





**AVIATION ♦ ROCKET TECHNOLOGY ♦ COSMONAUTICS**

The journal is issued monthly

Published since August 1998

**G.V. NOVOZHILOV –**

Editor-in-Chief (Aviation)

**A.S. KOROTEYEV –**

Editor-in-Chief (Rocket Technology and Cosmonautics)

**L.A. GILBERG –**

Deputy Editor-in-Chief

**Editorial**

**Board Members**

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

**Executive secretaries  
of the journal**

I.N. MYMRINA  
D.Ya. TCHERNIS

**Editor Organizer**

Î.S. RODZEVICH

**Editorial**

**Committee**

A.M. MATVEYENKO, Chairman  
O.M. ALIFANOV  
N.A. ANFIMOV  
V.I. BARKOVSKIY  
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  
L.N. LYSENKO  
V.A. MENSHIKOV  
T.A. MUSABAYEV  
V.E. NESTEROV  
N.A. PIROGOV  
K.M. PICHKHADZE  
S.S. PZDNYAKOV  
V.A. POLETAYEV  
P.R. POPOVICH  
V.A. POPOVKIN  
Yu.A. RYZHOV  
G.G. SAYDOV  
V.G. SVETLOV  
A.N. SERYOZNOV  
M.Yu. SMUROV  
V.P. SOKOLOV  
A.V. SOLLOGUB  
V.A. SOLOV'EV  
A.I. TATUEV  
V.V. TSYBLIEV  
B.E. TCHERTOK  
V.V. SHALAY  
V.A. SHATALOV  
I.S. SHEVCHUK

**CONTENTS**

|                                                                                                                                                                                                        |    |
|--------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|----|
| <b>Davidov V.A., Makarov Yu.N., Bezborodov V.G.</b> Application Of Space Systems In Regional Development . . . . .                                                                                     | 3  |
| <b>Krikalyov S.K., Sorokin I.V.</b> International Partners On The ISS: Decade Of Research Collaboration . . . . .                                                                                      | 8  |
| <b>Makarov N.N.</b> Information-Management System For Safety Of The Onboard Ergatic Complex Operation Within Integrated Modular Avionics . . . . .                                                     | 20 |
| <b>Bronnikov S.V., Evdokimov S.N., Komarova L.I.</b> Crew Activity Optimization For Safe Landing Based On Soyuz TMA Experience . . . . .                                                               | 25 |
| <b>Pismenny V.L.</b> Theoretical Aspects Of Two-Chamber Turbojet Engines . . . . .                                                                                                                     | 31 |
| <b>Bogomolov E.N., Viatkov V.V., Larshin D.I.</b> Definition Of The Axial Forces, Working On The Rotor Of Aviation Gas Turbine Engine, In View Of Features Of Flow In The Cavities Near Disk . . . . . | 35 |
| <b>Tochilin O.V.</b> MICS Introduction In Corporate Practice . . . . .                                                                                                                                 | 40 |
| <b>Zanin K.A., Moskatiniyev I.V.</b> Choice Of A Picture Receiver Element For The Optical-Electronic System . . . . .                                                                                  | 45 |
| <b>Semenchikov N.V., Zhou J., Yakovlevskiy O.V.</b> Aerodynamic Characteristics Of Airship's Body In A Non-Uniform Air Flow . . . . .                                                                  | 51 |

*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](mailto:polet@mashin.ru)

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

УДК 629.7

# Перспективы расширения сферы использования возможностей космических средств в интересах регионального развития

**В.А. Давыдов, Ю.Н. Макаров, В.Г. Безбородов**

*Рассмотрена роль космической деятельности в формировании новой экономики России. Показаны необходимость и механизмы расширения сферы использования результатов космической деятельности в интересах социально-экономического развития Российской Федерации и ее регионов. Приведены основные направления совершенствования системы доведения результатов космической деятельности до конечного потребителя.*

**Ключевые слова:** космическая деятельность; результаты космической деятельности; космические средства; региональное развитие.

**V.A. Davidov, Yu.N. Makarov, V.G. Bezborodov. Application Of Space Systems In Regional Development**

*The article reviews the role of space exploration in Russia's economic development, focusing on the needs and modalities of broader application of space exploration results in social and economic interests of the Russian Federation and its regions. New approaches are described, which are called to ensure that the outcomes of space activities reach end-users.*

**Key words:** space exploration; outcomes of space activities; space systems; regional development.

**К**осмическая деятельность — важнейшее направление в процессе формирования новой экономики России — экономики высоких технологий. Значение космической сферы деятельности среди ведущих высокотехнологичных секторов экономики, ее вклад в формирование качественно нового образа будущей России существенно зависят от масштабов интеграции результатов космической деятельности в обеспечение безопасности, экономику, науку, образование и в целом в реализацию национальных интересов. В условиях мирового финансового кризиса космическая деятельность России становится одним из важнейших факторов преодоления его негативных последствий, она стимулирует развитие технологий и производства на основе прорывных научных достижений, устремленных в будущее.

