



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

Ī.S. RODZEVICH

Editorial

Committee

A.M. MATVEYENKO,
Chairman
O.M. ALIFANOV
N.A. ANFIMOV
V.I. BARKOVSKY
I.V. BARMIN
V.E. BARSUK
V.F. 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. LYSENKO
V.A. MENSHIKOV
T.A. MUSABAYEV
V.E. NESTEROV
K.M. PICHKHADZE
S.S. POZDNYAKOV
V.A. POLETAYEV
P.R. POPOVICH
V.A. POPOVKIN
Yu.A. RYZHOV
G.G. SAYDOV
V.G. SVETLOV
A.N. SERYOZNOV
M.Yu. SMUROV
V.P. SOKOLOV
A.V. SOLLOGUB
V.A. SOLOVEV
A.I. TATUEV
B.E. TCHERTOK
V.V. SHALAY
V.A. SHATALOV
I.S. SHEVCHUK

CONTENTS

Lopota V.A. Manned Space Exploration In Russia:

New Approach 3

Dolzhenkov N.N., Falkov E.Ya., Yankevich Yu.I. UAVs

To Enter Civilian Airspace 10

Aleksandrov A.P., Pavlov V.N., Ulyanov V.S. In-Flight

Upgrade Of Russian ISS Segment's Cargo Boom 15

**Morozov V.I., Ponomarev A.T., Gerasimato F.G., Andro-
senkov V.A.** Simulation Of An Axially-Symmetric Parachute

Stress-Strain State At Opening 25

Volodin V.V., Yeger V.S. Long-Range Interceptor-Fighter:

Historical Spotlight And Future Outlooks 32

Khamidullina N.M. Ćalculation Of Single Event Upsets

In Radio-electronic Systems Of Orbiting Observatories

On The Base Of 3d-simulation 39

Lyovochkin S.S. Ways To Increase Agility Of Modern
Intermediate-Range Surface-to-Air Missiles 47

Chernyaev A.V. Use Of Genetic Algorithms To Ensure
Effective Design Of Aircraft Elements From Composite

Materials 50

Orlov V.V. The Technique Of Design Of Outlook Parameters,
Specification And Park Of Shipboard Aviation Complexes 56

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

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

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

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

Representatives of the journal:

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

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

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

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

E-mail address: polet@mashin.ru

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

УДК 629.7

ПИЛОТИРУЕМАЯ КОСМОНАВТИКА РОССИИ: НОВЫЙ ВЗГЛЯД НА ПЕРСПЕКТИВЫ

В.А. Лопота

В статье рассмотрены вопросы формирования и развития программ пилотируемой космонавтики России в первой половине XXI в. на основе масштабного исследования и освоения околоземного космического пространства с последующим продвижением человека на Марс и Луну. Показано, что грандиозность программ подразумевает широкое сотрудничество российских и зарубежных предприятий и организаций, в том числе по использованию передовых научных разработок, технических решений и технологий.

Ключевые слова: программа пилотируемой космонавтики; Международная космическая станция (МКС); перспективная транспортная космическая система; пилотируемый космический корабль нового поколения; межпланетная инфраструктура.

V.A. Lopota. Manned Space Exploration In Russia: New Approach

The article elaborates on the development of manned space exploration programs in Russia in the first half of the 21st Century on the basis of large-scale research in the near-Earth space with subsequent efforts to reach the Moon and Mars. The scale of the programs dictates the need for an intensive cooperation of Russia's companies and research organizations with foreign partners as far as the joint use of hi-end technologies and solutions is concerned.

Key words: manned space flight programs; international space station; future space vehicles; new generation spacecraft; interplanetary infrastructure.

На современном этапе развития ракетно-космической техники (РКТ) коренным образом изменились требования к срокам и принципам ее создания. Уходят в прошлое избыточные и дорогие конструкции, длительные периоды разработок. Если раньше минимальный срок создания ракетно-космических и космических комплексов составлял 7–10 лет, то в настоящее время в мире наметились тенденции его существенного сокращения (в 2–3 раза).

Главные принципы создания РКТ, которыми руководствуются в РКК "Энергия" с момента основания предприятия С.П. Королёвым, — простота конструкторских решений, легкость конструкций, высокая надежность, сравнительно небольшая стоимость разработки и производства, высокая функциональная эффективность и, конечно, стремление уложиться в минимально возможные сроки проведения работ. Реализация этих принципов в новых разработках позволит решить стоящую перед отечественной космонавтикой задачу — обеспечение национальной безопасности и технологической независимости России.

В настоящее время космическая деятельность стремительно развивается во многих странах. Особенно показательна в этом плане космическая политика Соединенных Штатов Америки, руководство которых проводит политическую линию на расширение присутствия национальных космических средств в околоземном космическом пространстве. Серьезность этих намерений подтверждается космическим



ЛОПОТА
Виталий Александрович —
президент, генеральный
конструктор
РКК "Энергия"
им. С.П. Королёва,
член-корреспондент РАН

бюджетом НАСА, который в части гражданской тематики в 2008 г. почти в два раз превышает сумму космических бюджетов России, Китая, Индии, стран Европы и других государств мира. В сложившейся ситуации для России крайне важно правильно определить приоритеты космической деятельности, выделить необходимые средства и ресурсы и рационально распорядиться ими.

Следует отметить, что пилотируемая космическая программа России сегодня, пожалуй, — единственная программа, которая позволяет нашей стране сохранять лидирующие позиции в мировой космонавтике.

Мировой космический рынок определил две проблемы, связанные с продвижением РКТ. Первая — увеличение удельной мощности ракетных двигателей, вторая — облегчение конструкций и изделий. И здесь российским предприятиям и организациям необходимо объединиться, использовать в новых разработках все достижения, по которым нами еще удерживаются передовые позиции, сделать правильные выводы и последовательные шаги, чтобы через пять-десять лет не оказаться на задворках этой высокотехнологичной зоны, которая сегодня стремительно развивается.

Такие опасения неслучайны. В настоящее время мировой рынок космических услуг, по оценкам экономистов, имеет объем около 250 млрд дол. Доля России на нем крайне мала и включает незначительные объемы по услугам и продукции ракетно-космической промышленности. Серьезных шагов нами здесь пока не сделано, хотя и продолжают существовать несколько небольших "островков" по отдельным видам космической деятельности. Необходимо сформировать стратегию, направленную на восстановление позиций отечественной ракетно-космической промышленности на мировом космическом рынке таким образом, чтобы они соответствовали стране, проложившей человечеству дорогу в космос, и обеспечивали ее процветание в будущем.

Если говорить о космической деятельности России в целом, то ее уровень, технологии и стратегия построения сегодня еще имеют большое значение для мировой космонавтики. Наиболее востребованной пока остается отечественная пилотируемая космонавтика, продолжающая удерживать лидирующие позиции. За примером далеко ходить не надо: по сути, облик Международной космической станции (МКС) сформирован и развивается по российским принципам. Станция строится и эксплуатируется в

международной кооперации, в которой участвуют Россия, США, страны Европы, Канада и Япония. Тем не менее, работы по программе МКС ведутся с учетом российского опыта реализации программ орбитальных станций "Салют" и "Мир", российских стандартов, российских интерфейсов и логистики. Этот выдающийся проект многому учит, он очень хорошо сформировал взаимодействие и взаимопонимание партнеров по главным интерфейсам, обеспечивая использование в нем лучших достижений мировой науки и техники. Стоимость проекта МКС в настоящей достаточно продвинутой его стадии составляет около 120 млрд дол.

Все партнеры программы МКС без оговорок осознали, что этот грандиозный проект современной пилотируемой космонавтики не состоялся бы без России, без российских пилотируемых космических кораблей "Союз". Первые из этих кораблей созданы в середине 1960-х гг. с учетом возможности решения задач по отечественной лунной программе. Сегодня "Союзы" во многом другие. Они только внешне похожи на своих первых собратьев. Именно эти корабли показали высокую надежность и отличные эксплуатационные характеристики, в том числе высокую безопасность полета экипажа, непревзойденную в мировой практике длительность работы в космических условиях в составе пилотируемой орбитальной станции. И эти их качества еще много лет останутся вне конкуренции, что находит подтверждение при анализе современных разработок других стран. Тем более потому, что мы эволюционным путем совершенствуем и пилотируемый корабль "Союз", и созданный на его основе транспортный грузовой корабль "Прогресс", начавший работать на орбите более 30 лет назад. Следует отметить, что в 2008 г. на грузовых автоматических кораблях "Прогресс" завершена последовательно проводимая модернизация ряда бортовых систем, в том числе осуществлен перевод на современную цифровую систему управления. На пилотируемых кораблях "Союз" также завершается модернизация, в которой будет учтен опыт летной отработки и эксплуатации новой серии кораблей "Прогресс".

Надежность российских космических кораблей "Союз" и "Прогресс" признали Конгресс и Сенат США, проголосовав за продолжение национальной аэрокосмической деятельности по программе МКС с использованием именно этих кораблей после прекращения полетов "Спейс шаттл". Президентом США подписан соответствующий директивный документ.

Таким образом, стратегическое направление работ нашей страны по пилотируемой космонавтике предыдущего двадцатилетия можно считать верным.

США при их впечатляющем космическом бюджете вынуждены с 2010 г. отказаться от продолжения дальнейшей эксплуатации "шаттлов". Причины: большие расходы и высокие риски полетов экипажей. Около 3,5 млрд дол. ежегодно приходится тратить на сервис парка из трех оставшихся "шаттлов" и еще 2,5 млрд дол. на содержание инфраструктуры посадочных полос и навигации. С гибелью второго корабля "Спейс шаттл" каждый полет получил статус повышенного риска и требует особого, более тщательного контроля качества и обеспечения безопасности экипажа, в том числе с использованием возможностей МКС.

Из истории создания и эксплуатации американских кораблей "Спейс шаттл" и отечественного корабля "Буран" можно извлечь ряд уроков. Один из них: обеспечивающая инфраструктура (стартовые комплексы, системы обслуживания и т.д.) не должна подавлять вновь создаваемую космическую систему. Поиск разумного решения в данном случае проходит через определение целевого назначения новой ракетно-космической системы, в том числе массы полезного груза, доставляемого на околоземную орбиту. Он должен осуществляться весьма взвешенно на основе системотехнического подхода и многопараметрического анализа. При правильном применении комплексного критерия "масса выводимого груза — целевая эффективность — стоимость", безусловно, можно избежать создания громадных обеспечивающих инфраструктур, для обслуживания и эксплуатации которых потребуется привлечение огромных ресурсов. Если сравнить пути, по которым идут американцы и мы, то наш более рационален и подтвердил свою надежность и состоятельность. Но, с другой стороны, опыт США, размах целенаправленного создания и отработки новейших технологий, безусловно, заслуживают изучения.

Предлагаемый путь реализации программы отечественной пилотируемой космонавтики до 2015 г. состоит из двух этапов, которые в ближайшей перспективе предусматривают полеты кораблей "Союз" и "Прогресс" по программе МКС, дальнейшее строительство российского сегмента (РС) станции.

На первом этапе обеспечивается развитие РС МКС. Увеличивается число рабочих мест для выполнения исследований, общий объем гермоотсеков. В состав сегмента вводятся малые исследовательские модули МИМ-2 (2009 г.) и МИМ-1 (2010 г.), многоцелевой лабораторный модуль МЛМ (2011 г.).

На втором этапе вводятся новые энергетические мощности бортовой системы электроснабжения РС — научно-энергетические модули (НЭМ-1 и -2), а также узловой модуль (УМ), наличие которого позволяет ввести на РС дополнительные стыковочные узлы. Все это необходимо для увеличения объема исследований на МКС. Конечно, хотелось бы увеличить энергетические мощности РС уже на первом этапе, потому что иначе срок завершения работ по созданию РС МКС совпадет со сроком завершения гарантийной эксплуатации станции. Правда, в США, предоставляющих электроэнергию для РС, одобрили продление до 2020 г. своего участия в программе МКС. К тому же у нас появляются дополнительные возможности в связи с тем, что американской стороной принято решение об использовании российских кораблей "Союз ТМА" для доставки на станцию американских астронавтов и их возвращения. Наряду с этим увеличение в 2009 г. численности экипажа МКС до шести человек требует постоянного наличия на ее борту двух пилотируемых кораблей-спасателей. Сегодня для этого пригодны только российские корабли "Союз". В 2014–2015 гг., после завершения строительства энергетической части РС МКС, на нем будет вырабатываться около 30 кВт электрической мощности. Всего же на станции будет производиться около 130 кВт мощности. При этом необходимо отметить, что большая мощность солнечных батарей может привести к возникновению новых электростатических и электромагнитных явлений на такой сложной космической конструкции, какой является МКС. Использование энергетики большой мощности, которой ранее не было ни на одном космическом комплексе, требует проведения соответствующих специальных исследований.

Американцы завершат строительство своего сегмента в 2010 г. Мощность его энергосистемы должна достигнуть 100 кВт. Они готовы предоставлять электрическую энергию и для российского сегмента по цене около 2 тыс. дол. за 1 кВт-ч. Однако полностью рассчитывать на этот ресурс нельзя. Безусловно, на станции должно быть независимое резервирование по энергетике как необходимое условие ее успешной эксплуатации при возможном возникновении нерасчетных полетных ситуаций.

Программа полетов кораблей "Спейс шаттл" может продлиться до середины или конца 2011 г., если будет принято решение о выполнении еще нескольких полетов. В это же время предусматриваются полеты европейского и японского тяжелых грузовых кораблей. Тем не менее полеты российских кораблей (а это по четыре корабля "Союз ТМА" ежегодно начиная с 2009 г.) и наши экипажи на станции — это основа ус-

пешной дальнейшей реализации программы МКС в постоянном пилотируемом режиме эксплуатации.

Американцы планируют вернуться к программе собственных пилотируемых полетов на МКС в конце 2014 г. уже с новым пилотируемым космическим кораблем "Орион". В связи с этим нам необходимо начиная с 2010 г. в течение пяти лет наряду с предоставлением услуг по доставке экипажей и грузов на МКС эффективно реализовывать российскую пилотируемую программу, используя имеющиеся ресурсы и средства.

При разработке перспективной космической техники должны использоваться технологии изготовления легчайших конструкций. Ракеты-носители (РН) должны иметь относительную массу выводимой полезной нагрузки около 5 % и более. Такой уровень конструктивного совершенства отечественных средств выведения должен быть достигнут в ближайшие 5 лет. В противном случае Россия через 10 лет окажется неконкурентоспособной на мировом космическом рынке в секторе услуг по выведению. Для справки: Япония уже имеет РН с относительной массой выводимой полезной нагрузки на уровне 3,6 %; у американской РН "Атлас" — 3,2 %, причем жидкостные ракетные двигатели для этой РН покупаются в России, в НПО Энергомаш.

Говоря об отечественной пилотируемой космонавтике XXI в., безусловно, необходимо рассматривать перспективные средства выведения с учетом предполагаемых трасс, районов падения отделяемых частей и посадки пилотируемых кораблей. Следует иметь в виду, что собственные возможности России в части развертывания наземной инфраструктуры ограничены. Имеется крайне мало территорий, пригодных для строительства южного космодрома. На российской территории имеется всего четыре района для приземления пилотируемых кораблей (диаметр каждого около 40 км). Это накладывает особые требования к облику и характеристикам перспективного пилотируемого корабля.

Для космодрома на Дальнем Востоке является непростым решение задачи по спасению экипажа на этапе выведения на околоземную орбиту. В случае нештатной ситуации при необходимости экстренной посадки спускаемого аппарата (СА) космического корабля на Землю требуется формирование

траектории с его приведением в один из выбранных районов по трассе выведения. В этот район должны быть заранее направлены или оперативно выдвинуты из ближайших мест базирования специальные средства спасения. Эти средства должны быть весьма мобильными, оперативными, с авиационной поддержкой для поиска и эвакуации СА. Приведение перспективного космического корабля в один из районов предполагает возможность его соответствующего маневра относительно трассы штатного выведения как в продольном, так и в боковом направлении.

В процессе разработки предложений по краткосрочной, среднесрочной и долгосрочной программам российской пилотируемой космонавтики (рис. 1) были проведены исследования и сформулированы первые инженерные требования, которые предстоит воплотить в конкретные космические технологии и изделия. Естественно, этих требований много как по стратегии развития, так и по конкретной ее реализации.

В части стратегии, прежде всего, имеется в виду масштабное исследование и освоение околоземного космического пространства. Именно так она формулируется мировым научным сообществом. Но затем нами предлагается переход к полетам на Марс и Луну и их освоению. Марс по времени поставлен впереди Луны неслучайно. Это результат переосмысления предыдущих предложений по стратегии, анализа результатов новых исследований и разработок. Учтены мнения, высказанные в научных и научно-технических



Рис. 1

дискуссиях, которые состоялись недавно. Надо отметить, что Луна — очень бедный с точки зрения ресурсов естественный спутник Земли. Она может использоваться в основном для мониторинга Земли в интересах тех или иных потребителей (международных или национальных органов и служб контроля выполнения договоров; военных организаций и ведомств; экологических и метеорологических служб и т.п.). С обратной стороны Луны может осуществляться мониторинг космического пространства в интересах генерации новых знаний, слежения за космическими угрозами для планеты Земля и т.д. Можно считать, что ключевые технологии обеспечения деятельности человека непосредственно на Луне в какой-то степени уже отработаны США в процессе выполнения лунной программы "Аполлон" на рубеже 1960–1970 гг. Этот опыт с учетом внедрения современных достижений, безусловно, может быть успешно использован всеми членами мирового сообщества.

Формируя российскую программу полетов в дальний космос, нужно развивать научно-технический задел, разрабатывать новые космические технологии и усовершенствовать имеющиеся, отработать большое количество технологий, включая полетные. Причем это должно осуществляться в широкой кооперации отечественных предприятий и организаций с возможностью международного партнерства, с использованием лучших в стране и мире научных разработок, технических решений и технологий. Необходимые технологии могут отрабатываться в длительных космических полетах. В принципе на Марс высаживаться сразу же в первых полетах нет необходимости. Нужно тщательно изучить динамику атмосферы Марса, чтобы обеспечить максимально безопасный спуск с возможностью посадки спускаемого аппарата с экипажем на поверхность планеты и безопасную работу там. Поэтому прежде всего необходимо доставить на околомарсианскую круговую орбиту и поверхность Марса специальные грузы — обитаемые модули с соответствующими системами жизнеобеспечения, запасами, оборудованием, аппаратурой и т.д.

Создание и развитие новых космических технологий для исследования и освоения ближнего и дальнего космического пространства, разработка транспортных и специальных целевых космических систем и инфраструктур подразумевают широкое международное сотрудничество. Реализация такого масштабного проекта, как создание базы на Луне, должна, безусловно, осуществляться в международной кооперации. Подобные программы не могут выполняться без международного сотрудничества, одной страной.

Каковы же стратегические цели формирования межпланетной инфраструктуры?

Во-первых, необходимо создать и отработать хорошую эволюционно развивающуюся транспортную космическую инфраструктуру — это работы *первого уровня*.

На *втором уровне* должны быть созданы космические корабли и объекты для обеспечения перелетов между околоземной и околопланетной орбитами. Предварительные результаты исследований по требуемому для этого энергетике и энергетическим установкам уже имеются в нашей стране и за рубежом.

На *третьем уровне* предлагается создание планетной базы и транспортной системы, работающей по маршруту "околопланетная орбита — поверхность планеты — околопланетная орбита".

Более глубокая проработка данных вопросов в виде соответствующих исследований и разработок в рамках технических предложений — дело ближайшего будущего. Несомненно, при этом будет учтен большой опыт и научно-технический задел, накопленные в результате осуществления отечественных космических программ.

На основании анализа перечисленных выше обстоятельств, фактов, а также исходя из сформулированных уточненных целей развития отечественной космонавтики предлагается программная панорама, в которой реализуется стратегическая линия преемственности. На каждом этапе предусмотрены эволюционное развитие космических технологий и воплощение технических решений, позволяющих сформировать межпланетную космическую инфраструктуру, которая даст возможность перейти к всеобъемлющему освоению человеком Солнечной системы. Конкурентное преимущество космической техники на следующем уровне обеспечивается применением при ее создании не более 5–10 % новых технических решений. Только в этом случае будут достигаться высокая преемственность разработок и обеспечиваться их надежность.

Сформулировать требования к российской космической транспортной системе нового поколения можно на основе анализа разработок транспортных систем XXI в., осуществляемых в других странах мира: США, Европе, Китае, Индии, Японии. В настоящее время известно около полутора десятков таких проектов. Примерно в половине из них используются самолетные схемы построения космических кораблей. По некоторым из них работы ведутся уже многие годы.

Приступая к проектным исследованиям по облику перспективного пилотируемого космического корабля, в РКК "Энергия" в 2007 г., прежде всего, сформулировали основные проектные требования к нему: функциональные, технологические и эксплуатационные (рис. 2). К числу требований, имеющих большое значение, безусловно, необходимо отнести обеспечение

ТРЕБОВАНИЯ К ПИЛОТИРУЕМОМУ ТРАНСПОРТНОМУ КОРАБЛЮ НОВОГО ПОКОЛЕНИЯ

1. ФУНКЦИОНАЛЬНЫЕ:

- **Надежность и безопасность**
(при одном отказе – выполнение программы полета, при двух – спасение экипажа)
- **Обеспечение спасения экипажа на старте и всех участках полета**
- **Экипаж – до 6 человек**
- **Повышенная точность приземления**

2. ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ :

- **Повышение комфортности обитания**
(свободный объем на 1 человека – не менее 2 м³)
- **Снижение перегрузок при спуске**
(режимы: штатный – менее 5, нештатный – менее 12)
- **Использование экологически чистых компонентов**
- **Незасорение космического пространства**

3. ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ:

- **Минимальная стоимость разработки и эксплуатации**
- **Эффективная эксплуатация в течение 30–40 лет**
- **Адаптивность и модульность**

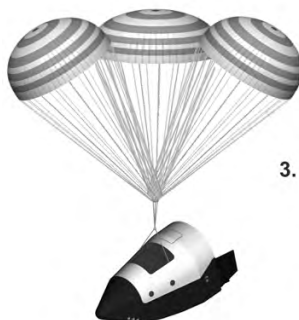


Рис. 2

комфортных условий космического полета экипажа. Следует отметить, что при формировании требований к космическому кораблю нельзя не учитывать условия работы на развивающемся рынке космических услуг в секторе пилотируемых космических полетов.

Конечно, было бы неплохо, если бы перспективный космический корабль в атмосфере Земли мог использовать крыло. В РКК "Энергия" ведется проектная проработка корабля трансформируемой формы с крылом, раздвигаемым в плотных слоях атмосферы, когда отсутствует или уже пройден участок спуска с большими тепловыми и аэродинамическими нагрузками. Результаты проработок показали, что использование крыла даже в таком щадящем режиме приводит к двум проблемам. Первая проблема – большая горизонтальная скорость при посадке на полосу аэродрома. Соответственно, возникают особые требования к посадочной полосе, навигационному обеспечению привода и посадки крылатого корабля на аэродром, с чем связаны большие затраты. При создании орбитального корабля "Буря" отечественной многозадачной космической системы "Энергия"–"Буря" 20 лет назад был получен уникальный опыт решения такой задачи в автоматическом режиме. Эта технология, усовершенствованная с учетом современных достижений

и перспектив развития, может быть использована при проведении новых разработок.

При формировании стратегической линии развития российской пилотируемой космонавтики всегда исходили из того, что человек на борту корабля – это расширение функциональных возможностей по выполнению различных задач полета в космосе, в том числе и в нерасчетных нештатных ситуациях, которые пока не могут быть формализованы для их решения в автоматическом режиме.

Ведется проектная проработка и другого варианта конфигурации корабля – с парашютной системой торможения и системой вертикальной мягкой посадки. Анализ показал, что в России крайне мало практически приемлемых зон для приземления космических кораблей. Необходимо решать задачу выбора местности и зон отчуждения для посадки. Этот выбор зависит от размера зон, определяемого точностью приземления. По предварительным проработкам точность посадки можно существенно повысить – до кругового "пятна" диаметром менее 2 км, если перейти от парашютно-реактивной к полностью реактивной посадке (рис. 3).

Хотя пока психологически трудно воспринимается возвращение на Землю с включением реактивных посадочных двигателей на высоте 800 м, расчеты показывают, что надежность приземления космического



СРАВНЕНИЕ СХЕМ ПОСАДКИ

ПАРАШЮТНО-РЕАКТИВНАЯ	ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ	РЕАКТИВНАЯ
19	ОТНОСИТЕЛЬНАЯ МАССА КОМПЛЕКСА СРЕДСТВ ПОСАДКИ, %	24
13	ТОЧНОСТЬ ПОСАДКИ, км	Менее 2
2	ЧИСЛО СПУСКОВЫХ ВИТКОВ ДЛЯ ВОЗМОЖНОСТИ ПОСАДКИ НА ТЕРРИТОРИЮ РОССИИ	7-8



ИСПОЛЬЗОВАНИЕ РЕАКТИВНОЙ СИСТЕМЫ ПОСАДКИ

ПО СРАВНЕНИЮ С ПАРАШЮТНО-РЕАКТИВНОЙ СИСТЕМОЙ

ПОЗВОЛЯЕТ:

- УВЕЛИЧИТЬ ТОЧНОСТЬ ПОСАДКИ
ЗА СЧЕТ ИСКЛЮЧЕНИЯ ВЕТРОВОГО СНОСА ПРИ ПАРАШЮТИРОВАНИИ
(ВЕТРОВОЙ СНОС ПРИ ПАРАШЮТИРОВАНИИ СА КОРАБЛЯ «СОЮЗ ТМА» – 11 км)
- ОБЕСПЕЧИТЬ ПОСАДКУ НА СПЕЦИАЛЬНО ПОДГОТОВЛЕННУЮ ПЛОЩАДКУ



Рис. 3

корабля с реактивной системой посадки выше, чем с парашютно-реактивной системой.

Следует отметить, что перспективный космический корабль в целом получается недешевым в результате высокого уровня "интеллектуальности". В проекте ко-

рабля (рис. 4) предусмотрена гарантированная много-разовость СА. Корабль будет совершать относительно номинальной траектории полета боковой маневр в несколько сотен километров для того, чтобы обеспечить посадку в одном из заданных районов. При проектирова-

нии нового космического корабля должны быть решены задачи выбора ракетного топлива, типов двигателей, схемы маневра приведения СА в зону посадки, реализации посадки и многие другие.

Наряду с вариантами новых космических кораблей рассматриваются и различные варианты перспективных ракет-носителей. Первый летный образец пилотируемого корабля нового поколения в России должен появиться к 2015 г. Для этого необходимо уже сегодня обеспечить ритмичное финансирование стадий его разработки. Решение, недавно принятое Правительством РФ, позволяет надеяться на благоприятное развитие работ как по этому кораблю и перспективной транспортной космической системе, так и по пилотируемой космонавтике России в целом.

ПИЛОТИРУЕМЫЙ ТРАНСПОРТНЫЙ КОРАБЛЬ НОВОГО ПОКОЛЕНИЯ



Масса на старте, кг	12 000
Экипаж, чел.	6
Масса грузов, кг:	
- доставляемых	500
- возвращаемых	500
Номинальная перегрузка при спуске	3
Точность посадки R, км	< 2

Модульная схема построения корабля

Спускаемый аппарат



Двигательный отсек

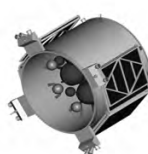


Рис. 4



ДОЛЖЕНКОВ
Николай Николаевич —
первый заместитель
генерального директора —
генеральный конструктор,
технический директор ОАО
"ОКБ им. А.С. Яковлева,"
доктор техн. наук



ФАЛЬКОВ
Эдуард Яковлевич —
главный конструктор ФГУП
"ГосНИИАС", кандидат
техн. наук



ЯНКЕВИЧ
Юрий Иванович —
главный конструктор ОАО
"ОКБ им. А.С. Яковлева"

Внедрение беспилотных систем в гражданское воздушное пространство

Н.Н. Долженков, Э.Я. Фальков, Ю.И. Янкевич

Рассмотрены проблемы, препятствующие широкому внедрению беспилотных авиационных систем (БАС) в гражданскую сферу использования. Обозначены различные аспекты решения этих проблем.

Подробно рассмотрены решения, позволяющие эксплуатантам БАС "играть" по тем же правилам, что и эксплуатантам пилотируемых летательных аппаратов — с применением разработанной технологии автоматического зависимого наблюдения радиовещательного типа АЗН-В.

Ключевые слова: беспилотные авиационные системы (БАС); управление воздушным движением (УВД); гражданский воздушный кодекс; автоматическое зависимое наблюдение.

N.N. Dolzhenkov, E.Ya. Falkov, Yu.I. Yankevich. UAVs To Enter Civilian Air-space

The article scrutinizes the challenges facing unmanned aerial vehicles in commercial aviation, and offers solutions as how to allow UAV operators to join the game playing by the same rules as manned aircraft users, for which the AZN-V automatic dependent surveillance broadcast system is recommended.

Key words: unmanned aerial vehicles; air traffic control; Civil Aviation Code; automatic dependent surveillance.

Развитие беспилотных авиационных комплексов стоит на пороге широкого внедрения их в гражданскую сферу использования для решения целого спектра задач. Для этого следует обеспечить:

- достижение необходимого уровня надежности и безотказности, сравнимого с показателями пилотируемой техники;
- достижение уровня себестоимости предоставляемых заказчику услуг, обеспечивающего конкурентоспособность при сравнении с аналогичными пилотируемыми средствами;
- создание законодательной базы для гражданской сертификации беспилотных комплексов;
- создание законодательной базы для использования беспилотными комплексами общего с пилотируемыми средствами воздушного пространства и технологии единой системы организации воздушного движения.

Рассмотрение каждой из этих позиций заслуживает отдельной статьи. В данной статье будет рассмотрен принципиальный подход к решению проблемы, названной в этом перечне последней.

Решение может рассматриваться в двух вариантах:

- 1) создание специальных правил и внедрение их в практику использования гражданских комплексов БАС, что требует длительного времени, бюрократических процедур, финансовых средств и преодоления многочисленных психологических барьеров;
- 2) создание технологии, которая позволит эксплуатантам беспилотных комплексов "играть" по тем же правилам, что и эксплуатантам пилотируемых летательных аппаратов, т.е. технологии "имплантации" беспилотных ЛА в существующую систему

управления воздушным движением с полной ликвидацией для диспетчеров организации воздушного движения (ОрВД) разницы по управлению пилотируемыми и беспилотными самолетами в общем воздушном пространстве.

С нашей точки зрения, второй путь является более эффективным по времени внедрения и потребным для этого средствам и позволяет создать возможность эксплуатации беспилотного комплекса в гражданском воздушном пространстве в ближайшем будущем.

Согласно данным справочника "UAS unmanned aircraft systems – The Global perspective 2008/2009", в мире насчитывается 793 беспилотных авиационных системы, находящихся на той или иной ступени своего жизненного цикла. Из них 53 приписаны к России, и просмотр названий этих беспилотников показывает, что, к сожалению, добрая половина из них – это рекламные проспекты.

Некоторые реально существующие БАС, предназначенные для гражданского применения, были представлены на прошедшем в январе Международном форуме и выставке "Беспилотные многоцелевые комплексы – UVS – TECH 2009".

Ознакомление с экспозицией и участие в работе форума привели к выводу, что помощи от государства создатели БАС не получают. Все разработки практически сделаны фирмами-"инициативщиками", которые на свой страх и риск придумали, для чего и кому нужны их беспилотники, какой у них должен быть состав оборудования и какие задачи оно должно решать.

Второе, что необходимо отметить, это неискоренное за многие годы непонимание того, что БАС – это беспилотные системы, а не отдельные технологии. Это системы, которые интегрируют в себе множество технологий, что имеет существенно большие технические и финансовые риски.

В то же время ознакомительная эксплуатация в 2008 г. БЛА, прежде всего таких разработчиков, как ЗАО "Транзас", ОАО "Корпорация "Иркут", показала, что на первое место начинают выходить практические решения, направленные на создание комплексов БЛА в соответствии с требованиями конкретного заказчика – ФСБ, МЧС, ОАО "Газпром" и др.

