0,002	-0,010	-0,013	0,030
G, I^*, Φ	-0,10	-0,46	0	0	0	-0,10	-0,36	-0,44	0,10

Относительные отклонения средних параметров при применении других способов осреднения от параметров, полученных при осреднении по массовому расходу (для рассматриваемых в настоящей статье условий по температуре торможения, уровню динамической и температурной неравномерности, приведенной скорости), будем условно считать погрешностями.

Анализ результатов исследования. Результаты сравнительного расчетного анализа параметров вентиляторов, полученные при осреднении неравномерных воздушных потоков на входе и выходе И и С1 с помощью способов осреднения по массовому расходу, площади, по G, I^*, S ; G, I, S ; G, I, Φ ; G, I^*, Φ , приведены в табл. 1, 2. Вентиляторы И и С1 имеют примерно одинаковую динамическую неравномерность потока на входе ($\tau_r \approx 1,03$) и на выходе ($\tau_r \approx 1,1$), примерно одинаковую скорость на выходе $\lambda_u = 0,44...0,47$, одинаковую и постоянную по радиусу температуру торможения на входе и выходе, но различную скорость в канале на входе: соответственно $\lambda_u = 0,494$ и $\lambda_u = 0,59$. Лобовая производительность вентилятора И составляет $G_{\dot{a}, \dot{v}0} / F_{\dot{e}i\dot{a}} = 162 \text{ кг}/(\text{с}\cdot\text{м}^2)$, вентилятора С1 — $190 \text{ кг}/(\text{с}\cdot\text{м}^2)$.

1. Из табл. 1 следует, что отклонения средних полных давлений, средних температур торможения, степени повышения полного давления, расхода воздуха и величины КПД при способе осреднения по G, I^*, S по сравнению со способом осреднения по массовому расходу равны нулю (т.е. значения средних параметров и КПД вентилятора И, полученные при использовании способов осреднения по массовому расходу и по G, I^*, S , при заданных условиях на входе и выходе из вентилятора не отличаются).

2. При осреднении параметров динамически неравномерных потоков воздуха на входе и выходе из вентилятора (при условии $T_{\dot{a}0}^* = \text{const}$ и $T_{\dot{e}}^* = \text{const}$) при способах осреднения по G, I, S и G, I, Φ (см. табл. 1) средние температуры торможения воздуха на входе и на выходе из вентилятора меньше температур торможения воздуха действительного потока: на входе на $0,29...0,40 \%$, на выходе на $0,88...1,16 \%$. Таким образом, выбор в качестве определяющей интегральной характеристики свойств неравномерного действительного потока теплосодержания по статической температуре I (вместо потока полного теплосодержания I^* по температуре торможения) приводит при осреднении по G, I, S и G, I, Φ к потере свойств действительного потока по температуре торможения.

При осреднении по G, I, S и G, I, Φ значения средних полных давлений на входе и выходе из вентилятора отличаются (см. табл. 1) от аналогичных параметров, полученных при осреднении по массовому расходу

ду и по G, I^*, S . При способе осреднения по G, I, S это отличие составляет $-1,03...-3,09 \%$, а при способе осреднения по G, I, Φ $-0,03...-0,11 \%$.

В целом отклонения температур торможения и полных давлений воздуха при способах осреднения по G, I, S и G, I, Φ по сравнению со способами осреднения по массовому расходу и по G, I^*, S приводят к отклонению рассчитанных по средним параметрам значений $\pi_{\dot{e}}^*$, $G_{\dot{a}, \dot{v}0}$, $\eta_{\dot{e}}^*$. Так, погрешность расчета величины КПД по способу осреднения G, I, S составляет $-0,36 \%$, а по способу осреднения G, I, Φ $+2,8 \%$.

3. При способе осреднения по G, I^*, Φ (см. табл. 1) также имеют место отклонения полных давлений, осредненных по этому способу, от аналогичных величин при осреднении по массовому расходу и по G, I^*, S и, соответственно, имеют место погрешности расчета значений $\pi_{\dot{e}}^*$, $G_{\dot{a}, \dot{v}0}$, $\eta_{\dot{e}}^*$, но они меньше по сравнению со способами осреднения по G, I, S и G, I, Φ . Величины этих отклонений (погрешностей) составляют $0,10...0,24 \%$.

4. Анализ результатов, приведенных в табл. 1, показывает, что физический расход воздуха на входе в вентиляторы И, рассчитанный по средним параметрам, полученным при способе осреднения по площади, завышен по сравнению с действительным расходом воздуха на $1,7 \%$. Погрешность определения расхода воздуха на входе в ГТД, рассчитанного с помощью параметров, осредненных по площади, также отмечена в [7, 8]. При осреднении по площади имеют место отклонения значений полных давлений, осредненных по этому способу, от аналогичных величин при осреднении по массовому расходу и по G, I^*, S и, соответственно, возникают погрешности расчета значений $\pi_{\dot{e}}^*$, $G_{\dot{a}, \dot{v}0}$, $\eta_{\dot{e}}^*$. Погрешности расчета этих параметров при осреднении по площади составляют соответственно $-1,05$; $2,23$ и $-1,2 \%$.

5. Результаты осреднения параметров на входе и выходе из вентилятора С1 (см. табл. 2), имеющего лобовую производительность $190 \text{ кг}/(\text{с}\cdot\text{м}^2)$, у которого скорость в канале на входе выше, чем у вентилятора И ($\lambda_u = 0,59$ вместо $\lambda_u = 0,494$), показывают, что эти результаты, при некотором количественном отличии, имеют тот же качественный характер, что и у вентилятора И. Значения средних полных давлений, средних температур торможения, степеней повышения полного давления, расходов воздуха и КПД вентилятора С1, рассчитанные осреднением по массовому расходу и G, I^*, S при рассматриваемых условиях на входе и выходе из вентилятора, практически не отличаются.

При осреднении параметров динамически неравномерных потоков на входе и выходе вентилятора С1 по площади и способами с сохранением G, I, S ; G, I^*, Φ и

Т а б л и ц а 3

Результаты осреднения неравномерного потока воздуха на выходе из вентилятора И при $\tau_r = 1,105$; $\lambda_u = 0,47$; $T_{\dot{e} \max}^*/T_{\dot{e} \min}^* = 1,066$

Относительные характеристики потока							Способ осреднения
$\bar{G}$	$\bar{I}$	$\bar{I}^*$	$\bar{\Phi}$	$\bar{S}$	$\bar{E}$	$\bar{p}$	
<i>Действительный поток</i>							—
1	1	1	1	1	1	1	
<i>Осредненный поток</i>							<i>F</i> <i>G</i> <i>G, I, S</i> <i>G, I, Φ</i> <i>G, I*, S</i> <i>G, I*, Φ</i>
1,054	1,063	1,058	1,000	1,057	0,958	1,000	
1	1,00	1,00	1,00	1,00	1,00	1,00	
1	1	0,990	0,976	1	0,800	1,000	
1	1	0,987	1	0,993	0,743	1,040	
1	1,012	1	1,002	1	0,761	1,040	
1	1,011	1	1	1,000	0,768	1,0356	

G, I, Φ также имеют место погрешности расчета основных параметров вентилятора $\pi_{\dot{e}}^*$, $G_{\dot{a}, \dot{i} \dot{o}}^*$, $\eta_{\dot{e}}^*$, а при осреднении по площади физический расход воздуха на входе в вентилятор С1 завышен на 1,68 % по сравнению с действительным расходом.

6. Из табл. 1 и 2 следует, что отклонения среднего полного давления на выходе из вентиляторов И и С1 при осреднении по площади, по G, I, S ; G, I^*, Φ и G, I, Φ в 2...3 раза превышают отклонения полного давления на входе в вентилятор. Это обусловлено тем, что неравномерность воздушного потока за вентилятором ($\tau_r \approx 1,1$) превышает неравномерность потока на его входе ($\tau_r = 1,03$). Как показано в [7], при увеличении динамической неравномерности воздушного потока отклонения значений среднего полного давления, полученных этими способами осреднения, от значения среднего полного давления, полученного при способе осреднения по массовому расходу, возрастают.

7. Отклонения полного давления на входе в вентилятор С1 ($\lambda_u = 0,59$) превышают аналогичные величины на входе в вентилятор И ($\lambda_u = 0,494$) при осреднении по площади, по G, I, S ; G, I^*, Φ и G, I, Φ . Как показано в [8], при увеличении скорости динамически неравномерного потока на входе в ГТД отклонения полного давления при вышеуказанных способах осреднения от среднего полного давления, полученного при способе осреднения по массовому расходу, возрастают.

8. Результаты осреднения динамически неравномерного воздушного потока на выходе вентилятора И при наличии неравномерности температуры в этом сечении (эпюра 2 температуры торможения на рис. 2) приведены в табл. 3 – 5. В табл. 3 приведены относительные значения

интегральных характеристик и статического давления осредненного различными способами канонического потока на выходе из вентилятора И. Значения интегральных характеристик и статического давления *действительного* неравномерного потока приняты за единицу. В табл. 4 указаны относительные значения средних параметров $\bar{T}^*$, $\bar{p}^*$, $\bar{T}$, $\bar{W}$, полученные при использовании различных способов осреднения. Отнесение осуществлено к значениям этих же параметров при способе осреднения по массовому расходу.