Для всей экономики нашей страны переход к инновационному социально ориентированному типу экономического развития, предусмотренный Концепцией долгосрочного социально-экономического развития Российской Федерации на период до 2020 года, ставит масштабные задачи развития опережающего характера (особенно в высокотехнологичных отраслях), а по отдельным направлениям — задачи преодоления отставания. Это в полной мере относится к космической деятельности, где имеет место значительный разрыв между непрерывно возрастающими информационным, научно-техническим и технологическим потенциалами, создаваемыми в процессе космической деятельности, и эффективностью их использования, в том числе в интересах регионального развития. Без кардинального изменения ситуации планируемые на период до 2015 г. и дальнейшую перспективу значительные вложения в развитие космической инфраструктуры будут только увеличивать сформировавшийся разрыв.

В течение многих лет основное внимание со стороны государства уделялось созданию собственно ракетно-космической техники — отработаны механизмы финанси-



**ДАВЫДОВ**  
Виталий Анатольевич —  
статс-секретарь — замести-  
тель руководителя Федера-  
льного космического  
агентства, государствен-  
ный советник Российской  
Федерации 1-го класса



**МАКАРОВ**  
Юрий Николаевич —  
начальник Сводного  
управления организации  
космической деятельности  
Федерального космическо-  
го агентства, государствен-  
ный советник Российской  
Федерации 3-го класса,  
старший научный сотруд-  
ник, кандидат техн. наук



**БЕЗБОРОДОВ**  
Вячеслав Георгиевич —  
генеральный директор  
ОАО "Научно-производст-  
венная корпорация  
"РЕКОД", кандидат воен.  
наук



вания, разработки, производства и эксплуатации космической техники и объектов космической инфраструктуры, обеспечено опережающее развитие космического потенциала и заложены основы для масштабного расширения его использования. Следующим этапом является формирование широкого спектра соответствующих институтов развития, механизмов и стимулов в сфере использования результатов космической деятельности, особенно в области доведения этих результатов до конечных пользователей и оказания услуг различным потребителям. Только в этом случае использование возможностей космической деятельности перестанет быть эксклюзивным, полноценно войдет в повседневную деятельность на всех уровнях.

В обобщенном виде основные виды результатов космической деятельности – это:

- получаемая с помощью космических систем, комплексов и средств информация о различных объектах, процессах и явлениях;

- глобальное координатно-временное навигационное поле с клиентскими приложениями;

- инфраструктура пространственных данных (территориально распределенная система сбора, обработки, хранения и использования пространственных данных);

- технологии, элементы наземной космической инфраструктуры, технические средства, материалы и вещества, полученные в процессе космической деятельности;

- услуги различным группам потребителей, предоставляемые с использованием результатов космической деятельности.

На мировом рынке основной объем услуг с использованием результатов космической деятельности, полученных российскими предприятиями, приходится на сферу создания ракетно-космической техники и, особенно, оказания пусковых услуг. Мировой опыт применения результатов космической деятельности показывает перспективность информационного сегмента рынка. Это – услуги на рынке дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ), координатно-временного обеспечения, связи и ретрансляции, создания цифровых карт местности, геоинформационных и других систем.

В связи с возрастающими потребностями экономики страны в сфере использования результатов космической деятельности в 2007 г. на заседании президиума Госсовета Российской Федерации в Калуге был рассмотрен вопрос о полномасштабном использовании возможностей космической деятельности. По итогам заседания главой государства был дан комплекс поручений Правительству Российской Федерации, включая разработку федеральной целевой программы (ФЦП) по использованию результатов космической деятельности в интересах социально-экономического развития Российской Федерации и ее регионов. Важнейшей задачей является совершенствование системы доведения результатов космической деятельности до конечного потребителя. В настоящее время практически вся отечественная наземная и орбитальная космическая инфраструктура находится в государственной собственности, поэтому развитие рынка результатов космической деятельности на современном этапе требует не только его адекватного регулирования, но и практических шагов

технического и организационного характера, которые позволят повысить конкурентоспособность отечественных продукции и услуг, в том числе за счет использования государственно-частного партнерства.