Как отмечалось выше, для разработчиков гражданских БЛА жизненно необходимым становится разрешение проблем, препятствующих входу беспилотников на гражданский и коммерческий рынки. К таким задачам относятся:

- доступность, цена БЛА и стоимость его доработки под заказчика;
- сертифицируемость для гражданской эксплуатации;

- возможность сменной целевой нагрузки;
- вопросы подготовки операторов.

И прежде всего требуется понимание решающего фактора надежности элементов БАС. Негативно сказывается и отсутствие законодательства, которое регулировало бы все аспекты их жизнедеятельности (охватывающие интеграцию с УВД, систему предупреждения столкновений в воздухе, нормы летной годности).

По уровню надежности беспилотники, несмотря на то, что в техническом отношении их характеристики постоянно улучшаются, даже близко не приблизились к уровню пилотируемых аппаратов. Так, к примеру, Predator, одна из наиболее успешных программ БЛА, имеет уровень аварийности примерно в 25 раз больше, чем в среднем у пилотируемых самолетов в ВВС, и более чем в 100 раз более высокий, чем у пассажирских самолетов.

По заявлению Европейского комитета по исследованию гражданских БАС (UAVNET), сделанному в 2005 г., они должны отличаться высокой надежностью: потеря одного летательного аппарата (ЛА) БАС в полете в среднем должна приходиться на каждый 100-тысячный летный час, а наработка на отказ бортовых систем должна быть не менее 1000 ч.

Рефреном многих выступлений на форуме 2009 г. стали заявления о необходимости узаконить беспилотники в нормативно-правовой базе России.

Следует напомнить, что первоначально БАС создавались для решения главным образом военных задач. Полеты ЛА этих БАС выполняются в специально выделенном (сегрегированном) воздушном пространстве. Большое число созданных военных БАС, необходимость перехода из одного сегрегированного воздушного пространства в другое, желание использовать военные БАС для народно-хозяйственных задач и разработка чисто гражданских БАС вызвали необходимость обеспечения полетов БАС в гражданском воздушном пространстве без снижения существующего уровня безопасности и рентабельности как коммерческой авиации, так и авиации общего назначения.

В разделе 1.5 Циркуляра ИКАО по БАС (2008 г.) говорится: "Разработка регулирующих правил (методов, средств) для беспилотных систем будет длительной деятельностью, которая потребует многих лет".

Но уже сегодня в России разработано оборудование, базирующееся на техническом решении, которое:

- 1) обеспечено существующими стандартами и методами ИКАО, разработанными для услуг организации воздушного движения;
- 2) не требует новых разработок, новых стандартов ИКАО и пр.;
- 3) подтверждено результатами летных испытаний.

С точки зрения ОрВД управлять БАС следует так же, как любыми иными воздушными судами. В принципе, авиадиспетчера не должно интересовать, какое именно судно он контролирует — БАС или пилотируемый аппарат. Ожидается, что в ОрВД будут внесены изменения, подразумевающие, что основным средством связи будет линия передачи данных (ЛПД), оставляя традиционную голосовую связь в качестве дополнительной, которая может служить для обмена нерутинной информацией. Такое развитие линий связи хорошо соответствует внедрению БАС в ОрВД, но в настоящее время по-прежнему требуется, чтобы операторы БАС могли осуществлять голосовую связь с диспетчерами УВД.

Наблюдение БАС должно выполняться согласно принципам кооперативного наблюдения, с помощью технологии автоматического зависимого наблюдения радиовещательного типа АЗН-В. АЗН-В обеспечивает безрадарное круглосуточное и всепогодное наблюдение ВС. По сути, оно идет на смену классическому радиолокационному наблюдению воздушного пространства. АЗН-В является ключевым компонентом будущей технологии УВД и включает в себя все элементы — спутниковую навигацию, цифровую связь, компьютерную обработку данных и наблюдение.

АЗН-В в составе бортового оборудования БАС позволяет реализовать метод наблюдения, в соответствии с которым ЛА БАС по линии передачи данных (ЛПД) автоматически выдает заинтересованным пользователям (органам УВД, наземному или воздушному удаленному пункту управления либо другим ВС) донесение с координатами и другой информацией для осуществления слежения за ним.

Каждое донесение содержит базовую информацию, включающую трехмерные координаты (широта, долгота и высота), время и показатель качества данных АЗН-В (точность определения местоположения и т.п.), а также может быть дополнено информацией из следующего перечня:

- опознавательный индекс ЛА БАС (группа букв, цифр или их комбинация, идентичная позывному ВС, используемому в плане полетов формата ИКАО);
- земной вектор (путевой угол, путевая скорость и скорость набора или снижения высоты);
- воздушный вектор (курс, воздушная скорость в виде значений приборной скорости или числа Маха и скорости набора или снижения высоты);
- прогнозируемый профиль полета (следующие две точки маршрута, расчетные высота и время их прохождения);
- метеорологическая информация (направление и скорость ветра, температура и турбулентность);

- ближайшее намерение (трехмерные координаты прогнозируемого местоположения на определенное время прогноза);

- промежуточное намерение, выдаваемое в случае, если предполагается изменение высоты, путевого угла или скорости между текущим и прогнозируемым местоположением (расстояние и путевой угол до точки изменения, высота в точке изменения и время полета до нее);

- расширенный прогнозируемый профиль полета (информация прогнозируемого профиля по следующей и последующим точкам маршрута — до 128 при необходимости).

Эти данные могут использоваться любым заинтересованным и допущенным к этой информации бортовым или наземным пользователем, находящимся в пределах прямой радиовидимости (примерно 400 км на высоте 10 км).

Применять АЗН-В по назначению в составе бортового оборудования БАС можно путем разработки маршрута полета с расчетом пространственного положения ЛА БАС в каждый момент времени. При отклонении параметров полета ЛА БАС от заданных производится коррекция пространственного положения и возврат ЛА БАС в стробе (квадрате) подвижной карты местности на заданной высоте полета.

Комплексное решение задач, стоящих перед гражданской авиацией, с учетом требований государственной (военной) авиации позволяет создать технологию двойного назначения. В практическом плане это позволит использовать методы АЗН-В для управления полетами военной авиации (по выбору) как в "гражданском" режиме (например, при полетах по воздушным трассам коммерческой авиации), так и при выполнении учебно-тренировочных и боевых задач с учетом необходимого обеспечения помехоустойчивости, закрытости/криптостойкости информации и ее использования только авторизованными пользователями.

ИКАО разработала стандарты для трех технологий обеспечения АЗН-В. В силу целого ряда причин для организации полетов БАС в общем воздушном пространстве предпочтение отдано УКВ ЛПД режима 4.

Типичная ЛПД командования и управления (command & control — C2) является одной из основных частей БАС. Она обеспечивает безопасную и защищенную работу БАС и обычно является "ноу-хау" разработчика БАС. В ходе взаимодействия между диспетчером и пилотом БАС (pilot-in-command — PiC) такая связь служит "руками" пилота дистанционно управляемого ЛА и не является предметом рассмотрения ИКАО, пока БАС выполняет все указания диспетчера. Но при отказе данной ЛПД диспетчер и PiC должны получить доступ к прозрачной для УВД и одобренной ИКАО линии связи между пилотом и диспетчером

(controller-pilot data link communications — CPDLC), с помощью которой можно будет решить возникшую проблему и завершить полет БАС.

Российская промышленность разработала оборудование и провела летные испытания БАС с взлетной массой 350 кг, одним турбореактивным двигателем, скоростью 700 км/ч и высотой полета до 9 км. Оборудование проходит сертификацию в Межгосударственном авиационном комитете (гражданская авиация); по линии ВВС государственные испытания успешно завершены.

Наземная станция управления состоит из двух автоматизированных рабочих мест для двух пилотов БАС и контролирует до четырех БАС. От ЛА каждой БАС оператор получает обозначение конкретного ЛА, его положение и намерения в радиовещательном режиме и телеметрическую информацию, относящуюся к статусу всех бортовых систем, в режиме CPDLC. Оператор также получает информацию о положении и намерениях всех пользователей окружающего воздушного пространства на фоне карты с помощью АЗН-В от оборудованных этой системой судов или с помощью TIS-В от необорудованных судов через диспетчера УВД. Вся информация ежесекундно обновляется. Дальность взаимодействия с каждым ЛА — в пределах прямой радиовидимости. Применяя CPDLC, оператор БАС передает на каждый ЛА БАС фиксированные команды из набо-

ра, в котором предусмотрены 24 команды, и получает подтверждающие квитанции об их приеме. Ключевой элемент — наземная станция, она сертифицирована Межгосударственным авиационным комитетом и рекомендована Федеральной авионавигационной службой России для использования в системе ОрВД. Каждый пилот пилотируемого или оператор беспилотного аппарата может видеть на дисплее организации воздушного движения как всю текущую, так и прогнозируемую картину движения. Для оценки угрозы столкновения не имеет значения наличие или отсутствие пилота на борту ЛА. Авиадиспетчер наблюдает за пилотируемыми и беспилотными судами с помощью первичных и вторичных радаров и АЗН-В и обеспечивает услуги TIS-В для операторов БАС и прочих оснащенных пользователей воздушного пространства. Бортовой транспондер БАС включает в себя радиоприемники/передатчики, приемник GPS/GLONASS и контроллер. Он сопряжен с устройством автопилота БАС и телеметрической системой, а также с блоком диагностики и контроля и сигналом "исправности" (как на борту, так и на наземной станции хранятся все зарегистрированные данные за последние 24 часа).

Иллюстрации летных испытаний приведены на рис. 1 и 2, где показаны траектории летательных аппаратов, полученные с помощью системы АЗН-В.



Рис. 1

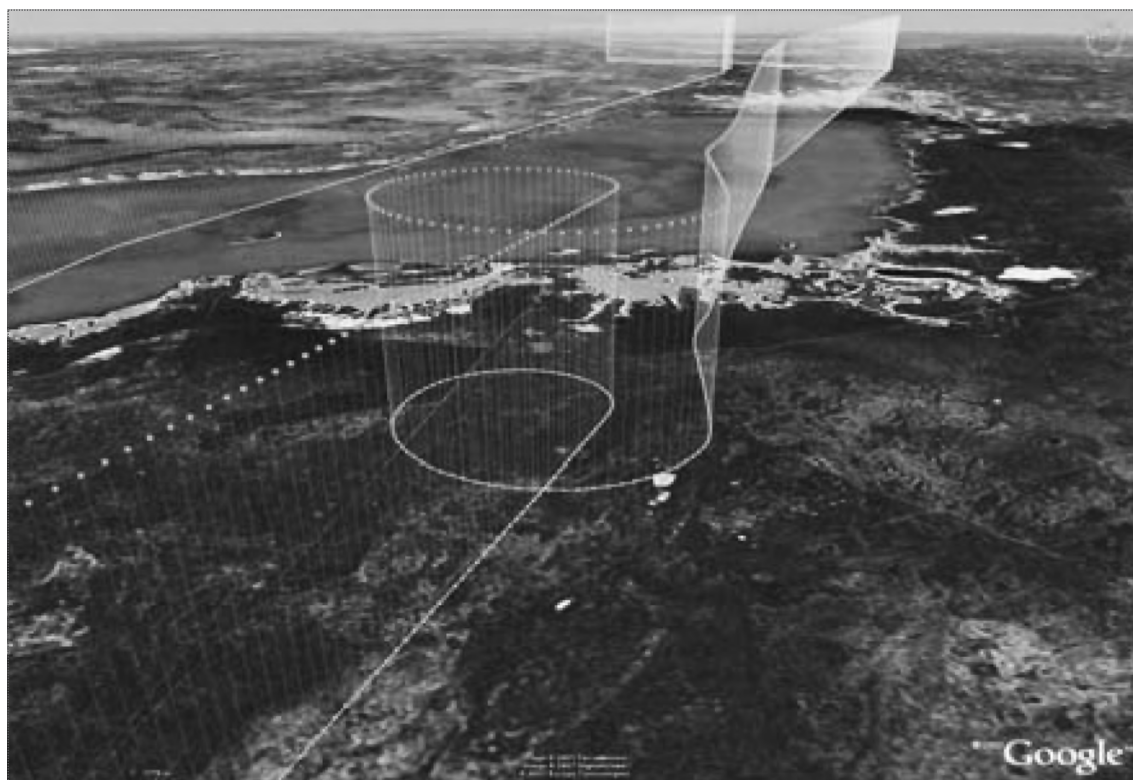


Рис. 2

Выводы, которые можно сделать по результатам летных испытаний БАС: 1) применяется стандартизованная, одобренная ИКАО ЛПД для управления полетами БАС так, чтобы персонал УВД мог отслеживать БАС независимо от оператора БАС и взаимодействовать с ним; 2) оператор БАС использует одну (одобренную ИКАО) линию связи для наблюдения и управления.

Итак, в настоящее время существуют стандартизованные ИКАО линии передач данных (ЛПД) ОрВД, которые могут применяться для обеспечения наблюдения и управления БАС. Необходимые услуги могут обеспечиваться либо набором различных ЛПД, либо одной ЛПД, способной обеспечить как наблюдение, так и связь. С точки зрения БАС, где важным вопросом является масса ЛА, второе более привлекательно. Наличие технических разработок позволит без задержек ввести БАС в общее воздушное пространство.

В заключение необходимо отметить следующее. Воздушное пространство является национальным природным ресурсом, подобно нефти и газу. Его использование приносит государству заметный экономический доход. Время, когда из-за отсутствия технических решений для полетов БАС закрывали часть воздушного пространства, безвозвратно прошло. Создание современных БАС с полезной нагрузкой более 30...50 кг должно предусматривать организацию полетов БАС в общем воздушном пространстве. Тем более, что такое техническое решение, разработанное российской промышленностью, существует. Проектирование БАС, учитывающее авиационную платформу, ориентированную под конкретные задачи полезную нагрузку и бортовой/наземный модули для организации полетов в системе УВД, задача не завтрашнего, но сегодняшнего дня.

Беспилотные летательные аппараты должны стать полноправными участниками воздушного движения.

УДК 629.7

Модернизация грузовой стрелы российского сегмента МКС в полете

А.П. Александров, В.Н. Павлов, В.С. Ульянов

В статье представлены технические данные, описаны функции механической грузовой стрелы как средства перемещения грузов и космонавтов в пространстве при выполнении задач строительства и ремонта вне гермоотсеков космической станции. Представлена методика проведения модернизации стрелы в полете, описаны операции установки электроприводов, пульта управления, прокладки кабелей. Приведены результаты экспериментальной наземной отработки операций и технико-эргономической экспертизы на совместимость устанавливаемого оборудования со скафандром "Орлан-М". Проведена оценка перспективности применения электромеханического варианта грузовой стрелы.

Ключевые слова: орбитальная станция; Международная космическая станция (МКС); российский сегмент МКС; американский сегмент МКС; внекорабельная деятельность; грузовая стрела (ГСт); грузовая стрела электромеханическая (ГСтЭМ).

A.P. Aleksandrov, V.N. Pavlov, V.S. Ulyanov. In-Flight Upgrade Of Russian ISS Segment's Cargo Boom

The article presents specifications and functions of the mechanical cargo boom that is used to handle cargoes and astronauts in the outer space for extravehicular repair and construction operations of ISS. It offers methods to ensure the upgrade of the boom in flight, describing how to install electric gears, control panels and cabling. Attached to the article are the results of the ground experiment and a feasibility study on the use of Orlan environmental suit for upgrade operations. Also, efficiency accounts of the electromechanical cargo boom are offered.

Key words: space station; International Space Station; Russian segment of ISS; U.S. segment of ISS; extravehicular activities; cargo boom; electromechanical cargo boom.

Устройство грузовой стрелы (ГСт) было разработано в 1986 г. для использования космонавтами на орбитальной станции (ОС) "Мир" при выполнении операций строительства и ремонта в открытом космосе.

Перемещение по поверхности ОС — неотъемлемая часть внекорабельной деятельности космонавта (ВнеКД). На этапе, когда электропитание скафандров осуществлялось по кабелям из шлюзового отсека, задача упорядоченного разворачивания-сворачивания кабеля-фала длиной 25 м и его фиксации по маршрутам перемещения решалась конструктивными средствами. С переводом скафандров на автономное электропитание мобильность космонавтов значительно увеличилась, но обострилась и осложнилась проблема обеспечения безопасности. Потребовалось применение методики безопасного перемещения космонавта, а также транспортировки грузов по трассам поручней, которые проложены по всем жизненно важным направлениям на внешней поверхности станции.

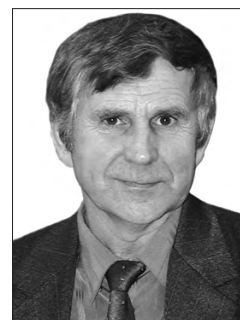
Для перемещения и монтажа крупногабаритных грузов (например, контейнеров солнечных батарей), а также сокращения маршрутов переходов экипажа была разработана конструкция стрелы в виде телескопической балки длиной 15 м, грузоподъемностью до 800 кг. Две такие стрелы были смонтированы и эксплуатировались на ОС "Мир" (рис. 1, 2). При их разработке учитывался опыт создания устройств для погру-



АЛЕКСАНДРОВ
Александр Павлович —
советник президента
РКК "Энергия",
летчик-космонавт,
кандидат техн. наук



ПАВЛОВ
Виктор Николаевич —
заместитель начальника
отдела РКК "Энергия"



УЛЬЯНОВ
Владимир Сергеевич —
начальник отдела
РКК "Энергия"

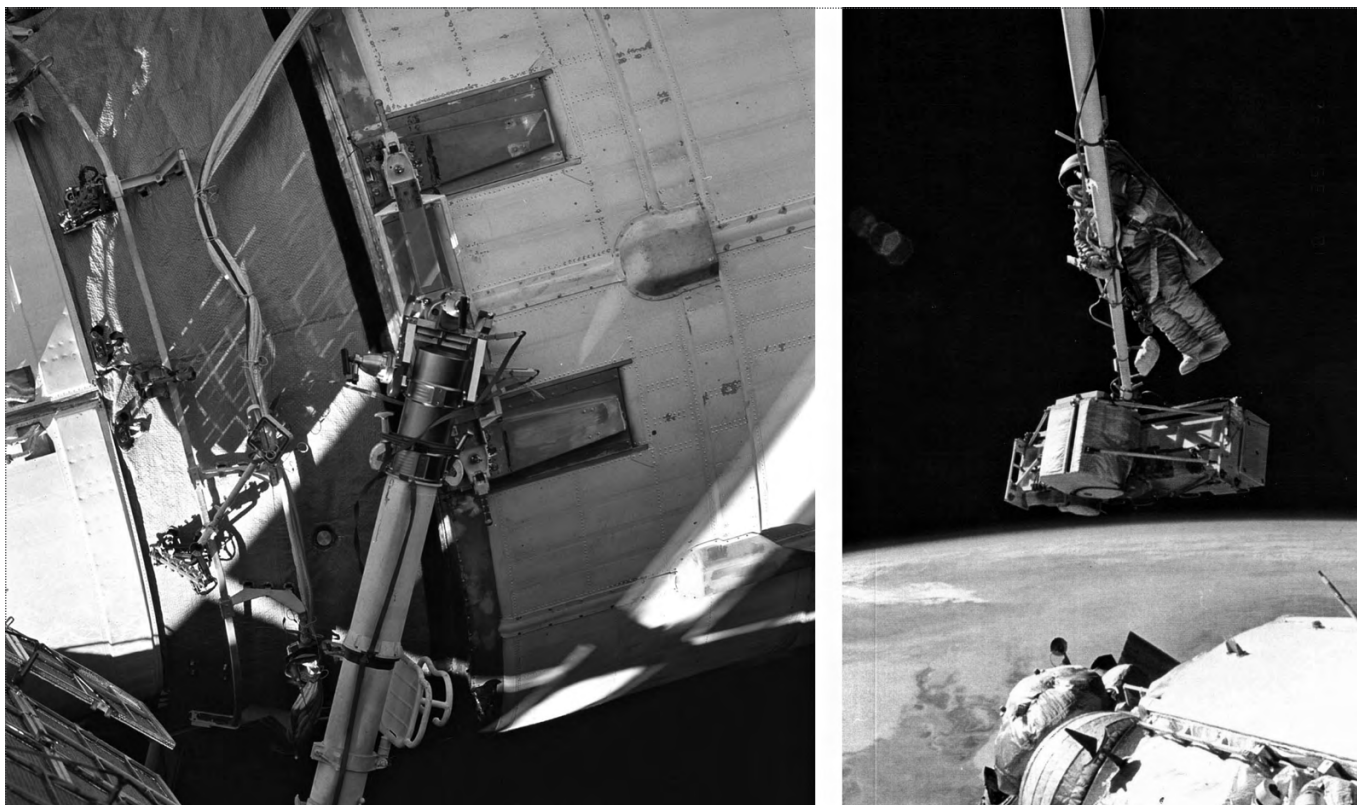


Рис. 1. ГСт на орбитальной станции "Мир"

зочно-разгрузочных работ, строительных кранов и способов повышения их эффективности.

Таким образом, воплотились мысли К.Э. Циолковского и С.П. Королева о космическом строительстве: универсальное средство для транспортировки грузов и космонавтов обретает облик космического монтажно-строительного крана.

Тенденции развития средств переноса грузов на орбитальной станции

Широкое использование грузовой стрелы на ОС "Мир" в качестве универсального средства перемещения (транспортировки) грузов и космонавтов, а также в качестве трассы для перехода космонавтов показало ее незаменимость при решении многих задач в процессе ВнеКД экипажа.

Увеличение объема и разнообразие ВнеКД на Международной космической станции (МКС) потребовали модернизации ГСт и, в первую очередь, создания поста космонавта и применения метода телескопического выдвижения стрелы с помощью дополнительного редуктора. Кроме того, в состав

ГСт были введены дополнительное мобильное звено "Гусёк" и страховочно-транспортировочное устройство (СТУ).

Две грузовые стрелы усовершенствованной конструкции (ГСтМ) были доставлены на борт МКС и размещены на поверхности стыковочного отсека (СО-1) (рис. 2, 3).

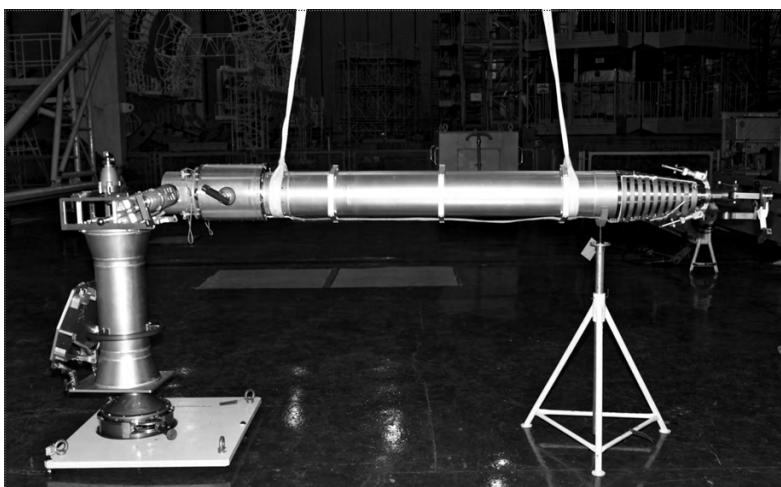


Рис. 2. ГСтМ

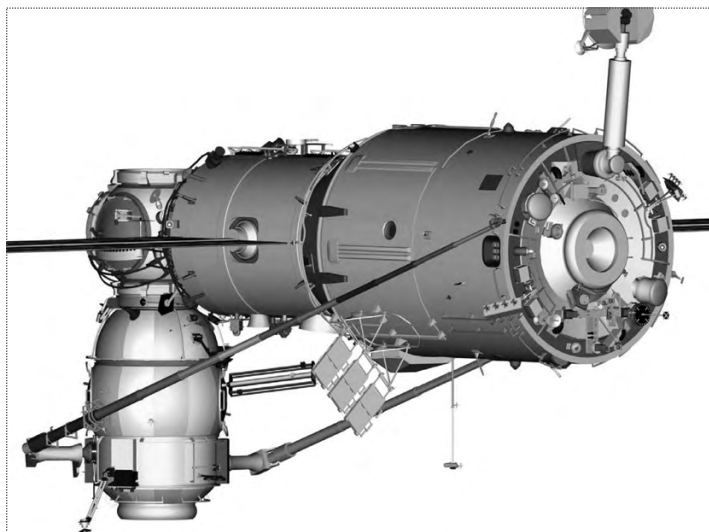


Рис. 3. ГСтМ № 1 и 2 на поверхности стыковочного отсека МКС

В состав модернизированной грузовой стрелы ГСтМ входят:

пост оператора (рис. 4) с площадкой "Якорь" и двумя механическими приводами для поворота балки стрелы;

телескопическая балка с приводом выдвижения-втягивания и леером (рис. 5);

страховочно-транспортное устройство для безопасного перемещения как космонавта, так и грузов вдоль стрелы;

устройство захвата, представляющее собой магнитно-механический замок.

Управление стрелой осуществляется космонавтами посредством вращения ручек управления приводами. Каждый привод стрелы снабжен фрикционной муфтой для ограничения усилий на конце балки, чтобы не допустить поломки грузовой стрелы или элементов станции. Если конец балки при работе упрется в элемент конструкции станции, то при достижении определенного усилия сопротивления (1 кгс при длине балки 15 м и 10 кгс при длине балки 1,5 м) фрикционная муфта будет проворачиваться, что позволит сохранить целостность конструкций как стрелы, так и станции.

Телескопическая балка с приводом выдвижения-втягивания обеспечивает возможность изменения длины стрелы от 1,5 м (сложенное положение) до 15 м (расстояние от оси поворота стрелы до оси устройства захвата, используемого для закрепления переносимого груза). Балка состоит из десяти трубчатых звеньев, изготовленных с использованием углепластика.

Изменение длины балки производится с помощью стальных тросов, расположенных внутри балки. Вы-

движение-втягивание каждого из звеньев обеспечивается своим тросом, причем выдвижение-втягивание всех звеньев происходит одновременно. Уменьшение длины балки производится с помощью стального троса, наматывающегося на барабан, а трос, обеспечивающий увеличение длины, сматывается с другого барабана.

Вдоль балки проложен гибкий леер, который крепится к фланцам каждого звена. Леер служит средством перемещения космонавтов вдоль стрелы и одновременно является средством страховки при поломке любого звена балки.

Для повышения степени безопасности перемещаемого по стреле груза и космонавтов используется СТУ, представляющее собой два кольца, соединенных перемычками. На перемычках через 120° по окружности расположены три замка:

магнитно-механический замок для закрепления грузов массой свыше 50 кг;

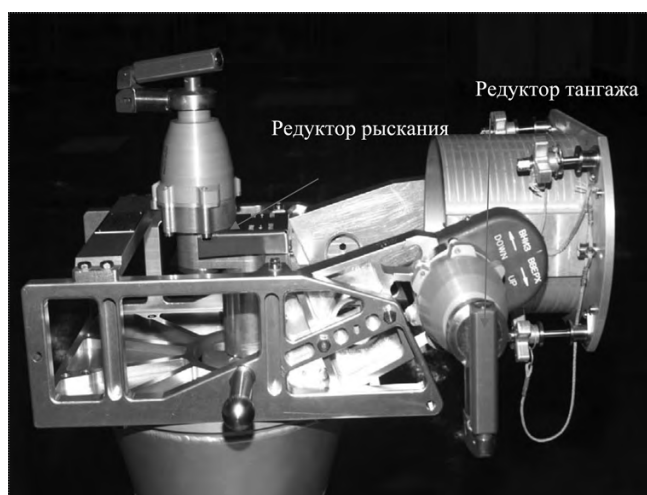
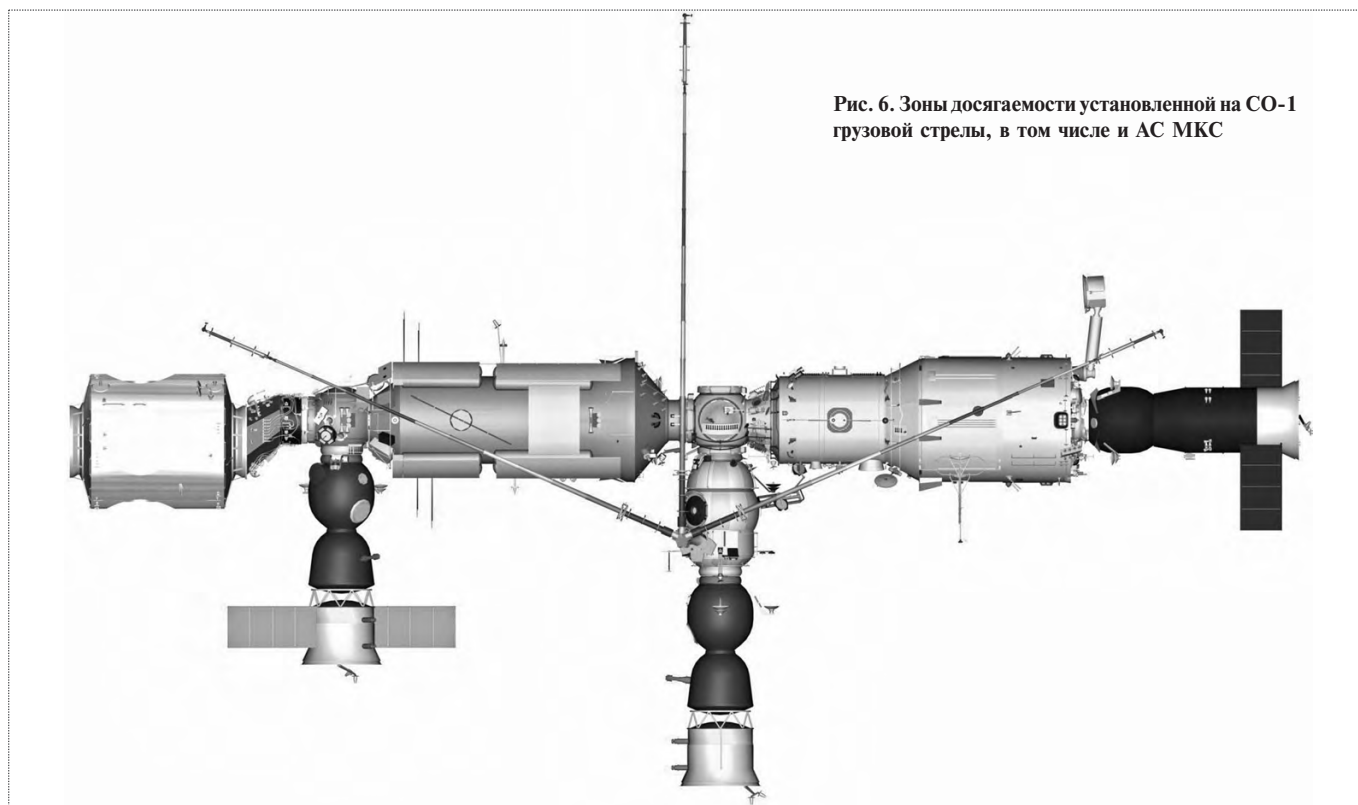


Рис. 4. Пост космонавта ГСтМ



Рис. 5. Балка ГСтМ



магнитный замок для закрепления грузов массой до 50 кг;

механический замок для фиксации скафандра потерявшего работоспособность космонавта.

Предусмотрены три способа возвращения космонавта, находящегося на грузовой стреле:

складывание стрелы с помощью привода;

передвижение вдоль стрелы с использованием СТУ (наиболее безопасный способ);

передвижение вдоль стрелы с использованием леера.

Последнее звено ГСтМ оканчивается такелажным устройством, представляющим собой магнитно-механический замок.

Устройство захвата на конце грузовой стрелы предназначено для закрепления переносимого груза. Оно служит для более точного подвода магнитного замка к такелажному устройству и позволяет поворачивать груз относительно продольной оси балки на 360°. Захват и закрепление переносимого груза осуществляются за сферический такелажный элемент на переносимом грузе магнитным замком устройства захвата, которое может поворачиваться относительно своей оси на угол до 180°. Существует возможность дополнительно крепить переносимый груз страховочным фалом к лееру на случай расфиксации замка.