Анализ результатов, приведенных в табл. 3, показал следующее. При способе осреднения воздушного потока на выходе из вентилятора по массовому расходу интегральные характеристики осредненного канони-

Т а б л и ц а 4

Результаты осреднения параметров $\bar{T}^*$, $\bar{p}^*$, $\bar{T}$, $\bar{W}$ неравномерного потока воздуха на выходе из вентилятора И при $\tau_r = 1,105$; $\lambda_u = 0,47$; $T_{\dot{e} \max}^*/T_{\dot{e} \min}^* = 1,066$

Способ осреднения	Относительные величины параметров			
	$\bar{T}^*$	$\bar{p}^*$	$\bar{T}$	$\bar{W}$
<i>F</i>	1,003	0,984	1,008	0,952
<i>G</i>	1	1	1	1
<i>G, I, S</i>	0,991	0,969	1,000	0,895
<i>G, I, Φ</i>	0,988	0,998	1,000	0,861
<i>G, I*, S</i>	1,000	1,000	1,011	0,872
<i>G, I*, Φ</i>	1,000	0,996	1,011	0,875

Относительное изменение параметров, %, на входе и выходе из вентилятора И при различных способах осреднения (вход: $\tau_r = 1,0317$; $\lambda_u = 0,494$; выход: $\tau_r = 1,105$; $\lambda_u = 0,47$; $T_{\text{е max}}^*/T_{\text{е min}}^* = 1,066$; $\pi_{\text{е}}^* = 2,56$)

Способ осреднения	$\delta p_{\text{ао}}^*$	$\delta p_{\text{е}}^*$	$\delta T_{\text{ао}}^*$	$\delta T_{\text{е}}^*$	$\delta G_{\text{а}}^*$	$\delta T_{\text{е, ес}}^*$	$\delta \pi_{\text{е}}^*$	$\delta \eta_{\text{е}}^*$	$\delta G_{\text{а, іо}}^*$
<i>F</i>	–0,53	–1,57	0	0,32	1,70	–0,30	–1,08	–2,42	2,23
<i>G</i>	0	0	0	0	0	0	0	0	0
<i>G, I, S</i>	–1,03	–3,06	–0,29	–0,87	0	–0,87	–2,05	–0,24	0,90
<i>G, I, Ф</i>	–0,03	–0,12	–0,40	–1,15	0	–0,42	–0,10	2,79	–0,19
<i>G, I*, S</i>	–0,01	0,01	0	0	0	0	0,02	0,03	0
<i>G, I*, Ф</i>	–0,10	–0,34	0	0	0	–0,07	–0,25	–0,24	0,07

ческого потока и его статическое давление в этом сечении равны соответствующим параметрам действительного неравномерного потока. Для остальных способов осреднения имеет место отклонение некоторых интегральных характеристик канонического потока от интегральных характеристик действительного потока.

Так, поток кинетической энергии осредненного потока снижен во всех случаях, кроме осреднения по массовому расходу, от 4,2 до 26 %. Статическое давление осредненного потока равно статическому давлению действительного потока только при способах осреднения по массовому расходу, по площади и по способу осреднения с сохранением *G, I, S*. Среднее статическое давление при способах осреднения по *G, I, Ф*; *G, I*, S* и *G, I*, Ф* превышает статическое давление действительного потока на 3,5...4 %.

Из табл. 4 следует, что при способах осреднения по массовому расходу и с сохранением *G, I*, S* значения средней температуры торможения и среднего полного давления одинаковы. Следовательно, значения КПД вентилятора, рассчитанные этими способами осреднения при наличии температурной неравномерности на выходе из вентилятора, также одинаковы.

При равенстве интегральных характеристик и статического давления, осредненных по массовому расходу, соответствующим характеристикам и давлению действительного потока (см. табл. 3) величина средней скорости, полученная при осреднении по массовому расходу и рассчитанная с соблюдением первого и второго начал термодинамики из уравнения энергии, превышает среднемассовую скорость на ~11 %. Наиболее близкое к среднемассовой скорости значение имеет средняя скорость, полученная при способе осреднения по *G, I, S*. Отклонение средней скорости при этом способе осреднения от среднемассовой при этом составляет –1,1 %. Отклонения средних скоростей при

осреднении по *G, I*, S* и *G, I*, Ф* от среднемассовой скорости составляют соответственно –3,7 и –3,3 %.

9. Относительные изменения параметров на входе и выходе из вентилятора И и его КПД, полученные при осреднении различными способами при наличии неравномерности температуры торможения на выходе из вентилятора (эпюра 2 на рис. 2), приведены в табл. 5.

Учет неравномерности температуры торможения на выходе из вентилятора практически не изменил отклонений параметров, приведенных в табл. 1 и полученных при постоянной температуре торможения воздуха на выходе из вентилятора. Исключением является способ осреднения по площади, когда средняя температура торможения воздуха на выходе из вентилятора при наличии температурной неравномерности в этом сечении увеличилась по сравнению со способами осреднения с сохранением *G, I*, S* и по массовому расходу на 0,3 % (см. табл. 4).

Повышение средней температуры торможения воздуха за вентилятором И, осредненной по площади, на 0,3 % привело к повышению разности температур в знаменателе формулы (1) на 1,2 % и соответствующему снижению КПД. Общая погрешность расчета КПД при использовании способа осреднения по площади по сравнению со способами осреднения с сохранением *G, I*, S* и по массовому расходу при учете реальной неравномерности температуры торможения $T_{\text{max}}^*/T_{\text{min}}^* = 1,066$ на выходе из вентилятора И увеличилась и составила –2,42 % (см. табл. 5).

10. Анализ результатов осреднения неравномерного воздушного потока, имеющего на выходе из вентилятора И увеличенную по сравнению с эпюрой 2 температурную неравномерность (эпюра 3, коэффициент неравномерности температуры $T_{\text{max}}^*/T_{\text{min}}^* = 1,10$, см. рис. 2), показал следующее.

Увеличение неравномерности температуры торможения на выходе из вентилятора И с 1,066 до 1,10 привело к малому изменению параметров, приведенных в табл. 3 и 4, за исключением средней температуры торможения, полученной при использовании способа осреднения по площади. Относительное отклонение средней температуры торможения при осреднении по площади от средней температуры торможения, полученной при осреднении по массовому расходу и по G, I^*, S , увеличилось с 0,32 до 0,68 %.

Погрешность расчета КПД при использовании способа осреднения по площади по сравнению со способами осреднения по массовому расходу и по способу с сохранением G, I^*, S при учете на выходе из вентилятора И неравномерности температуры торможения, соответствующей коэффициенту температурной неравномерности $T_{\max}^* / T_{\min}^* = 1,10$, составила –3,9 %.

В заключение можно сделать следующие выводы.

□ Применение способа осреднения параметров неравномерного потока воздуха по площади (еще довольно часто используемого в отечественной и зарубежной практике при обработке неравномерных потоков воздуха на входе и выходе из вентилятора ГТД) приводит к погрешности определения физического и приведенного расходов воздуха через вентилятор, его степени повышения давления и КПД. Погрешность расчета КПД выполненного вентилятора И при использовании способа осреднения по площади составила –2,4 %. Погрешность расчета КПД вентилятора при использовании способа осреднения по площади возрастает с увеличением степени температурной неравномерности воздушного потока на выходе из вентилятора.

□ При осреднении параметров неравномерных воздушных потоков на входе и выходе из вентилятора И по массовому расходу и с сохранением G, I^*, S значения средних температур торможения, средних полных давлений и определенные по этим параметрам степени повышения полного давления, физического и приведенного расхода воздуха и КПД вентилятора имеют одинаковое значение. Аналогичные результаты получены и для вентилятора С1, имеющего повышенные скорость на входе ($\lambda_u = 0,59$) и лобовую производительность, равную 190 кг/(с·м²).

□ При осреднении параметров динамически неравномерных потоков воздуха на входе и выходе вентилятора И (при условии $T_{\text{до}}^* = \text{const}$ и $T_{\text{в}}^* = \text{const}$) по G, I, S и G, I, Φ средние температуры торможения воздуха на входе и на выходе меньше температур торможения воздуха действительного потока: на входе — на

0,29...0,40 %, на выходе — на 0,88...1,16 %. Аналогичные результаты получены и для вентилятора С1.

Таким образом, выбор в качестве определяющей интегральной характеристики свойств неравномерного действительного потока теплосодержания I по статической температуре (вместо потока полного теплосодержания I^* по температуре торможения) приводит при осреднении по G, I, S и G, I, Φ к потере свойств действительного потока по температуре торможения.

□ При осреднении параметров неравномерных потоков воздуха на входе и выходе вентилятора с использованием способов с сохранением G, I, S, G, I, Φ и G, I^*, Φ имеют место погрешности при определении средних температур торможения, полных давлений, КПД и других параметров вентилятора. Поэтому использование этих способов осреднения при обработке неравномерных воздушных потоков на входе и выходе вентилятора нецелесообразно.

Авторы: Л.И. Седов, В.М. Кофман, Л.Н. Дружинин, Л.И. Швец, Н.С. Малинина

1. Седов Л.И. Методы подобия и размерности в механике. М.: Наука, 1967. 428 с.

2. Кофман В.М. Система алгоритмов и программ для осреднения параметров неравномерных газовых потоков при обработке результатов испытаний ГТД и его узлов / В.М. Кофман, Р.А. Тагирова // Науч.-техн. сб. "Вопросы авиационной науки и техники". Сер. Авиационное двигателестроение. Вып. 4. М.: Изд. ЦИАМ, 1992. С. 13–17.

3. Кофман В.М. Камеры сгорания основных газотурбинных двигателей. Метод определения скорости и температуры газа в выходном сечении / В.М. Кофман, Н.Б. Рыжова // Руководящий материал авиационной техники 1685-84. М., 1984. 28 с.

4. Крокко Л. Одномерное рассмотрение газовой динамики установившихся течений // Основы газовой динамики под ред. Г. Эммонса. М.: Изд-во иностр. лит., 1963. С. 24–64.

5. Тунаков А.П. Осреднение неравномерного потока при траверсировании турбомашин // Изв. вузов. Авиационная техника. 1974. № 2. С. 149–152.

6. Дружинин Л.Н. Метод и подпрограмма расчета термодинамических параметров воздуха и продуктов сгорания углеводородных топлив / Л.Н. Дружинин, Л.И. Швец, Н.С. Малинина // Двигатели авиационные и газотурбинные. Руководящий техн. материал авиационной техники 1667-83. 1983. 68 с.

7. Кофман В.М. Методы оценки показателей эффективности работы узлов ГТД по результатам измерений параметров неравномерных воздушных и газовых потоков // Наука и технологии. Т. 1. Тр. XXVIII Российской шк. М.: РАН, 2008. С. 108–120.