Формирование полноценного рынка космических товаров и услуг в России ведется прежде всего по таким направлениям космической деятельности, как навигация, дистанционное зондирование Земли и спутниковая связь. В частности, в рамках ФЦП "Глобальная навигационная система" планируется создание сетевой инфраструктуры предоставления навигационных услуг, предусматривающей привлечение операторов сотовой связи и создание служб оказания дополнительных услуг (обновление навигационных карт, информация о пробках на дорогах, свободных парковочных местах и т.д.).

В целом развитие информационно-коммуникационных технологий предполагает, с одной стороны, обновление и развитие гражданских спутниковых систем связи и вещания государственного назначения, а с другой — активное противодействие их применению в целях угрозы национальным интересам России, включая обеспечение безопасности функционирования информационно-телекоммуникационной инфраструктуры и информационных и телекоммуникационных систем. В этом контексте большое значение имеет внедрение перспективных наземных, бортовых и космических средств и систем связи, навигации, наблюдения и организации воздушного движения.

Основным механизмом обеспечения использования результатов космической деятельности в сфере социально-экономического развития субъектов Российской Федерации определена федеральная целевая программа, в задачи которой входит создание инфраструктуры, аппаратно-программных комплексов, целевых и интегрированных систем комплексного мониторинга основных отраслей экономики. Федеральная программа будет финансироваться из государственного бюджета менее чем на 50 %, остальные вложения планируется осуществлять из бюджетов заинтересованных регионов России и бизнеса.

С учетом территориального распределения России и специфики каждого региона было принято решение о заключении соглашений между Федеральным космическим агентством и субъектами Российской Федерации о взаимодействии в области использования результатов космической деятельности. Такой подход обеспечивает проникновение космической деятельности во все важные сферы социально-экономической деятельности субъектов Российской Федерации. Цель — создание совокупного информационного ресурса субъектов Российской Федерации, структурированного по отраслям экономики, интегрированного с

электронными картами, объединенного в системе информационно-аналитических центров регионального и муниципального уровней, позиционированного в пространстве и времени с использованием системы ГЛОНАСС.

Создается территориально распределенная система сбора информации от космических систем дистанционного зондирования Земли, включающая в себя в качестве ключевого элемента региональные центры космического мониторинга. Эти центры станут "окном в мир" дистанционного зондирования Земли, который позволит заказывать и получать космическую информацию, осуществлять ее тематическую обработку и оказывать информационные услуги различным потребителям.

В регионах создаются системы высокоточной навигации на густонаселенных и особо важных территориях, что позволит определять взаимное положение любых точек с точностью до миллиметров. На основе использования результатов космической деятельности создаются целевые системы комплексного мониторинга основных отраслей экономики — сельского, водного, лесного хозяйства, природопользования и др.

Таким образом, фактически происходит переход от этапа внедрения отдельных технологий и услуг к программно-целевому методу использования результатов космической деятельности. Приняты три региональные целевые программы использования результатов космической деятельности — в Калужской области, Республике Татарстан, Красноярском крае. Разработана программа для Курганской области, ведется разработка региональных программ Московской области, Республики Башкортостан, Ростовской области, Ханты-Мансийского и Ямало-Ненецкого автономных округов, Чеченской Республики и г. Москвы. Заключено соглашение о сотрудничестве в интересах дорожного хозяйства Российской Федерации, в соответствии с которым будет разработана соответствующая Межведомственная комплексная программа использования результатов космической деятельности.

При Федеральном космическом агентстве сформирован Межведомственный совет по использованию результатов космической деятельности, в состав которого входят представители субъектов Российской Федерации, федеральных органов исполнительной власти, крупных корпоративных структур и других потребителей. В системе Роскосмоса сформирована специализированная организация в области использования результатов космической деятельности — ОАО "Научно-производственная корпорация "РЕКОД".

Расширению сферы применения возможностей космических средств в интересах социально-экономического развития регионов страны способствует ис-



## ПРИОРИТЕТНЫЕ НАПРАВЛЕНИЯ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ВОЗМОЖНОСТЕЙ КОСМИЧЕСКИХ СРЕДСТВ В ИНТЕРЕСАХ СОЦИАЛЬНО-ЭКОНОМИЧЕСКОГО РАЗВИТИЯ РЕГИОНОВ СТРАНЫ

Использование информации ДЗЗ для контроля состояния и планирования развития сельского и лесного хозяйства и в интересах землепользования

Мониторинг экологической обстановки в регионе, состояния водных ресурсов и выявление предпосылок к чрезвычайным ситуациям (землетрясения, наводнения и др.)