Грузовая стрела устанавливается на пассивную часть базовой точки манипулятора ERA (робот Европейского космического агентства) с помощью унифицированной ответной части. Она может использоваться как на российском сегменте (РС) МКС, так и на американских модулях для перемещения грузов из СО-1 или шлюзового отсека американского сегмента (АС) МКС "Квест" по внешней поверхности станции (рис. 6). Имеется конструктивная возможность установки ГСтМ на такелажные (базовые точки) манипулятора АС МКС через специальный адаптер (рис. 7).



Рис. 7. ГСтМ на адаптере АС МКС

Концепция модернизации ГСтМ

Взросшие возможности модернизированной грузовой стрелы определили ее более широкое использование и, как следствие, увеличение нагрузки на экипаж. Выявилась заметная утомляемость космонавтов при выполнении операций, особенно в кистевых суставах из-за необходимости вращения вручную большего, чем ранее, числа рукояток редукторов.

В соответствии с пожеланиями космонавтов в целях снижения физических нагрузок на человека, работающего в скафандре с грузовой стрелой, и повышения эффективности выполнения операций строительства, ремонта, а также технического обслуживания при ВнеКД была рассмотрена возможность модернизации ГСтМ.

Опыт более чем двадцатилетней эксплуатации грузовой стрелы на борту орбитальных станций позволил найти пути решения задачи электрификации управления механическими приводами грузовой стрелы. Идея состоит в том, чтобы заменить механические приводы линейного и угловых перемещений ГСтМ на электроприводы, что значительно снизит общую физическую нагрузку на космонавтов при выполнении ВнеКД.

На этапе проектной разработки требовалось взаимное согласование всех механических, электротехнических, эргономических и других параметров человеко-машинной системы ГСтМ. С этой целью был составлен Протокол взаимного согласования проектных параметров электромеханической грузовой стрелы (ГСтЭМ), из которого следовало, что доработка ГСтМ должна включать в себя:

- разработку трех электромеханических приводов для последующей установки их на ручные приводы выдвижения-втягивания, подъема (тангажа) и переноса (рыскания);

- разработку пульта управления грузовой стрелой и установку его на посту космонавта ГСтМ;

- организацию подачи электропитания напряжением 28 В от системы управления бортовой аппаратурой (СУБА);

- организацию сбора и передачи телеметрической информации от пульта управления и электромеханических приводов.

Электроприводы ГСтЭМ разрабатываются в негерметичном исполнении с использованием электродвигателя. Каждый привод имеет два электродвигателя, что позволяет решать две задачи:

- дублирования в случае отказа одного из электродвигателей;

- выбора скоростного режима в зависимости от массы груза, т.е. работа одного или одновременно двух

электродвигателей обеспечивает выбор одного из двух вариантов скорости.

Ресурс работы каждого электродвигателя в приводе при эксплуатации составляет не менее 100 ч. При этом непрерывная работа электродвигателя не более 10 мин, а при необходимости продолжения работы пауза не менее 10 мин.

Параметры перемещения стрелы:

- угловые и линейные скорости перемещения балки без груза или с грузом до 500 кг при работе электропривода соответствуют угловым и линейным перемещениям балки при вращении ручки вручную со скоростью 1 об за 3 с;

- угловые и линейные скорости перемещения балки с грузом от 500 до 3000 кг при работе электропривода соответствуют угловым и линейным перемещениям балки при вращении ручки вручную со скоростью 1 об за 6 с;

- за один оборот рукоятки механического привода балка совершает линейное перемещение приблизительно на 120 мм или поворот приблизительно на 1°.

Имеется два независимых полукомплекта управления электроприводами, т.е. двигатели в каждом электроприводе имеют разные фидеры питания от системы управления бортовой автоматики. Пульт управления закрепляется на посту грузовой стрелы и закрывается защитной крышкой. Предусмотрена возможность демонтажа пульта управления.

Электропитание напряжением 28 В поступает на пульт управления из СУБА модуля, на котором устанавливается ГСтЭМ. Кабель, подходящий к пульту управления, гибкий и не ограничивает возможности перемещения грузовой стрелы. Для исключения запутывания кабеля при поворотах рабочего места ГСтЭМ, его поворот ограничен углом 180° в обе стороны механическими упорами.

В целях повышения надежности при возникновении нештатных ситуаций сохранена возможность управления всеми приводами вручную, с помощью рукояток.

Пульт управления ГСтЭМ. На пульте управления грузовой стрелы размещаются:

- двухпозиционный переключатель подачи/снятия питания для первого полукомплекта;

- двухпозиционный переключатель подачи/снятия питания для второго полукомплекта;

- индикатор подачи питания на первый полукомплект;

- индикатор подачи питания на второй полукомплект;

- трехпозиционный переключатель с фиксированным средним положением для выдачи питания соот-

ветствующей полярности на двигатели привода подъема/опускания;

индикатор нажатия тумблера для движения ГСтЭМ при подъеме/опускании;

трехпозиционный переключатель с фиксированным средним положением для выдачи питания соответствующей полярности на двигатели привода переноса вправо/влево;

индикатор нажатия тумблера для движения ГСтЭМ при переносе вправо/влево;

сдвоенный переключатель аварийного останова для снятия питания с обоих полукомплектов приводов;

индикатор нажатия тумблера аварийного останова.

Для индикации состояния приводов используются сверхъяркие диоды, что обеспечивает достаточную яркость свечения при прямом угле зрения. Недостатком использования сверхъярких диодов является повышенный потребляемый ток. Данный недостаток можно компенсировать экспериментальным подбором величины тока в зависимости от необходимой степени яркости.

Вариант панели управления пульта представлен на рис. 8.

Система обеспечения теплового режима (СОТР) должна обеспечивать температурный диапазон для электромеханических приводов в режиме работы и

хранения $\pm 50\text{ }^{\circ}\text{C}$, для пульта управления от -10 до $+50\text{ }^{\circ}\text{C}$. Необходимость энергоснабжения СОТР в режиме хранения подлежит уточнению на этапе натурных испытаний.

В качестве измерительной аппаратуры предполагается использовать шесть специальных термометров сопротивления на электродвигателях и два аналогичных термометра в пульте.

Тепловой режим электромеханических приводов и пульта управления обеспечивается с помощью электрических нагревателей. В каждом электроприводе и пульте управления установлено по два нагревателя (основной и резервный) мощностью 10 Вт каждый (число нагревателей в пульте управления и их мощность подлежат уточнению в процессе разработки). Управление нагревателями осуществляется биметаллическими реле (температура срабатывания от 5 до 35 $^{\circ}\text{C}$).

СОТР состоит из двух полукомплектов, каждый из которых способен обеспечить тепловой режим электроприводов и пульта управления.

Нерабочие поверхности приводов и пульта должны быть укрыты экранно-вакуумной теплоизоляцией (ЭВТИ). Необходимый тепловой режим открытых поверхностей должен поддерживаться подбором оптических коэффициентов используемых материалов. Состав ЭВТИ и оптические коэффициенты определяются на стадии разработки конструкторской документации.

Блок-схема системы электропитания ГСтЭМ представлена на рис. 9.

Технология модернизации грузовой стрелы ГСтМ

Модернизация доставленных на РС МКС двух ГСтМ может быть выполнена в вариантах А и Б.

Вариант А предполагает:

выполнение ВнеКД для демонстрационной балки и поста космонавта ГСтЭМ;

внесение агрегатов в СО-1, шлюзование;

проведение работ по электрификации ГСтМ космонавтами без скафандров;

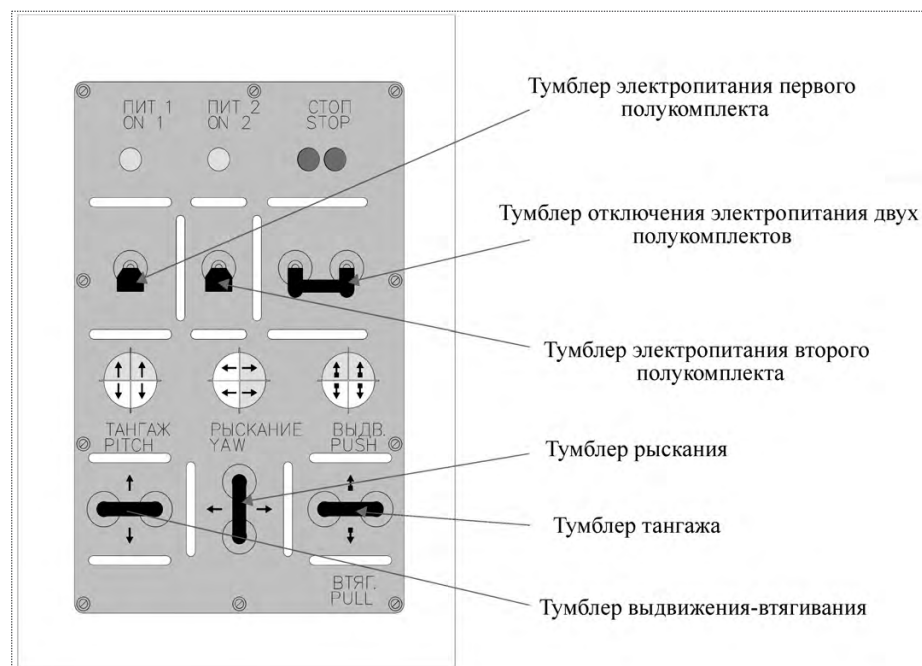


Рис. 8. Пульт управления ГСтЭМ

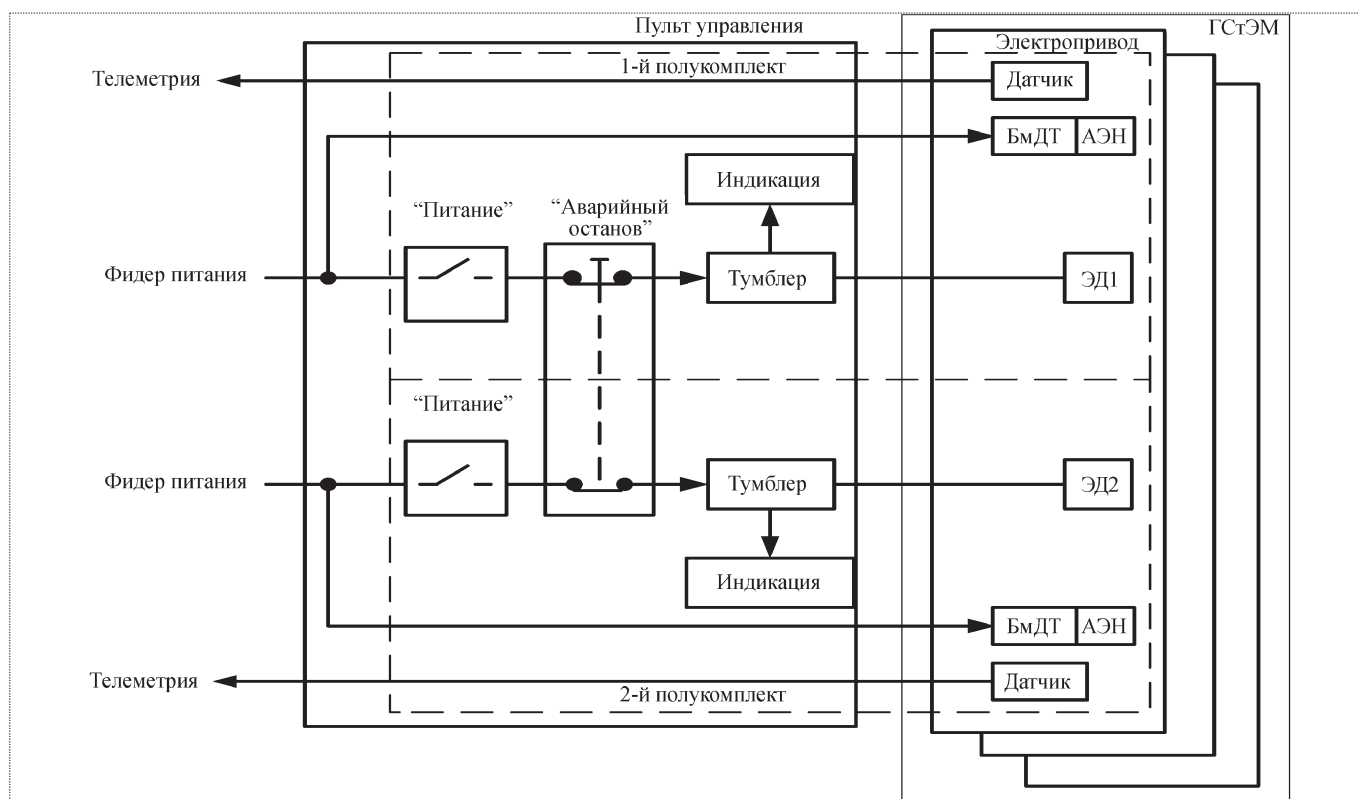


Рис. 9. Блок-схема системы электропитания ГСтЭМ:

БмДТ — биметаллический датчик температуры; АЭН — автономный электронагреватель; ЭД — электродвигатель

выполнение ВнеКД для выноса и монтажа ГСтЭМ снаружи СО-1.

Вариант Б предполагает выполнение всех действий по доработке стрелы в процессе ВнеКД:

- вынос оборудования и инструментов;
- установку редукторов с электроприводами;
- установку и подключение пульта управления;
- проверку функционирования электроприводов и пульта управления.

Оценка временных затрат при ВнеКД на выполнение доработки ГСтМ показывает, что вариант Б в три раза экономичнее по времени, следовательно, гораздо дешевле варианта А.

Однако с точки зрения качества и надежности выполнения работ предпочтительней вариант А.

Для реализации варианта Б необходимо установить электромеханические приводы на посадочные места входных валов приводов, при этом выполняются следующие операции:

- удаляются фиксирующий штифт вала ручного привода с помощью специального инструмента;

выворачивается цилиндрическая гайка, после чего снимается ручка ручного привода (рис. 10);



Рис. 10. Демонтаж ручки редуктора

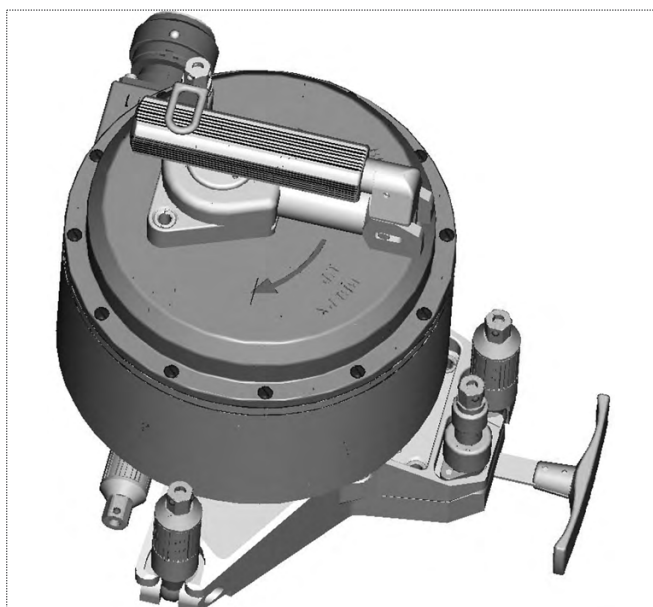


Рис. 11. Электромеханический привод

на освободившийся вал ручного привода устанавливается вал электромеханического привода (рис. 11) и закрепляется фиксаторами.

После установки пульта и приводов стрелы проводится их подключение к кабельной сети с помощью специальных электросоединителей.

Экспериментальная отработка ГСтЭМ

Основные цели наземной экспериментальной отработки ГСтЭМ и ее составных частей:

выявление и устранение потенциальных источников отказов;

подтверждение приемлемости принятых схемно-конструктивных решений при разработке электромеханических приводов и пульта управления ГСтЭМ;

отработка конструкторской документации;

подтверждение требований технического задания на доработку ГСтМ;

подтверждение требований по надежности.

Технической базой для проведения экспериментальной отработки ГСтЭМ является многофункциональный стенд "Селен" (РКК "Энергия"), на котором отрабатывались операции снятия рукояток механических приводов, установки макетов электромеханических приводов, их подключение к кабелям электропитания, установка пульта управления ГСтЭМ и работа с ним.

Работы выполняли космонавты-испытатели и инженеры-испытатели, снаряженные в скафандр "Орлан-М" под избыточным давлением 0,4 ати.

На стенде "Селен" проводилась эргономическая экспертиза выполнения требований совместимости человека в скафандре с конструкцией ГСтЭМ в процессе ее доработки и при эксплуатации установленного оборудования.

Выполнение требований к надежности ГСтЭМ и ее составных частей подтверждается результатами анализа конструкции на этапе разработки конструкторской документации с выпуском документа АВПКО (анализ видов последствий и критичности отказов), а также положительными результатами всех видов экспериментальной отработки.

Испытания проводятся в следующем объеме.

Для автономной экспериментальной отработки вновь разрабатываемых электромеханических приводов и пульта управления проводятся конструкторско-доводочные испытания (КДИ) пульта управления; КДИ электроприводов выдвижения/складывания; специальные испытания на электромагнитную совместимость.

Поскольку конструкции механизмов всех разрабатываемых электроприводов не имеют принципиальных отличий, КДИ проводятся для одного из трех электроприводов.

Для автономной и комплексной отработки ГСтЭМ проводятся лабораторные отработочные испытания системы (ЛОИС); комплексные отработочные испытания ГСтЭМ в составе комплексного стенда изделия ГСтМ. Оценивается правильность схемных и конструктивных решений, алгоритмов, циклограмм и режимов работы системы и ее составных частей, в том числе при расчетных нештатных ситуациях и при имитации единичных отказов. Определяется энергопотребление электроприводами и пультом управления в целом в различных режимах функционирования ГСтЭМ. По окончании ЛОИС выдается заключение о допуске ГСтЭМ к дальнейшим испытаниям.

Заключительным этапом экспериментальных работ являются специальные межведомственные испытания (СМИ).

Испытания, подтверждающие правильность выбора эргономических параметров взаимодействия человека в скафандре "Орлан-М" с органами управления ГСтЭМ и его агрегатами, проводятся на макете ГСтМ (для проведения КДИ), который устанавливается на стенде "Выход-2" в РГНИИ ЦПК. Стенд "Выход-2" обеспечивает имитацию комплексного управления космонавтом системами скафандра "Орлан-М" на базе электронной модели (рис. 12).

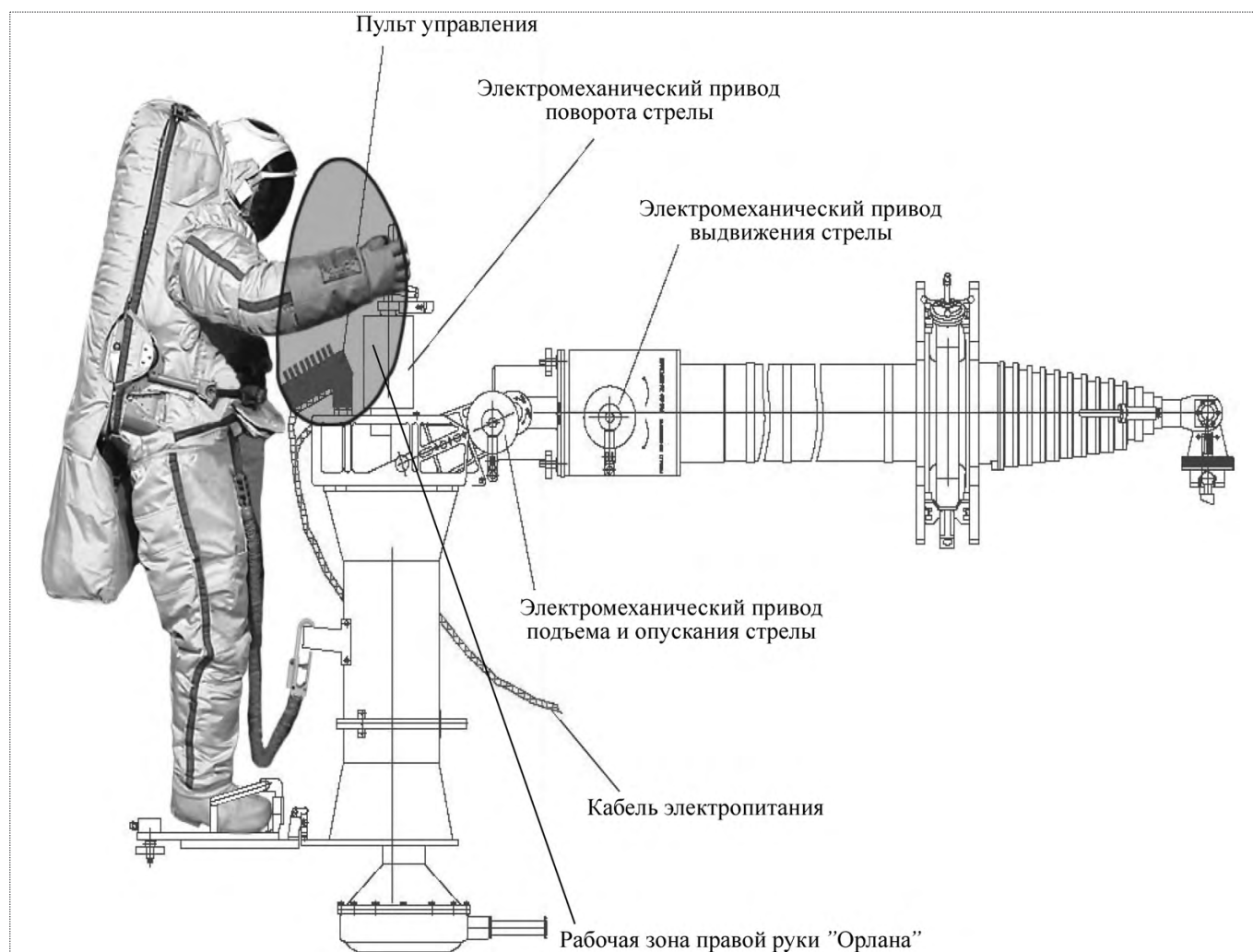


Рис. 12. Эргономическая экспертиза зон досягаемости элементов управления ГСтЭМ

Испытания, подтверждающие возможность и удобство выноса из СО-1 монтируемого оборудования, его транспортировки и монтажа на ГСтМ, проводятся на макете станции в гидролаборатории в РГНИИ ЦПК. Выполняется полная циклограмма работ по модернизации ГСтМ в процессе ВнеКД с участием двух инженеров-испытателей.

Заключение по результатам СМИ является одним из исходных документов для выдачи заключения о допуске ГСтЭМ к летной эксплуатации. Программа и методика испытаний разрабатываются для каждого вида испытаний. После каждого вида испытаний выпускаются заключение и отчет (акт), содержащие допуск составной части ГСтЭМ, системы в целом к последующему этапу экспериментальной отработки или эксплуатации в составе МКС (при положительном результате испытаний).

Перспективы использования результатов работы по модернизации ГСтМ

Включение в структуру МКС грузовой стрелы, модернизированной на основе проведенных исследований, разработок, экспериментальных и испытательных работ, приведет к снижению нагрузок на космонавтов при ВнеКД и повышению эффективности и безопасности их работы при выполнении задач обслуживания и ремонта в процессе ВнеКД. Внедрение ГСтЭМ в средства по обеспечению эксплуатации орбитальных станций, выполнение регулярных операций с использованием ГСтЭМ по дооснащению, сборке, монтажу, техническому обслуживанию и ремонту оборудования в открытом космосе позволят выйти на новые позиции по срокам активного существования орбитальных станций и их научно-техническому потенциалу.

Модификация грузовой стрелы	Грузоподъемность, кг	Степень автоматизации				Дополнительные аксессуары	Примечание
		Тангаж	Рыскание	Крен	Выдвижение-втягивание		
ГСт	800	Редуктор с ручным приводом	Редуктор с ручным приводом	Ручное вращение любого звена	Перемещение каждого звена за рукоятку	Два такелажных узла, два якоря	Якорь оригинальной конструкции
ГСтМ	3000	Редуктор с ручным приводом	Редуктор с ручным приводом	Ручное вращение только конечного звена с такелажным узлом	Редуктор с ручным приводом	Пост оператора с якорем, СТУ, мобильное звено "Гусёк"	Якорь совместной российско-американской разработки
ГСтЭМ	3000	Редуктор с электроприводом	Редуктор с электроприводом	Ручное вращение только конечного звена с такелажным узлом	Редуктор с электроприводом	Пост оператора с якорем, СТУ, мобильное звено "Гусёк", внешний пульт управления редукторами	Якорь совместной российско-американской разработки
ГСтЭМ-ВУ	6000	Редуктор с электроприводом	Редуктор с электроприводом	Редуктор с электроприводом для вращения такелажного звена с пульта	Редуктор с электроприводом	Пост оператора с якорем, СТУ, мобильное звено "Гусек" с электроприводом, внешний пульт управления редукторами, внутренний пульт управления ГСтЭМ-ВУ, автоматический такелажный узел	Якорь совместной российско-американской разработки

Проведение с помощью ГСтЭМ монтажных и ремонтных работ, парирующих отклонения от штатных режимов полета, приведет к экономии бюджетных средств.

Введение в строй ГСтЭМ и последующих модификаций позволит сократить время циклограмм ВнеКД и энергозатраты космонавтов и, следовательно, повысить результативность работы при экономии ресурса скафандров.

Возможная дальнейшая модернизация ГСтЭМ — организация управления грузовой стрелой из гермоотсека станции. При реализации этого решения будет достигнуто существенное расширение возможностей космического строительства.

Данная модификация стрелы имеет название ГСтЭМ-ВУ и является системой взаимодействующих средств управления и исполнительных органов с обеспечением контроля их состояния и управления с пульта, установленного внутри гермоотсека станции.

Новые возможности ГСтЭМ-ВУ с функцией внутреннего управления позволят проводить некоторые опе-

рации без выхода экипажа в открытый космос, что должно обеспечить существенный рост уровня безопасности.

Сравнительные характеристики модификаций грузовой стрелы представлены в таблице.

Дальнейшая деятельность в рамках рассмотренной тематики позволит своевременно подготовить необходимую базу для глобального орбитального строительства и будущей работы на других планетах. Это то, о чем мечтали и над чем увлеченно работали К.Э. Циолковский, С.П. Королев, Ф.А. Цандер и многие другие творцы космической техники.

Аббревиатура терминов

1. **Методические** рекомендации по анализу и оценке пространственной компоновки рабочих мест. М., ВЦНИИОТ ВЦСПС, 1983.
2. **ГОСТ 21752—76***. Система "человек—машина". Маховики управления и штурвалы. Общие эргономические требования. М., 1976.
3. **ГОСТ 21753—76***. "Система "человек—машина". Рычаги управления. Общие эргономические требования. М., 1976.
4. **ОСТ 134-1003—95**. Инструменты для внекорабельной деятельности. М., 1995.
5. **ОСТ 134-1003—95**. Средства фиксации для внекорабельной деятельности. М., 1995.

Моделирование напряженно-деформированного состояния осесимметричного парашюта при раскрытии

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

Рассматриваются вопросы определения напряженно-деформированного состояния осесимметричного парашюта при раскрытии на основе расчетно-экспериментальной методики. Процесс раскрытия парашюта разбивается на предварительный, основной и заключительный этапы. На каждом этапе рассматриваются внутренние усилия и деформации всех элементов купола, определяющие прочность парашюта.

Ключевые слова: моделирование; осесимметричный парашют; раскрытие; нагружение; формообразование; деформирование.

V.I. Morozov, A.T. Ponomarev, F.G. Gerasimato, V.A. Androsenkov. Simulation Of An Axially-Symmetric Parachute Stress-Strain State At Opening

The article addresses determination of the axially-symmetric parachute stress-strain state at its opening on the basis of the calculating-and-experimental procedure. The parachute opening process is divided into preliminary, main and final phases. The internal forces and canopy elements deformations which define the parachute strength are considered at each stage.

Key words: modelling; axisymmetric parachute; inflation; loading; formation; deformation.

Одна из центральных задач парашютостроения — раскрытие (наполнение) парашюта — в теоретическом плане в полном объеме по-прежнему остается нерешенной [1]. Ее актуальность для парашютостроения и исключительная сложность теоретического решения в силу нелинейности проблемы в целом способствовали формированию двух направлений в создании и развитии теории раскрытия парашюта.

Одно из них, появившееся еще на самых ранних стадиях разработки парашютной техники и продолжающее развиваться до сих пор, базируется на осмыслении и обобщении материалов физического эксперимента и летно-экспериментальной отработки изделий. В результате такого обобщения была создана упрощенная математическая модель (ММ) нагружения и формообразования осесимметричного парашюта при раскрытии [1], в основу которой положены уравнение неразрывности (расхода) жидкости (газа) и однопараметрическая модель формообразования. Считается, что ее основными параметрами, отражающими ход процесса раскрытия парашюта, являются площади входного отверстия и миделевого сечения купола, скорость потока воздуха на входе под купол, расход воздуха (истечение) через ткань купола и конструктивные отверстия на нем.

Другое направление — чисто теоретическое. Его формирование связано с появлением новых информационных расчетных технологий и ориентировано на широкое применение численных методов механики сплошной среды и их синтеза и современных вычислительных средств. В расчетной практике парашютостроения эти методы только начинают применяться. Имеются трудности в реализации этого направления, обусловленные особенностями дискретных расчетных схем аэродинамики и упругости и их синтеза.



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



ПОНОМАРЕВ
Анатолий Тимофеевич —
профессор Военно-воздушной
академии им. проф. Н.Е. Жу-
ковского и Ю.А. Гагарина,
доктор техн. наук



ГЕРАСИМАТО
Феликс Герасимович —
старший научный сотрудник
ФГУП "НИИ парашютострое-
ния", кандидат техн. наук



АНДРОСЕНКОВ
Владимир Анатольевич —
заместитель начальника науч-
но-исследовательского отдела
Военно-воздушной академии
им. проф. Н.Е. Жуковского и
Ю.А. Гагарина, кандидат техн.
наук

Привлекательность первого направления состоит в том, что синтез однопараметрической модели формообразования и модели обтекания парашюта в виде уравнения неразрывности дает возможность существенно облегчить как математическую постановку задачи о раскрытии парашюта, так и ее численное воплощение. Создана оперативная методика расчета на ЭВМ процесса раскрытия (наполнения) осесимметричного парашюта с рифлением купола и без него, получены зависимости от времени t перепада давлений $\Delta p(t)$ и границы его распространения по поверхности купола, нагрузки в узле крепления строп (коуше), фазы раскрытия и траекторных параметров снижающегося груза на парашюте. В качестве недостатка отметим, что данная методика позволяет определять только интегральную характеристику нагружения парашюта при раскрытии (нагрузку в коуше) и априорную форму купола, в то время как для расчета на прочность конструктивных элементов парашютной системы (ПС) (их напряженно-деформированного состояния (НДС)) требуется знание распределенных аэродинамических характеристик и привлечение двухмерной упругой модели.

В данной статье излагается вопрос дальнейшего совершенствования методики расчета на ЭВМ процесса раскрытия парашюта на базе упрощенной ММ нагружения и формообразования, названной в [1] *модель 1*. Рассматривается расширение ее возможностей за счет синтеза с более современной (двухмерной) упругой ММ расчета формообразования и НДС парашюта на основе метода сосредоточенных масс (МСМ). Перейдем к описанию этой *модели 2*.

Модель 2. Задача решается в связанной системе координат $Oxuz$ с началом, расположенным, например, для круглого парашюта (рис. 1, а) в полюсе раскройной формы купола.

В соответствии с МСМ расчетный дискретный упругий аналог парашюта представляется в виде пространственно расположенных сосредоточенных масс, шарнирно соединенных между собой невесомыми упругими нитями (стержнями), работающими только на растяжение. Так как конструкция парашюта состоит из купола и строп, то ее итоговый расчетный дискретный упругий аналог формируется путем наложения двух независимых расчетных сеток силового каркаса (рис. 1, б) и ткани (рис. 1, в).