8. Кофман В.М. Сравнительный анализ способов осреднения при обработке параметров неравномерного воздушного потока на входе в ГТД // Вестник УГАТУ. 2009. Т. 12. № 2 (31). С. 35–42.



СТЕПАНОВ
Владимир Дмитриевич —
начальник отдела
ФГУ "30 ЦНИИ Минобороны России", старший
научный сотрудник, кандидат техн. наук

Выбор рационального варианта адаптивной системы в условиях неопределенности

В.Д. Степанов

В статье дается краткая характеристика адаптивных систем и неопределенных факторов, влияющих на выбор рационального облика системы. Анализируются известные методы принятия решений в условиях неопределенности. Предлагается составной критерий для анализа систем. Приводятся постановка задачи и основные положения методики выбора рационального варианта адаптивной системы в условиях неопределенности.

Ключевые слова: система; рациональный облик; неопределенные параметры; принятие решений; критерий.

Stepanov V.D. Sampling Technique For Rational Variant Of Adaptive System Under Uncertainty Conditions

This paper gives brief description of adaptive systems and uncertainty factors affecting their rational configuration selection. The known techniques of decision making under uncertainty conditions are analyzed. The compound criterion for system analyses is suggested. Task formulation and main aspects of sampling technique for rational variant of adaptive system under uncertainty conditions are given.

Key words: system; rational configuration; uncertainty parameters; decision making; criterion.

Отличительной особенностью военно-научных исследований (ВНИ) авиационных комплексов (АК) является то, что результат оптимизации исследуемых характеристик существенным образом зависит от множества параметров, характеризующих процесс создания и применения АК, которые в соответствии со своей природой делятся на три большие группы — детерминированные, стохастические и неопределенные [1, 2]. Основные трудности принятия решений связаны с наличием неопределенных параметров, представляющих собой параметры нестохастической природы с неизвестными на момент проведения исследований значениями или стохастические параметры с неизвестными на момент проведения исследований законами распределения. Как правило, относительно неопределенных параметров имеется информация только о возможных диапазонах изменения их значений.

Анализ проводимых ВНИ АК показывает, что в настоящее время в наибольшей степени проявляются неопределенность условий боевого применения и неопределенность располагаемых ассигнований на разработку и серийное производство перспективной авиационной техники (АТ). Неопределенность условий боевого применения обусловлена, прежде всего, трудностями достоверного прогноза масштаба войны или конфликта, стратегических направлений, на которых будут проходить боевые действия, количества и характеристик средств вооруженной борьбы, привлекаемых противником, объемов и оперативно-тактических параметров боевых задач, решаемых АК. Неопределенность располагаемых затрат на создание АТ обусловлена объективными трудностями получения достоверного макроэкономического прогноза развития страны на длительную перспективу, а также сложившейся практикой формирования государственного оборонного заказа в современных условиях, отличающейся ограничен-

ным и неритмичным финансированием программ создания АТ, с одной стороны, и целевым выделением на важнейшие программы значительных средств, с другой стороны.

В этих условиях с приемлемой для практических исследований достоверностью можно говорить о прогнозе множества неопределенных внешних условий

$$U_{PR} = \{u_\mu^*, \mu = \overline{1, M_U}\}, \quad (1)$$

где u_μ^* – μ -й прогноз внешних условий; M_U – число возможных прогнозов.

Оптимальное решение, обоснованное для конкретных условий u_μ^* , будет иметь ограниченную практическую ценность, поскольку при реализации этого решения в иных условиях результат может быть далеко не оптимальным. В связи с этим встает задача обоснования рационального решения в условиях неопределенности внешних условий.

В ходе ВНИ АК, как правило, исходят из статического аспекта учета неопределенности. Он проявляется в том, что заранее обоснованное решение уже не может быть изменено при конкретной реализации неопределенных параметров в будущем. Должны быть оценены только возможные последствия принятых заранее решений. Это объясняется консервативностью технического облика АК, который может быть изменен только в результате длительного, целенаправленного процесса (например, его модернизации).

Однако при решении ряда задач ВНИ авиационные комплексы и их группировки проявляют свойства адаптивных систем (АС), обладающих возможностью некоторого изменения своих характеристик по мере раскрытия неопределенности на последующих этапах жизненного цикла [3, 4]. Например, при решении программных задач помимо технического облика АК в качестве предмета исследований рассматривается программа финансирования его разработки и производства при неопределенности располагаемых объемов финансирования. Очевидно, что при уточнении этих объемов в будущем корректировка программы финансирования АК при его неизменном техническом облике приведет только к положительным результатам. Свойством адаптивности обладают группировки АК, создаваемые в мирное время, но имеющие возможность уточнения своего количественно-качественного состава на конкретном направлении в угрожаемый период. Непосредственно авиационные комплексы также имеют ограниченные возможности адаптации к неопределенным условиям при их раскрытии за счет изменения комплектации некоторыми подсистемами (если такая

возможность заложена в конструкцию АК в ходе его проектирования), изменения характеристик этих подсистем, формирования соответствующих условиям боевых действий составов комплекса вооружения и др.

Таким образом, пространство исследуемых характеристик любой АС можно представить в виде множества

$$X = \{X_{\hat{e}}, X_a\}, \quad (2)$$

где $X_{\hat{e}}$ – подпространство "консервативных" характеристик системы, не подлежащих изменению в ходе раскрытия неопределенных параметров; X_a – подпространство "адаптируемых" характеристик системы.

При раскрытии неопределенных параметров должны быть уточнены и реализованы оптимальные характеристики X_a , соответствующие конкретным внешним условиям. В такой возможности корректировки заранее принятых решений при раскрытии ряда неопределенных параметров в будущем проявляется динамический аспект процесса принятия решений, характерный для обоснования рациональных вариантов АС. Фактически это является частичной компенсацией неопределенности при появлении информации о неопределенных параметрах в процессе жизненного цикла АК. Поэтому процесс учета неопределенности в разработанной методике состоит из двух этапов:

компенсация неопределенности для каждого альтернативного варианта адаптивной системы в конкретных прогнозируемых условиях;

непосредственный учет неопределенности при выборе рационального варианта АС.

Исходной информацией при выполнении данных исследований являются множество неопределенных внешних условий (1) и множество альтернативных вариантов АС

$$X^{\text{alt}} = \{x_v\} = \{x_{\hat{e}v}, x_{av}\}, \quad x_v \in X, \quad (3)$$

$$x_{\hat{e}v} \in X_{\hat{e}}, \quad x_{av} \in X_a, \quad v = \overline{1, N_x},$$

где x_v – v -й альтернативный вариант АС; $x_{\hat{e}v}$ – консервативные характеристики v -го варианта АС; x_{av} – адаптируемые характеристики v -го варианта АС; N_x – число альтернативных вариантов АС.

Проведение первого этапа исследований по учету неопределенности заключается в оценке последствий применения каждого альтернативного варианта АС x_v во всех условиях U_{PR} с учетом возможности компенсации неопределенности. Осуществляется это путем решения следующей задачи:

при заданных консервативных характеристиках АС $x_{\hat{e}v}$, определить такие условно оптимальные адаптируемые характеристики $x_{av\mu}^0$, которые обеспечивали бы максимальное значение функции качества АС при заданных внешних условиях u_μ^* .

В математическом виде это выглядит следующим образом:

$$x_{av\mu}^0 = \arg \max_{x_a \in X_a} [F(x_{\hat{e}v}, x_a, u_\mu^*)] \quad (4)$$

при условиях

$$x_{\hat{e}v} \in X^{\text{alt}}, u_\mu^* \in U_{PR},$$

где F — функция качества АС.

Из приведенной постановки задачи видно, что условно-оптимальные значения адаптируемых характеристик в общем виде должны зависеть от параметров внешних условий и значений консервативных характеристик АС. Решение задачи (4) для каждого альтернативного варианта x_v для множества внешних условий U_{PR} позволяет получить матрицу адаптированных вариантов АС

$$X^a = \|x_{v\mu}^0\|, v = \overline{1, N_X}, \mu = \overline{1, M_U}, \quad (5)$$

где $x_{v\mu}^0 = \{x_{\hat{e}v}, x_{av\mu}^0\}$.

Данной матрице вариантов соответствует матрица выигрышей

$$F^a = \|F_{v\mu}\|, v = \overline{1, N_X}, \mu = \overline{1, M_U}, \quad (6)$$

где $F_{v\mu}$ — функция качества v -го варианта АС, адаптированного к условиям u_μ^* (т.е. варианта $x_{v\mu}^0$).

Наличие матрицы F^a позволяет непосредственно перейти к решению задачи выбора рационального варианта АС в условиях неопределенности. Сущность этой задачи заключается в выборе такого варианта x^{rat} из множества X^{alt} альтернативных, который с учетом его адаптации по возможности обращал бы в максимум функцию качества АС для всех внешних условий. Эта формулировка только отражает наше стремление и не является строго математической, поскольку в общем случае функции качества при различных внешних условиях достигают своего максимального значения на множестве различных условно-оптимальных вариантов АС. В теории принятия решений способом сведения всех различных условий к одному решению является формулировка и применение принципов предпочтительности, в соответствии с которыми выбирается решение, обеспечивающее гарантированный результат [1, 3...5].

Один из возможных подходов к принятию решения в условиях неопределенности основывается на принципе максимальной полезности Вальда. При использовании данного принципа в качестве рационального выбирается такой вариант, при реализации которого минимальный для любых условий выигрыш максимален (максиминный критерий):

$$x^{\text{rat}} = x_v \mid x_v \in X^{\text{alt}} \wedge \min_{\mu} F_{v\mu} = \max_{\eta} \min_{\mu} F_{\eta\mu} = F_v. \quad (7)$$

Таким образом, применение принципа максиминной полезности приводит к наибольшей из всех возможных гарантий: при реализации любой неопределенности $u_\mu^* \in U_{PR}$ значение функции качества не может стать меньше гарантированного значения F_v . Недостатком максиминного критерия является ориентация при принятии решения на реализацию самой неблагоприятной из всех возможных неопределенностей, что может быть продиктовано только крайним пессимизмом в оценке обстановки.