Использование возможностей космических средств для решения задач дистанционного образования и телемедицины

Создание комплексных геоинформационных систем

Применение навигационных технологий системы ГЛОНАСС:



- мониторинг транспортных средств с целью обеспечения безопасности грузоперевозок, оптимизации управления транспортными потоками и повышения инвестиционной привлекательности грузового транспортного комплекса;
- контроль состояния и обеспечение безопасной эксплуатации инженерных сооружений (мостов, дамб) и объектов энергоснабжения;
- межевание земель, определение границ земельных участков, объектов недвижимости, создание кадастровых планов и карт;
- оптимизация управления оперативными службами (МЧС России, МВД России)



пользование космического потенциала при реализации национальных проектов. Национальный проект "Здоровье" может более эффективно функционировать и развиваться при создании системы социально-гигиенического мониторинга на базе космической информации и общенациональной системы телемедицинских услуг. В рамках национального проекта "Образование" на базе возможностей космических средств создаются региональные, межрегиональные и тематические сети и системы дистанционного космического образования и интерактивного обучения, мониторинговые системы для обеспечения безопасности школьного транспорта, зданий и сооружений образовательных учреждений. В решении задач национального проекта "Доступное и комфортное жилье — гражданам России" применимы космические мониторинговые системы оценки состояния зданий и сооружений, системы ресурсосбережения, землепользования, градостроительства и учета недвижимости, построенные на базе космической информации. Для реализации национального проекта "Развитие агропромышленного комплекса" актуально создание системы мониторинга и управления сельским хозяйством на базе информации дистанционного зондирования Земли из космоса и возможностей космических навигационных систем. Внедрение

современных геоинформационных, мониторинговых и управляющих систем, использующих возможности космических средств, позволит повысить эффективность реализации всех национальных проектов.

Для расширения сферы использования результатов космической деятельности важно обеспечить оперативное предоставление любому заинтересованному лицу космической информации, в том числе сведений о товарах и услугах и передовом опыте в данной сфере. В этих целях создается автоматизированная база данных по результатам космической деятельности, предназначенная для информирования федеральных органов исполнительной власти, органов исполнительной власти субъектов Российской Федерации, органов местного самоуправления, предприятий, организаций и граждан Российской Федерации.

Организация работы по использованию результатов космической деятельности связана с состоянием, возможностями и динамикой развития ракетно-космической промышленности. В 2008 г. произошел ряд значимых событий, которые будут определять основные направления отрасли на ближайшую и долгосрочную перспективу.

Президентом России утверждены "Основы политики Российской Федерации в области космической дея-



## ПЛАНИРУЕМЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ РЕАЛИЗАЦИИ ОСНОВ ПОЛИТИКИ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ В ОБЛАСТИ КОСМИЧЕСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ



□ Независимое от других стран осуществление космической деятельности во всем спектре решаемых задач

□ Повышение эффективности действий Вооруженных Сил с использованием космических средств

□ Получение новых знаний в интересах фундаментальной науки

□ Удовлетворение потребностей всех сфер экономики в результатах космической деятельности

□ Создание и ввод в эксплуатацию на территории Российской Федерации нового космодрома для запуска автоматических и пилотируемых космических аппаратов

□ Создание перспективного пилотируемого космического корабля и перспективной ракеты-носителя для его выведения, а также для выведения других полезных нагрузок на околоземные орбиты

□ Формирование научно-технического и технологического заделов для реализации масштабных проектов, в том числе и для углубленного изучения планет и тел Солнечной системы



тельности на период до 2020 года и дальнейшую перспективу". Этот фундаментальный документ устанавливает важнейшие приоритеты развития российской космонавтики, ее дальнейший вклад в экономику и национальную безопасность.

Инновационный и социально ориентированный путь развития предполагает многополярное развитие территории страны и формирование новых зон опережающего развития — центров регионального развития. Перспективы формирования одного из таких центров — дальневосточного кластера регионального развития на базе результатов космической деятельности связаны со строительством и функционированием космодрома Восточный.

Начало активной работы по созданию нового космодрома Восточный является важнейшим событием 2008 г. Космодром Восточный — важный элемент в системе гарантированного доступа в космическое пространство с территории России и обеспечения ее космической деятельности независимо от внешнеполитических и других факторов. Планируется, что к 2015 г. первая очередь космодрома Восточный будет готова для беспилотных запусков, а еще через три года — для первого пилотируемого запуска. Будет также создана основа для реализации космических проектов

более отдаленного будущего, таких как пилотируемые полеты к Луне и Марсу.