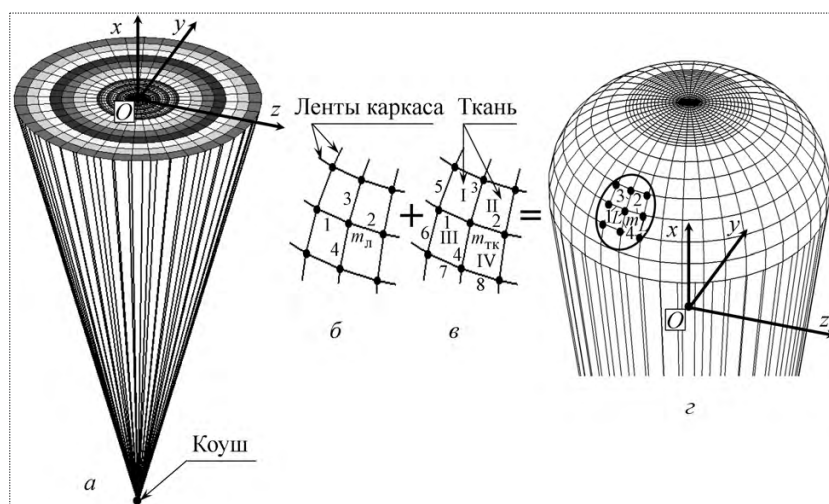


Рис. 1. Формирование расчетного дискретного упругого аналога парашюта

На рис. 1, б, в через $m_e = \frac{1}{2} \sum m_{er} (r = \overline{1,4})$ обозначена масса узловой точки пересекающихся лент подкрепляющего силового каркаса, являющихся направлениями линий расчетной сетки, через $m_{\delta e} = \frac{1}{4} \sum m_{\delta ev} (v = \overline{I, IV})$ — масса узловой точки расчетной тканевой сетки; цифрами 1, ..., 4 пронумерованы подходящие к ней невесомые стержни (участки силовых лент), имеющие массу m_{er} , жесткость E_{er} и длину l_r ; римскими цифрами I, ..., IV — массы прилегающих к ней тканевых участков $m_{\delta ev} (v = \overline{I, IV})$, цифрами 1, ..., 8 — условные тканевые стержни длиной $l_\mu = (\mu = \overline{1,8})$.

Приведенные жесткости условных тканевых стержней 1, ..., 4 определяются выражениями

$$E_{\delta e1} = \tilde{E}_2^1 (l_5^0 + l_6^0)/2; \quad E_{\delta e2} = \tilde{E}_2^2 (l_3^0 + l_4^0)/2; \\ E_{\delta e3} = \tilde{E}_1^3 (l_1^0 + l_2^0)/2; \quad E_{\delta e4} = \tilde{E}_1^4 (l_7^0 + l_8^0)/2,$$

где $\tilde{E}_1^3, \tilde{E}_1^4 \in \tilde{E}_2^1, \tilde{E}_2^2$ — погонные жесткости по направлениям линий расчетной сетки условных тканевых стержней соответственно 3, 4 и 1, 2, примыкающих к узловой точке массой $m_{\delta e}$ (обычно вдоль основы и утка ткани; рис. 1, в); $l_\mu^0 (\mu = \overline{1,8})$ — начальная длина стержня (недеформированного).

На рис. 1, з через m_L обозначена суммарная масса расчетной узловой точки L . При совмещении обеих расчетных сеток $m_L = m_e + m_{\delta e}$. Суммарные приведенные жесткости примыкающих к ней стержней 1, ..., 4 длиной $l_n (n = \overline{1,4})$ будут $E_{\Sigma n} = E_{\delta en} + E_{er} \quad (n, r = \overline{1,4})$.

Уравнение движения узловой точки L в лагранжевых переменных в проекциях на оси координат x_ξ ($\xi = x, y, z$; см. рис. 1) для момента времени $j+1$ запишется так:

$$m_L (a_L^{j+1})_\xi = \sum (F_{L\lambda}^j)_\xi \quad (L = \overline{1, v}; \lambda = \overline{1, n}), \quad (1)$$

где a_L и $F_{L\lambda}$ — векторы соответственно ускорения и сил, действующих на узловую точку L ; λ — число векторных сил.

Сумма векторных сил $\sum F_{L\lambda}^j$, действующих на узловую точку L в момент времени j , в проекциях на ось x_ξ будет иметь вид

$$\left(\sum_{\lambda=1}^n F_{L\lambda} \right)_\xi^j = (P_{La})_\xi^j + \left(\sum_{i=1}^4 N_{Li} \right)_\xi^j, \quad (2)$$

где P_{La} — вектор аэродинамической силы, действующей в районе узловой точки L ; N_{Li} — вектор натяжений в примыкающих к узловой точке L невесомых стержнях.

Расчет движения всех узловых точек объекта ведется по временным слоям путем последовательного их обхода на каждом j -м временном слое — практически последовательным перемещением шаблона (выделенная область на рис. 1, з) по всем расчетным узловым точкам. Уравнение (1), разрешенное относительно ускорения $(a_L^{j+1})_\xi$, в развернутой форме для момента времени $j+1$ будет иметь следующий вид:

$$(a_L^{j+1})_\xi = \frac{(N_2^j - N_1^j)_\xi + (N_3^j - N_4^j)_\xi + \Delta p_L^j [(l_1^j + l_2^j)(l_3^j + l_4^j)/4]_\xi}{\rho_L (l_1^0 + l_2^0)(l_3^0 + l_4^0)/4}, \quad (3)$$

где N_i^j, l_i^j ($i = \overline{1, 4}$) — соответственно натяжения в стержнях, подходящих к узловой точке L (см. рис. 1, з), и текущие значения их длин на j -м временном слое; Δp_L^j и ρ_L — усредненные перепад давлений и поверхностная плотность материала в окрестности узловой точки L ; причем $\Delta p_L^j = \text{const}$ (площадь охвата им определяется выполненной частью поверхности купола) задается по формулам

$$\Delta p = \frac{M_a g}{\pi R_1^2} \quad \text{либо} \quad \Delta p = c_i q,$$

где c_i — коэффициент сопротивления парашюта; $q = \rho_a U^2 / 2$ — скоростной напор; R_1 — радиус миделе-

вого сечения парашюта; M_a — масса десантируемого груза.

Интегрирование уравнения (3) осуществляется методом Эйлера, шаг интегрирования по времени Δt выбирается из условия Куранта $\Delta t \leq \frac{\lambda^* l_{\min}}{c_{\max}}$, где $l_{\min}$ — минимальное значение длины примыкающего к узловой точке стержня в лагранжевой системе координат; $c_{\max} = \sqrt{E_{\max} / \rho_{\min}}$ — максимальная скорость распространения упругой волны в материале парашюта; константа λ^* подбирается в ходе вычислительного эксперимента.

При решении связанной задачи нагружения и деформирования парашюта по найденным проекциям ускорений $(a_L^{j+1})_\xi$ вычисляются составляющие скорости узловой точки L в момент времени $j+1$:

$$(u_L^{j+1})_\xi = (u_L^j)_\xi + (a_L^{j+1})_\xi \Delta t. \quad (4)$$

При решении несвязанной задачи (формообразование и НДС парашюта находятся при заданной величине перепада давлений Δp и зоне его действия на поверхности купола) для нахождения составляющих скорости узловой точки L в момент времени $j+1$ и используется метод установления

$$(u_L^{j+1})_\xi = [(u_L^j)_\xi + (a_L^{j+1})_\xi \Delta t] \xi_0, \quad (5)$$

где ξ_0 — коэффициент демпфирования, гасящий осцилляции решения задачи (подбирается в процессе вычислительного эксперимента).

Затем определяются пространственные координаты узловой точки L в момент времени $j+1$:

$$(x_\xi)_L^{j+1} = (x_\xi)_L^j + (u_L^{j+1})_\xi \Delta t. \quad (6)$$

С использованием (6) вычисляют текущие значения длин стержней l_i^{j+1} и далее степени их удлинений Δl_i^{j+1} и натяжения N_i^{j+1} по формулам

$$\Delta l_i^{j+1} = l_i^{j+1} / l_i^0; \quad N_i^{j+1} = E_{\Sigma i} (\Delta l_i^{j+1} - 1) \quad (i = \overline{1, 4}). \quad (7)$$

Интегрирование уравнений (3), (5), (6) осуществляется при соответствующих граничных и начальных условиях, задаваемых в узловых точках расчетного дискретного упругого аналога и зависящих от конкретной задачи. При этом на натяжения N_i^{j+1} накладывается условие

$$N_i^{j+1} = 0 \quad \text{и} \quad \Delta l_i^{j+1} - 1 < 0 \quad (i = \overline{1, 4}). \quad (8)$$

Текущие натяжения в лентах подкрепляющего каркаса N_{ei}^{j+1} и погонные усилия в ткани N_{oei}^{j+1} также подчиняются условию (8):

$$N_{ei}^{j+1} = E_{ei} (\Delta l_i^{j+1} - 1); \quad N_{oei}^{j+1} = E_{oei} (\Delta l_i^{j+1} - 1) \quad (i = \overline{1,4}). \quad (9)$$

Синтез моделей 1 и 2. Объединение этих моделей позволило, с одной стороны, расширить возможности по-

лучения научной информации о процессе раскрытия парашюта — его нагружении, формообразовании и НДС конструктивных элементов, а с другой — на базе разработанных алгоритмов создать систему автоматизированного расчета на ЭВМ этого процесса.

Структурная схема системы представлена на рис. 2. Она состоит из двух последовательно работающих расчетных модулей I и II — расчета на ЭВМ соответствен-

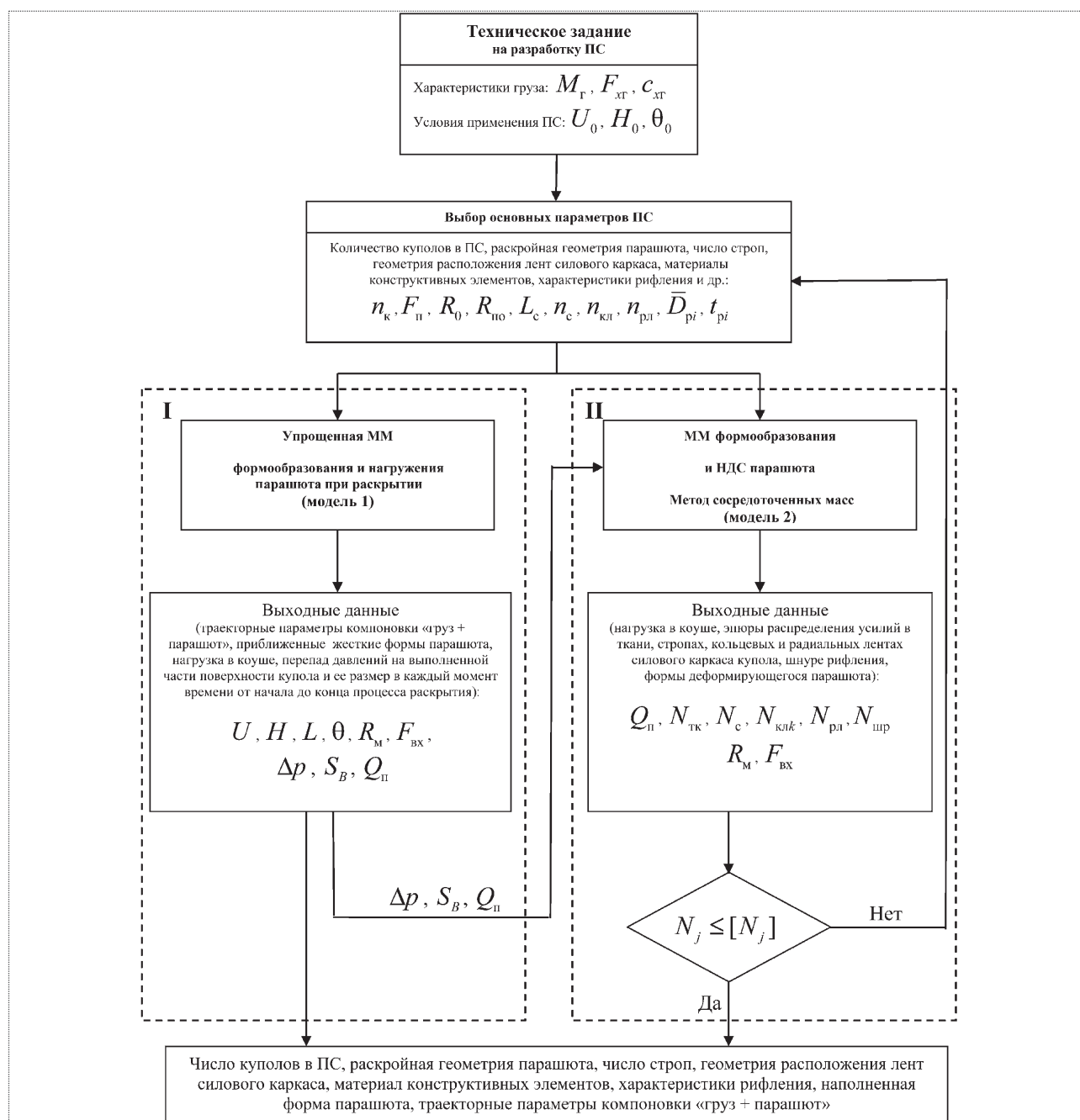


Рис. 2. Структурная схема вычислительного комплекса для расчета на ЭВМ нагружения, формообразования и НДС осесимметричного парашюта при раскрытии на базе синтеза моделей 1 и 2

но по модели 1 нагружения и формообразования и по модели 2 формообразования и НДС конструктивных элементов парашюта при раскрытии.

Подготовительный этап вычислительного процесса осуществляется на основе технического задания. Возможны следующие типы парашютной системы (ПС):

- одно- или многокупольная;
- одно- или многокаскадная;
- без рифления куполов или с рифлением (одно- или многоступенчатый).

Выбирается базовый (в основном осесимметричный) парашют, назначаются его геометрия, число строп и силовой каркас (радиально-кольцевой) и его расположение на куполе, параметры рифления, материал конструктивных элементов (ткани купола, подкрепляющих лент, строп, шнуров рифления). Вся эта подготовительная информация поступает в расчетные модули I и II.

В модуле II согласно поступившей информации и соответствующим граничным условиям для коуша и полюса парашюта, геометрическим и статическим условиям стыковки строп и радиальных лент силового каркаса последовательно в автоматизированном режиме строится сначала исходная плоская раскройная форма парашюта, а по ней — расчетный дискретный упругий аналог, который далее заполняется данными массовых (узловых точек) и приведенных жесткостных (невесомых упругих стержней) характеристик назначенных материалов, выборка которых производится из базы данных.

После выполнения подготовительного этапа объединенная расчетная система может работать в режимах A и B.

Режим A — последовательное решение задачи нагружения и формообразования сначала расчетным модулем I, а затем расчетным модулем II задачи формообразования и НДС конструктивных элементов парашюта при раскрытии.

Одна итерация в модуле II включает следующие операции:

- расчет начальных длин невесомых упругих стержней и их приведенных жесткостей;
- вычисление внешних сил через перепад давлений, действующих на узловые расчетные точки;
- расчет векторов нормалей в узловых расчетных точках и их движение;
- определение деформаций и натяжений в элементах дискретного упругого аналога.

Итерационный процесс вычислительного цикла модуля II ограничен условиями $(a_i^{j+1}) \leq 10^{-6}$ и $Q_i^{\delta} = Q_i^{\zeta}$ (равенство расчетной и заданной нагрузок в

коуше). На выходе получаем координаты узловых точек наполненной формы парашюта при раскрытии и натяжения в его силовых конструктивных элементах. Далее по полученной информации строятся окончательная наполненная форма парашюта при раскрытии и эпюры натяжений во всех силовых элементах его конструкции (стропях, лентах силового каркаса и ткани в кольцевом и радиальном направлении, шнуре рифления при его наличии).

Режим B — решение условно связанной задачи. При работе объединенной расчетной системы в режиме B обмен информацией между расчетными модулями I и II происходит на каждом междомодульном вычислительном цикле, т.е. осуществляется корректировка формы купола, НДС конструктивных элементов (в модуле II) по действующему на него перепаду давлений с учетом границы области его действия на поверхности купола. Напомним, что амплитуда перепада давлений Δp и граница области его действия S_B на поверхности купола меняются во времени t ; на эти параметры нагружения купола парашюта при раскрытии влияют этапы наполнения и рифления.

Вычислительный эксперимент на ЭВМ на этом режиме в расчетном модуле II стартует также при условии, что в момент времени $t=0$ парашют с куполом плоской раскройной формы обтекается потоком, движущимся с начальной скоростью U_0 . В режиме B расчетный модуль I будет каждый раз выдавать новую входную информацию расчетному модулю II, касающуюся параметров нагружения $\Delta p(t)$ и $S_B(t)$, последовательно отвечающим этапам наполнения и ступеням рифления купола (по мере разрифления) парашюта при раскрытии.

Возможности объединенного вычислительного комплекса на базе синтеза алгоритмов моделей 1 и 2 проиллюстрируем на конкретных примерах.

Раскрытие парашюта с одноступенчатым рифлением. Как уже отмечалось, объединенный вычислительный комплекс позволяет решать также задачи формообразования, нагружения и НДС силовых конструктивных элементов парашюта при раскрытии с куполом, имеющим различные ступени рифления; при этом могут быть использованы различные режимы его работы.

На рис. 3 исследовано влияние параметра рифления $\bar{D}_\delta$ ($\bar{D}_\delta = L_{\sigma,\delta} / (\pi D_0)$, где $L_{\sigma,\delta}$ — длина шнура рифления; D_0 — диаметр раскройной формы круглого парашюта) на формообразование и НДС парашюта с одноступенчатым рифлением. Для этого был использован расчетный модуль II в автономном режиме работы. Эпюра распределения перепада давлений $\Delta p(S_A)$ по куполу в радиальном направлении задавалась на основе данных

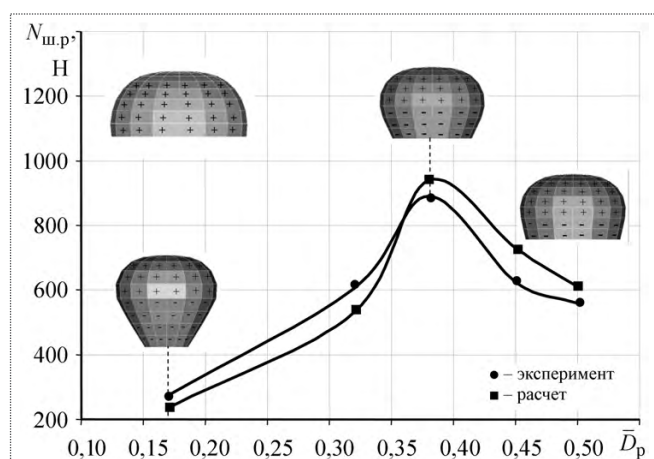


Рис. 3. Изменение формы парашюта и натяжения $N_{ш.р}$ в шнуре рифления в зависимости от параметра рифления D_{δ}

трубных экспериментов ЦАГИ. Кривые $N_{\delta, \delta}(\bar{D}_{\delta})$ характеризуют изменение натяжения в шнуре рифления в зависимости от параметра рифления $\bar{D}_{\delta}$. Из рис. 3 видно, что рифление оказывает существенное влияние не только на форму, но и на изменение картины НДС парашюта в целом. Если купол раскрывшегося парашюта без рифления $\bar{D}_{\delta} = 1$ имеет полностью наполненную форму и двухосное НДС (на рис. 3 слева сверху), то у купола с рифлением наблюдается не полностью наполненная форма; существуют зоны с одно- и двухосным НДС. Эти зоны указаны на формах поверхности купола соответственно знаками "-" и "+". Для областей с одноосным НДС характерным является наличие сморщивания — складок (не наполненности) части поверхности купола и нагруженности только радиальных лент силового каркаса.

Раскрытие парашюта с двухступенчатым рифлением. Рассматривается парашют площадью $F_1 = 1800 \text{ м}^2$; параметры рифления $\bar{D}_{\delta 1} = 0,12$; $\bar{D}_{\delta 2} = 0,30$; масса груза $M_{\delta} = 21000 \text{ кг}$. Исходная информация, необходимая для выполнения расчетов, формируется на основе экспериментальных данных, полученных в НИИ парашютостроения в рамках летной отработки конкретных изделий.

Сначала с использованием расчетного модуля I осуществляется расчет формообразования и нагружения исследуемого парашюта при раскрытии с учетом изменения траекторных параметров компоновки "груз + парашют". Результаты вычислений приведены в [1] в

виде кривых $U(t)$, $H(t)$, $\Delta p(t)$, $\bar{R}_{\delta \delta}(t)$, $\bar{R}_1(t)$, $\bar{S}_B(t)$, отражающих соответственно изменение с течением времени скорости снижения U и высоты нахождения H системы "груз + парашют", перепада давлений Δp на выполненной части поверхности купола с учетом коэффициентов динамичности K_{δ} , относительных радиусов входного отверстия $\bar{R}_{\delta \delta}$ и миделевого сечения $\bar{R}_1$, относительной зоны действия $\bar{S}_B$ перепада давлений на поверхности купола (безразмерные параметры $\bar{R}_{\delta \delta}$, $\bar{R}_1$ и $\bar{S}_B$ отнесены к раскройному радиусу круглого парашюта R_0).

Затем в расчетном модуле II вычислительного комплекса по данным о раскройной геометрии парашюта, числе строп, числе и геометрии расположения лент силового каркаса, значениям упругомассовых характеристик материалов конструктивных элементов (строп, лент силового каркаса и ткани купола) в автоматическом режиме формируется расчетный дискретный упругий аналог парашюта, нагружаемый впоследствии перепадом давлений Δp , действующим на выполненной части поверхности купола. Изменяющаяся во времени t величина перепада давлений и зона его действия S_B находятся в расчетном модуле I с учетом изменения траекторных параметров и характеристик рифления $\bar{D}_{\delta i}$ и $t_{\delta i}$. По ним выполняется расчет последовательных форм парашюта в процессе его раскрытия; определяются нагрузки в коуше Q_1 , усилия в ткани $N_{\delta \delta}$, стропе N_{δ} , кольцевых $N_{\delta, \delta}$ и радиальных $N_{\delta, \delta}$ лентах силового каркаса, шнуре рифления $N_{\delta, \delta}$ [1].

Изучено влияние проницаемости ткани купола на нагружение, формообразование и НДС раскрывающегося осесимметричного парашюта. На рис. 4 изображены кривые, характеризующие изменения нагрузки в коуше Q_1 и радиуса миделевого сечения R_1 во времени t соответственно при раскрытии парашюта, выполненного из малопроницаемой ткани в полюсной части купола и более проницаемой на периферии, и парашюта, выполненного целиком из про-

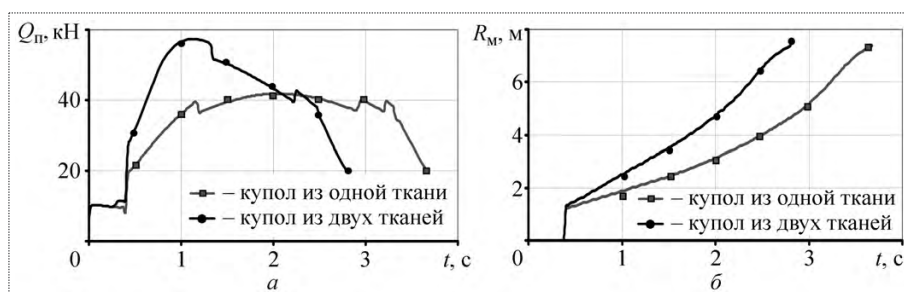


Рис. 4. Влияние проницаемости ткани на изменение с течением времени нагрузки в коуше Q_{δ} (а) и радиуса миделевого сечения R_{δ} (б) купола при раскрытии



ВОЛОДИН
Вячеслав Владимирович —
начальник Научно-информационного центра ГосНИИАС, кандидат техн. наук.



ЕГЕР
Владимир Сергеевич —
главный специалист ОКБ им. А.Н. Туполева, профессор, доктор техн. наук.

ДАЛЬНИЙ ИСТРЕБИТЕЛЬ-ПЕРЕХВАТЧИК: анализ истории и перспективы ее продолжения

В.В. Володин, В.С. Егер

В статье продолжен анализ вопросов разработки и создания дальних истребителей-перехватчиков, начатый авторами в предыдущей публикации на эту тему [1]. Рассмотрено продолжение функциональной линии дальнего истребителя-перехватчика в рамках развития боевой авиации 5-го поколения. Приведены результаты анализа ряда проектов самолетов данного типа, а также их сравнение с самолетами аналогичного назначения в боевой авиации предыдущих поколений.

Ключевые слова: проектирование самолетов; истребитель-перехватчик; ОКБ А.Н. Туполева; боевой самолет 5-го поколения.

V.V. Volodin, V.S. Yeger. Long-Range Interceptor-Fighter: Historical Spotlight And Future Outlooks

The article continues the discussion of issues pertaining to the development and production of long-range interceptor-fighters, started by the authors in the previous issue. It enlarges on the spectrum of functions attributed to a long-range interceptor-fighter within the background of the 5th generation combat aircraft concept, mulling over the results of similar projects and comparing them with those of previous aircraft generations.

Key words: aircraft development, interceptor-fighter, Tupolev special design bureau, 5th generation combat aircraft.

В опубликованной ранее статье авторов [1] рассмотрена общая история разработки и создания особого типа боевых самолетов — дальних истребителей-перехватчиков. Особое место среди созданных самолетов этого типа занимает дальний барражирующий перехватчик Ту-128, в разработке которого большую роль сыграл выдающийся отечественный авиаконструктор Сергей Михайлович Егер, долгие годы возглавлявший отдел техпроектв в ОКБ А.Н. Туполева.

Очевидно, было бы неправильным ограничиться только историческим аспектом, говоря о дальних истребителях-перехватчиках. Потребность в таких самолетах сохраняется, и их разработка и создание продолжаютс если не у нас, то за рубежом. И это обуславливает появление многих методических вопросов, некоторые из которых затронуты ниже.

Особенности новых системных условий в современной разработке боевых самолетов. Начавшееся в середине 1980-х гг. формирование боевой авиации 5-го поколения и в отечественной, и в зарубежной практике было сопряжено с определенными методологическими преобразованиями общих подходов к разработке боевых самолетов. В зарубежной (а если говорить конкретно, то в американской) практике это отразилось прежде всего на усилении системного принципа разработки самолетов-истребителей, причем не только как авиационных боевых комплексов, но и как функциональных элементов боевых систем вышестоящего уровня. Функциональное лицо и технический облик

истребителя F-22, а затем и истребителя F-35 определялись исходя из особенностей боевой системы, в рамках которой должны были функционировать эти самолеты, и особенностей тех условий, в которых должно было происходить это функционирование.

Усиление системного принципа разработки самолетов-истребителей имело место и в отечественной практике. Правда, в силу определенных объективных причин, обусловленных активной интеграцией России в рассматриваемый период в мировое экономическое сообщество, методологические преобразования общих подходов к разработке боевых самолетов получили здесь несколько иное звучание. Понятие боевого превосходства над противником уступило по своей приоритетности понятию конкурентоспособности на мировом рынке.

В отечественной методологии создания боевых самолетов 5-го поколения на первое место был выдвинут тезис о приоритетности самолетов-истребителей исключительно многофункционального назначения. Это отразилось на судьбе прорабатывавшихся в то время отечественных проектов перспективных истребителей-перехватчиков ПВО. Ушел в небытие целый ряд интересных проектов специализированных дальних перехватчиков авиации ПВО. Затем исчезла и сама категория этой авиации.

Вторым принципиальным моментом в разработке истребителей 5-го поколения стало положение о лимитировании стоимости этих самолетов. Справедливости ради следует отметить, что борьба за снижение стоимости была одним из ключевых моментов и в американской практике создания боевой авиации 5-го поколения, но именно боевой авиации в целом, а не отдельно взятого самолета. Это определило наше расхождение с американцами в данном вопросе. У американцев началась борьба за снижение стоимости жизненного цикла самолета-истребителя, т.е. величины расходов, приходящихся на самолет как элемент большой боевой системы за все время ее существования. В отечественной же практике во главу угла была поставлена рыночная стоимость самого самолета. Разумеется, борьба за снижение этой составляющей стоимости жизненного цикла самолета существовала и у американцев. Но у них эта борьба выражалась в усилиях по увеличению серийности производства боевых самолетов нового поколения, поскольку она оказывает очень большое влияние на стоимость самолета. У нас же основной акцент был сделан на уменьшение взлетной массы самолета, поскольку считалось, что именно она является определяющим фактором в стоимости самолета.

Как результат слишком большим по своей размерности для российских ВВС был признан разработан-

ный еще в советские годы в ОКБ им. А.И. Микояна перспективный боевой самолет 5-го поколения, опытный образец которого, известный как "изделие 1.44", в 2000 г. начал проходить летные испытания. От прекращения программы его создания этот самолет не спасло даже его наименование МФИ (многофункциональный фронтальный истребитель), подчеркивающее полное его соответствие концепции многофункционального истребителя 5-го поколения и возможность использования, в частности, в качестве дальнего истребителя-перехватчика.

Попутно как слишком тяжелый и чересчур дорогой и лишенный в силу этого перспектив продвижения на мировой рынок был "заклеймен" у нас и американский перспективный истребитель 5-го поколения F-22, "визави" отечественного истребителя МФИ. Правда, такой оценке способствовало то, что и в Соединенных Штатах вопрос о целесообразности продолжения разработки F-22 в середине 1990-х гг. обсуждался очень остро. Реакцией на это в прогнозах развития российской боевой авиации стало мнение, что, если не ставить задачу вооруженной борьбы с F-22, основной размерностью боевого самолета 5-го поколения для России следует признать концепцию легкого фронтального истребителя как удовлетворяющего требованиям ВВС в современных условиях, а также обеспечивающего конкурентоспособность на мировом рынке. Отражением этого мнения в работах по истребителям 5-го поколения в конце 1990-х гг. стала концепция легкого фронтального самолета (ЛФС), за которой стояло самое общее представление о некоем многофункциональном самолете взлетной массой порядка 20 000 кг, способном составить на мировом рынке конкуренцию перспективному американскому истребителю 5-го поколения, создававшемуся в рамках программы JSF и известному сегодня как ударный истребитель F-35.

По истечении десяти лет оценка современных условий, которая в конце 1990-х гг. воспринималась одним образом, выглядит совершенно иначе. Преодолев все трудности, программа создания истребителя F-22 достигла основных целей, и более 100 таких самолетов уже поступило на вооружение в строевые части ВВС США. Близится к завершению и программа создания ударного истребителя F-35, но он оказался не таким уж легким, как представлялось ранее. Нормальная взлетная масса отдельных модификаций этого самолета приблизилась к 25 000 кг, в связи с чем этот самолет стал соизмерим по своей размерности с отечественным МФИ. А максимальная взлетная масса перевалила за 29 000 кг. И это увеличение взлетной массы не повлияло на конкурентоспособность F-35 на мировом рынке.

Конкурентоспособным оказался и истребитель F-22, нормальная взлетная масса которого составляет около 30 000 кг. О своей готовности приобрести этот истребитель уже заявили Австралия, Япония, Израиль и Саудовская Аравия. И эта очередь может увеличиться в случае снятия Конгрессом США запрета на экспортную продажу F-22. Так что появление на вооружении целого ряда стран малозаметных истребителей 5-го поколения F-22 и F-35 — факт не столь дальней перспективы. Но главное — сегодня приходится говорить о появлении не каких-то отдельных истребителей 5-го поколения в целом, а о появлении качественно новых боевых систем, представляющих боевую авиацию 5-го поколения.