Поэтому наибольшее распространение при проведении ВНИ боевых АК в условиях неопределенности получил принцип минимаксного сожаления, которому соответствует критерий минимаксного риска Сэвиджа. При использовании данного принципа в качестве рационального выбирается такой вариант, при применении которого величина риска принимает наименьшее значение в самой неблагоприятной ситуации (когда риск максимален):

$$x^{\text{rat}} = x_v \mid x_v \in X^{\text{alt}} \wedge \max_{\mu} r_{v\mu} = \min_{\eta} \max_{\mu} r_{\eta\mu} = R_s, \quad (8)$$

где $r_{v\mu} = \max_{\eta} F_{\eta\mu} - F_{v\mu}$ — риск применения варианта x_v в условиях u_μ^* (т.е. применения адаптированного варианта $x_{v\mu}^0$).

Применяя вариант x^{rat} , мы обеспечиваем риск, который при реализации любой неопределенности не может стать больше его гарантированного значения R_s .

Соотношение критериев максиминной полезности и минимаксного риска проиллюстрировано на рис. 1 для случая трех альтернативных вариантов АС и четырех внешних условий.

Отличительной особенностью принципа минимаксного сожаления является ориентация на лучший для данных условий результат при принятии решения, что указывает на большую долю оптимизма по сравнению с принципом максиминной полезности. Однако основным недостатком критерия минимаксного риска

является то, что при выборе рационального решения сравниваются только максимальные значения риска для каждого варианта, а значения риска при других внешних условиях уже никак не учитываются. Это может привести к не самому лучшему выбору АС. Такая возможная ситуация при принятии решений иллюстрируется на рис. 2, на котором приведены зависимости риска от внешних условий для двух альтернативных вариантов АС. Видно, что с позиции принципа минимаксного сожаления в качестве рационального должен быть выбран первый вариант. Однако также видно, что вариант № 2, уступающий первому варианту по величине максимального риска на незначительную величину Δr , обеспечивает при этом существенно меньшие риски при других внешних условиях. Поэтому если величина Δr укладывается в допустимые для исследователя границы, то с точки зрения среднего ожидаемого риска для всех возможных условий в качестве рационального может быть выбран вариант № 2.

Для сравнительной оценки альтернативных вариантов на множестве всех возможных условий в разработанной методике предлагается использовать критерий Байеса–Лапласа, в соответствии с которым в качестве рационального выбирается такой вариант, который обеспечивает максимальное значение взвешенного среднего выигрыша или минимальное значение взвешенного среднего риска:

$$x^{\text{rat}} = x_v | x_v \in X^{\text{alt}} \wedge \times \sum_{\mu=1}^{M_U} q_{\mu} r_{v\mu} = \min_{\eta} \sum_{\mu=1}^{M_U} q_{\mu} r_{\eta\mu}, \quad (9)$$

$$\sum_{\mu=1}^{M_U} q_{\mu} = 1,$$

где q_{μ} — субъективная вероятность реализации μ -го внешнего условия.

Поскольку реализация рассматриваемых в работе внешних условий имеет нестохастическую природу, то субъективные вероятности отражают лишь наличие некоторой априорной информации о

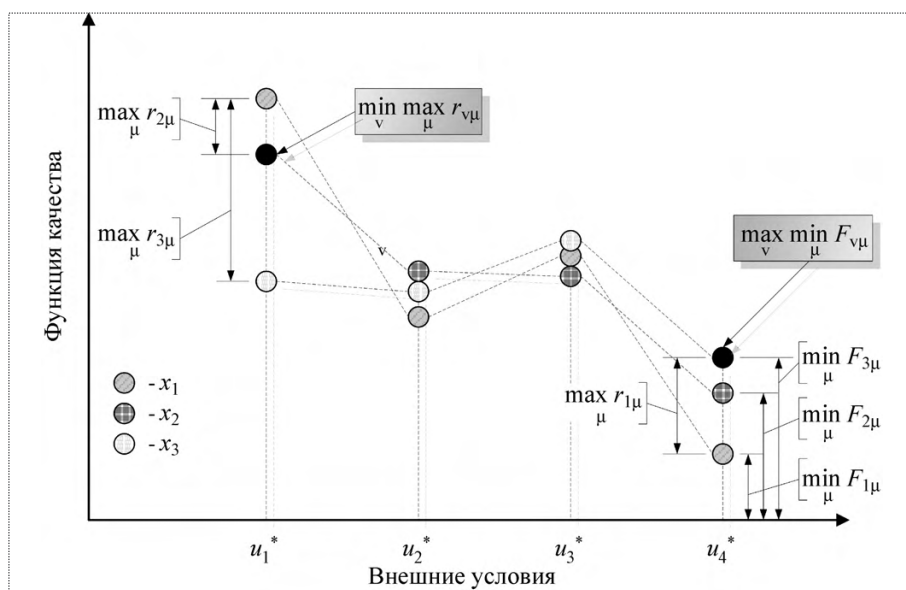


Рис. 1. Соотношение критериев максиминной полезности и минимаксного риска

большой возможности одних условий по сравнению с другими. Когда такая априорная информация отсутствует, то с использованием принципа недостаточного основания Лапласа равенство (9) преобразуется к следующему виду:

$$x^{\text{rat}} = x_v | x_v \in X^{\text{alt}} \wedge \frac{1}{M_U} \sum_{\mu=1}^{M_U} r_{v\mu} = \min_{\eta} \left[\frac{1}{M_U} \sum_{\mu=1}^{M_U} r_{\eta\mu} \right]. \quad (10)$$

Критерий Байеса–Лапласа, ориентированный на среднее значение риска, дает удовлетворительные результаты при многократной реализации полученного

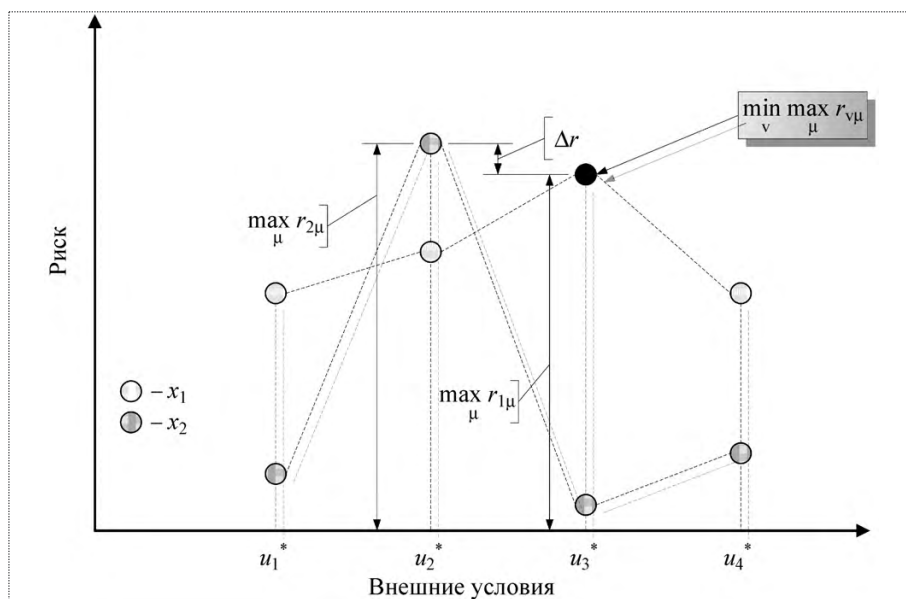


Рис. 2. Иллюстрация особенностей критерия минимаксного риска

рационального решения. Однако в данном случае речь идет об однократных процессах, связанных с созданием или применением исследуемого АК. В связи с этим рациональное в среднем решение может привести к неудовлетворительным результатам при однократной реализации тех или иных внешних условий.

Поэтому в разработанной методике принятие решения по выбору рационального варианта АС осуществляется с использованием составного критерия, представляющего собой комбинацию критерия Байеса–Лапласа с критерием Сэвиджа, впервые предложенную в работе [6]. Одновременное использование положительных качеств этих критериев с ослаблением негативных становится возможным при введении параметра допустимой границы риска Δr . Критерий минимаксного риска используется для определения области допустимых решений, удовлетворяющих условию

$$\max_{\mu} r_{v\mu} \leq R_S + \Delta r, \quad (11)$$

$$v = \overline{1, N_X}.$$

Критерий Байеса–Лапласа используется для определения наилучшего решения на множестве допустимых.

Таким образом, постановка задачи обоснования рационального варианта АС в условиях неопределенности формулируется следующим образом: определить такой рациональный вариант АС x^{rat} , который обеспечивает минимальное значение взвешенного среднего риска при условии нахождения максимального риска в допустимых границах.

В математическом виде постановка задачи записывается следующим образом:

$$x^{\text{rat}} = x_v \mid x_v \in X^{\text{ait}} \wedge \sum_{\mu=1}^{M_U} q_{\mu} r_{v\mu} = \min_{\eta} \sum_{\mu=1}^{M_U} q_{\mu} r_{\eta\mu}; \quad (12)$$

$$X^{\text{ait}} = \{x_{\eta} \mid x_{\eta} \in X^{\text{alt}} \wedge \max_{\mu} r_{\eta\mu} \leq R_S + \Delta r.$$

Получаемый с использованием данной постановки рациональный вариант АС учитывает возможность реализации всех внешних условий, при которых максимальный риск не выходит за допустимые из практических соображений границы.

Иллюстрация работоспособности предлагаемой методики была проведена на условном численном примере, отражающем особенности принятия решений в условиях неопределенности в ходе ВНИ АК.