Большое значение имеет расширение использования результатов космической деятельности в связи с активизацией освоения российского сектора Арктики. Обеспечение к 2015 г. надежной связи, в том числе подвижной, телерадиовещания, дистанционного зондирования Земли, площадных съемок ледового покрова, управления движением судов и самолетов, навигационных определений в высоких широтах Арктики, мониторинга состояния природной среды, безопасности жизнедеятельности и природопользования этого полярного региона Земли планируется осуществить на основе использования новейших достижений в области создания космических средств связи и наблюдения.

Перспективной задачей является также расширение масштабов использования результатов российской космической деятельности на международном уровне. Приоритетные направления внешнеэкономической политики, предусмотренные Концепцией долгосрочного социально-экономического развития Российской Федерации на период до 2020 года, включают обеспечение прорыва на новые зарубежные высокотехнологичные рынки космических услуг и космических аппаратов.



**КРИКАЛЕВ**  
Сергей Константинович — заместитель генерального конструктора, заместитель руководителя головного конструкторского бюро РКК "Энергия" им. С.П. Королева, инструктор-космонавт-испытатель 1-го класса, канд. психолог. наук



**СОРОКИН**  
Игорь Викторович — заместитель руководителя Научно-технического центра по целевому использованию пилотируемых космических комплексов РКК "Энергия" им. С.П. Королева, доктор техн. наук

## Международные партнеры на МКС: десятилетие совместного научного поиска

С.К. Крикалев, И.В. Сорокин

*В статье рассматриваются достижения и трудности в осуществлении научных проектов международных партнеров на борту Международной космической станции за десять лет, прошедших со времени запуска ее первого элемента. Подробно анализируются результаты, проблемы и перспективы целевого использования МКС.*

**Ключевые слова:** Международная космическая станция (МКС); целевое использование МКС; международное сотрудничество на МКС; научные исследования и эксперименты на МКС; экипажи МКС.

**S.K. Krikalyov, I.V. Sorokin.** International Partners On The ISS: Decade Of Research Collaboration

*This paper explores the accomplishments and challenges of the International Partners' science projects implemented aboard the International Space Station during last decade, starting from the launch of its first element. The results, challenges and progress of ISS utilization are reviewed in detail.*

**Key words:** International Space Station (ISS); ISS intended use; international cooperation aboard ISS; research and experiments at ISS; ISS crews.

За десять лет, прошедших после запуска первого элемента Международной космической станции (МКС), и восемь лет — после начала ее полета в пилотируемом режиме партнеры по МКС проделали большой путь в обеспечении эксплуатации этого орбитального исследовательского комплекса. Архитектура МКС, источником которой явились американские и советские/российские разработки, начавшиеся еще в 1960-е гг., менялась под влиянием сравнительно недавно полученного опыта, а также благодаря практическому воплощению новых идей [1].

До утверждения в 1990-е гг. текущей конфигурации МКС в России (СССР) и США были созданы несколько типов космических станций, работавших на орбите, — советские/российские "Салюты" и "Мир", американская "Скайлэб". Была осуществлена российско-американская программа "Мир-НАСА", позволившая накопить значительный опыт в конструировании, эксплуатации и обеспечении полета многомодульных долговременных орбитальных комплексов, пилотируемых интернациональными экипажами [2].

МКС создавалась как инструмент для исследования космоса и Земли, а также происходящих в космической среде физических, химических, биологических и иных процессов и явлений. В ходе выполнения программы МКС по мере обеспечения сборки, процессов управления и целевого использования станции все международные партнеры, в круг которых (на уровне космических агентств) вошли российское Федеральное космическое агентство (Роскосмос), Национальное управление по аэронавтике и исследованию космического пространства США (НАСА/НАСА), Европейское космическое агентство (ЕКА/ESA), Японское агентство по аэрокосмическим исследованиям (ДЖАКСА/JAXA), Канадское космическое агентство (ККА/CSA), накопили уникальный опыт в ключевых для космических исследований областях деятельности. Новые знания были получены во многих областях, включая менеджмент, процессы интеграции, управления, сборки, технического обслуживания, взаимодействия международных партнеров, не говоря уже о собственно научных результатах, прежде всего в области медико-биологических и технических наук. Следует отметить, что в США при реализации научных исследований на МКС надеются одновременно максимизировать

степень синергии этой программы с перспективной программой полетов на Луну и Марс (Vision for Space Exploration – VSE) для снижения рисков и оптимального использования собственных ресурсов [3].