Одной из таких качественно новых боевых систем должны стать авиационные экспедиционные армии, получившие в США обозначение АЕФ. Согласно планам ВВС США, предполагается создать 10 таких боевых соединений, имеющих в своем составе истребители F-22, F-35 и различные самолеты технической поддержки. Каждое соединение АЕФ может быть в течение двух суток переброшено из мест базирования на территории США в любой регион мира и практически сразу начать боевые действия, включающие в себя в первую очередь выполнение ударных задач. Реальная возможность этого была продемонстрирована в начале 2007 г., когда 27-я эскадрилья 1-го авиакрыла американских ВВС, укомплектованная истребителями F-22, была переброшена с авиабазы Лэнгли под Вашингтоном на авиабазу Кадена, находящуюся вблизи

берегов Китая, где в течение четырех месяцев активно участвовала в различных маневрах совместно с боевыми самолетами Японии.

Одна из целей этой "игры мускулами" состояла в том, чтобы продемонстрировать всему миру возможность появления боевых самолетов F-22 и F-35, входящих в соединения АЕФ, в любой точке тихоокеанского побережья азиатского континента. Значение этого факта в контексте изменения современных условий было предельно ясно показано представителем командования ВВС США генералом М.М. Маттусом в докладе на одной из встреч специалистов по вопросам развития систем вооружения, проводимых в Лондоне информационным клубом IQPC [3]. Одна из иллюстраций этого доклада (рис. 1) показывает падение эффективности системы ПВО Китая в борьбе с боевыми самолетами противника при замене истребителей F-15, F-16 на истребители F-22 и F-35. Если верить американскому генералу, до последнего времени китайская система ПВО могла обнаруживать американские боевые самолеты F-15, F-16 на удалении за пределами острова Тайвань и обеспечивать применение зенитного ракетного оружия или оружия истребителей-перехватчиков по всей ширине Тайваньского пролива. При введении же в действие соединений АЕФ, укомплектованных малозаметными истребителями F-22 и F-35, возможности обнаружения самолетов противника и применения по ним зенитного оружия снижаются до дальности, не выходящей за пределы континентальной территории самого Китая, а продолжающие действовать

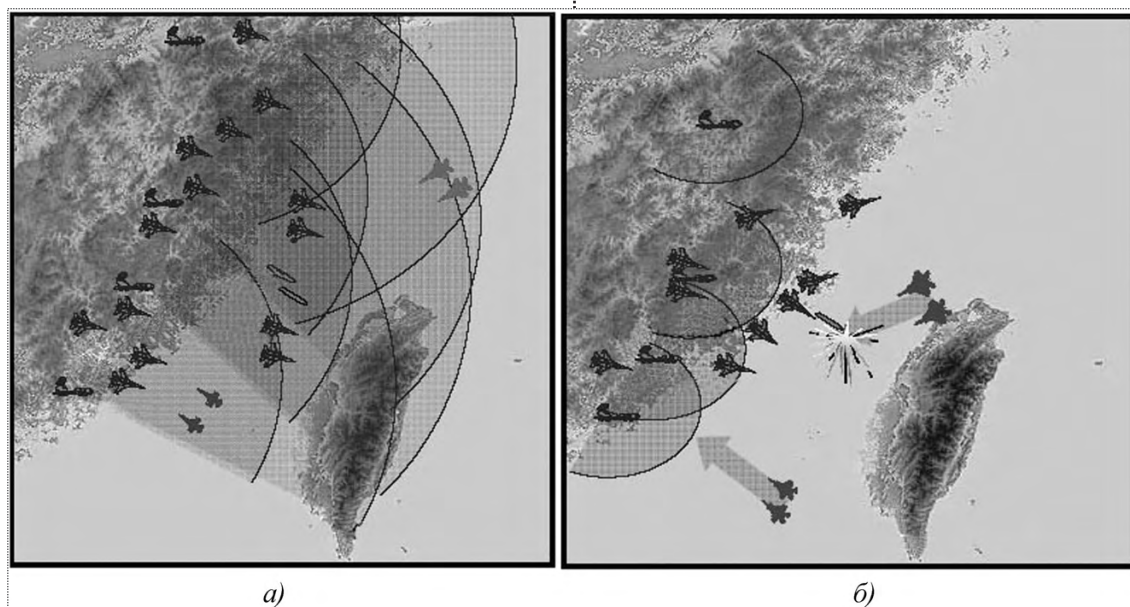


Рис. 1. Сравнительная эффективность систем ПВО Китая при замене американцами истребителей F-15, F-16 (а) на истребители F-22, F-35 (б)

над Тайваньским проливом истребители-перехватчики ВВС Китая оказываются без информационной поддержки ставшей "близорукой" обзорной компоненты системы ПВО.

Поскольку истребители китайских ВВС лишились информационной поддержки наземных средств обнаружения противника, перед ними возникает задача свободного поиска воздушных целей в определенных регионах, которая когда-то совсем по иным причинам была поставлена перед истребителем-перехватчиком Ту-128. К данной ситуации полностью относятся слова по поводу "отсутствия в ряде регионов страны сплошного наземного радиолокационного поля", сказанные ранее применительно к истории создания истребителя-перехватчика Ту-128 [2]. Только если при создании Ту-128 причиной отсутствия этого наземного радиолокационного поля была техническая неосвоенность безлюдных просторов Севера и Дальнего Востока, над которыми предстояло выполнять свои функции истребителю-перехватчику, то теперь причина иная. Под влиянием технических средств, заложенных американцами в создание своих боевых самолетов 5-го поколения, существующее наземное радиолокационное поле сократилось в своих размерах, образовав бреши в когда-то сплошной эшелонированной радиолокационной защите. История повторилась, но на качественно ином уровне.

Все это могло бы представлять чисто академический интерес по поводу эффекта так называемой технологии "стелс" (технологии малозаметности, используемой в боевых самолетах 5-го поколения), если бы не одно обстоятельство. Ведь ЗРК в составе системы ПВО Китая — это российские ЗРК С-300 ПМУ, а истребители-перехватчики, встречающие противника над Тайваньским проливом, — это российские истребители Су-27, принятые на вооружение ВВС Китая под обозначением J-11.

Продолжение истории дальнего истребителя-перехватчика в рамках боевой авиации 5-го поколения. Судя по всему, ситуация, проиллюстрированная на рис. 1, уже давно очевидна для китайского военного руководства. И угроза боевого столкновения с F-22 для него является фактом достаточно реальным. В китайской программе создания истребителя 5-го поколения J-XX, осуществляемой с середины 1990-х гг., появился проект самолета, получивший обозначение J-13, весьма отличающийся по своей концепции от российской концепции ЛФС. Разработка этого самолета вызвала за пределами Ки-

тая большой интерес. В 2004 г. по заданию Конгресса США консалтинговая организация "Центр стратегических исследований" подготовила специальный доклад, посвященный разработке этого самолета. Некоторые положения этого доклада были представлены на одной из встреч информационного клуба IQPC в Лондоне [4]. Столь большое внимание к данному проекту перспективного китайского истребителя 5-го поколения было обусловлено большим сходством внешнего облика боевого самолета J-13 и отечественного истребителя 5-го поколения МФИ (рис. 2). В этом сходстве американские аналитики усмотрели проявление возможной кооперации российских и китайских разработчиков, что могло стать залогом успешной реализации проекта.

Надо признать, что, несмотря на определенное сходство J-13 и МФИ в части внешнего облика этих самолетов, китайская разработка не лишена технической



Рис. 2. Пока еще в виде натурного макета китайский истребитель 5-го поколения J-13 (а) и оставшийся в виде единственного опытного образца отечественный истребитель 5-го поколения МФИ (б)

индивидуальности. Это касается, прежде всего, размерности самолета, по которой J-13 превосходит все известные на сегодняшний день разработки истребителей 5-го поколения. Он является еще большим отступлением от отечественной концепции ЛФС, чем истребители МФИ, F-22 и тем более F-35. По общему объему планера J-13 на 5 % превосходит МФИ, на 10 % — F-22 и на 70 % — F-35. Еще более разительным является отличие J-13 от этих истребителей по взлетной массе. Расчетный анализ показывает, что по полной взлетной массе (т.е. максимальной взлетной массе без внешних подвесок) он может оказаться на 45 % тяжелее МФИ, на 30 % тяжелее F-22 и на 75 % тяжелее F-35.

Внутренние размеры и большая взлетная масса J-13 не связаны с размещением на самолете большой боевой нагрузки. Напротив, имея более чем в 1,5 раза большую размерность в сравнении с ударным истребителем F-35, истребитель J-13 в конфигурации минимальной заметности (т.е. с вооружением только на внутренних подвесках) должен будет иметь в три раза меньшую величину боевой нагрузки. Уступает J-13 рассматриваемым истребителям 5-го поколения (не считая ударного истребителя F-35) по скоростным и маневренным характеристикам. В то же время в части величины внутреннего запаса топлива J-13 далеко опережает эти самолеты. При полной взлетной массе по величине относительного запаса топлива J-13 намного превышает диапазон, типичный для уже созданных истребителей 5-го поколения и всех истребителей 4-го поколения. Исключение составляет только истребитель-перехватчик Ту-128, с которым J-13 весьма близок по этому показателю. И это определяет особое положение J-13 среди остальных истребителей. По сути дела, проект J-13 — это попытка сделать специализированный боевой самолет с функциями дальнего барражирующего истребителя-перехватчика в рамках боевой авиации 5-го поколения.

Но новейшая история концепции дальнего истребителя-перехватчика ПВО будет неполной без рассмотрения находящегося в США на вооружении истребителя 5-го поколения F-22. О нем уже шла речь выше, но как о средстве нападения, требующем адекватного средства противодействия. Необходимо, однако, вспомнить, что F-22 создан как многофункциональный самолет. И степень этой многофункциональности такова, что обеспечивает возможность применения F-22 в качественно различных функциях, характер которых определяется теми особыми боевыми системами авиации 5-го поколения, в рамках которых используется этот самолет. Одной из таких особых боевых систем являются авиакрылья быстрого реаги-

рования, получившие в США обозначение боевых формирований AEW. Согласно планам ВВС США, эти формирования, имеющие в своем составе, по крайней мере, по одной эскадрилье (т.е. не менее 30 % общей численности самолетов) истребителей F-22, должны быть развернуты на передовых рубежах обороны США и стран-союзников. К числу мест первоочередного развертывания боевых формирований AEW относятся авиабазы ВВС США в Техасе, на Гавайских островах и на Аляске.

Российские стратегические ракетноносцы Ту-95, "посещавшие" в начале 2007 г. после длительного перерыва арктические воздушные просторы, уже имели возможность обнаружить присутствие здесь истребителей F-22 из формирования AEW, развернутого на авиабазе Эльмендорф на Аляске. Данный факт наводит на многие размышления. Однако в аспекте поднятого в этой статье вопроса интерес представляют, прежде всего, некоторые моменты, характеризующие новейшую историю дальнего истребителя-перехватчика ПВО.

Во-первых, американцы никогда не скрывали, что разрабатываемый истребитель 5-го поколения F-22 может быть использован как дальний истребитель-перехватчик. Ведь в числе основных боевых конфигураций F-22 начиная с 1997 г., помимо так называемой малозаметной конфигурации (конфигурации "стелс") с ракетно-бомбовым вооружением на внутренней подвеске, постоянно упоминалась конфигурация с увеличенным за счет подвесных топливных баков радиусом действия и ракетами "воздух—воздух" на внешней подвеске. Именно в этой конфигурации истребители F-22 предстали перед российскими стратегическими ракетноносцами в конце 2007 г. над Арктикой (рис. 3).



Рис. 3. Американский многофункциональный истребитель 5-го поколения F-22 (снизу) при использовании в варианте дальнего истребителя-перехватчика

Во-вторых, адаптируя истребитель F-22 к роли дальнего перехватчика ПВО, американцы видели его не как скоростной, а как барражирующий самолет данной категории. Ведь установка топливных баков на внешней подвеске, способствуя повышению дальности и продолжительности полета, существенно снижает скоростные свойства самолета. Это очередное обращение к концепции барражирующего истребителя-перехватчика ПВО, и упоминавшаяся выше задача полета на свободный поиск воздушных целей в определенных районах, для решения которой был создан когда-то наш Ту-128, а теперь создается китайский J-13, была принята американцами во внимание в процессе создания истребителя 5-го поколения F-22.

В-третьих, судя по всему, американцами уже отработана типовая схема применения F-22 в качестве истребителя-перехватчика. И ее особенностью является не одиночное, а системное применение этих самолетов. Типовой боевой единицей формирования АЕВ является пара истребителей-перехватчиков F-22, сопровождаемых самолетом-топливозаправщиком. Информационная взаимосвязь всех этих самолетов осуществляется через находящийся в зоне боевого патрулирования самолетный комплекс АВАКС. Американцы полностью подняли в воздух то, что в существующих системах ПВО до сих пор частично оставалось на земле. Максимально приближенными к району боевого применения оказались и радиолокационная система обнаружения противника, и командное звено системы ПВО, и запасы топлива, необходимые для длительного пребывания истребителей-перехватчиков на боевом рубеже. Наличие в этой боевой единице комплекса АВАКС исключило зависимость истребителей-перехватчиков боевого формирования АЕВ от сплошного наземного радиолокационного поля, качественно изменив структуру боевой системы, в рамках которой функционирует истребитель-перехватчик ПВО. И в этом, возможно, уже суть некой новой концепции в общей истории развития дальнего истребителя-перехватчика ПВО.

Тенденции развития дальних истребителей-перехватчиков в свете анализа проведенных ранее разработок. Основным направлением развития дальних истребителей-перехватчиков за рассмотренный исторический период стало их совершенствование как авиационных боевых комплексов. Как видно из анализа данных, представленных на рис. 4, дальность действия радиолокационной обзорно-прицельной системы этих боевых самолетов $R_{РЛС}$ и максимальная дальность пуска используемых ими ракет "воздух-воздух" $R_{УР}$ увеличились на порядок. (Величина $R_{РЛС}$ дана здесь применительно к обнаружению цели типа самолета-бомбардировщика.) Именно это определило переход дальних истребителей-перехватчиков из категории боевых самолетов 3-го поколения в категорию самолетов 4-го поколения.

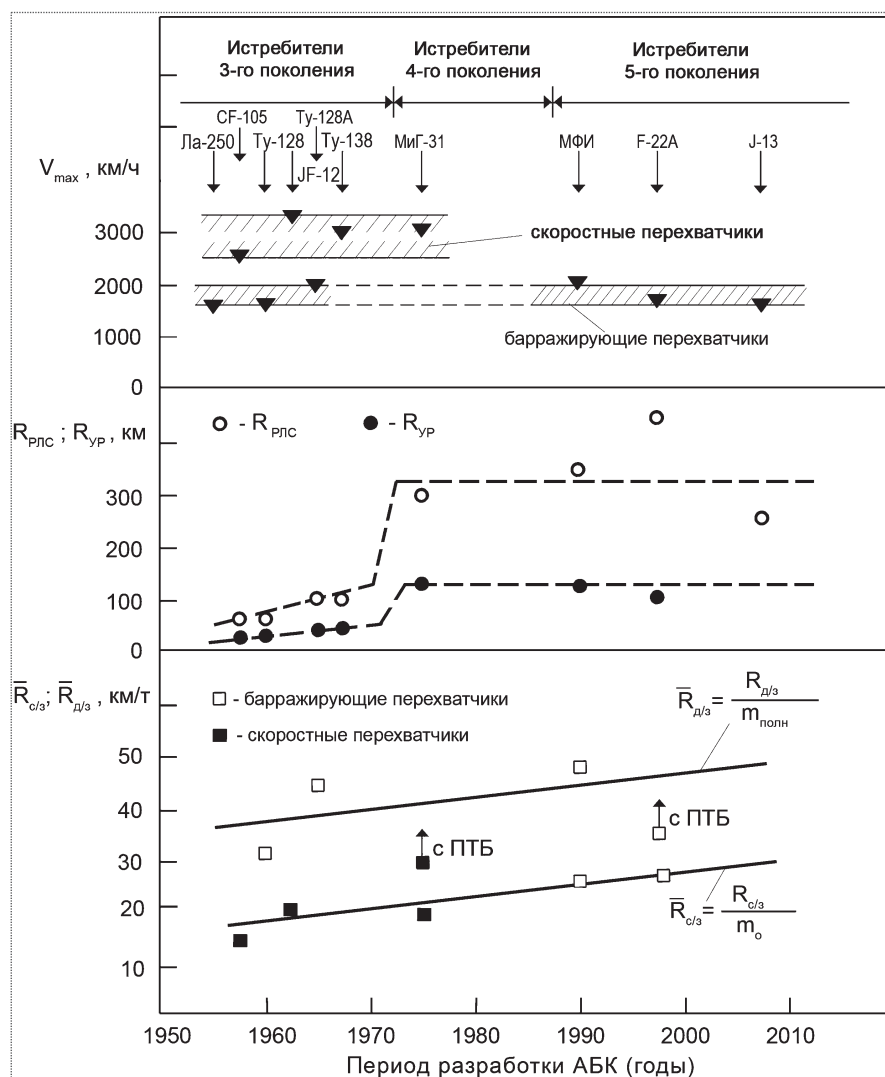


Рис. 4. Анализ показателей функционального облика дальних истребителей-перехватчиков

На этом фоне более сложной выглядит картина изменения в прошедшие десятилетия рубежно-скоростных характеристик истребителей-перехватчиков. Хотя все они относятся к сверхзвуковым боевым самолетам, очевидно, что в конце 1950-х — начале 1960-х гг. имело место преобладающее внимание к истребителям-перехватчикам с ограниченными скоростными возможностями и большой продолжительностью пребывания в зоне боевого применения. Оно сопровождалось разработкой самолетов с большей величиной максимальной скорости полета $V_{\max}$, имеющих минимальное время выхода на рубеж перехвата. Затем проявила себя тенденция разработки скоростных истребителей-перехватчиков со свойствами барражирования. А в 1990-е гг. вновь возобладала первая тенденция. При этом величина самих скоростных характеристик, различающая категорию скоростных и барражирующих истребителей-перехватчиков, осталась практически неизменной.

Гораздо более сложная картина наблюдается в отношении таких важных для истребителя-перехватчика характеристик, как радиус действия на дозвуковой скорости $R_{д/з}$ и радиус действия при максимальном использовании возможностей сверхзвукового полета $R_{с/з}$. Анализ этих характеристик также приведен на рис. 4. Показанные здесь радиусы действия истребителей-перехватчиков для учета влияния размерности самолета на рассматриваемую характеристику представлены в нормированном виде

$$\bar{R}_{с/з} = \frac{R_{с/з}}{m_0}, \quad \bar{R}_{д/з} = \frac{R_{д/з}}{m_{\text{полн}}},$$

где m_0 — нормальная взлетная масса; $m_{\text{полн}}$ — полная взлетная масса самолета.

Можно видеть, что вне зависимости от категории истребителя-перехватчика дозвуковой и сверхзвуковой радиусы действия образуют устойчивые уровни значений, весьма отличные друг от друга. Некоторую зависимость этих характеристик от периода разработки самолета можно объяснить вполне естественным влиянием роста научно-технического совершенства авиационной техники. Это и совершенствование двигателей в отношении удельного расхода

да топлива, и улучшение аэродинамических характеристик самолетов.

* * *

Возвращаясь к исходному моменту этой статьи, выскажем еще раз предположение, что появление в последнее время публикаций об истребителе-перехватчике Ту-128 не случайно. Мировое развитие боевой авиации демонстрирует вновь возникшую потребность в дальних истребителях-перехватчиках категории барражирующих боевых самолетов ПВО. Возврат к этой концепции, ярким примером реализации которой стало в свое время создание истребителя-перехватчика Ту-128А, как это ни покажется странным, обусловлен технологическим продвижением вперед авиационных средств нападения.

Появление в последние годы малозаметных ударных самолетов резко снизило возможности средств предупреждения о налете противника, используемых сегодня в составе наземных комплексов ПВО. Это вновь сделало актуальным наличие в составе авиационных средств ПВО дальних барражирующих истребителей-перехватчиков. И это уже понято за рубежом, стало одним из движущих моментов в разработке истребителей 5-го поколения. Подтверждением является адаптация американского истребителя 5-го поколения F-22 к роли барражирующего истребителя-перехватчика в составе боевых соединений АEW и разработка в Китае в рамках программы истребителя 5-го поколения боевого самолета J-13, специализированного на выполнении функций барражирующего истребителя-перехватчика. Все это, как говорится, составляет информацию для размышления.

Абзацы в тексте статьи

1. Володин В.В., Ереп В.С. Дальний истребитель-перехватчик: формирование концепций и их реализация / Общероссийский научно-технический журнал "Полет". 2009. № 6. С. 53–60.
2. Клягин А.С. Хроника туполевского перехватчика / "Фазотрон" № 1-2(13), 2008. С. 72–78;
3. Matthews M. Global Persistent Attack / "Fighter Conference" Summit IQPS, London, 2007.
4. Fisher R. China's Future Air Power Direction / "Fighter Conference" Summit IQPS, London, 2005.

Расчет одиночных сбоев в РЭА орбитальных обсерваторий на основе 3d-моделирования

Н.М. Хамидуллина



ХАМИДУЛЛИНА
Наталья Мугалимовна —
начальник отдела ФГУП
«НПО им. С.А. Лавочкина»,
кандидат физ.-мат. наук

Представлены результаты расчета локальных значений частоты и количества случайных одиночных сбоев, создаваемых потоками заряженных частиц различных радиационных полей (РПЗ, СКЛ и ГКЛ) в радиоэлектронной аппаратуре (РЭА) астрофизических обсерваторий на орбите Земли, а именно КА «Спектр-Р» и «Спектр-УФ». Расчет выполнялся с использованием трехмерных (3d) компьютерных моделей КА и разработанного комплекса программ «LocalDose&SEE». Проанализировано применение микросхем с различным уровнем сбоечувствительности.

Ключевые слова: одиночные сбои; радиационные условия; 3d-модель космического аппарата (КА); интегральные микросхемы.

N.M. Khamidullina. Calculation Of Single Event Upsets In Radio-electronic Systems Of Orbiting Observatories On The Base Of 3d-simulation

The paper presents the results of calculation of the local values of rates and numbers of single event upsets created by charged particles fluxes of different radiation fields (ERB, SEP and GCR) in radio-electronic equipment of orbiting astrophysical observatories, namely "Spectr-R" and "Spectr-UF" SC. Calculation was performed using 3d computer SC models and developed program complex "LocalDose&SEE". The use of chips with different upset-sensitivity levels was analyzed.

Key words: single event upsets; radiation conditions; 3d SC model; chips.

Увеличение срока активного существования космических аппаратов (КА), усложнение выполняемых ими задач накладывают повышенные требования к радиационной стойкости бортовой аппаратуры, причем не только по отношению к «дозовым» отказам, но и к случайным одиночным сбоям и отказам, вызванным 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), имеющих микронные размеры, быстрые ионы и ядра создают достаточное количество неравновесных носителей заряда, которые собираются на электродах микросхем и могут инвертировать состояние ячейки памяти, несущей один бит информации. Большинство измененных кодов в ячейках памяти восстанавливается программными способами и поэтому такие изменения относятся к классу одиночных сбоев (перемежающихся отказов). Однако несмотря на обратимый характер одиночных эффектов этого класса в некоторых случаях прохождение неправильной команды может привести к тяжелым последствиям.

Принципиальный подход к исследованию и прогнозированию одиночных сбоев (ОС) в РЭА орбитальных КА описан в [1] на примере КА «Спектр-Р». В этой работе проведен расчет частоты и количества ОС только для одного типа СБИС, причем для сферической формы защиты различной толщины. Однако для решения прикладной задачи обеспечения радиационной стойкости бортовой аппаратуры представляется важным проанализировать, каким образом компоновка КА, расположение и габарит-

но-массовые характеристики приборов влияют на работоспособность в космосе интегральных микросхем различного уровня сбоеустойчивости. Таким образом, ставится задача расчета локальных значений частоты (количества) случайных одиночных сбоев в различных СБИС конкретных приборов с учетом их расположения и реальной конфигурации космического аппарата.

Для решения этой задачи использован комплекс программ «LocalDose&SEE» [2], подробно описанный в статье [3]. Он применен для расчета параметров одиночных сбоев с помощью созданных компьютерных трехмерных моделей (3d-моделей) орбитальных астрофизических обсерваторий, а именно КА «Спектр-Р» (содержит радиотелескоп) и «Спектр-УФ» (ультрафиолетовый телескоп), запуск которых предполагается в 2009 и 2012 гг. соответственно. Оба космических аппарата имеют практически одинаковые базовые модули «Навигатор», в которых расположено большинство служебных бортовых систем, и отличаются в основном конструкцией и типом телескопа.

Полет КА «Спектр-Р» будет длиться не менее трех лет и проходить по сложной высокоэллиптической 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 пределах 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 траектории полета КА был выполнен в [1], где было показано, что «наихудшим» с точки зрения возникновения (примерно в течение 0,5 ч на витке) одиночных сбоев в типичной СБИС является 87-й виток орбиты (высота апогея ~ 363 000 км, высота перигея ~ 4800 км, наклонение – 11,1°, аргумент перигея – 4,3°). В настоящей статье приводится расчет для этого витка.

Орбитой КА «Спектр-УФ» является геосинхронная орбита с высотой 35 860 км и наклонением 51,4°, период $T = 24$ ч, длительность полета – 5 лет.

Методика расчета

Работоспособность СБИС, в которой возникают случайные одиночные сбои, характеризуется частотой сбоев ν :

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

где $dN(t)$ – число ОС, которые происходят за время $t \dots t+dt$.

Расчет локальной частоты одиночных сбоев $\nu(X, Y, Z)$ 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 N направлениям вокруг выбранной точки на КА (число точек на сфере интегрирования); $\Delta\Omega_i$ – телесный угол в i -м направлении; x_i – толщина защиты, создаваемой всеми элементами конструкции КА в i -м направлении, г/см²; $\nu(x_i)$ – частота одиночных эффектов от потоков частиц, прошедших за защитный сферический экран толщиной x_i .

В свою очередь, для каждого i -го шага суммирования расчет значения $\nu(x_i)$ ведется по формуле, основанной на модели одиночных эффектов НИИЯФ МГУ [4, 5] и учитывающей вклад в сбой как протонов (ядерный механизм одиночных эффектов, описываемый первым интегралом в правой части), так и ТЗЧ (прямой механизм одиночных эффектов – второй интеграл в правой части),

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

Здесь 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 дифференциальный 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 сбоя, обусловленного протонами; $\sigma(L, \cos\theta_i)$ – сечение (см²) прямого механизма возникновения одиночного сбоя 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 тому или иному виду одиночных эффектов; E_0 — пороговая энергия возникновения одиночного сбоя от протонов.

В модели одиночных эффектов [4, 5] сечения одиночных сбоев $\sigma(L, \cos\theta)$ при воздействии ТЗЧ и $\sigma_p(E)$ при воздействии протонов задаются в виде функциональных полуэмпирических зависимостей [6]. В настоящей статье рассматриваются СБИС, чувствительный объем которых моделируется параллелепипедом или кубом (как правило, это ИМС с высокой степенью интеграции, в частности динамические оперативные запоминающие устройства — ОЗУ), при этом формулы имеют вид [6]

$$\sigma(L) = \sigma_0 \exp\left(-\frac{10L_0}{L}\right), \quad (4)$$

$$\sigma_p(E) = \frac{A}{1 + (b / (E - c))^a}, \quad (5)$$

где величины A , b , c определяются в [6].

Значения параметров сбоечувствительности (сечение эффекта и порог ЛПЭ) для данного одиночного радиационного эффекта в конкретной микросхеме определяются по результатам испытаний на наземных ускорительных установках. Для большинства современных типов БИС ОЗУ максимальное сечение сбоев σ_0 изменяется в пределах от 10^{-6} до 10^{-8} см²/бит, а L_0 — от 1 до 10 МэВ/(мг/см²).

Входные данные

Основными группами входных данных в комплексе программ "LocalDose&SEE", необходимых для расчета частоты сбоев, являются:

1. Трехмерные модели КА "Спектр-Р" и "Спектр-УФ" в формате 3D Studio Max (рис. 1, 2) с

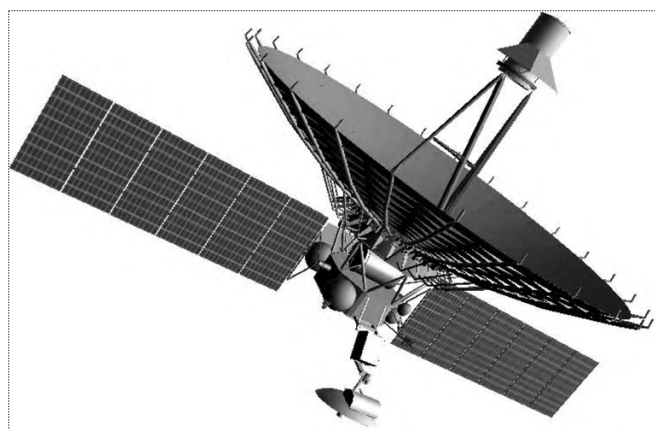


Рис. 1. Трехмерная модель КА "Спектр-Р"

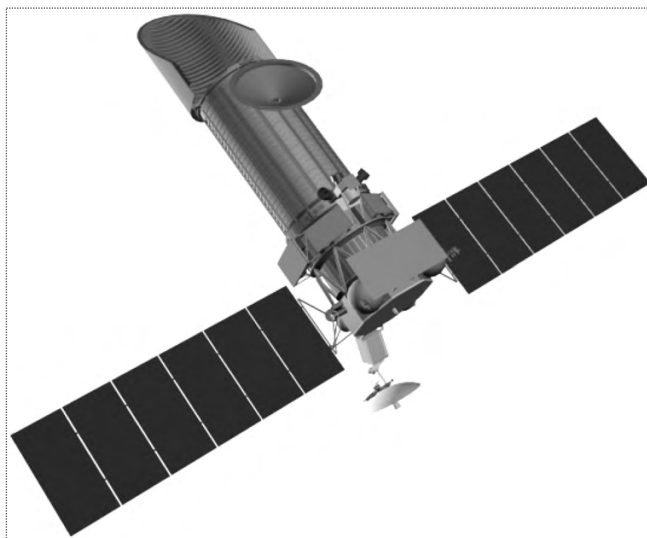


Рис. 2. Трехмерная модель КА "Спектр-УФ"

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 сбоечувствительности [3].

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 [7], вероятностной модели СКЛ (ГОСТ Р 25645.165–2001), динамической модели ГКЛ (ГОСТ 25645.150–90) и базирующегося на них программного обеспечения НИИЯФ МГУ [8] с учетом даты старта КА, баллистических параметров траектории КА, длительности полета и уровня солнечной активности в период полета.

На рис. 3–5 приведены результаты расчетов исходных радиационных характеристик, необходимых для определения частоты случайных одиночных эффектов.