Пусть АС конструктивно может состоять из модулей двух типов — основного, реализующего предназначение системы, и вспомогательных, осуществляющих адаптацию системы к конкретным внешним ус-

Таблица 1
Множество неопределенных внешних условий

Условия	Характеристики условий			
	a	b	c	d
u_1^*	4	2	4	0,12
u_2^*	2	6	7	0,15
u_3^*	3	8	4	0,15

ловиям. Максимальное число вспомогательных модулей в составе системы не может превышать двух. Каждый отдельно взятый модуль адаптирует систему только к одним условиям. Предположим, что функция качества АС описывается уравнением

$$F(x_1, x_{2\mu}, u_{\mu}^*) = k_y^{n_a} \frac{c_{\mu} a_{\mu}^3 e^{-d_{\mu} |x_{2\mu}|}}{(x_1 + x_{2\mu} - b_{\mu})^2 + a_{\mu}^2}, \quad (13)$$

где x_1 — характеристика основного модуля; $x_{2\mu}$ — характеристика вспомогательного модуля, предназначенного для адаптации АС в условиях u_{μ}^* ; $k_y = 0,9$ — коэффициент снижения качества АС при установке на нее вспомогательных модулей; n_a — число вспомогательных модулей, установленных на систему; $u_{\mu}^* = \{a_{\mu}, b_{\mu}, c_{\mu}, d_{\mu}\}$ — множество характеристик μ -го внешнего условия.

Множество неопределенных внешних условий и их характеристики приведены в табл. 1. Предполагается, что все неопределенные условия являются равновероятными.

Зависимости функции качества АС для различных условий при отсутствии вспомогательных модулей показаны на рис. 3. Возможности адаптации иллюстрируются на рис. 4, где показаны зависимо-

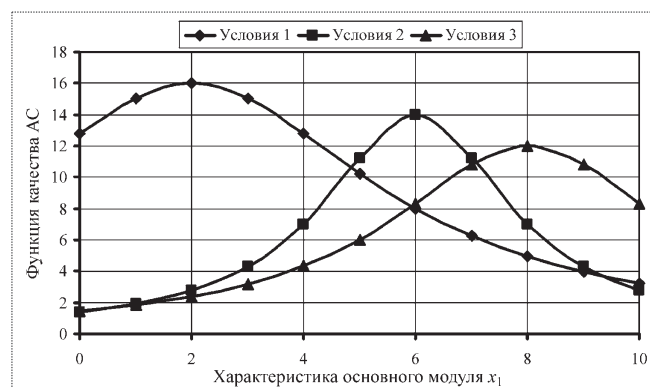


Рис. 3. Зависимость функции качества АС от характеристики основного модуля для различных условий при отсутствии вспомогательных модулей

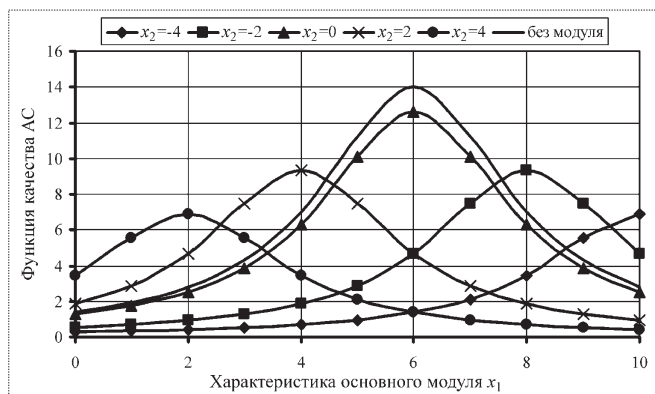


Рис. 4. Зависимость функции качества АС от характеристики основного модуля для условий u_2^* при различных характеристиках вспомогательного модуля

сти функции качества АС в условиях u_2^* для различных значений характеристики соответствующего вспомогательного модуля.

Множество альтернативных вариантов АС X^{alt} , рассматриваемых в примере, показано в табл. 2. Для каждого варианта системы приведены характеристика основного модуля x_1 , а также комплектация вспомогательными модулями для различных условий. Видно, что множество альтернативных вариантов АС включает в себя системы, не использующие вспомогательные модули, а также системы, использующие их различные комбинации.

В соответствии с разработанной методикой при сформированных таким образом исходных данных были проведены исследования по определению рационального варианта АС. Результаты данных исследований также приведены в табл. 2.

Вначале показана матрица адаптированных вариантов АС X^a , включающая характеристики каждого варианта для всех условий. Если в систему не включены вспомогательные модули, то показаны только характеристики основного модуля. При наличии вспомогательных модулей также показаны их условно-оптимальные характеристики, обеспечивающие максимальное значение функции качества АС в рассматриваемых условиях.

Далее в порядке, соответствующем основным шагам методики, показаны матрица выигрышей адаптированных вариантов АС F^a , значения риска адаптированных вариантов АС для всех внешних условий, максимальный и средний риски. Значения максимального и среднего рисков показаны также на рис. 5 и 6.

Анализ полученных результатов показывает, что минимальное значение максимального риска обеспечивает 11-й вариант АС, имеющий характеристику основного модуля 4 и использующий вспомогательные модули для условий u_2^* и u_3^* . Если в соответствии с постановкой задачи (12) определить величину параметра допустимой границы риска в 10 %, то в область допустимых решений помимо 11-го попадает 12-й вариант АС с характеристикой основного модуля 6 и одним вспомогательным модулем для условий u_1^* . Уступая по максимальному риску лишь приблизительно на 2 %, 12-й вариант будет иметь почти на 30 % меньший средний риск по сравнению с 11-м вариантом АС. В соответствии с постановкой задачи он и выбирается в качестве рационального решения.

Таким образом, разработана методика, применение которой в ходе исследований авиационных комплексов, а также других сложных технических систем, позволит определить рациональный вариант системы

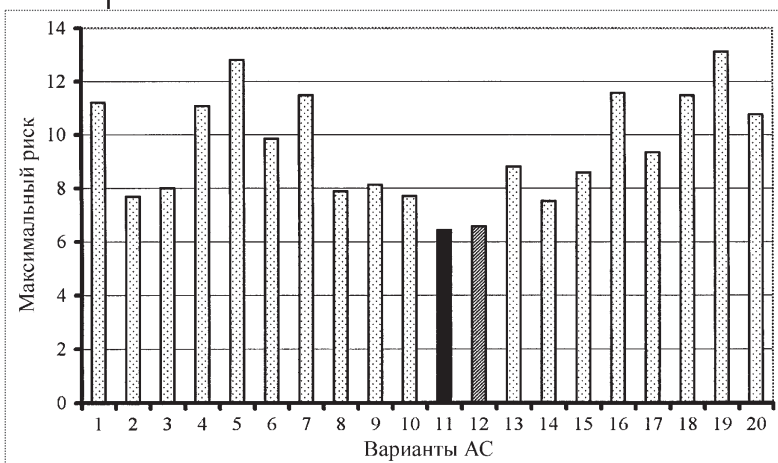


Рис. 5. Значения максимального риска для альтернативных вариантов АС

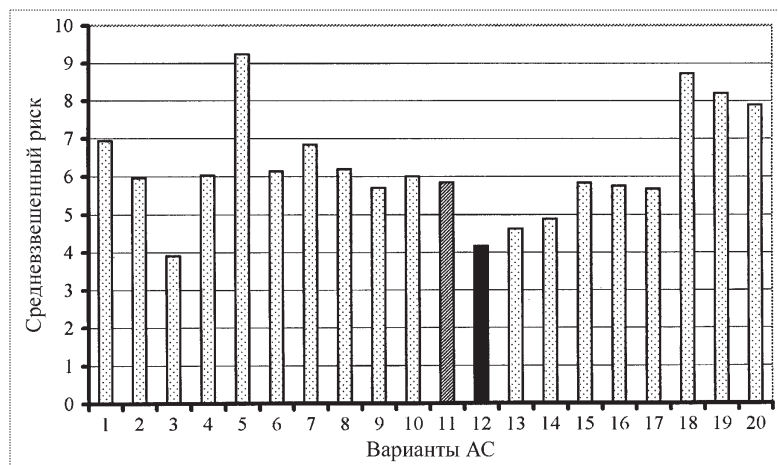


Рис. 6. Значения среднего риска для альтернативных вариантов АС

Таблица 2

Результаты основных шагов исследований по выбору рационального варианта АС

№	X^{alt}				X^a			F^a			Риск			Мак- си- маль- ный риск	Сред- ний риск
	x_1	Вспомогательные модули			Внешние условия			Внешние условия			Внешние условия				
		u_1^*	u_2^*	u_3^*	u_1^*	u_2^*	u_3^*	u_1^*	u_2^*	u_3^*	u_1^*	u_2^*	u_3^*		
1	2	—	—	—	2	2	2	16,00	2,80	2,40	0,00	11,20	9,60	11,20	6,93
2	4	—	—	—	4	4	4	12,80	7,00	4,32	3,20	7,00	7,68	7,68	5,96
3	6	—	—	—	6	6	6	8,00	14,00	8,31	8,00	0,00	3,69	8,00	3,90
4	8	—	—	—	8	8	8	4,92	7,00	12,00	11,08	7,00	0,00	11,08	6,03
5	10	—	—	—	10	10	10	3,20	2,80	8,31	12,80	11,20	3,69	12,80	9,23
6	2	—	+	—	2	{2, 3,8}	2	14,40	7,06	2,16	1,60	6,94	9,84	9,84	6,13
7	2	—	—	+	2	2	{2, 5,6}	14,40	2,52	4,58	1,60	11,48	7,42	11,48	6,83
8	2	—	+	+	2	{2, 3,8}	{2, 5,6}	12,96	6,35	4,12	3,04	7,65	7,88	7,88	6,19
9	4	—	+	—	4	{4, 1,8}	4	11,52	9,52	3,89	4,48	4,48	8,11	8,11	5,69
10	4	—	—	+	4	4	{4, 3,6}	11,52	6,30	6,18	4,48	7,70	5,82	7,70	6,00
11	4	—	+	+	4	{4, 1,8}	{4, 3,6}	10,37	8,57	5,57	5,63	5,43	6,43	6,43	5,83
12	6	+	—	—	{6, −3,2}	6	6	9,43	12,60	7,48	6,57	1,40	4,52	6,57	4,16
13	6	—	—	+	6	6	{6, 1,6}	7,20	12,60	8,35	8,80	1,40	3,65	8,80	4,62
14	6	+	—	+	{6, −3,2}	6	{6, 1,6}	8,49	11,34	7,51	7,51	2,66	4,49	7,51	4,89
15	8	+	—	—	{8, −5,2}	8	8	7,42	6,30	10,80	8,58	7,70	1,20	8,58	5,83
16	8	—	+	—	8	{8, −1,8}	8	4,43	9,52	10,80	11,57	4,48	1,20	11,57	5,75
17	8	+	+	—	{8, −5,2}	{8, −1,8}	8	6,68	8,57	9,72	9,32	5,43	2,28	9,32	5,68
18	10	+	—	—	{10, −7,2}	10	10	5,84	2,52	7,48	10,16	11,48	4,52	11,48	8,72
19	10	—	+	—	10	{10, −3,8}	10	2,88	7,06	7,48	13,12	6,94	4,52	13,12	8,20
20	10	+	+	—	{10, −7,2}	{10, −3,8}	10	5,25	6,35	6,73	10,75	7,65	5,27	10,75	7,89
Максимальный выигрыш								16,00	14,00	12,00	Минимаксный риск			6,43	
											Допустимый риск			7,07	

в условиях неопределенности с учетом возможности ее частичной компенсации.