Ниже рассмотрены достижения и проблемы реализации научных проектов международных партнеров на российском сегменте МКС (РС МКС) и американском орбитальном сегменте (АОС) в течение времени, прошедшего от экспедиции 1(МКС-1), начавшейся в ноябре 2000 г. после запуска служебного модуля "Звезда" до экспедиции 17(МКС-17), завершившейся в канун десятой годовщины запуска первого элемента МКС – функционально-грузового блока (ФГБ) "Заря", осуществленного в ноябре 1998 г.

### Сборка МКС

Прежде чем начать анализ достижений и проблем программы МКС, необходимо отметить два ее основных источника, своего рода отправные пункты: программу космической станции "Фридом" (1984–1993 гг.), которая стала основой конструкторской концепции АОС [1] и программу "Мир–Шаттл"/"Мир–НАСА", внесшую значительный вклад в осуществление процесса сборки и эксплуатации МКС на основе консолидированного опыта программ орбитальной станции "Мир" и "Спейс шаттл". В НАСА программу "Мир–Шаттл"/"Мир–НАСА" недаром называли фазой 1 программы МКС: для США реализация фазы 2 была бы крайне затруднительной без опыта и уроков, полученных благодаря России на станции "Мир".

США вместе с международными партнерами планируют завершить сборку и приступить к полномасштабному целевому использованию АОС в 2010 г. [2–4]. Россия намерена обеспечить сборку российского сегмента в соответствии с Федеральной космической программой на 2006–2015 гг., руководствуясь утвержденными Роскосмосом в 2007 г. новой конфигурацией сегмента и двухэтапной последовательностью его сборки [2, 5, 6] с использованием планируемых к запуску модулей РС МКС в новом конструктивном исполнении.

По завершении сборки МКС будет включать в себя 453 т конструкций и оборудования в составе элементов, доставленных на орбиту в результате 40 отдельных запусков, осуществленных в течение более чем 10 лет [7]. К середине ноября 2008 г. к МКС было выполнено 78 полетов, включая полеты для сборки, смены экипажей и обеспечения транспортно-технического обслуживания станции.

На рис. 1 показана первоначально планировавшаяся (1996 г.) конфигурация МКС после завершения сборки. На рис. 2 представлена конфигурация станции по состоянию на июнь 2008 г. Рис. 3 представляет

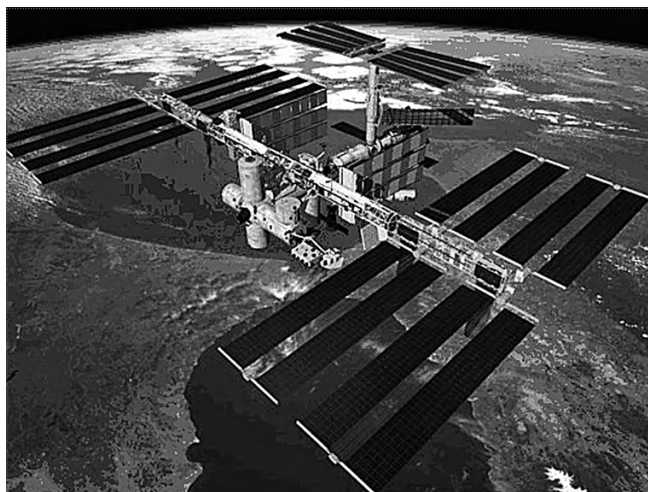


Рис. 1. Первоначально планировавшаяся (1996 г.) конфигурация МКС после завершения сборки

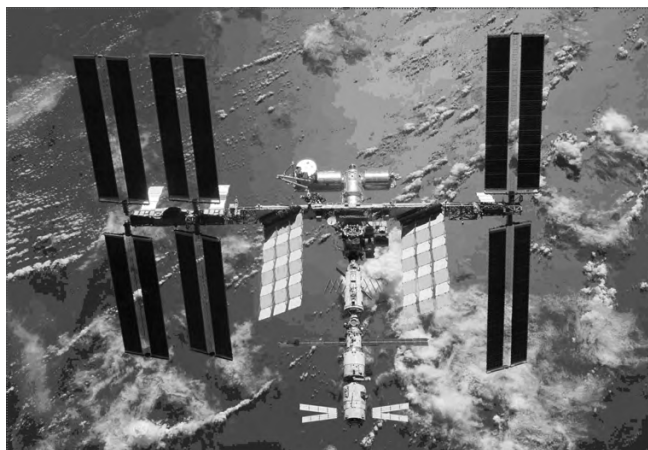


Рис. 2. Конфигурация МКС по состоянию на июнь 2008 г. (НАСА©)