Следует отметить, что на геосинхронной орбите КА "Спектр-УФ" отсутствуют высокоэнергетические протоны РПЗ и, соответственно, связанные с их воздействием сбои. Спектры потоков частиц для космических аппаратов «Спектр-Р» и «Спектр-УФ» незначительно отличаются друг от друга, так как их орбиты удалены от Земли и на них не сказывается магнитное обрезание. По этой причине в статье приводятся соответствующие данные только для одного из КА (в расчетах,

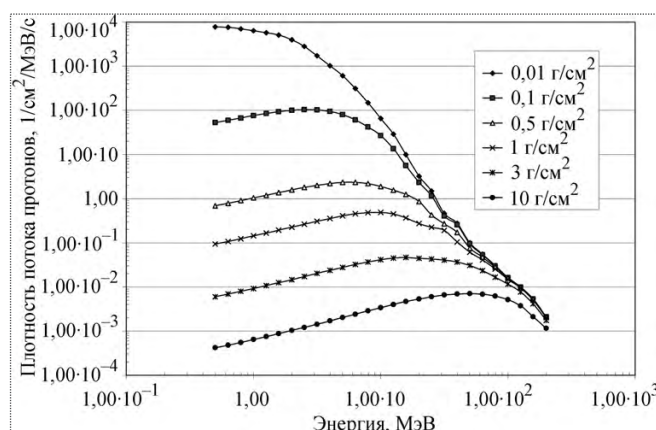


Рис. 3. Дифференциальный энергетический спектр плотности пикового потока протонов РПЗ на одном из «наихудших» витков орбиты КА «Спектр-Р» (87-й виток), при прохождении которого в течение ~ 0,5 ч могут возникать одиночные эффекты [1]. Данные представлены для различных толщин сферической защиты (г/см²)

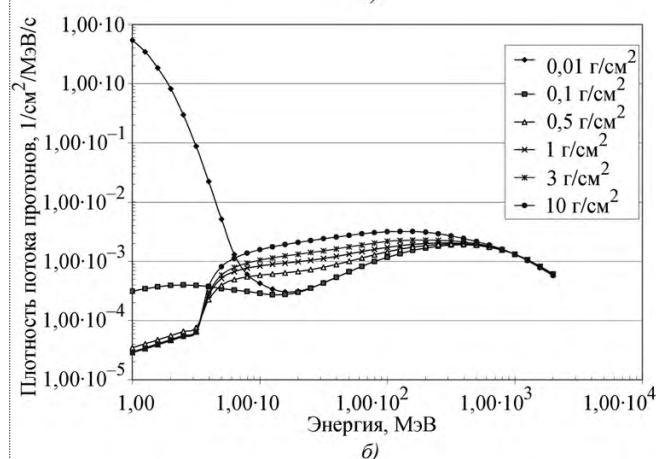
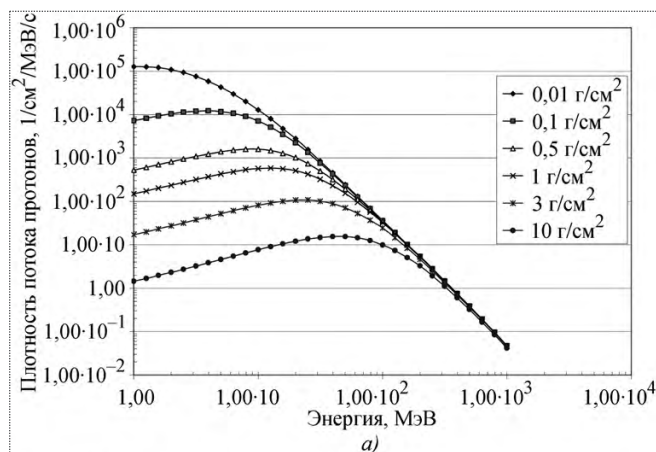


Рис. 4. Дифференциальные энергетические спектры плотности потока протонов СКЛ при вероятности 99 % (наихудшие условия полета) на трассе полета КА "Спектр-Р" (а) и потока протонов ГКЛ на трассе полета "Спектр-УФ" (б) для различных толщин сферической защиты (г/см²)

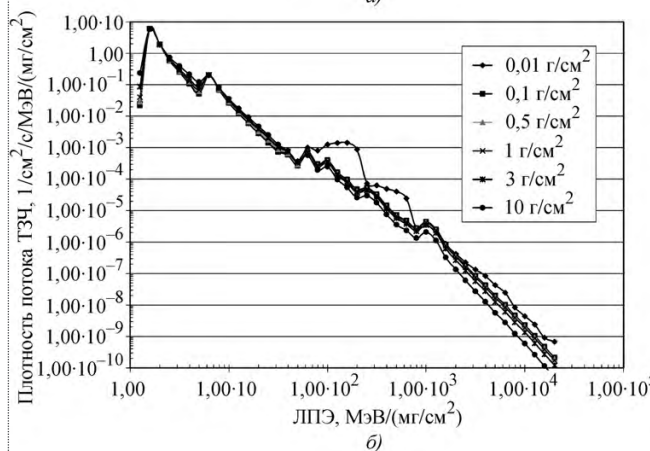
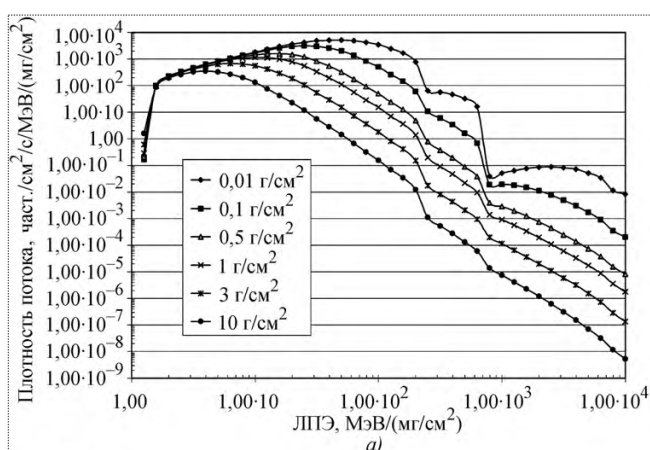


Рис. 5. Дифференциальные ЛПЭ-спектры плотности потока ионов СКЛ при вероятности 99 % (наихудшие условия полета) на трассе полета КА "Спектр-УФ" (а) и ядер ГКЛ на трассе полета КА "Спектр-Р" (б)

естественно, используются точные данные для каждого КА).

Результаты расчета частоты и количества одиночных сбоев в РЭА КА "Спектр-Р" и "Спектр-УФ"

Результаты расчетов локальных значений частоты и числа (за виток орбиты) одиночных сбоев, которые могут возникать в СБИС некоторых бортовых систем КА "Спектр-Р" и "Спектр-УФ", расположенных в обоих КА аналогичным образом (в модуле "Навигатор"), приведены в табл. 1, 2. При проведении расчетов принято следующее:

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 сбоеустойчивости, но имеющих другой объем памяти СБИС).

Таблица 1

Частота и количество (за виток, $T = 8$ сут) одиночных сбоев в РЭА КА «Спектр-Р» для СБИС с различной сбоеустойчивостью

Место расположения СБИС	Протоны РПЗ		СКЛ				ГКЛ			
	Частота, 1/(с-бит)	Количество за виток, 1/чип	Частота, 1/(с-бит)		Суммарная частота, 1/(с-бит)	Суммарное количество за вспышку, 1/чип	Частота, 1/(с-бит)		Суммарная частота, 1/(с-бит)	Суммарное количество за виток, 1/чип
	Протоны	Ионы					Протоны	Ядра		
Предельно низкая сбоеустойчивость ($\sigma_0 = 10^{-6}$ см²/бит; $L_0 = 1,0$ МэВ/(мг/см²))										
Внутри БУ-7	$1,4 \cdot 10^{-9}$	3	$4,0 \cdot 10^{-10}$	$5,2 \cdot 10^{-11}$	$4,5 \cdot 10^{-10}$	19	$1,2 \cdot 10^{-12}$	$6,8 \cdot 10^{-12}$	$8,0 \cdot 10^{-12}$	6
Место расположения БУ-7	$2,3 \cdot 10^{-9}$	4	$8,6 \cdot 10^{-10}$	$9,8 \cdot 10^{-9}$	$1,17 \cdot 10^{-8}$	462	$1,1 \cdot 10^{-12}$	$1,3 \cdot 10^{-11}$	$1,5 \cdot 10^{-11}$	10
Внутри БУ-4	$1,4 \cdot 10^{-9}$	3	$4,0 \cdot 10^{-10}$	$5,2 \cdot 10^{-11}$	$4,5 \cdot 10^{-10}$	19	$1,2 \cdot 10^{-12}$	$6,8 \cdot 10^{-12}$	$8,0 \cdot 10^{-12}$	6
Место расположения БУ-4	$3,0 \cdot 10^{-9}$	5	$1,3 \cdot 10^{-9}$	$3,3 \cdot 10^{-5}$	$3,3 \cdot 10^{-5}$	$1,4 \cdot 10^6$	$1,1 \cdot 10^{-12}$	$3,0 \cdot 10^{-11}$	$3,1 \cdot 10^{-11}$	21
Внутри ТМС-Б	$1,4 \cdot 10^{-9}$	3	$4,0 \cdot 10^{-10}$	$6,9 \cdot 10^{-11}$	$4,7 \cdot 10^{-10}$	20	$1,2 \cdot 10^{-12}$	$7,0 \cdot 10^{-12}$	$8,1 \cdot 10^{-12}$	6
Место расположения ТМС-Б	$2,3 \cdot 10^{-9}$	4	$8,4 \cdot 10^{-10}$	$9,1 \cdot 10^{-9}$	$9,9 \cdot 10^{-9}$	430	$1,1 \cdot 10^{-12}$	$1,3 \cdot 10^{-11}$	$1,4 \cdot 10^{-11}$	10
Низкая сбоеустойчивость ($\sigma_0 = 2 \cdot 10^{-7}$ см²/бит; $L_0 = 1,5$ МэВ/(мг/см²))										
Внутри БУ-7	$1,9 \cdot 10^{-10}$	$3,5 \cdot 10^{-1}$	$5,5 \cdot 10^{-11}$	$3,7 \cdot 10^{-12}$	$5,9 \cdot 10^{-11}$	3	$1,5 \cdot 10^{-13}$	$5,0 \cdot 10^{-13}$	$6,5 \cdot 10^{-13}$	0,5
Место расположения БУ-7	$3,5 \cdot 10^{-10}$	$6,3 \cdot 10^{-1}$	$1,4 \cdot 10^{-10}$	$1,1 \cdot 10^{-9}$	$1,2 \cdot 10^{-9}$	52	$1,5 \cdot 10^{-13}$	$1,1 \cdot 10^{-12}$	$1,2 \cdot 10^{-12}$	0,9
Внутри БУ-4	$1,9 \cdot 10^{-10}$	$3,5 \cdot 10^{-1}$	$5,5 \cdot 10^{-11}$	$3,7 \cdot 10^{-12}$	$5,9 \cdot 10^{-11}$	3	$1,5 \cdot 10^{-13}$	$5,0 \cdot 10^{-13}$	$6,5 \cdot 10^{-13}$	0,5
Место расположения БУ-4	$4,4 \cdot 10^{-10}$	$7,9 \cdot 10^{-1}$	$2,0 \cdot 10^{-10}$	$3,5 \cdot 10^{-6}$	$3,5 \cdot 10^{-6}$	$1,5 \cdot 10^5$	$1,5 \cdot 10^{-13}$	$2,5 \cdot 10^{-12}$	$2,7 \cdot 10^{-12}$	2
Внутри ТМС-Б	$2,0 \cdot 10^{-10}$	$3,5 \cdot 10^{-1}$	$5,7 \cdot 10^{-11}$	$5,0 \cdot 10^{-12}$	$6,2 \cdot 10^{-11}$	3	$1,5 \cdot 10^{-13}$	$5,1 \cdot 10^{-13}$	$6,6 \cdot 10^{-13}$	0,5
Место расположения ТМС-Б	$3,2 \cdot 10^{-10}$	$5,8 \cdot 10^{-1}$	$1,2 \cdot 10^{-10}$	$7,5 \cdot 10^{-10}$	$8,7 \cdot 10^{-10}$	37	$1,5 \cdot 10^{-13}$	$9,9 \cdot 10^{-13}$	$1,1 \cdot 10^{-12}$	0,8
Средняя сбоеустойчивость ($\sigma_0 = 5 \cdot 10^{-8}$ см²/бит; $L_0 = 3,0$ МэВ/(мг/см²))										
Внутри БУ-7	$6,9 \cdot 10^{-12}$	$1,2 \cdot 10^{-2}$	$2,0 \cdot 10^{-12}$	$1,2 \cdot 10^{-13}$	$2,1 \cdot 10^{-12}$	0,1	$5,5 \cdot 10^{-15}$	$2,0 \cdot 10^{-14}$	$2,6 \cdot 10^{-14}$	$1,8 \cdot 10^{-2}$
Место расположения БУ-7	$1,2 \cdot 10^{-11}$	$2,1 \cdot 10^{-2}$	$4,4 \cdot 10^{-12}$	$3,4 \cdot 10^{-11}$	$3,8 \cdot 10^{-11}$	2	$5,3 \cdot 10^{-15}$	$4,2 \cdot 10^{-14}$	$4,8 \cdot 10^{-14}$	$3,3 \cdot 10^{-2}$
Внутри БУ-4	$6,9 \cdot 10^{-12}$	$1,2 \cdot 10^{-2}$	$2,0 \cdot 10^{-12}$	$1,2 \cdot 10^{-13}$	$2,1 \cdot 10^{-12}$	0,1	$5,5 \cdot 10^{-15}$	$2,0 \cdot 10^{-14}$	$2,6 \cdot 10^{-14}$	$1,8 \cdot 10^{-2}$
Место расположения БУ-4	$1,5 \cdot 10^{-11}$	$2,7 \cdot 10^{-2}$	$6,7 \cdot 10^{-12}$	$2,4 \cdot 10^{-7}$	$2,4 \cdot 10^{-7}$	$1,0 \cdot 10^4$	$5,2 \cdot 10^{-15}$	$1,3 \cdot 10^{-13}$	$1,3 \cdot 10^{-13}$	$9,2 \cdot 10^{-2}$
Внутри ТМС-Б	$7,0 \cdot 10^{-12}$	$1,3 \cdot 10^{-2}$	$2,0 \cdot 10^{-12}$	$1,7 \cdot 10^{-13}$	$2,2 \cdot 10^{-12}$	0,1	$5,5 \cdot 10^{-15}$	$2,1 \cdot 10^{-14}$	$2,6 \cdot 10^{-14}$	$1,8 \cdot 10^{-2}$
Место расположения ТМС-Б	$1,1 \cdot 10^{-11}$	$2,1 \cdot 10^{-2}$	$4,2 \cdot 10^{-12}$	$3,2 \cdot 10^{-11}$	$3,6 \cdot 10^{-11}$	2	$5,3 \cdot 10^{-15}$	$4,1 \cdot 10^{-14}$	$4,7 \cdot 10^{-14}$	$3,2 \cdot 10^{-2}$
Высокая сбоеустойчивость ($\sigma_0 = 10^{-8}$ см²/бит; $L_0 = 5,0$ МэВ/(мг/см²))										
Внутри БУ-7	$1,6 \cdot 10^{-13}$	$3,0 \cdot 10^{-4}$	$4,7 \cdot 10^{-14}$	$4,6 \cdot 10^{-15}$	$5,2 \cdot 10^{-14}$	$2,2 \cdot 10^{-3}$	$1,4 \cdot 10^{-16}$	$8,4 \cdot 10^{-16}$	$9,8 \cdot 10^{-16}$	$6,8 \cdot 10^{-4}$
Место расположения БУ-7	$2,7 \cdot 10^{-13}$	$4,9 \cdot 10^{-4}$	$1,0 \cdot 10^{-13}$	$1,4 \cdot 10^{-12}$	$1,5 \cdot 10^{-12}$	$6,7 \cdot 10^{-2}$	$1,4 \cdot 10^{-16}$	$1,8 \cdot 10^{-15}$	$1,9 \cdot 10^{-15}$	$1,3 \cdot 10^{-3}$
Внутри БУ-4	$1,6 \cdot 10^{-13}$	$3,0 \cdot 10^{-4}$	$4,7 \cdot 10^{-14}$	$4,6 \cdot 10^{-15}$	$5,2 \cdot 10^{-14}$	$2,2 \cdot 10^{-3}$	$1,4 \cdot 10^{-16}$	$8,4 \cdot 10^{-16}$	$9,8 \cdot 10^{-16}$	$6,8 \cdot 10^{-4}$

Продолжение табл. 1

Место расположения СБИС	Протоны РПЗ		СКЛ				ГКЛ			
	Частота, 1/(с-бит)	Количество за виток, 1/чип	Частота, 1/(с-бит)		Суммарная частота, 1/(с-бит)	Суммарное количество за вспышку, 1/чип	Частота, 1/(с-бит)		Суммарная частота, 1/(с-бит)	Суммарное количество за виток, 1/чип
			Протоны	Ионы			Протоны	Ядра		
Место расположения БУ-4	$3,5 \cdot 10^{-13}$	$6,3 \cdot 10^{-4}$	$1,5 \cdot 10^{-13}$	$1,5 \cdot 10^{-8}$	$1,5 \cdot 10^{-8}$	$6,6 \cdot 10^2$	$1,3 \cdot 10^{-16}$	$6,6 \cdot 10^{-15}$	$6,8 \cdot 10^{-15}$	$4,7 \cdot 10^{-3}$
Внутри ТМС-Б	$1,7 \cdot 10^{-13}$	$3,0 \cdot 10^{-4}$	$4,8 \cdot 10^{-14}$	$6,5 \cdot 10^{-15}$	$5,4 \cdot 10^{-14}$	$2,3 \cdot 10^{-3}$	$1,4 \cdot 10^{-16}$	$8,5 \cdot 10^{-16}$	$1,0 \cdot 10^{-15}$	$6,9 \cdot 10^{-4}$
Место расположения ТМС-Б	$2,7 \cdot 10^{-13}$	$4,8 \cdot 10^{-4}$	$9,8 \cdot 10^{-14}$	$1,3 \cdot 10^{-12}$	$1,4 \cdot 10^{-12}$	$6,2 \cdot 10^{-2}$	$1,4 \cdot 10^{-16}$	$1,8 \cdot 10^{-15}$	$1,9 \cdot 10^{-15}$	$1,3 \cdot 10^{-3}$

Таблица 2

Частота и количество (за виток, $T = 24$ ч) одиночных сбоя в РЭА КА «Спектр-УФ» для СБИС
с различной устойчивостью к одиночным сбоям

Место расположения СБИС	СКЛ				ГКЛ			
	Частота, 1/(с·бит)		Суммарная частота, 1/(с·бит)	Суммарное количество за вспышку, 1/чип	Частота, 1/(с·бит)		Суммарная частота, 1/(с·бит)	Суммарное количество за виток, 1/чип
	Протоны	Ионы			Протоны	Ядра		
Предельно низкая сбоеустойчивость ($\sigma_0 = 10^{-6}$ см ² /бит; $L_0 = 1,0$ МэВ/(мг/см ²))								
Внутри БУ-7	5,2·10 ⁻¹⁰	7,1·10 ⁻¹¹	5,9·10 ⁻¹⁰	25	1,2·10 ⁻¹²	6,7·10 ⁻¹²	7,9·10 ⁻¹²	0,7
Место расположения БУ-7	1,1·10 ⁻⁹	1,0·10 ⁻⁸	1,1·10 ⁻⁸	490	1,1·10 ⁻¹²	1,3·10 ⁻¹¹	1,5·10 ⁻¹¹	1
Внутри БУ-4	5,2·10 ⁻¹⁰	7,1·10 ⁻¹¹	5,9·10 ⁻¹⁰	25	1,2·10 ⁻¹²	6,7·10 ⁻¹²	7,9·10 ⁻¹²	0,7
Место расположения БУ-4	1,6·10 ⁻⁹	3,3·10 ⁻⁵	3,3·10 ⁻⁵	1,4·10 ⁶	1,1·10 ⁻¹²	5,9·10 ⁻¹¹	6,1·10 ⁻¹¹	5
Внутри ТМС-Б	5,3·10 ⁻¹⁰	8,6·10 ⁻¹¹	6,1·10 ⁻¹⁰	26	1,2·10 ⁻¹²	6,8·10 ⁻¹²	8,0·10 ⁻¹²	0,7
Место расположения ТМС-Б	9,9·10 ⁻¹⁰	2,4·10 ⁻⁸	2,5·10 ⁻⁸	1,1·10 ³	1,1·10 ⁻¹²	1,2·10 ⁻¹¹	1,3·10 ⁻¹¹	1
Низкая сбоеустойчивость ($\sigma_0 = 2 \cdot 10^{-7}$ см ² /бит; $L_0 = 1,5$ МэВ/(мг/см ²))								
Внутри БУ-7	7,2·10 ⁻¹¹	5,0·10 ⁻¹²	7,8·10 ⁻¹¹	3	1,6·10 ⁻¹³	4,9·10 ⁻¹³	6,5·10 ⁻¹³	5,6·10 ⁻²
Место расположения БУ-7	1,6·10 ⁻¹⁰	8,4·10 ⁻¹⁰	1,0·10 ⁻⁹	43	1,5·10 ⁻¹³	1,0·10 ⁻¹²	1,2·10 ⁻¹²	0,1
Внутри БУ-4	7,2·10 ⁻¹¹	5,0·10 ⁻¹²	7,8·10 ⁻¹¹	3	1,6·10 ⁻¹³	4,9·10 ⁻¹³	6,5·10 ⁻¹³	5,6·10 ⁻²
Место расположения БУ-4	2,5·10 ⁻¹⁰	3,6·10 ⁻⁶	3,6·10 ⁻⁶	1,5·10 ⁵	1,5·10 ⁻¹³	5,1·10 ⁻¹²	5,2·10 ⁻¹²	0,5
Внутри ТМС-Б	7,3·10 ⁻¹¹	6,2·10 ⁻¹²	8,0·10 ⁻¹¹	3	1,6·10 ⁻¹³	5,0·10 ⁻¹³	6,5·10 ⁻¹³	5,7·10 ⁻²
Место расположения ТМС-Б	1,4·10 ⁻¹⁰	2,1·10 ⁻⁹	2,3·10 ⁻⁹	98	1,5·10 ⁻¹³	9,3·10 ⁻¹³	1,1·10 ⁻¹²	0,1
Средняя сбоеустойчивость ($\sigma_0 = 5 \cdot 10^{-8}$ см ² /бит; $L_0 = 3,0$ МэВ/(мг/см ²))								
Внутри БУ-7	2,6·10 ⁻¹²	1,7·10 ⁻¹³	2,7·10 ⁻¹²	0,1	5,6·10 ⁻¹⁵	2,0·10 ⁻¹⁴	2,5·10 ⁻¹⁴	2,2·10 ⁻³
Место расположения БУ-7	5,5·10 ⁻¹²	3,6·10 ⁻¹¹	4,1·10 ⁻¹¹	2	5,5·10 ⁻¹⁵	4,3·10 ⁻¹⁴	4,8·10 ⁻¹⁴	4,2·10 ⁻³
Внутри БУ-4	2,6·10 ⁻¹²	1,7·10 ⁻¹³	2,7·10 ⁻¹²	0,1	5,6·10 ⁻¹⁵	2,0·10 ⁻¹⁴	2,5·10 ⁻¹⁴	2,2·10 ⁻³
Место расположения БУ-4	8,4·10 ⁻¹²	2,5·10 ⁻⁷	2,5·10 ⁻⁷	1,1·10 ⁴	5,3·10 ⁻¹⁵	2,2·10 ⁻¹³	2,3·10 ⁻¹³	2,0·10 ⁻²
Внутри ТМС-Б	2,6·10 ⁻¹²	2,2·10 ⁻¹³	2,8·10 ⁻¹²	0,1	5,6·10 ⁻¹⁵	2,0·10 ⁻¹⁴	2,6·10 ⁻¹⁴	2,2·10 ⁻³
Место расположения ТМС-Б	5,0·10 ⁻¹²	1,1·10 ⁻¹⁰	1,1·10 ⁻¹⁰	5	5,5·10 ⁻¹⁵	3,9·10 ⁻¹⁴	4,4·10 ⁻¹⁴	3,8·10 ⁻³

Продолжение табл. 2

Место расположения СБИС	СКЛ				ГКЛ			
	Частота, 1/(с·бит)		Суммарная частота, 1/(с·бит)	Суммарное количество за вспышку, 1/чип	Частота, 1/(с·бит)		Суммарная частота, 1/(с·бит)	Суммарное количество за виток, 1/чип
	Протоны	Ионы			Протоны	Ядра		
Высокая сбоеустойчивость ($\sigma_0 = 10^{-8}$ см ² /бит; $L_0 = 5,0$ МэВ/(мг/см ²))								
Внутри БУ-7	6,2·10 ⁻¹⁴	6,4·10 ⁻¹⁵	6,8·10 ⁻¹⁴	2,9·10 ⁻³	1,5·10 ⁻¹⁶	8,2·10 ⁻¹⁶	9,7·10 ⁻¹⁶	8,3·10 ⁻⁵
Место расположения БУ-7	1,3·10 ⁻¹³	1,5·10 ⁻¹²	1,6·10 ⁻¹²	7,1·10 ⁻²	1,4·10 ⁻¹⁶	1,8·10 ⁻¹⁵	2,0·10 ⁻¹⁵	1,7·10 ⁻⁴
Внутри БУ-4	6,2·10 ⁻¹⁴	6,4·10 ⁻¹⁵	6,8·10 ⁻¹⁴	2,9·10 ⁻³	1,5·10 ⁻¹⁶	8,2·10 ⁻¹⁶	9,7·10 ⁻¹⁶	8,3·10 ⁻⁵
Место расположения БУ-4	1,9·10 ⁻¹³	1,6·10 ⁻⁸	1,6·10 ⁻⁸	6,8·10 ²	1,4·10 ⁻¹⁶	1,1·10 ⁻¹⁴	1,1·10 ⁻¹⁴	9,4·10 ⁻⁴
Внутри ТМС-Б	6,2·10 ⁻¹⁴	8,2·10 ⁻¹⁵	7,0·10 ⁻¹⁴	3,0·10 ⁻³	1,5·10 ⁻¹⁶	8,3·10 ⁻¹⁶	9,8·10 ⁻¹⁶	8,5·10 ⁻⁵
Место расположения ТМС-Б	1,1·10 ⁻¹³	5,3·10 ⁻¹²	5,4·10 ⁻¹²	2,3·10 ⁻¹	1,4·10 ⁻¹⁶	1,6·10 ⁻¹⁵	1,8·10 ⁻¹⁵	1,5·10 ⁻⁴

2. Рассматривается работа в космосе нескольких типов СБИС с различными характерными уровнями устойчивости к одиночным сбоям:

а) предельно низкой сбоеустойчивостью: $\sigma_0 = 10^{-6}$ см²/бит; $L_0 = 1,0$ МэВ/(мг/см²);

б) низкой сбоеустойчивостью: $\sigma_0 = 2 \cdot 10^{-7}$ см²/бит; $L_0 = 1,5$ МэВ/(мг/см²);

в) средней сбоеустойчивостью: $\sigma_0 = 5 \cdot 10^{-8}$ см²/бит; $L_0 = 3$ МэВ/(мг/см²);

г) высокой сбоеустойчивостью: $\sigma_0 = 10^{-8}$ см²/бит; $L_0 = 5$ МэВ/(мг/см²).

3. Время воздействия потоков частиц различных радиационных полей на одном витке орбиты космических аппаратов [1]:

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

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

4. Для сравнения результатов расчетов были выбраны три бортовых прибора, имеющих характерное расположение:

а) два блока системы управления, имеющие одинаковые габаритно-массовые характеристики, но расположенные различным образом: 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), расположенный рядом с БУ-7, но отличающийся от него габаритно-массовыми характеристиками.

Приборы на 3d-модели представлены как цельные блоки со средней плотностью, определяемой делением массы на объем.

В табл. 3 содержатся результаты расчета полного количества сбоев за время полета КА (от РПЗ и ГКЛ) и за период солнечной вспышки (от СКЛ).

В результате анализа данных, приведенных в табл. 1–3, можно сделать следующие выводы:

1. Частота и количество сбоев в бортовой аппаратуре практически не зависят от расположения прибора на КА, а определяются, в первую очередь, его габаритно-массовыми характеристиками, а именно толщиной

Таблица 3

Количество одиночных сбоев в трех типах СБИС за время полета КА "Спектр-Р" (3 года) и "Спектр-УФ" (5 лет)

РЭА	Протоны РПЗ (за время полета)			ГКЛ (за время полета)			СКЛ (за вспышку)		
	1	2	3	1	2	3	1	2	3
"Спектр-Р"									
БУ-7	340	48	2	755	62	2	19	3	0,1
БУ-4	340	48	2	755	62	2	19	3	0,1
ТМС-Б	348	49	2	768	63	2	20	3	0,1
"Спектр-УФ"									
БУ-7	–	–	–	1250	102	4	25	3	0,1
БУ-4	–	–	–	1250	102	4	25	3	0,1
ТМС-Б	–	–	–	1260	103	4	26	3	0,1

Примечание. 1, 2, 3 – предельно низкая, низкая и средняя сбоеустойчивость соответственно.

и материалом стенок и массой содержимого прибора. Это видно на примере блоков системы управления БУ-4 и БУ-7. Таким образом, можно с хорошей точностью рассчитывать частоту сбоев в СБИС, используя ее зависимость от толщины сферической защиты, которая соответствует толщине стенок и содержимого вокруг СБИС в приборе. Такие расчеты, в частности, позволяет осуществлять программа [9]. Необходимость применения трехмерных моделей КА, столь актуального и важного для расчета локальных поглощенных доз [9], в настоящем случае не столь очевидна.

2. Использование в бортовой аппаратуре СБИС с предельно низкой сбоеустойчивостью недопустимо в силу возникновения большого количества сбоев: даже в период "спокойного" Солнца (в отсутствие солнечных событий) при прохождении КА "Спектр-Р" через максимальные потоки протонов РПЗ (в течение 0,5 ч) может возникнуть до трех сбоев от протонов РПЗ и от 5 до 7 сбоев от ГКЛ за виток (8 сут). За виток орбиты КА "Спектр-УФ" (24 ч) может произойти до одного сбоя от ГКЛ, протоны РПЗ отсутствуют. При появлении «большого» солнечного события количество одиночных сбоев может составлять от 20 до 45 в течение примерно 12 ч воздействия пиковых потоков частиц СКЛ на оба КА. При этом, как следует из табл. 3, общее количество сбоев для таких микросхем за время полета космических аппаратов лежит в диапазоне от 750 до 1500.

Количество одиночных сбоев, возникающих в СБИС с несколько более высоким уровнем сбоеустойчивости ($\sigma_0 = 2 \cdot 10^{-7}$ см²/бит; $L_0 = 1,5$ МэВ/(мг/см²)), характерным для большинства СБИС коммерческого и даже промышленного исполнения, значительно меньше, чем в рассмотренном выше случае: не более одного сбоя от протонов РПЗ за 2–3 витка КА "Спектр-Р", примерно один сбой от ГКЛ за два витка орбиты КА "Спектр-Р" и один сбой за 20 витков КА "Спектр-УФ". Однако в период прохождения солнечной вспышки может возникнуть от 3 до 5 сбоев в течение 12 ч.

3. Использование СБИС со средним и тем более с высоким уровнем устойчивости к одиночным сбоям приводит к практически бессбойной работе аппаратуры (не более 4–5 сбоев за 5 лет полета).

4. При рассмотрении табл. 1, 2 видно, что расчеты проводились для СБИС, находящихся как внутри приборов, так и в местах их расположения. Конечно, значения характеристик сбоев в местах расположения того или иного прибора носят умозрительный характер: они показывают частоту и количество одиночных эффектов, которые могут возникнуть в СБИС, незащищенной стенками и содержимым прибора. Естественно, практический смысл имеют только оценки, полученные в микросхемах, расположенных внутри соответствующих устройств, однако для сравнения и оценки роли защитных

свойств содержимого и стенок приборов эти результаты представляют определенный интерес. Как и следовало ожидать (подробно это было показано в [1]), увеличение толщины защиты несколько уменьшает количество сбоев от заряженных частиц РПЗ, при этом вклад от ГКЛ, наоборот, слегка возрастает из-за увеличения потока вторичных частиц, возникающих в результате ядерных реакций первичного излучения с материалом защиты. Однако увеличение толщины защиты для предотвращения одиночных сбоев от протонов и ионов СКЛ становится более эффективным.

Анализ полученных результатов показывает, что основными характеристиками для анализа работоспособности СБИС на борту КА являются ее сбоеустойчивость (параметры σ_0 и L_0) и габаритно-массовые свойства прибора, содержащего эту микросхему. Как уже отмечалось, расположение аппаратуры на КА практически не влияет на частоту сбоев, за исключением приборов с очень тонкими стенками, расположенных в открытом космосе, и причем в основном во время "большого" солнечного события.

В заключение следует добавить, что важность корректного расчета (с помощью тех или иных программных продуктов) параметров одиночных сбоев возрастает в связи с все более широким использованием коммерческой элементной базы, не обладающей достаточной сбоеустойчивостью. И для того чтобы быть уверенным в ее работоспособности на протяжении всего полета КА, необходимо заранее оценить условия работы в космосе и принять при необходимости соответствующие меры, вплоть до замены микросхем на более стойкие по отношению к воздействию высокоэнергетических частиц.