Абстрактная модель принятия решений

1. Теория прогнозирования и принятия решений: учеб. пособие / под ред. С.А. Саркисяна. М.: Высшая школа, 1977. 350 с.
2. Платунов В.С. Методология системных военно-научных исследований авиационных комплексов. М.: Дельта, 2005. 344 с.
3. Ильичев А.В., Грушанский В.А. Эффективность адаптивных систем. М.: Машиностроение, 1987. 232 с.

4. Ильичев А.В., Грушанский В.А. Эффективность проектируемой техники: Основы анализа. М.: Машиностроение, 1991. 336 с.
5. Исследование операций: В 2-х т. Пер. с англ. / под ред. Дж. Моудера, С. Элмаграби. М.: Мир, 1981. Т.1. 712 с.
6. Мушик Э., Мюллер П. Методы принятия технических решений: Пер. с нем. М.: Мир, 1990. 208 с.
7. Жуковский В.И., Жуковская Л.В. Риск в многокритериальных и конфликтных системах при неопределенности / под ред. В.С. Мошолова. М.: Едиториал УРСС, 2004. 272 с.

Использование 3d-моделирования для расчета вероятности тиристорного эффекта в РЭА КА "Спектр-Р" и "Спектр-УФ"

Н.М. Хамидуллина



ХАМИДУЛЛИНА
Наталья Мугалимовна —
начальник отдела ФГУП
"НПО им. С.А. Лавочки-
на", кандидат физ.-мат.
наук

В статье представлены результаты расчета локальных значений частоты и вероятности одиночных отказов (а именно, тиристорного эффекта), создаваемых потоками заряженных частиц различных радиационных полей (РПЗ, СКЛ и ГКЛ) в радиоэлектронной аппаратуре орбитальных КА "Спектр-Р" и "Спектр-УФ". Расчет производился с использованием трехмерных компьютерных моделей КА и разработанного комплекса программ "LocalDose&SEE".

Ключевые слова: одиночные отказы; тиристорный эффект; интегральные микросхемы; радиационные условия; 3d-модель КА.

N.M. Khamidullina. Using Of 3d-simulation For Calculation Of Probability Of Thyristor Effect In Radio-Electronic Systems Of "Spectr-R" And "Spectr-UF" SC

The paper presents the results of calculation of the local rates and probability of single event latch-ups (thyristor effect) created by charged particles fluxes of different radiation fields (ERB, SEP and GCR) in radio-electronic equipment of "Spectr-R" and "Spectr-UF" orbital SC. Calculation was performed using 3-d computer SC models and developed program complex "LocalDose&SEE".

Key words: single event latch-ups; thyristor effect; chips; radiation conditions; 3-d SC model.

В связи с существенным увеличением степени интеграции используемых в бортовой радиоэлектронной аппаратуре (РЭА) микросхем и уменьшением их чувствительных объемов до субмикронного уровня в последние 30 лет все более активно исследуются случайные одиночные эффекты (сбои и отказы), вызванные воздействием отдельных высокоэнергетических заряженных частиц: протонов радиационных поясов Земли (РПЗ), протонов и тяжелых заряженных частиц (ТЗЧ) солнечных и галактических космических лучей (СКЛ и ГКЛ соответственно).

В чувствительных областях больших и сверхбольших интегральных микросхем (БИС и СБИС) быстрые ионы и ядра создают достаточное количество неравновесных носителей заряда, которые могут инвертировать состояние ячейки памяти, несущей один бит информации. Большинство измененных кодов в ячейках памяти восстанавливается программным способом, и поэтому такие изменения относятся к классу обратимых одиночных эффектов — одиночных сбоев.

Значительно реже воздействие высокоэнергетических частиц приводит к необратимым эффектам — "прожигу" мощных полевых транзисторов или потере функционирования СБИС, которая может иметь различные причины: эффект "зашелки" в СБИС, или тиристорный эффект; появление паразитных связей; пробой ("прокол") подзатворных диэлектрических слоев и др. [1]. В этом случае говорят об одиночных (катастрофических) отказах в СБИС бортовой аппаратуры.

Общий подход, описанный в данной статье, применим к расчету локальных значений параметров любых видов одиночных отказов в РЭА КА. Однако конкретные рас-

четы производятся применительно к одному наиболее важному и вероятному виду отказов — тиристорному эффекту (single event latch-up, SEL), который выражается в резком увеличении тока потребления по цепи питания и потере работоспособности, в основном, КМОП СБИС. Указанный эффект в ряде случаев является обратимым при быстром и кратковременном отключении питания, в противном случае может "выгореть" микросхема или источник питания.

Принципиальный подход к исследованию одиночных эффектов в РЭА орбитальных КА описан в [2] на примере КА "Спектр-Р". В этой работе проведен расчет частоты и количества только одиночных сбоев для одного типа СБИС, причем для защиты различной толщины сферической формы.

Однако для обеспечения надежной работы в космосе бортовых систем чрезвычайно важно еще на стадии проектирования КА корректно рассчитать локальные значения частоты (вероятности) одиночных случайных отказов в различных СБИС конкретных бортовых систем с учетом их расположения и компоновки КА. Для решения этой задачи используется разработанный комплекс программ "LocalDose&SEE" [3], подробно описанный в [4]. В статье [5] представлены результаты расчетов локальных значений параметров одиночных сбоев. В настоящей статье описан метод расчета частоты и вероятности одиночных отказов (в частности, тиристорного эффекта) с помощью созданных компьютерных трехмерных моделей (3d-моделей) астрофизических обсерваторий на орбите Земли, а именно КА "Спектр-Р" (содержит радиотелескоп) и "Спектр-УФ" (с ультрафиолетовым телескопом). Оба космических аппарата имеют практически одинаковые базовые модули "Навигатор" (в которых расположено большинство служебных бортовых систем, в том числе рассмотренных в данной статье) и отличаются в основном конструкцией и типом телескопа.

Полет КА "Спектр-Р" будет проходить не менее трех лет по вытянутой эллиптической эволюционирующей орбите со следующими начальными параметрами: высота апогея — 330 000 км; высота перигея — 500 км; наклонение — 51,6°; аргумент перигея — 290°; период T — 8 сут.

В период полета высота перигея будет изменяться от 500 до 50 000 км (при этом высота апогея будет изменяться в диапазоне 250 000...360 000 км). Таким образом, КА на различных витках орбиты будет проходить области с различными потоками протонов РПЗ (для анализа одиночных эффектов в РЭА интерес представляют протоны с энергиями ≥ 20 МэВ). Подробный анализ орбиты был произведен в [2], и было

показано, что "наихудшим" с точки зрения возникновения одиночных эффектов в типичной СБИС является 87-й виток орбиты (высота апогея ~ 363 000 км; высота перигея ~ 4800 км; наклонение — 11,1°; аргумент перигея — 4,3°), для которого и проводится расчет, представленный в настоящей статье.

Орбитой КА "Спектр-УФ" является геосинхронная орбита высотой 35 860 км с наклонением 51,4°, период — 24 ч, длительность полета — 5 лет.

Методика расчета

Работоспособность СБИС, в которой возникают случайные одиночные отказы, характеризуется частотой отказов ν

$$\nu = dN(t)/dt, \quad (1)$$

где $dN(t)$ — количество одиночных отказов, которые происходят за время $t \dots t + dt$.

Расчет локальной частоты одиночных эффектов $\nu(X, Y, Z)$ в точке с координатами (X, Y, Z) в системе координат КА ведется в программе "LocalDose&SEE" методом секторирования по формуле

$$\nu(X, Y, Z) = \frac{1}{4\pi} \sum_i^N \Delta\Omega_i \nu(x_i), \quad (2)$$

где суммирование производится по всем N направлениям (число точек на сфере интегрирования, окружающей выбранную точку на КА); $\Delta\Omega_i$ — телесный угол в i -м направлении; x_i — толщина защиты (г/см²), формируемая всеми элементами конструкции КА в i -м направлении; $\nu(x_i)$ — частота одиночных отказов от потоков частиц, прошедших за защитный сферический экран толщиной x_i .