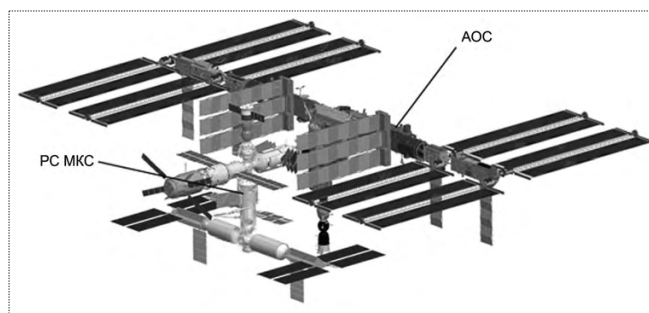


Рис. 3. Окончательная конфигурация МКС после завершения сборки РС МКС в 2015 г. (проектная проработка 2007 г.)

информацию о новой структуре РС МКС (проектная проработка 2007 г.) и конфигурации МКС в целом после завершения сборки сегмента в 2012–2015 гг.

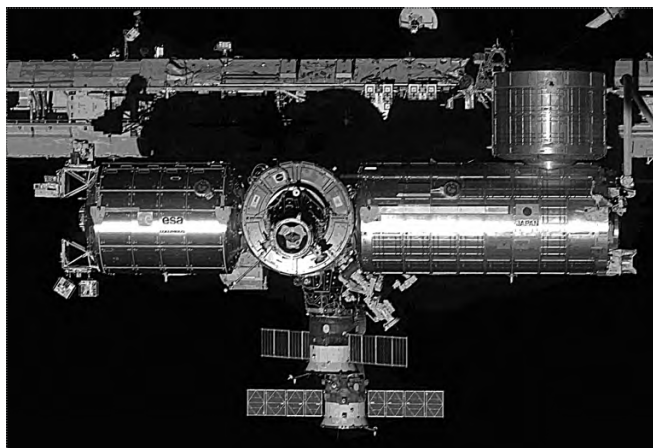


Рис. 4. Европейский модуль "Коламбус", японский экспериментальный модуль "Кибо" и канадский робототехнический манипулятор "Декст-ре" в составе МКС, 2008 г. (НАСА©)

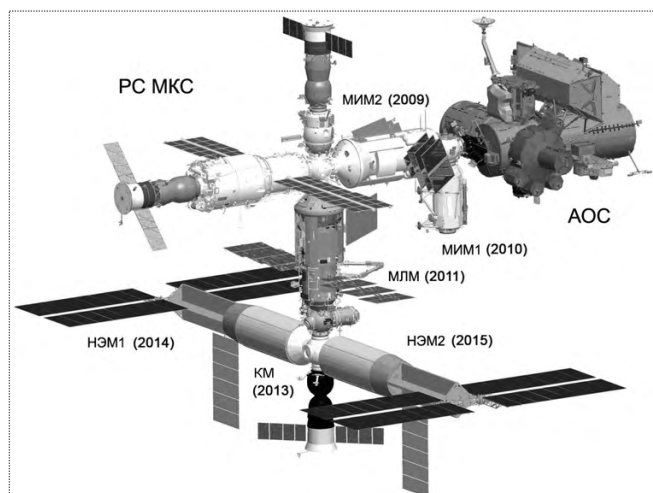


Рис. 5. Планируемая конфигурация РС МКС в 2015 г.

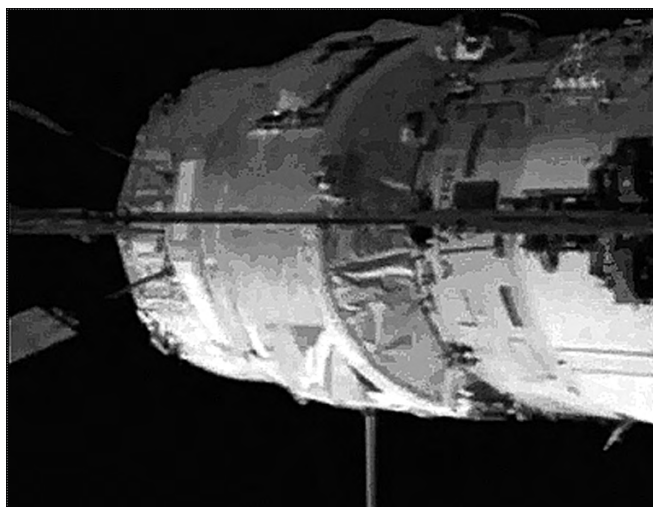


Рис. 6. Стыковка европейского автоматического грузового корабля ATV "Жюль Верн" с РС МКС, 2008 г. (ЕКА©)