Абстракт

1. Хамидуллина Н.М., Кузнецов Н.В. Исследование одиночных сбоев в бортовой радиоэлектронной аппаратуре КА «Спектр-Р» // Полет. 2009. № 3. С. 55–60.
2. Хамидуллина Н.М., Зефирова И.В. «LocalDose&SEE» // Свид. о гос. регистрации программ для ЭВМ № 2008613789. 08.08.2008.
3. Хамидуллина Н.М. Расчет радиационных характеристик бортовой аппаратуры с использованием трехмерной модели КА // Полет. 2008. № 10. С. 49–55.
4. 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.
5. Кузнецов Н.В. Частота одиночных случайных эффектов в электронике на борту космических аппаратов // Космические исследования. Т. 43. 2005. № 6. С. 443–451.
6. Двухпараметрическая аппроксимация экспериментальных зависимостей сечения сбоев микросхем ОЗУ от ЛПЭ тяжелых ионов / Н.В. Кузнецов [и др.] // Научно-технический сборник «Стойкость-2000». М.: СПЭЛС, 2000. Вып. 3. С. 103–104.
7. Bilitza D. Models of trapped particle fluxes AE8 (electrons) and AP8 (protons) in inner and outer radiation belts. National Space Science Data Center, RT-11B. 1996.
8. Кузнецов Н.В., Петров А.Н., Панасюк М.И. Интерактивный комплекс программ «COSRAD» // Научно-технический сборник «Стойкость-2007». М.: СПЭЛС, 2007. Вып. 10. С. 141–142.
9. Пичхадзе К.М., Хамидуллина Н.М., Зефирова И.В. Расчет локальных поглощенных доз с учетом реальной конфигурации космического аппарата // Космические исследования. Т. 44. 2006. № 2. С. 179–182.

ПОВЫШЕНИЕ МАНЕВРЕННЫХ СВОЙСТВ СОВРЕМЕННЫХ ЗУР СРЕДНЕЙ ДАЛЬНОСТИ

С.С. Лёвочкин



ЛЁВОЧКИН
Сергей Сергеевич —
инженер МКБ "Факел",
аспирант МАИ

Рассмотрены вопросы повышения маневренных характеристик атмосферных зенитных управляемых ракет (ЗУР) средней дальности нового поколения. Показано, что главное направление повышения маневренности — это увеличение максимальной располагаемой поперечной перегрузки (боковое ускорение, развиваемое ракетой), маневровооруженности (производной ускорения по углу атаки), времени реакции ракеты, т.е. увеличение быстродействия управления ЗУР. Потенциальные возможности управления во многом определяются конструктивными решениями, рассмотренными в статье.

Ключевые слова: двигатель поперечного управления; маневренность; время реакции ракеты; минимальные значения располагаемого времени самонаведения ЗУР; газодинамическое управление ЛА.

S.S. Lyovochkin. Ways To Increase Agility Of Modern Intermediate-Range Surface-to-Air Missiles

The article mulls ways to step up the performance of new generation medium-range surface-to-air missiles. It suggests that the increase in missile's side acceleration, better thrust-to-weight ratio and the improvement of controllability are the most effective options. Potential advancements in the control system are determined by the design features also described in the article.

Key words: roll torque motor; agility; reaction time; min guidance time; jet vane control.

Развитие средств воздушно-космического нападения обуславливает необходимость совершенствования зенитно-ракетных комплексов и зенитных управляемых ракет. Всегда стремились создать такие средства противовоздушной обороны, которые в состоянии эффективно отражать массированные удары противника. В первую очередь требуются ЗУР, обеспечивающие поражение цели с очень высокой вероятностью, обладающие высокой скоростью стрельбы, самостоятельно решающие задачи наведения и имеющие совокупные характеристики надежности и эффективности, позволяющие отражать массовое нападение противника в режиме одна цель — одна ракета.

Развитие, миниатюризация и удешевление цифровой аппаратуры создали предпосылки для повышения качественного уровня технического совершенства зенитных ракет. Задачи информационного обеспечения полета и наведения на цель в современных ракетах в значительной степени решаются бортовой аппаратурой в условиях значительного снижения их массы в сравнении с ракетами предыдущих поколений.

Вероятность поражения и эффективность ЗУР определяются величиной ошибки наведения зенитной ракеты на воздушную цель, которая зависит от многих факторов. Центральное место среди этих факторов принадлежит маневренным свойствам цели и ЗУР. Высокая маневренность цели в зоне возможного поражения существенно осложняет этот процесс, поскольку для точного наведения потребные перегрузки ЗУР должны быть в три-четыре раза больше перегрузок цели. Задача наведения и поражения цели осложняется еще и тем, что высокие скорости полета цели в условиях применения специальных средств для организации помех и снижения заметности сокращают до нескольких секунд располагаемое время самонаведения ЗУР при перехвате цели. Поэтому не будет ошибкой утверждать, что задача точного наведения атмосферных ЗУР сводится к задаче обеспечения их высокой маневренности.

В общем случае под маневренностью понимается [4]:

максимальная располагаемая поперечная перегрузка (боковое ускорение, развиваемое ракетой);

маневровооруженность — производная ускорения по углу атаки;

время реакции ракеты: время выхода на определенный уровень перегрузки от поданной скачком входной команды (с учетом обратных связей системы стабилизации).

Применительно к атмосферным ЗУР технические решения повышения маневренных характеристик могут быть реализованы несколькими путями. Рассмотрим наиболее перспективные варианты, ориентированные на широкий диапазон поражаемых целей (скоростные малозаметные средства — высокоточное оружие (ВТО), тактико-баллистические ракеты (ТБР), оперативные ТБР (ОТБР) и др.) и условий их применения.

Первый вариант повышения маневренных характеристик ЗУР — классический аэродинамический способ управления, апробированный на нескольких поколениях ЗУР.

Отечественный и зарубежный опыт показывает, что расширение возможностей ЗУР предыдущих поколений и обеспечение поражения высокоскоростных целей достигалось исключительно за счет повышения скорости полета при использовании аэродинамического управления. ЗУР, разработанные на базе технологий 1970-х гг., имели скорости полета в точке встречи в диапазоне 700...1500 м/с. Стартовая масса подобных ракет примерно в пять раз превышает, например, массу известной ракеты "Пэтриот" РАС-2 (США), значительно (в два-три раза) отличаются габариты, что отражается на стоимости ракеты, ограниченности ресурса боекомплекта и в итоге — на эффективности ЗРК.

Как следует из "золотого правила самонаведения" [3], точность самонаведения определяется отношением времени самонаведения τ_0 к постоянной времени замкнутого контура стабилизации $T_{\text{ст}}$ (пропорциональной времени реакции стабилизированной ракеты):

$$\nu = \tau_0 / T_{\text{ст}}.$$

Минимальные значения располагаемого времени самонаведения ЗУР необходимы при перехвате наиболее скоростных малоразмерных баллистических (ОТБР и ТБР) и противокорабельных (ПКР) целей и могут приблизительно составлять около 1,0 с. В этом случае высокую точность наведения при аэродинамическом способе создания управляющих сил нельзя реализовать по причине инерционности аэродинамического управления ракетой, который не позволяет с требуемой скоростью реагировать на изменения траектории полета цели.

Отсюда следует, что в случае ограниченного времени самонаведения для обеспечения высокой точности необходимо прежде всего увеличивать быстродействие ракеты. Это требование определяет генеральное направление технических решений повышения маневренных характеристик ЗУР. Его реализация достигается за счет использования газодинамических принципов создания управляющих сил и моментов.

Газодинамическое управление ЛА можно определить как совокупность способов и устройств создания аэореактивных сил и управления этими силами с целью уменьшения промаха. Основной способ газодинамического управления — создание поперечных сил, формирующих боковое ускорение за счет специальных двигателей, располагаемых вблизи

центра масс ЛА и создающих перпендикулярно продольной оси ракеты ускорение, "выбирающее" промах.

К числу газодинамических способов относят еще так называемое моментное управление [4, 1], комплексно реализующее аэродинамический и газодинамический принципы при создании управляющей силы. Непосредственно управляющая сила при этом создается за счет аэродинамики, однако потребный угол атаки ракеты обеспечивается газодинамическим способом, что существенно повышает быстродействие процесса управления в целом.

Второй вариант повышения маневренных свойств ЗУР связан именно с использованием моментного управления. Его эффективность подтверждается практическими результатами, показывающими ЗУР "Эринт" (США). Но вместе с тем уместно подчеркнуть, что аэродинамическая составляющая при моментном управлении ограничивает рабочий диапазон применения ракеты. Для конкретной работы ракеты "Эринт" это качество не столь существенно, для нее широта диапазона применения не играет решающей роли. В соответствии с заданием ЗУР "Эринт" создавалась, в первую очередь, как перехватчик нижнего рубежа ПРО на театре военных действий в дополнение к перехватчику верхнего рубежа — ракете ТНААД.

Основная роль ракеты "Эринт" состоит в "добивании" пропущенных верхним рубежом обороны ТБР и ОТБР единственным (возможно, парным) обстрелом, не прибегая к повторным пускам по анализу результатов первого обстрела из-за отсутствия пространственно-временных возможностей. Эта задача решается высокоточным наведением и кинетическим поражением ТБР в результате прямого попадания в отсек боевой нагрузки на высотах до 15 км. Высокоточное наведение и прямое попадание в отсек боевой части обеспечивается сочетанием точной информации о цели (вследствие применения активной радиолокационной головки самонаведения миллиметрового диапазона волн, создающей профиль цели с определением точки прицеливания — отсека боевой нагрузки) и предельно малого времени реакции при отработке команд управления (вследствие применения моментного газодинамического управления).

Расширение области боевого применения ЗУР достигается с помощью технических решений, использующих поперечное газодинамическое управление. Исполнительным устройством в этом случае является ракетный двигатель поперечного управления (ДПУ). Запуск двигателя создает силу газодинамической природы и по существу мгновенно придает ракете требуемую перегрузку, позволяющую за оставшееся время полета до встречи с целью "обнулить" накопившуюся ошибку наведения.

Излагаемые ниже варианты технических решений иллюстрируют этот подход. В настоящее время для ЗУР рассматривается применение жидкостных двигателей поперечного управления (ЖДПУ) и твердотопливных двигательных установок поперечного управления (ТДПУ).

Третий вариант повышения маневренных свойств ЗУР предполагает применение ЖДПУ. К настоящему времени эти двигатели отработаны, пожалуй, лучше, чем ТДПУ, что объясняется опытом создания систем газодинамического управления активно развивающихся ракет-перехватчиков, действующих на больших и средних высотах и предназначенных для систем ПРО и ПКО.

Благодаря научно-техническим нововведениям современные жидкостные двигатели существенно усовершенствованы, и ЖДПУ приобрели требуемые качества: гибкое и глубокое дросселирование тяги с ее несколькими уровнями, осуществление как импульсного (с изменяемой в широком диапазоне длительности импульсов и пауз между включениями), так и непрерывного режима работы с минимальным временем выхода на режим максимальной тяги; обеспечение высоких показателей энергомассового совершенства камер и других элементов конструкций двигательной установки; создание управляющих усилий в плоскости, перпендикулярной оси, произвольно направленных по углу к оси ракеты и проходящих практически через центр масс ЗУР.

Все эти качества привлекательны для реализации поперечного газодинамического управления. Однако атмосферные ЗУР средней дальности являются исключением: из-за скоротечности процесса функционирования этих ракет и неопределенности момента включения двигателя фактически нет запаса времени на подготовку систем наддува и на запуск двигателя.

В результате ЖДПУ не обеспечивает сверхманевренности ЗУР при перехвате ТБР и средств ВТО в сложных условиях. Дополнительным серьезным препятствием является высокая токсичность топлива и низкая эксплуатационная технологичность жидкостных двигательных установок.

Вторая разновидность ДПУ — твердотопливные двигатели. Их отличия: простота и надежность конструкции, так как в них отсутствуют специальные системы подачи топлива; постоянная готовность к работе и длительность гарантийного срока хранения в составе изделия; возможность создания высокого импульса в короткие промежутки времени и др.

Самым главным свойством ТДПУ является высочайшая боеготовность и такой же быстрый выход на режим, труднодостижимый для ЖДПУ. Эти качества (наряду с высокой эксплуатационной технологичностью) предопределили применение ТДПУ в системах газодинамического управления высокоточных атмосферных ракет как отечественных, так и зарубежных фирм.

Конструкции ТДПУ довольно разнообразные, что обусловлено управлением вектора тяги. В настоящее время на конечной стадии самонаведения применяют моноимпульсную корректировку тяги (четвертый вариант) и пропорциональное регулирование тяги ДПУ (пятый вариант).

Четвертый вариант технических решений — применение моноимпульсных ТДПУ. Указанный двигатель обеспечивает возможность почти безынерционного поперечного управления ракетой через центр масс за счет повышения уровня реактивной тяги с выходом на поперечную перегрузку, равную 20 единицам, за 0,025 с по всей зоне поражения целей.

Газодинамическое управление с применением моноимпульсного двигателя поперечного управления на ЗУР впервые реализовано на российской ракете для экспортных поставок 9М96Е. Использование на завершающей стадии самонаведения мощного поперечного импульса позволяет уменьшить время реакции ЗУР (время выхода на необходимую перегрузку) в 10...15 раз, а отсутствие системы пропорционального регулирования тяги существенно упростило конструкцию двигателя и его отработку.

Благодаря введению режима сверхманевренности в сочетании с увеличением информационной точности, обеспечи-

ваемой активной радиоголовкой ГСН, разработана малогабаритная ЗУР с эффективным поражением всех средств ВТО (ТБР и ОТБР, ПКР, крылатых ракет авиационного и наземного базирования и пр.).

Ракета реализована в двух вариантах (модификациях): для поражения самолетов и средств ВТО на дальностях до 40 км и для поражения целей на дальностях до 120 км [5]. Причем две модификации используют один и тот же ДПУ и единую САУ. Варианты различаются временем работы маршевого РДТТ.

Аналитическое сравнение ЗУР ERINT-1, ASTER-15/30 с 9М96Е по возможностям перехвата тактических БР показывает, что ракета 9М96Е может поражать эти цели на высотах 25...30 км, ракета ERINT на высотах 15...20 км и ASTER-30 на высотах 20...25 км. Это связано с уменьшением величин располагаемых поперечных перегрузок у этих ракет с увеличением высоты перехвата, что приводит к снижению точности самонаведения.

Пятый вариант технических решений — применение ТДПУ с пропорциональным регулированием тяги. Такие двигатели обеспечивают наиболее высокую вероятность поражения маневренных целей. Применено на ЗУР франко-итальянской разработки ASTER-15/30 в виде твердотопливного газогенератора с четырьмя щелевыми соплами, оборудованными регулируемыми клапанами с приводами. Сопла находятся внутри крестообразно расположенных крыльев ракеты. Тяга двигателя регулируется в соответствии с командой управления. ДПУ включается примерно за 1 с до встречи с целью. Максимальная перегрузка, создаваемая ДПУ, составляет 10...12 единиц.

Двигатели с пропорциональным регулированием тяги отличаются особой сложностью конструкции, поскольку для управления вектором тяги требуется наличие специального клапанного механизма, регулирующего критическое сечение двигателя. Анализ конструкций проектов ТДПУ показывает, что стандартных клапанных устройств, многократно проверенных на практике в разных условиях, пока нет. Все известные клапанные устройства представляют собой уникальные конструкции, находящиеся в стадии опытной или эксплуатационной отработки.

Абстракт

1. Болотов Е.Г., Мизрохи В.Я. Новое поколение зенитных управляемых ракет средней дальности // Общероссийский научно-технический журнал "Полет", 2003, спец. выпуск. С. 53–58.

2. Болотов Е.Г., Мизрохи В.Я. Противоракета "Эринт": история и перспективы // Зарубежное военное обозрение. 1996, № 8.

3. Мизрохи В.Я. Выбор облика ракеты и определение универсальной зависимости точности самонаведения на основе закона подобия // Общероссийский научно-технический журнал "Полет", 2001, № 2. С. 3–12.

4. Проектирование зенитных управляемых ракет / И.И. Архангельский, П.П. Афанасьев, Е.Г. Болотов и др. Под ред. И.С. Голубева и В.Г. Светлова. — Изд. второе, перераб. и доп. М.: Изд-во МАИ, 2001. 732 с.

5. Рекламные паспорта № 7219 НЭК, № 7222 НЭК "Зенитные управляемые ракеты 9М96Е и 9М96Е2", 2000.

6. Светлов В.Г., Архангельский И.И., Мизрохи В.Я. и др. Совершенные способы газодинамического управления определяют облик ЗУР нового поколения // Техника воздушного флота, 1998, № 1. С. 49–56.



ЧЕРНЯЕВ
Александр Вячеславович —
аспирант Самарского госу-
дарственного аэрокосмиче-
ского университета
им. академика
С.П. Королева

Применение генетических алгоритмов при проектировании авиационных конструкций из композиционных материалов

А.В. Черняев

Предлагаются новые способы настройки параметров генетических алгоритмов. Описывается реализованный адаптивный генетический алгоритм. Предлагается методика оптимизации конструкций из композиционных материалов, построенная на его основе. В качестве примера применения методики рассматривается задача оптимизации панелей кессона крыла.

Ключевые слова: оптимальное проектирование; композиционные материалы; генетические алгоритмы; кессон крыла; прочность; жесткость.

A.V. Chernyayev. Use Of Genetic Algorithms To Ensure Effective Design Of Aircraft Elements From Composite Materials

New ways of genetic algorithms parameters tuning are suggested. It is described an implemented adaptive genetic algorithm (AGA). Composite structures optimal design technique based on AGA is proposed. The problem of wing box panels optimal design considered as an example of the technique application.

Key words: effective design; composite materials; genetic algorithms; wing torsion box; strength; rigidity.

Благодаря высоким удельным показателям прочности и жесткости в современной технике большое значение приобрели полимерные композиционные материалы (ПКМ), армированные длинными непрерывными волокнами. Их использование в силовых конструкциях является одним из способов повышения весовой эффективности изделий в авиации и ракетостроении — областях, на которые приходится основной объем потребления ПКМ.

По сравнению с изделиями из традиционных материалов конструкции из композитов характеризуются большим числом параметров, которые должны варьироваться в процессе их разработки. Кроме того, многие из существующих подходов не позволяют в полной мере реализовать потенциал ПКМ или имеют ограниченную применимость (проектирование по критерию равнопрочности) [1]. В результате наиболее универсальным представляется метод проектирования, центральным элементом которого является алгоритм, реализующий некоторую оптимизационную процедуру.

Выбор стратегии оптимизации определяется особенностями решаемой задачи. Когда речь идет об отыскании оптимальных параметров конструкции из композиционного материала, она традиционно считается целочисленной и часто характеризуется наличием множества локальных экстремумов. Это ограничивает применимость детерминистических методов оптимизации, которые обладают способностью быстро находить локальные оптимумы, расположенные вблизи от точки запуска, но малоэффективны при работе с многоэкстремальными функциями. Кроме того, их применение затруднено при решении задач, в которых проектные переменные изменяются дискретно.

Перечисленных недостатков лишены стохастические стратегии. При этом направление дальнейшего движения в пространстве поиска определяется на основе статистических данных, получаемых в ходе решения поставленной задачи. Как правило, в этом случае используются так называемые генетические алгоритмы (ГА), которые способны отыскивать глобальные решения задач больших размерностей и просты в реализации. ГА можно рассматривать в качестве перспективного инструмента для оптимизации конструкций из композиционных материалов. В то же время для большинства генетических алгоритмов необходимо решать проблему рационального выбора настроек их собственных параметров, не являющихся постоянными величинами для разных классов целевых функций и напрямую определяющих эффективность работы алгоритма.

В статье описывается реализованный адаптивный генетический алгоритм. Предлагается методика оптимизации конструкций из композиционных материалов, построенная на его основе. В качестве примера применения методики рассматривается задача оптимизации панелей кессона крыла.

Принцип работы простого ГА. Генетический алгоритм как метод оптимизации использует для отыскания решений оптимизационных задач основные механизмы биологической эволюции, включая наследование генов, обмен генами в популяции, преобразование генотипа в фенотип и естественный отбор [2].

В отличие от традиционных методов ГА на каждом шаге оперирует конечным множеством решений (популяцией), равным $N_{\text{поп}}$. Характеристикой каждого частного решения (особи), входящего в состав популяции, является его "приспособленность" φ , вычисляемая как отношение функции цели для этого решения к среднему значению целевой функции для всего множества.

Приспособленность φ , поставленная в соответствие каждой особи, служит основным критерием для отбора (селекции) решений в так называемую промежуточную популяцию: чем выше φ , тем больше у особи шансов войти в состав промежуточной популяции. Отобранные таким образом сильнейшие индивиды (как и в природе) допускаются до следующего этапа, называемого скрещиванием (используются также термины кроссовер и рекомбинация).

Оператор рекомбинации работает с двоичным представлением решений. Каждое из них записывается в виде битовой строки (хромосомы) размерности $p \times q$, где p — число проектных переменных в задаче; q — ко-

личество бит, необходимое для двоичной записи переменной. Он последовательно применяется к случайно выбранным парам особей из числа вошедших в промежуточную популяцию. При этом особи, составляющие пару, обмениваются участками своих хромосом, создавая тем самым новые решения. Существует ряд способов осуществления такого обмена (наиболее употребительны двухточечная и равномерная схемы). Полученные таким образом новые особи вытесняют старые решения.

На завершающем этапе к обновленной популяции применяется *оператор мутации*. При этом популяция рассматривается как двумерный массив, состоящий из нулей и единиц (генов). С малой долей вероятности p_m гены в случайно выбранных позициях заменяются на противоположные значения (ноль на единицу и наоборот).

Декодированные и представленные вновь в десятичном виде решения формируют следующее поколение, для которого описанный процесс повторяется, начиная с оценки приспособленности новых особей.

Заметим, что в процессе работы эти операторы с некоторой вероятностью могут разрушать удачные комбинации генов. Для предотвращения возможной потери таких шаблонов в дополнение к имеющемуся инструментарию ГА часто используют *оператор элитизма*. Его суть заключается в том, что небольшое количество элитных особей $N_{\text{элит}}$, обладающих наибольшей приспособленностью в текущем поколении, переходит в следующее поколение без изменений, т.е. минуя кроссовер и мутацию.

Разработка способов настройки ГА. Схема рекомбинации особей, вероятность применения оператора мутации, количество элитных членов и размер популяции — это параметры генетического алгоритма. От их выбора напрямую зависит его способность к отысканию глобального оптимума решаемой задачи, быстрота сходимости и др. Перебор возможных комбинаций этих параметров — сложная задача, сравнимая с решением основной оптимизационной проблемы.

Существенно упростить задачу настройки, снизив ее размерность, позволяет применение адаптивных стратегий. В этом случае на основании некоторых исходных установок алгоритму предоставляется возможность самостоятельно выбирать те или иные значения своих параметров.

В данной статье предложены простые и эффективные способы динамического определения таких настроек ГА, как вероятность мутации и количество элитных особей. Для адаптивного выбора схемы кроссовера использовался подход, предложенный в [3].

Таблица 1

Характеристики разработанных алгоритмов

Характеристика ГА	Простой ГА (модификация 1)	Простой ГА (модификация 2)	Адаптивный ГА
Тип кодирования	Код Грея	Код Грея	Код Грея
Схема отбора	Турнирный	Турнирный	Турнирный
Схема скрещивания	Двухточечный	Равномерный	Адаптивный
Вероятность мутации	0,01	0,01	0,01...0,05, адаптивно
Число элитных членов	6	6	Адаптивно

Идея предлагаемого способа определения вероятности p_m следует из назначения оператора мутации и состоит в предотвращении преждевременной сходимости алгоритма. Поэтому в процессе работы ГА эта вероятность должна быть увеличена, если есть опасность, что алгоритм может увязнуть в окрестности локального экстремума, или уменьшена, когда разнообразие генетического материала в популяции достаточно велико и слишком большое значение p_m приведет к значительным случайным возмущениям. Это значит, что потомки перестанут быть похожими на родительские особи и алгоритм потеряет возможность обучаться, сохраняя наследственные признаки. Математически данное правило может быть записано следующим образом:

при $\varphi_{лучш} \geq \omega$

$$p_m^{i+1} = \begin{cases} \xi p_m^i, & \text{если } p_m^{i+1} < p_m^{\max}; \\ p_m^{\max}, & \text{если } p_m^{i+1} \geq p_m^{\max}; \end{cases}$$

при $\varphi_{лучш} < \omega$

$$p_m^{i+1} = \begin{cases} \frac{p_m^i}{\xi}, & \text{если } p_m^{i+1} > p_m^{\min}; \\ p_m^{\min}, & \text{если } p_m^{i+1} \leq p_m^{\min}, \end{cases}$$

где $\varphi_{лучш}$ — приспособленность лучшей особи в i -м поколении; ω — пороговое отношение, своего рода индикатор того, что алгоритм начинает сходиться к некоторому решению (большинство особей популяции одинаковы); ξ — некоторый коэффициент, повышающий или понижающий значение p_m в зависимости от ω ; $p_m^{\max}$, $p_m^{\min}$ — соответственно верхний и нижний пределы изменения p_m . В дальнейшем принято $\omega = 0,85$; $\xi = 1,5$; $p_m^{\max} = 0,05$ (5 %); $p_m^{\min} = 0,01$ (1 %).

Число элитных членов, переходящих неизменными в новую популяцию, увеличивается, если значение целевой функции для лучшей особи предыдущего поколения оказывается меньше аналогичного значения в текущем поколении:

$$N_{\text{элит}}^i = \begin{cases} N_{\text{элит}}^{i-1} + 1, & \text{если } N_{\text{элит}}^i > N_{\text{элит}}^{i-1}; \\ N_{\text{элит}}^{i-1}, & \text{если } N_{\text{элит}}^i \leq N_{\text{элит}}^{i-1}. \end{cases}$$

На основе предлагаемых подходов был реализован адаптивный генетический алгоритм.

Для сравнения был реализован простой ГА в двух модификациях (в зависимости от базовой схемы скрещивания) с фиксированными значениями p_m и $N_{\text{элит}}$. Характеристики этих алгоритмов приведены в табл. 1.

Оценка разработанных алгоритмов проводилась с использованием различных тестовых функций. Размер популяции оставался фиксированным и составлял $N_{\text{поп}} = 1000$ особей. В качестве критерия для сравнения выступала относительная частота сходимости алгоритма, определяемая как отношение числа запусков, в результате которых алгоритм сошелся на i -й итерации, к общему числу запусков алгоритма в серии (серия состояла из 40 запусков).

Для функции Растригина, описываемой пятью проектными переменными, данные по каждой модификации ГА обобщены в виде графиков, представленных на рис. 1. Видно, что наиболее эффективным ока-

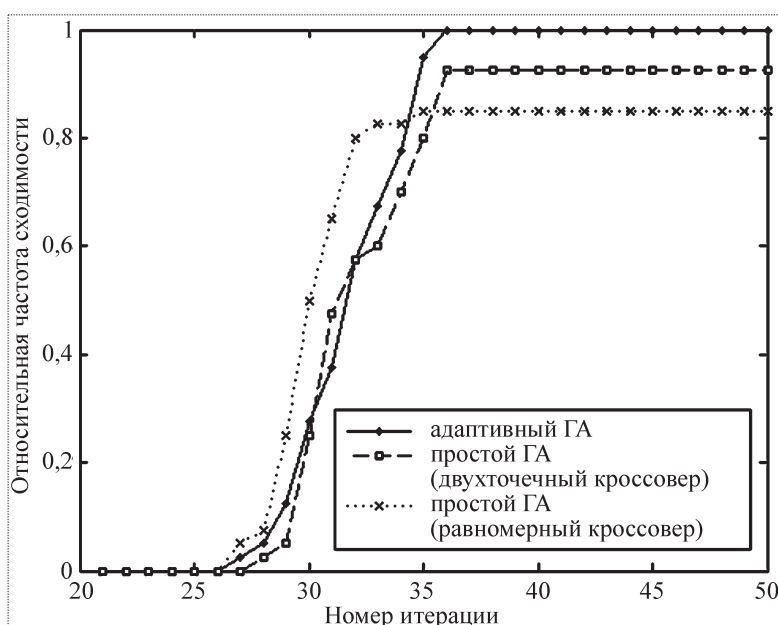


Рис. 1. Сравнительная характеристика алгоритмов

зался адаптивный ГА, применение которого позволило добиться 100 % сходимости к глобальному оптимуму при заданном $N_{\text{поп}}$.

Исследования, проведенные для других функций (Акли, Швелева), также подтверждают эффективность предлагаемого подхода.

В отличие от рассмотренных параметров, определяемых динамически, выбор размера популяции, требуемого для обеспечения достаточной частоты сходимости, не может регулироваться в процессе работы алгоритма. Кроме того, определять значение этого параметра имеет смысл только при учете особенностей задач, на решение которых настраивается алгоритм.

В этих целях предлагается использовать метод тестовых моделей [4]. Согласно этому методу реальные технические задачи изменяют таким образом, чтобы, не затрагивая их физической и математической стороны, получить некоторые предсказуемые (часто тривиальные) решения. Задавшись требуемой вероятностью сходимости алгоритма и числом итераций, в пределах которого должны быть найдены оптимальные параметры тестовой модели, определяют необходимый размер популяции. Применение такого подхода рассмотрено далее на примере проектирования панелей кессона крыла.

Постановка задачи оптимального проектирования конструкции из композиционного материала и методика ее решения при помощи адаптивного ГА. В большинстве существующих численных методов, включая метод конечных элементов, успешно используется подход, согласно которому континуальная конструкция разбивается на дискретные участки, в пределах которых можно пренебречь изменениями действующих в них усилий.

Для авиации характерными являются конструкции в виде тонкостенных оболочек, которые могут быть разбиты сеткой из плоских элементарных панелей. В пределах каждой панели действуют постоянные по величине потоки нормальных и касательных сил $\{N_x, N_y, N_{xy}\}$.

Кроме того, в процессе эксплуатации авиационные конструкции подвергаются действию не одного, а целого набора случаев нагружения, определяемых нормами прочности. Для учета этого фактора можно предложить способ, когда элементарные панели по технологическим соображениям группируются в участки с постоянными толщиной, схемой армирования, порядком укладки слоев и т.д. Каждый такой участок представляется одной элементарной панелью, рассчитываемой на $K = LM$ случаев нагружения, где L — число панелей на участке, M — количество случаев нагружения, задаваемых нормами прочности.

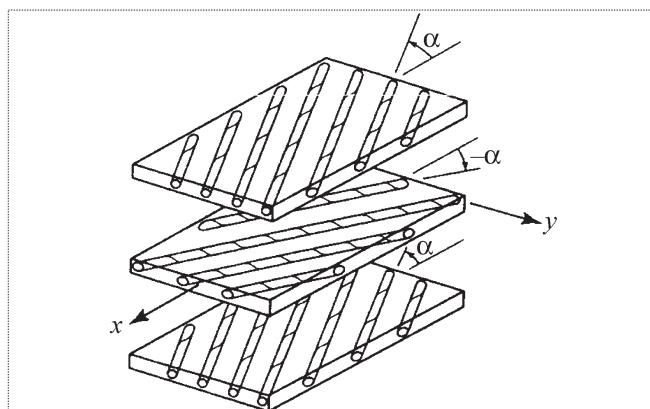


Рис. 2. Строение композиционного материала

Такая панель имеет слоистую структуру и составлена из однонаправленных монослоев стандартной толщины δ_m . Каждому слою в общей для всей панели системе координат xy соответствует направление армирования α — угол между осью x и линией, вдоль которой ориентированы его волокна (рис. 2). Число монослоев, уложенных в j -м направлении армирования, обозначим n_j .

На практике наиболее часто используют композиты уравновешенного симметричного строения. Для них связь мембранных усилий и вызванных ими деформаций задается следующим уравнением:

$$\begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & 0 \\ A_{21} & A_{22} & 0 \\ 0 & 0 & A_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix}, \quad (1)$$

где A_{mn} — мембранные коэффициенты жесткости пакета.

Способы определения деформаций и напряжений в отдельных слоях композита на основе общих деформаций пакета слоев являются предметом классической теории слоистых пластин [5].