Для каждого i -го шага суммирования расчет значения $\nu(x_i)$ ведется по формуле, основанной на модели одиночных эффектов НИИЯФ МГУ [6, 7] и учитывающей вклад в отказы как протонов (ядерный механизм одиночных эффектов, описываемый первым интегралом в правой части), так и ТЗЧ (прямой механизм одиночных эффектов — второй интеграл в правой части):

$$\begin{aligned} \nu(x_i) = & \int_{E_0} F_p(E, x_i) \sigma_p(E) dE + \\ & + \int_{L_0} F(L, x_i) \sigma(L, \cos\theta_i) \cos\theta_i dL, \end{aligned} \quad (3)$$

где E — энергия протонов, МэВ; L — линейная передача энергии (ЛПЭ) от тяжелых заряженных частиц,

МэВ/(г/см²); $F_p(E, x_i)$ и $F(L, x_i)$ – дифференциальный энергетический спектр плотности потока протонов (част./см²/с/МэВ) и спектр линейной передачи энергии (ЛПЭ-спектр) ТЗЧ (част./см²/с/[МэВ/(г/см²)]) соответственно в центре сферического защитного экрана толщиной x_i ; $\sigma_p(E)$ – сечение (см²) ядерного механизма возникновения одиночного отказа, обусловленного протонами; $\sigma(L, \cos\theta_i)$ – сечение (см²) прямого механизма возникновения одиночного отказа от ТЗЧ, зависящее в общем случае от направления падения ТЗЧ на поверхность СБИС; θ_i – угол между i -м направлением суммирования и поверхностью СБИС (этот фактор становится существенным для интегральных микросхем, чувствительный объем которых описывается плоским слоем); L_0 – пороговое значение ЛПЭ, являющееся характеристикой чувствительности СБИС к одиночному отказу; E_0 – пороговая энергия возникновения одиночного отказа от протонов.

В модели [6, 7] сечения одиночных сбоев и отказов $\sigma(L, \cos\theta)$ при воздействии ТЗЧ и $\sigma_p(E)$ при воздействии протонов задаются в виде функциональных полупэмпирических зависимостей [8]. В настоящей работе рассматривается тиристорный эффект в СБИС, чувствительный объем которых моделируется параллелепипедом или кубом (как правило, это ИМС с высокой степенью интеграции, в частности динамические ОЗУ), при этом формулы для сечений имеют вид [8]

$$\begin{aligned}\sigma(L) &= \sigma_0 \exp\left(-\frac{10L_0}{L}\right); \\ \sigma_p &= \sigma_0 \exp\left(-a - \frac{b}{E^{1,7}}\right),\end{aligned}\quad (4)$$

где $A = \sigma_0$; $a = \exp(3,4 + 0,14L_0^{0,5})$; $b = (10,4 + 8,7L_0^{0,5})^2$.

Значения параметров чувствительности к одиночным отказам (сечение отказа и порог ЛПЭ) в данной микросхеме определяются по результатам испытаний на наземных ускорительных установках. Пороговое значение ЛПЭ одиночных отказов (как правило, $L_0 \geq 25$ МэВ/(мг/см²)) выше, чем значения порога сбоев, а сечение тиристорного эффекта в современных БИС ОЗУ на три-пять порядков меньше сечения сбоев. Согласно современным базам данных, максимальное сечение отказов σ_0 изменяется в пределах от 10^{-9} до 10^{-13} см²/бит.

Учитывая тот факт, что частота одиночных отказов является очень

малой величиной, вместо понятия "количество одиночных отказов" (в отличие от сбоев) используют понятие "вероятность одиночных отказов", которая, как и в теории надежности, определяется на основе пуассоновского закона распределения по формуле

$$P(t) = 1 - \exp(-vt) \cong vt = N, \quad (5)$$

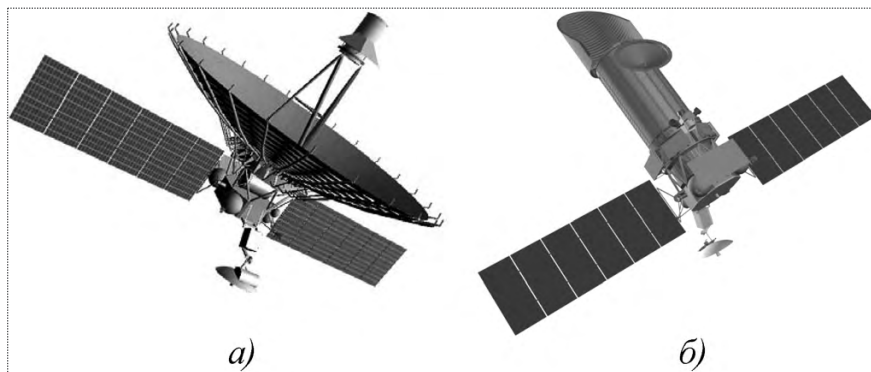
где v – частота одиночных отказов СБИС; t – время действия потока частиц.

Входные данные

Основными входными данными, необходимыми для расчета частоты отказов с помощью комплекса программ "LocalDose&SEE", являются:

1. Трехмерные модели КА "Спектр-Р" и "Спектр-УФ" в формате "3D Studio Max" (приведены на рисунке) с описанием в соответствующих таблицах физических свойств материалов, из которых изготовлены компоненты КА, и определением мест на КА, в которых расположены исследуемые СБИС с заданными параметрами чувствительности к отказам [4].

2. Исходная таблица в формате Excel, содержащая параметры радиационных условий на трассе полета КА, а именно дифференциальные энергетические спектры плотности потоков протонов от всех видов радиационных полей (РПЗ, СКЛ и ГКЛ), а также спектры линейной передачи энергии плотности потоков ионов СКЛ и ядер ГКЛ в зависимости от толщины сферической защиты (г/см²). Расчет указанных радиационных характеристик производится с использованием модели AP8 для протонов РПЗ [9], вероятностной модели СКЛ (ГОСТ Р 25645.165–2001), динамической модели ГКЛ (ГОСТ 25645.150–90) и базирующегося на них программного обеспечения НИИЯФ МГУ [10] с учетом даты старта КА, баллистических параметров траектории КА, длительности полета и уровня солнечной активности в период полета.



Трехмерные модели КА "Спектр-Р" (а) и "Спектр-УФ" (б)

В работе [5] приведены результаты расчетов указанных исходных радиационных характеристик, необходимых для определения частоты случайных одиночных эффектов.

Следует отметить, что на геосинхронной орбите КА "Спектр-УФ" высокоэнергетические протоны РПЗ от-

сутствуют и, соответственно, отсутствуют связанные с их воздействием катастрофические отказы.

Результаты расчета частоты и вероятности одиночных отказов в РЭА КА "Спектр-Р" и "Спектр-УФ"

Ниже приводятся результаты расчетов локальных значений частоты и вероятности одиночных

Таблица 1

Частота и вероятность (за виток) тиристорного эффекта в РЭА КА "Спектр-Р" и "Спектр-УФ"

Место располо- жения СБИС	Протоны РПЗ		СКЛ				ГКЛ			
	Частота, 1/(с·бит)	Вероят- ность за виток, 1/чип	Частота, 1/(с·бит)		Суммар- ная час- тота, 1/(с·бит)	Вероят- ность за вспышку (12 ч), 1/чип	Частота, 1/(с·бит)		Суммар- ная час- тота, 1/(с·бит)	Вероят- ность за виток, 1/чип
			Протоны	Ионы			Протоны	Ядра		
КА "Спектр-Р"										
Внутри блока управле- ния БУ-7	1,58·10 ⁻²⁴	2,84·10 ⁻¹⁵	4,69·10 ⁻²⁵	4,84·10 ⁻²⁰	4,84·10 ⁻²⁰	2,09·10 ⁻⁰⁹	2,28·10 ⁻²⁷	9,26·10 ⁻²¹	9,26·10 ⁻²¹	6,40·10 ⁻⁰⁹
Место располо- жения БУ-7	2,42·10 ⁻²⁴	4,36·10 ⁻¹⁵	7,66·10 ⁻²⁵	2,36·10 ⁻¹⁷	2,36·10 ⁻¹⁷	1,63·10 ⁻⁰⁵	2,23·10 ⁻²⁷	2,41·10 ⁻²⁰	2,41·10 ⁻²⁰	1,67·10 ⁻⁰⁸
Внутри блока управле- ния БУ-4	1,58·10 ⁻²⁴	2,84·10 ⁻¹⁵	4,69·10 ⁻²⁵	4,84·10 ⁻²⁰	4,84·10 ⁻²⁰	2,09·10 ⁻⁰⁹	2,28·10 ⁻²⁷	9,26·10 ⁻²¹	9,26·10 ⁻²¹	6,40·10 ⁻⁰⁹
Место располо- жения БУ-4	2,61·10 ⁻²⁴	4,70·10 ⁻¹⁵	8,61·10 ⁻²⁵	5,47·10 ⁻¹³	5,47·10 ⁻¹³	2,36·10 ⁻⁰²	2,20·10 ⁻²⁷	1,55·10 ⁻¹⁹	1,55·10 ⁻¹⁹	1,07·10 ⁻⁰⁷
Внутри ТМС-Б	1,59·10 ⁻²⁴	2,86·10 ⁻¹⁵	4,74·10 ⁻²⁵	6,99·10 ⁻²⁰	6,99·10 ⁻²⁰	3,02·10 ⁻⁰⁹	2,28·10 ⁻²⁷	9,48·10 ⁻²¹	9,48·10 ⁻²¹	6,55·10 ⁻⁰⁹
Место располо- жения ТМС-Б	2,29·10 ⁻²⁴	4,12·10 ⁻¹⁵	7,20·10 ⁻²⁵	1,60·10 ⁻¹⁷	1,60·10 ⁻¹⁷	6,91·10 ⁻⁰⁷	2,24·10 ⁻²⁷	2,17·10 ⁻²⁰	2,17·10 ⁻²⁰	1,50·10 ⁻⁰⁸
КА "Спектр-УФ"										
Внутри блока управле- ния БУ-7	—	—	6,23·10 ⁻²⁵	6,80·10 ⁻²⁰	6,80·10 ⁻²⁰	2,94·10 ⁻⁰⁹	2,35·10 ⁻²⁷	9,11·10 ⁻²¹	9,11·10 ⁻²¹	7,87·10 ⁻¹⁰
Место располо- жения БУ-7	—	—	9,62·10 ⁻²⁵	1,85·10 ⁻¹⁷	1,85·10 ⁻¹⁷	7,99·10 ⁻⁰⁷	2,30·10 ⁻²⁷	2,22·10 ⁻²⁰	2,22·10 ⁻²⁰	1,92·10 ⁻⁰⁹
Внутри БУ-4	—	—	6,23·10 ⁻²⁵	6,80·10 ⁻²⁰	6,80·10 ⁻²⁰	2,94·10 ⁻⁰⁹	2,35·10 ⁻²⁷	9,11·10 ⁻²¹	9,11·10 ⁻²¹	7,87·10 ⁻¹⁰
Место располо- жения БУ-4	—	—	1,12·10 ⁻²⁴	5,56·10 ⁻¹³	5,56·10 ⁻¹³	2,40·10 ⁻⁰²	2,27·10 ⁻²⁷	3,03·10 ⁻¹⁹	3,03·10 ⁻¹⁹	2,62·10 ⁻⁰⁸
Внутри ТМС-Б	—	—	6,27·10 ⁻²⁵	8,71·10 ⁻²⁰	8,71·10 ⁻²⁰	3,76·10 ⁻⁰⁹	2,35·10 ⁻²⁷	9,26·10 ⁻²¹	9,26·10 ⁻²¹	8,00·10 ⁻¹⁰
Место располо- жения ТМС-Б	—	—	9,63·10 ⁻²⁵	1,95·10 ⁻¹⁷	1,95·10 ⁻¹⁷	8,42·10 ⁻⁰⁷	2,30·10 ⁻²⁷	2,23·10 ⁻²⁰	2,23·10 ⁻²⁰	1,93·10 ⁻⁰⁹