Предположим, что некоторая тонкостенная конструкция из конструкционного материала (КМ) по технологическим соображениям разбивается на $N_{\text{уч}}$ участков постоянной толщины. Каждый участок разделен на P_i элементарных панелей площадью S_i . При этом масса конструкции определяется по формуле

$$m_k = \rho_{\text{к}} \delta_k \sum_{i=1}^{N_{\text{уч}}} \left(P_i S_i \sum_{j=1}^t n_j \right), \quad (2)$$

где t — количество направлений армирования, которое технологически часто ограничивается четырьмя углами: 0, 90, $\pm 45^\circ$.

Считая массу конструкции функцией цели, можно сформулировать задачу оптимизации следующим образом:

минимизировать функционал $m_k = f(n_j)$ при ограничениях $G(n_j) \leq 0$ и $n_j^{\min} \leq n_j \leq n_j^{\max}$.

В качестве ограничений могут выступать требования достаточной прочности, жесткости и другие, характерные для авиационных конструкций.

Таким образом, на основе адаптивного ГА и с учетом предложенной постановки задачи может быть построена следующая методика оптимизации тонкостенных конструкций из КМ:

- 1) оценивается требуемый размер популяции на основании настройки адаптивного ГА по тестовым моделям;
- 2) континуальная конструкция заменяется дискретной моделью, состоящей из набора элементарных панелей;
- 3) по технологическим соображениям элементарные панели группируются в участки с постоянными параметрами и структурой армирования;
- 4) между направлениями армирования задается начальное распределение монослоев;
- 5) определяются усилия в элементарных панелях от действия внешних нагрузок;
- 6) с использованием адаптивного ГА проводится оптимизационный расчет, в результате которого определяется новое распределение монослоев;
- 7) пп. 5) и 6) повторяются до стабилизации результата.

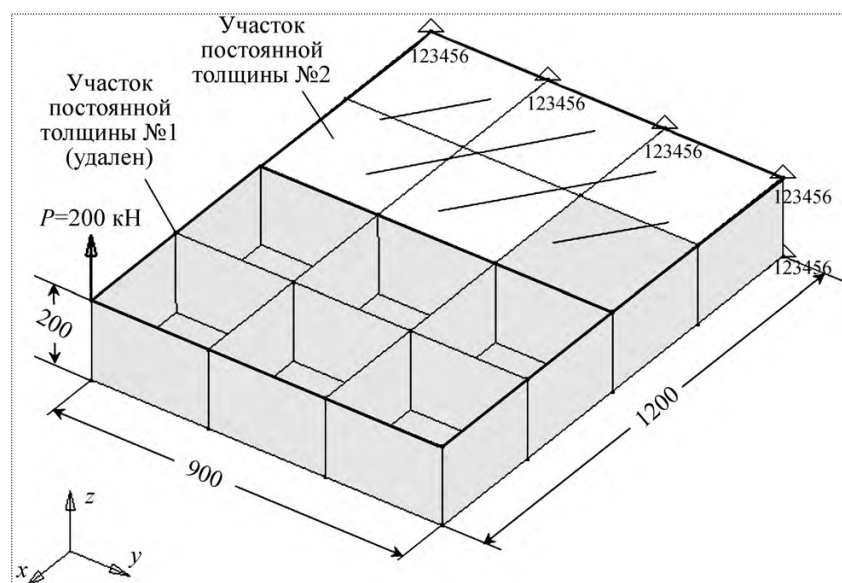


Рис. 3. Конструкция и способ нагружения четырехпоясного кессона

Проектирование панелей кессона крыла. Предложенную методику используем в задаче отыскания параметров нижней и верхней панелей четырехпоясного кессона крыла (рис. 3).

Характеристики материала кессона соответствуют свойствам среднемолекулярного углепластика: $E_1 = 142$ ГПа; $E_2 = 10,3$ ГПа; $G_{12} = 7,2$ ГПа; $\mu_{12} = 0,27$; $X^+ = 2280$ МПа; $X^- = 1440$ МПа; $Y^+ = 57$ МПа; $Y^- = 228$ МПа; $S = 71$ МПа.

Направления армирования ограничивались углами $0, 90$ и $\pm 45^\circ$; толщина монослоя $\delta_m = 0,1$ мм. Каждая из панелей технологически разделена на два участка с постоянной толщиной. Вертикальная нагрузка $P = 200$ кН, приложенная в концевом сечении, вызывает одновременно изгиб и кручение кессона.

Рассматривались ограничения по прочности и крутильной жесткости как характерные для силовых авиационных конструкций.

Ограничение по прочности записывалось в виде энергетического критерия Хилла, в соответствии с которым для каждого слоя КМ при любом случае нагружения должно выполняться неравенство

$$R_j = \frac{\sigma_{1j}^2}{x^2} - \frac{\sigma_{1j}\sigma_{2j}}{x^2} + \frac{\sigma_{2j}^2}{y^2} + \frac{\tau_{12j}^2}{S^2} \leq 1,$$

где R_j — коэффициент перегруженности; $\sigma_{1j}, \sigma_{2j}, \tau_{12j}$ и x, y, S — действующие и предельно допускаемые напряжения в условиях одноосного нагружения однонаправленного слоя соответственно в направлениях параллельно волокнам, перпендикулярно волокнам и при сдвиге.

Ограничение по жесткости формулировалось для всего пакета одновременно. Требовалось, чтобы конструкция имела сдвиговую жесткость (поскольку кручение тонкостенной оболочки вызывает в ее обшивке деформации сдвига) в координатах xu не меньше, чем лист дюралевого сплава толщиной $\delta = 2$ мм, у которого $[k_y] = G\delta = 54 \cdot 10^3$ Н/мм, т.е. согласно уравнению (1)

$$A_{66} \geq [k_y].$$

Нижнее ограничение на проектные переменные $n_j^{\min}$ определялось в соответствии с эмпирическим требованием, согласно которому число монослоев в любом из четырех направлений армирования должно составлять не менее 10 % от

Таблица 2

Настройка алгоритма по тестовым моделям

Характер нагружения	Ожидаемый результат	$N_{\text{поп}}$
$N = \{ N_x \quad 0 \quad 0 \}$	Полнонапряженный пакет с армированием под углом, равным 0	200
$N_1 = \{ N_x \quad 0 \quad 0 \}$ $N_2 = \{ 0 \quad N_y \quad 0 \}$	Пластина, армированная под углами 0 и 90°. В первом случае $R_0 = 1$, во втором $R_{90} = 1$. Панель в целом неравнопрочна	600
$N = \{ N_x \quad N_y \quad 0 \}$	Равнопрочная пластина со структурой 0 и 90° или $\pm 45^\circ$	500
$N = \{ 0 \quad 0 \quad N_{xy} \}$	Равнопрочная пластина со структурой $\pm 45^\circ$	300

общего числа монослоев в составе пакета (чтобы исключить возможность прямого нагружения связующего), т.е. полное вырождение слоев в процессе оптимизации не допускается.

Верхний предел определялся условием $n_j^{\max} < 64$. Это давало возможность кодировать в двоичном виде значения проектных параметров при помощи 6 бит.

Для определения размера популяции, которая требуется ГА при решении поставленной задачи, разработан комплекс тестовых моделей. Каждая тестовая модель представляет собой панель, армированную по схеме 0, 90 и $\pm 45^\circ$. Для получения предсказуемого результата использовались простые комбинации нагрузок. Описание моделей и найденные значения $N_{\text{поп}}$ (при условии, что оптимальное решение в ходе тестирования должно быть получено не более чем за 100 итераций при 100 % сходимости алгоритма в серии из 20 запусков) представлены в табл. 2. Для тестовых

моделей учитывались только ограничения по прочности.

Наибольшее значение $N_{\text{поп}}$ было принято в качестве итогового параметра настройки. Более подробные сведения о способах настройки ГА по тестовым моделям приведены в [6].

Результаты проектирования кессона, полученные с использованием адаптивного генетического алгоритма с учетом требований по прочности и жесткости, приведены в табл. 3.

Требования жесткости оказались в числе активных ограничений только для концевой участка верхней панели. Для их учета была добавлена пара монослоев, уложенных под $\pm 45^\circ$. Возникшее в этом случае перераспределение усилий позволило уменьшить толщину наиболее нагруженной корневой зоны нижней панели; общая масса конструкции при этом не изменилась.

Для стабилизации расчета потребовались пять циклов оптимизации. Полученные данные адекватны интуитивно ожидаемым результатам, что говорит о работоспособности предлагаемой методики.

Список литературы

1. Комаров В.А., Черняев А.В. Сравнительный анализ различных подходов к проектированию структур тонкостенных элементов из композиционных материалов // Вестник Самарского гос. аэрокосмич. ун-та. 2009. № 1.
2. Mitchell M. An Introduction to Genetic Algorithms. Cambridge, MA. The MIT Press. 1999.
3. Spears W.M. Adapting Crossover in Evolutionary Algorithms. Proceedings of the Evolutionary Programming Conference. 1995. P. 367–384.
4. Комаров В.А. О настройке алгоритмов случайного поиска по тестовым моделям // Автоматизированное оптимальное проектирование инженерных объектов и технологических процессов. Материалы Всесоюз. школы-семинара. 1974. № 1.

Таблица 3

Результаты проектирования панелей кессона

Характеристика	Участок верхней панели		Участок нижней панели	
	концевой	корневой	концевой	корневой
<i>Ограничения только по прочности и эмпирические требования</i>				
Толщина, мм	1,2	2,4	1,8	3,2
Структура	$[\pm 45 \quad 90 \quad 0_3]_S$	$[\pm 45_2 \quad 90_2 \quad 0_6]_S$	$[\pm 45_2 \quad 90 \quad 0_4]_S$	$[\pm 45_3 \quad 90_2 \quad 0_8]_S$
<i>Ограничения по прочности, жесткости и эмпирические требования</i>				
Толщина, мм	1,4	2,4	1,8	3,0
Структура	$[\pm 45_2 \quad 90 \quad 0_2]_S$	$[\pm 45_2 \quad 90_2 \quad 0_6]_S$	$[\pm 45_2 \quad 90 \quad 0_4]_S$	$[\pm 45_2 \quad 90_2 \quad 0_9]_S$

роение инженерных объектов и технологических процессов. Материалы Всесоюз. школы-семинара. 1974. № 1.

5. Васильев В.В. Механика конструкций из композиционных материалов. М.: Машиностроение, 1988. 272 с.

6. Черняев А.В. О настройке генетических алгоритмов для решения задач оптимального проектирования конструкций из композиционных материалов // Изв. Самарского науч. центра АН. Спец. выпуск. Актуальные проблемы машиностроения. 2009. С. 243–246.



ОРЛОВ
Виталий Васильевич —
начальник
сектора Государственного
научно-исследовательского
института авиационных
систем, кандидат техн. наук

Методика формирования обликовых параметров, типажа и парка корабельных авиационных комплексов

В.В. Орлов

Излагается методика формирования параметров, типажа и парка корабельных авиационных комплексов.

В основе методики лежат анализ авиагруппы авианосных кораблей разной размерности, а также исследования влияния характеристик авиационно-технических систем корабля на эффективность авиагруппы. Особое внимание уделено сравнительному анализу возможных вариантов сочетаний взлетных устройств на авианосном корабле [1].

Ключевые слова: *типаж; парк; эффективность; авиационный комплекс.*

V.V. Orlov. The Technique Of Design Of Outlook Parameters, Specification And Park Of Shipboard Aviation Complexes

The design technique of parameters, specification and park of the shipboard aviation complexes is discussed. The technique is based on the analysis of air group of the combat planes ships of different scale and the research of influence of the ship aviation technical systems characteristics on the effectiveness of the air group. The main goal is the relative analysis of all possible variants of combinations of the take-off devices on the board of the military ship.

Key words: *specification; park; effectiveness; aviation complex.*

Выбор параметров, типажа и парка комплексов корабельной авиации необходимо начинать с анализа обликов авианосного корабля (АНК). Это позволит обеспечить удовлетворение требований минимальной стоимости корабельного авианосного соединения (КАС). При этом необходимо максимизировать боевую эффективность корабельной авиации (КА) прежде всего в наиболее сложных задачах КАС. Структура иерархической системы КАС приведена на рис. 1.

Статистическая обработка возможных вариантов состава авиагрупп (АГ) существующих, строящихся и проектируемых АНК и анализ эффективности теоретически допустимых их сочетаний, образующих корабельно-авиационные системы, позволяют построить для каждой боевой задачи зависимости эффективности АГ от возможностей АНК по базированию авиации, т.е. от характеристик его авиационно-технических систем (АТС) и самолетовместимости АНК. Однако число таких зависимостей велико и, следовательно, труднообозримо.

В то же время для каждого типа боевых задач можно достаточно корректно определить наиболее типичные реальные случаи, для которых возможно построение указанных зависимостей. Главное, в число типичных случаев необходимо включать боевые задачи каждого типа, максимальные по напряженности выполнения при базировании авиационных комплексов (АК) на данном АНК.

Вследствие того, что авиагруппа (особенно на малых АНК) решает не все боевые задачи, которые возникают перед корабельной авиацией вообще, отыскание экстремальных типичных случаев не представляет труда.

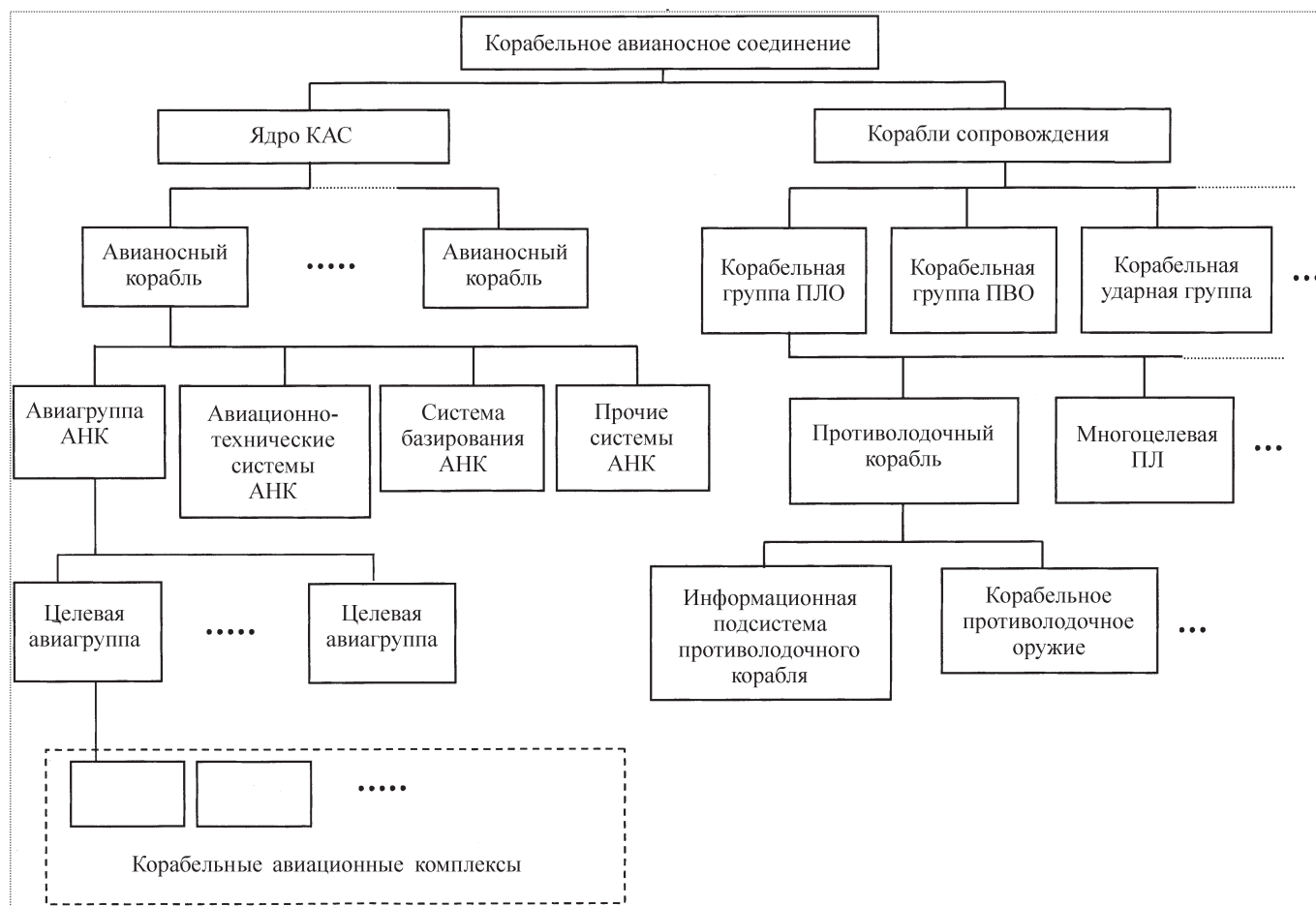


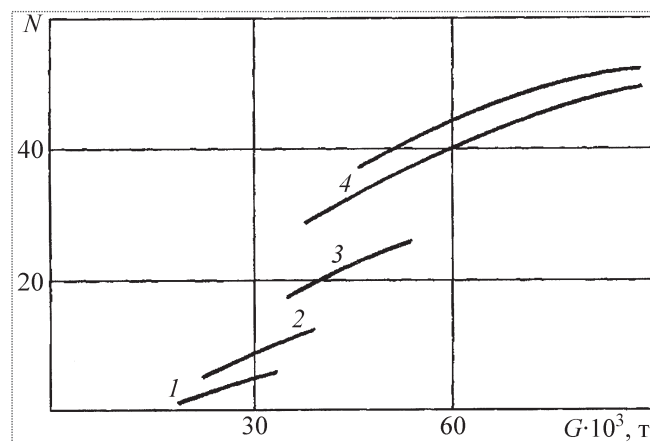
Рис. 1. Структура системы КАС

На рис. 2 приведены зависимости эффективности авиагрупп АНК в задачах отражения налета от возможностей АНК по базированию самолетов. В качестве показателя эффективности принята численность N отражаемого налета в единицах ударных самолетов, вооруженных двумя противокорабельными ракетами (ПКР). Для каждой N принято наличие 12-ти истребителей для сопровождения.

Участие корабельных зенитно-ракетных комплексов (ЗРК) в отражении налета учитывалось фиксированным числом ракет, сбиваемых в зоне противокорабельной обороны (ПРО). При этом считалось, что истребители не только сбивают носители ракет, но и деформируют (рассредотачивают) во времени залп тех носителей, которые достигают рубежа пуска.

Составы авиагрупп для каждой размерности (каждого вертикального сечения) АНК выбирались с учетом необходимости обеспечения выполнения АГ задач противолодочного охранения корабельного соединения. Это означает, что в состав авиагрупп входят

не только истребители, но и вертолеты (противолодочные и два поисково-спасательных), а по мере появления возможностей базирования — и самолетные противолодочные комплексы (СПЛК). Кроме того,

Рис. 2. Зависимость эффективности N АГ АНК от водоизмещения АНК G

сюда включены и авиационные комплексы радиолокационного дозора (РЛД) и наведения (РЛДН).

В связи с ростом возможностей АНК и его авиационно-технических систем имеют место участки скачкообразного (скачки 1...4 на рис. 2) и плавного (вплоть до насыщения) роста эффективности. Скачкообразный рост наблюдается в следующих случаях качественного изменения характеристик АНК:

появление возможности базирования на АНК самолетов с укороченным взлетом вместо самолетов только с вертикальным взлетом. Такая возможность обеспечивается наличием взлетной палубы (скачок 1);

возможность базирования на АНК вместо вертолета РЛД самолета РЛДН с укороченным взлетом (с поворотом вектора тяги) и посадкой на аэрофинишер. Такая возможность требует наличия на корабле взлетной и посадочной палуб, а также установки аэрофинишера (скачок 2);

возможность базирования на АНК самолетов, использующих для взлета не поворот вектора тяги, а корабельные взлетные устройства и производящих посадку на аэрофинишер. Такая возможность требует наличия на АНК трамплина или катапульты (скачок 3);

появление на АНК самолета РЛДН катапультного или трамплинного взлета (скачок 4). Этот скачок уменьшается по мере приближения летно-технических характеристик (ЛТХ) самолета РЛДН укороченного взлета к ЛТХ самолета РЛДН катапультного взлета. По достижении приемлемых рубежей оповещения, обеспечиваемых самолетом РЛДН укороченного взлета, он исчезает совсем.

Если при появлении новых возможностей АНК по базированию авиации использовать их не в полной мере (формировать смешанные авиагруппы из АК, использующих и не использующих эти новые возможности), то скачки будут размыты. Заметим, что неиспользование новых возможностей АНК не приводит к выигрышу в эффективности, по крайней мере, в области малых и средних размерностей АНК.

Участки плавного роста (см. рис. 2) соответствуют росту количества истребителей на борту АНК. Видно, что они имеют тенденцию к насыщению. Это происходит из-за роста несоответствия самолетовместимости АНК и пропускной способности его авиационно-технических систем.

Анализ влияния АТС на эффективность авиагрупп в задачах ПВО, нанесения ударов по надводным и береговым целям, противолодочной обороны (ПЛО) показал, что основными характеристиками АТС, от ко-

торых зависит эта эффективность, являются следующие:

интенсивность выпуска самолетов с корабля;

количество технических позиций на полетной палубе (площадь парковой зоны);

возможность взлета самолетов с низкой тяговооруженностью (РЛДН, ПЛО и др.);

возможность взлета истребителей и штурмовиков с полной заправкой и боевой нагрузкой;

постоянная боеготовность авиационного вооружения корабля, т.е. постоянное обеспечение возможности взлета самолетов всех типов;

численность авиагруппы, принимаемой на посадку одновременно (непрерывно);

зависимость работы взлетных устройств друг от друга;

взаимозависимость взлетов и посадок в установившемся режиме работы полетной палубы.

Оба взлетных устройства — и трамплин, и катапульта — обладают рядом преимуществ и недостатков.

Основные недостатки трамплина:

необходимость размещения на корабле помимо коротких хотя бы одной длинной взлетной дорожки (для взлета самолетов с низкой тяговооруженностью, истребителей и штурмовиков с максимальной взлетной массой). Она проходит через одну из передних стартовых позиций, что делает ее работу жестко зависимой от работы передней позиции и занимает часть посадочной палубы, что увеличивает степень взаимозависимости взлетов и посадок;

невозможность взлета с коротких дорожек самолетов с низкой тяговооруженностью, а также истребителей и штурмовиков с максимальной взлетной массой. Этот недостаток приводит к снижению эффективности авиагрупп и, следовательно, к уменьшению интенсивности выпуска самолетов с корабля;

невозможность размещения на трамплине самолетов после посадки. Это также приводит к снижению эффективности.

В то же время трамплин в отличие от катапульты прост в исполнении и не требует увеличения водоизмещения корабля.

Основным недостатком катапульты является необходимость дополнительных объемов и ресурсов на корабле для ее размещения и энергообеспечения. Это связано с увеличением водоизмещения корабля и его стоимости.

Преимуществом катапульты является отсутствие снижения эффективности авиагрупп.

В процессе анализа рассмотрены следующие варианты сочетаний взлетных устройств на корабле:

1) четыре катапульты;

- 2) три катапульты;
- 3) две катапульты на посадочной палубе, две коротких взлетных дорожки на трамплин и одна длинная;
- 4) две катапульты на посадочной палубе и две коротких взлетных дорожки на трамплин;
- 5) одна катапульта на посадочной палубе и три дорожки на трамплин — две короткие и одна длинная;
- 6) одна катапульта на посадочной палубе и две коротких дорожки на трамплин;
- 7) три взлетных дорожки на трамплин — одна длинная и две коротких.

Анализ эффективности корабельных авиагрупп в зависимости от варианта сочетания взлетных устройств на корабле показал следующее.

Варианты 1) и 2) позволяют удовлетворить всем требованиям, обеспечивающим необходимый уровень эффективности авиагруппы. Выбор конкретного варианта зависит от самолетовместимости АНК. Согласно статистическим данным необходимое число катапульт определяется соотношением

$$K_k \approx \frac{G}{20\,000},$$

где K_k — число катапульт; G — водоизмещение корабля, т.

В варианте 3) обеспечивается такая же, как в варианте 2), интенсивность выпуска истребителей. Однако взлетная масса истребителей, взлетающих с коротких трамплинных дорожек, недостаточна для размещения полного комплекта ударного вооружения при полной заправке, что приводит к снижению эффективности авиагруппы. Кроме того, уменьшаются парковочная зона (из-за разницы в длине дорожки и катапульты) и численность авиагруппы, принимаемой на посадку непрерывно.

Варианты 4) и 5) практически аналогичны варианту 3), однако в этих случаях становится проблематичной возможность взлета самолетов ПЛО и РЛДН при выходе из строя катапульт.

Варианты 6) и 7) обладают еще более ограниченными возможностями, чем предыдущие — прежде всего, по взлету самолетов ПЛО и РЛДН.

Анализ рассмотренных вариантов сочетаний взлетных устройств, проводимый по критериям эффективности авиагрупп в задачах ПВО, нанесения ударов по надводным и береговым целям и ПЛО, показал следующее.

При отсутствии катапульт на корабле самолеты с низкой тяговооруженностью (РЛДН, ПЛО) из-за необходимости обеспечения взлета с трамплина оказываются переразмеренными по своим габаритам. Это

приводит либо к увеличению площади, требуемой для базирования авиагруппы, либо к уменьшению ее численности. Оборудование корабля одной катапульти (на посадочной палубе) ситуации не меняет, поскольку она не обеспечивает постоянной боеготовности авиагруппы.

Кроме того, при взлете с трамплина уменьшается интенсивность выпуска истребителей и штурмовиков с максимальной взлетной массой.

Для корабельных авиагрупп, состоящих из самолетов четвертого поколения с достаточно высокой тяговооруженностью, оснащение корабля тремя или четырьмя катапультами избыточно и приводит к увеличению водоизмещения и стоимости корабля. В этом случае его боевая эффективность не растет.

Оптимальным оказывается оснащение корабля двумя катапультами и двумя или тремя взлетными дорожками на трамплин. Эти варианты позволяют базировать на корабле самолеты с низкой тяговооруженностью, обеспечивать потребную интенсивность взлета истребителей и штурмовиков с любой взлетной массой (как с нормальной, так и с максимальной), а также поддерживать постоянную боеготовность авиагруппы.

Методика формирования обликовых параметров, типажа и парка комплексов корабельной авиации должна обеспечивать получение следующих результатов:

выбор или формирование обликовых параметров для заданного или альтернативных типов АНК при множестве боевых задач КАС;

формирование типажа АК и авиагруппы АНК, требуемой для решения всех боевых задач, которые может решать в составе КАС корабельная авиация;

возможность размещения на АНК требуемого парка КА с одновременной оценкой сбалансированности системы базирования АНК и производительности его АТС;

выбор подмножества боевых задач, которые наиболее целесообразно возложить на корабельную авиацию;

формирование авиагрупп АНК, решающих это подмножество боевых задач (для фиксированного типа АНК — обеспечивающих максимальную сбалансированность систем АНК, для перспективных АНК — с формированием требований к этим системам);

формирование парка корабельных АК для множества типов АНК.

Предложенная методика реализована в виде итерационной человекомашиной процедуры направленного поиска экстремума скалярного критерия или компонентов векторного критерия (в зависимости от решаемой задачи). В качестве входной информации используются:

множество боевых задач КАС и подмножество задач, которые можно решать посредством корабельной

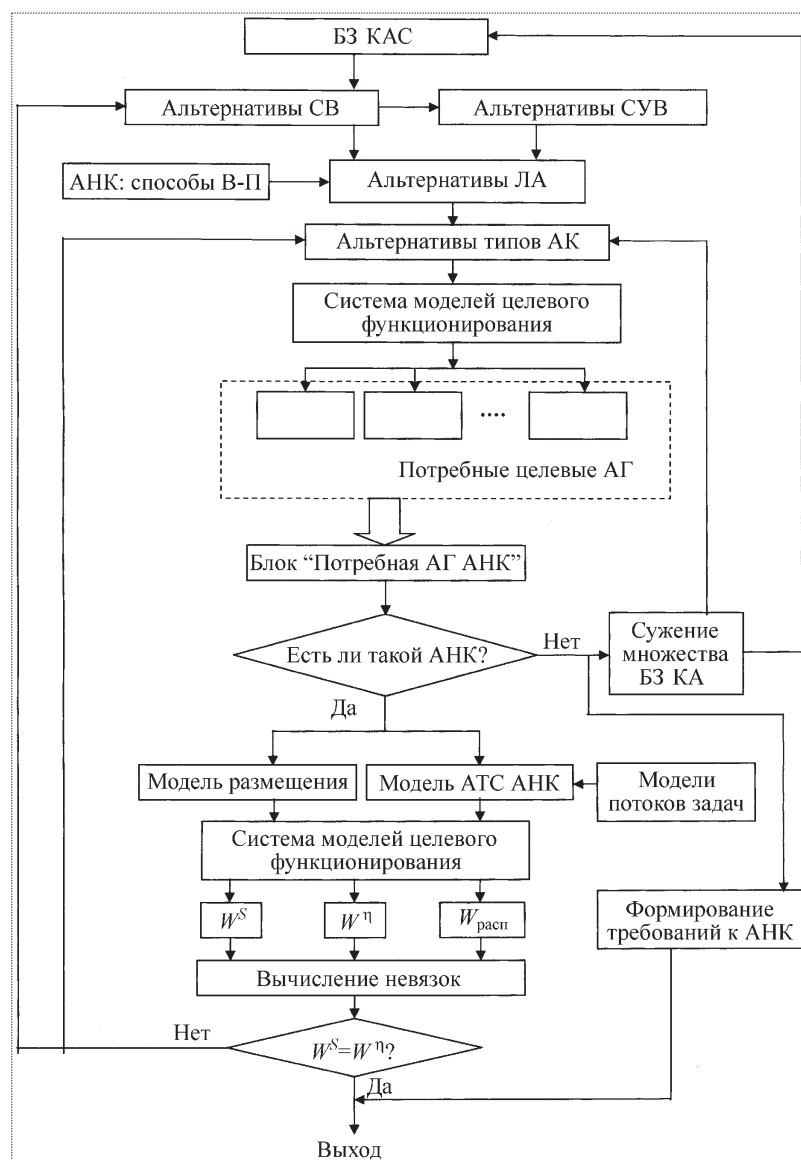


Рис. 3. Блок-схема методики формирования обликов, типажа и парка комплекса КА

авиации (ранжированные по сложности и, если это необходимо заказчику, по важности или приоритетности);

типы неавианосных надводных и подводных кораблей, которые могут быть включены в состав КАС, их боевые характеристики (не исключается жесткое задание состава КАС, но в этом случае речь может идти о частичной оптимизации состава АГ);

типаж АНК и их характеристики (возможна различная степень их фиксации);

альтернативные варианты элементов систем вооружения (СВ) АК: ракеты классов "воздух-воздух", "воздух-корабль" и "воздух-земля", неуправляемое и стрелково-пушечное вооружение, а также их тактико-технические характеристики;

альтернативные варианты элементов и состава систем управления вооружением (СУВ) и их тактико-технические характеристики;

альтернативные варианты ЛА-прототипов, которые можно модернизировать (в том числе в перспективе), и корабельных ЛА, а также их ЛТХ.

Эта информация может быть получена в результате анализа существующих аналогичных систем и их элементов, из материалов перспективных проработок НИИ и ОКБ, а также с помощью методов прогнозирования или экспертных оценок соответствующих специалистов. Блок-схема методики приведена на рис. 3.

АвиаВМФ России и научно-технический прогресс

1. **Авиация ВМФ России и научно-технический прогресс.** Концепции создания, пути развития, методология исследований / В.М. Альховиков, В.М. Денисов, А.И. Зарубин, В.Д. Обляпин, В.В. Орлов, Е.А. Федосов; под ред. Е.А. Федосова. М.: ГосНИИАС – ООО "Дрофа", 2005. 335 с.

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, Строминский пер., 4

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

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

Сдано в набор 29.04.09. Подписано в печать 02.07.09. Формат 60×88/8. Усл. печ. л. 7,35. Уч.-изд. л. 8,26. Зак. 544. 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