Таблица 2

Вероятность одиночных отказов в бортовой аппаратуре за период полета КА "Спектр-Р" и "Спектр-УФ"

РЭА	КА "Спектр-Р"			КА "Спектр-УФ"		
	РПЗ (за 3 года полета)	ГКЛ (за 3 года полета)	СКЛ (за вспыш- ку)	РПЗ (за 5 лет полета)	ГКЛ (за 5 лет полета)	СКЛ (за вспыш- ку)
БУ-7	$3,89 \cdot 10^{-13}$	$8,76 \cdot 10^{-07}$	$2,09 \cdot 10^{-09}$	—	$1,44 \cdot 10^{-06}$	$2,94 \cdot 10^{-09}$
БУ-4	$3,89 \cdot 10^{-13}$	$8,76 \cdot 10^{-07}$	$2,09 \cdot 10^{-09}$	—	$1,44 \cdot 10^{-06}$	$2,94 \cdot 10^{-09}$
ТМС-Б	$3,92 \cdot 10^{-13}$	$8,97 \cdot 10^{-07}$	$3,02 \cdot 10^{-09}$	—	$1,46 \cdot 10^{-06}$	$3,76 \cdot 10^{-09}$

отказов (а именно, тиристорного эффекта), которые могут возникать в СБИС, расположенных в некоторых блоках РЭА КА "Спектр-Р" и "Спектр-УФ" (табл. 1). При расчете принимаются следующие параметры, характеризующие чувствительность СБИС к тиристорному эффекту: $\sigma_0 = 10^{-9} \text{ см}^2/\text{бит}$;

$L_0 = 25 \text{ МэВ}/(\text{мг}/\text{см}^2)$. Таким образом, рассматриваются микросхемы, имеющие низкую отказоустойчивость. Кроме того, делаются следующие предположения:

1. Объем памяти СБИС (1 чип) равен 1 Мбит = 10^6 бит (следует заметить, что значения частоты и количества ОС прямо пропорциональны объему памяти СБИС, поэтому эти величины легко пересчитываются для аналогичных по уровню отказоустойчивости СБИС с другим объемом памяти).

2. Время воздействия потоков частиц различных радиационных полей на одном витке орбиты космических аппаратов [2]:

"Спектр-Р": $t_{\text{РПЗ}} = 0,5 \text{ ч}$; $t_{\text{СКЛ}} = 12 \text{ ч}$; $t_{\text{ГКЛ}} = T = 8 \text{ сут}$;

"Спектр-УФ": $t_{\text{СКЛ}} = 12 \text{ ч}$; $t_{\text{ГКЛ}} = T = 24 \text{ ч}$.

Для сравнения результатов расчетов были выбраны три бортовых прибора с характерным расположением:

а) два блока системы управления, имеющие одинаковые габаритно-массовые характеристики, но расположенные различным образом, а именно внутри негерметичного приборного модуля (БУ-7) и на его внешней стороне в открытом космосе в телесном угле 2π (БУ-4);

б) блок телеметрической системы (ТМС-Б), содержащий ОЗУ, расположенный рядом с БУ-7, но отличающийся от него габаритно-массовыми характеристиками.

Приборы в 3d-модели представлены как цельные блоки со средней плотностью, определяемой делением массы на объем; предполагается, что СБИС расположена в геометрическом центре прибора.

Результаты расчета вероятности тиристорного эффекта за время полета (от РПЗ и ГКЛ) и за период солнечной вспышки (от СКЛ) для КА "Спектр-Р" и "Спектр-УФ" содержатся в табл. 2. Видно, что в период "спокойного" Солнца (в отсутствие "больших" солнечных событий) вероятность тиристорного эффекта в бортовой аппаратуре за 3 года полета КА "Спектр-Р"

может достигать 10^{-6} , а за 5 лет полета КА "Спектр-УФ" $\sim 2 \cdot 10^{-6}$. Это приводит к следующей оценке вероятности безотказной работы (ВБР) РЭА по отношению к тиристорному эффекту: $P = 0,999998...0,999999$, что гораздо выше, чем задаваемая ВБР КА. Расположение приборов, имеющих одинаковые габаритно-массовые характеристики, не сказывается на значениях частоты и вероятности тиристорного эффекта. Таким образом, можно с хорошей точностью рассчитывать частоту и вероятность одиночных отказов в СБИС, используя их зависимость от толщины сферической защиты, которая соответствует толщине стенок и содержимого вокруг СБИС в приборе; такие расчеты, в частности, позволяют осуществлять программный пакет [10].

Во время "большого" солнечного события вероятность тиристорного эффекта в реальной защищенной РЭА достигает значения $2 \cdot 10^{-9}$, что приводит к ВБР $\sim 0,999999998$. Однако для приборов, имеющих тонкие стенки и расположенных в открытом космосе, солнечные вспышки могут представлять особую опасность (см. значения для СБИС в местах расположения БУ-7 и БУ-4 в табл. 1): ВБР по отношению к тиристорному эффекту может уменьшаться до $0,97...0,98$, что является недопустимым и требует принятия дополнительных мер по защите прибора.

Следует заметить, что расчеты проводились для СБИС как внутри приборов, так и в местах их расположения (см. табл. 1). Конечно, значения характеристик отказов в местах расположения того или иного прибора носят умозрительный характер: они показывают частоту и вероятность одиночных отказов, которые могут возникнуть в СБИС, незащищенной конструкцией прибора. Практический смысл имеют только оценки, полученные в локациях, расположенных внутри соответствующих бортовых устройств, однако для сравнения и оценки роли защитных свойств корпусов и содержимого приборов эти результаты представляют определенный интерес. Как и следовало ожидать, толщина защиты практически не влияет на частоту отказов, обусловленных заряженными части-

цами РПЗ. Вклад от ГКЛ при увеличении толщины защиты возрастает из-за увеличения потока вторичных частиц, возникающих в результате ядерных реакций первичного излучения с материалом защиты. Однако увеличение толщины защиты для предотвращения тиристорного эффекта от СКЛ становится более эффективным.

Таким образом, на примере двух орбитальных КА с типичным расположением бортовой аппаратуры, содержащей СБИС ОЗУ, показано, что даже для СБИС с низкой отказоустойчивостью ВБР по отношению к одиночным отказам (в частности, к тиристорному эффекту) гораздо больше ВБР КА, причем даже в период "большого" солнечного события. Однако при расположении тонкостенной РЭА в открытом космосе во время солнечной вспышки резко возрастает вероятность одиночных отказов. Таким образом, ВБР может существенно уменьшиться — до 0,97.

Абстракт

1. **Модель** космоса. Т. 2. Воздействие космической среды на материалы и оборудование космических аппаратов // под ред. профессора Л.С. Новикова. М.: КДУ.

2. **Хамидуллина Н.М., Кузнецов Н.В.** Исследование одиночных сбоев в бортовой радиоэлектронной аппаратуре КА "Спектр-Р" // Полет. 2009. № 3.

3. **Хамидуллина Н.М., Зефирив И.В.** "LocalDose&SEE" // Свидетельство о государственной регистрации программ для ЭВМ. № 2008613789 от 08.08.2008 г.

4. **Хамидуллина Н.М.** Расчет радиационных характеристик бортовой аппаратуры с использованием трехмерной модели КА // Полет. 2008. № 10.

5. **Хамидуллина Н.М.** Расчет локальных одиночных сбоев в РЭА орбитальных обсерваторий на основе 3d-моделирования // Полет. 2009. № 7.

6. **Новые** наукоемкие технологии в технике: Энциклопедия. Т. 16. Воздействие космической среды на материалы и оборудование космических аппаратов / под ред. Л.С. Новикова, М.И. Панасюка. М.: Энцитех, 2000.

7. **Кузнецов Н.В.** Частота одиночных случайных эффектов в электронике на борту космических аппаратов // Космические исследования. Т. 43. 2005. № 6.

8. **Двухпараметрическая** аппроксимация экспериментальных зависимостей сечения сбоев микросхем ОЗУ от ЛПЭ тяжелых ионов / Н.В. Кузнецов [и др.] // Научно-технический сборник "Стойкость-2000", М.: СПЭЛС. Вып. 3. 2000.

9. **Bilitza D.** Models of trapped particle fluxes AE8 (electrons) and AP8 (protons) in inner and outer radiation belts // National Space Science Data Center, PT-11B, 1996.

10. **Кузнецов Н.В., Петров А.Н., Панасюк М.И.** Интерактивный комплекс программ "COSRAD" // Научно-технический сборник "Стойкость-2007", М.: СПЭЛС. Вып. 10. 2007.



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, Стромьинский 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 07.07.09. Подписано в печать 04.09.09. Формат 60×88/8. Усл. печ. л. 7,35. Уч.-изд. л. 8,06. Зак. 736. 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