НАСА будет использовать для завершения сборки МКС систему "Спейс шаттл" вплоть до прекращения ее эксплуатации в 2010 г. При этом приняты следующие приоритеты: 1) завершение сборки сегментов фермы и присоединение негерметичной платформы к японскому экспериментальному модулю "Кибо"; 2) установка систем жизнеобеспечения, теплового контроля и электропитания, которые могут обеспечить эксплуатацию станции после завершения сборки; 3) транспортно-техническое обеспечение полета МКС. Элементы МКС международных партнеров, включая герметизированные отсеки "Кибо", европейский модуль "Коламбус" и канадский робототехнический манипулятор "Декстре" были успешно введены в состав МКС в 2008 г. (рис. 4).

Выведение оставшихся российских элементов к МКС, включая малый исследовательский модуль-2 (МИМ2), малый исследовательский модуль-1 (МИМ1) и многоцелевой лабораторный модуль (МЛМ), должно быть обеспечено в 2009, 2010 и 2011 гг. соответственно [6]. После пристыковки МЛМ к МКС будет завершен первый этап сборки РС МКС новой конфигурации. На втором этапе предусматриваются запуск и стыковка с МКС корневого модуля (КМ) в 2013 г. и двух дополнительных научно-энергетических модулей (НЭМ1, НЭМ2) в 2014 и 2015 гг. Планируемая конфигурация РС МКС в 2015 г. показана на рис. 5.

После введения в состав МКС МИМ2 и, соответственно, появления дополнительного стыковочного порта для второго российского корабля "Союз", служащего, в частности, в качестве средства экстренного спасения экипажа при возникновении нештатной ситуации на станции, на борту будут обеспечены дополнительные возможности по размещению членов экипажа (с его увеличением до шести человек). В этих же целях во время полета STS-126 корабля "Спейс шаттл" в ноябре 2008 г. на станцию были доставлены дополнительно к имеющимся на РС МКС средства системы обеспечения жизнедеятельности экипажа. Появились новые камбуз, система утилизации отходов, система производства кислорода.

Основным средством доставки грузов на МКС останется российский грузовой корабль "Прогресс". До конца 2010 г. он будет использоваться совместно с американским кораблем "Спейс шаттл", а транспортный "Союз" — для частичной ротации экипажа. Европейские автоматические грузовые корабли серии ATV, первый из которых — "Жюль Верн" — был успешно состыкован с МКС в апреле 2008 г. и функционировал в составе станции до сентября 2008 г. (рис. 6), будут обеспечивать дополнительные возможности по доставке на станцию сухих грузов и особенно топлива.



Рис. 7. Японский грузовой корабль "HTV" (JAXA©)

После выведения из эксплуатации корабля "Шаттл" в конце 2010 г. международные партнеры будут прилагать совместные усилия по поддержанию полета МКС и его техническому обеспечению. Российский "Союз" будет использоваться для доставки и возвращения экипажа, в то время как "Прогресс", европейский ATV и японский грузовой корабль HTV (H-II Transport Vehicle) (рис. 7) разделят между собой ношу материально-технического обеспечения полета МКС. По планам НАСА новый пилотируемый корабль CEV (Crew Exploration Vehicle) "Орион" (рис. 8) должен быть готов для выполнения полетов на МКС через четыре-пять лет после последнего полета корабля "Шаттл".

Персонал, работающий по программе МКС, вынужден адаптироваться к действиям при изменяющихся внешних обстоятельствах вне зависимости от того, вызываются ли они техническими или эксплуатационными проблемами, сложностями в функционировании системы транспортно-технического обеспечения, бюджетными ограничениями или пересмотром странами-участниками своих политических



Рис. 8. Проектный облик нового пилотируемого корабля НАСА CEV (Lockheed Martin Corp.©)

ориентиров. Все это обуславливает необходимость ряда серьезных доработок элементов космической инфраструктуры МКС, так же как и ряда существенных изменений в структуре служебных и целевых операций на МКС [2, 3, 7].

#### Выполнение исследовательских программ на МКС: достижения и проблемы

Научные исследования, проводимые на МКС в течение рассматриваемого периода времени (экспедиции 1 – 17), могут быть разделены на две основные и преимущественно независимые части: научные программы США и России. Исследовательская деятельность партнеров в это время была интегрирована в них (первым исключением стала экспедиция 17, в ходе которой была начата реализация научных программ Европы и Японии на модулях "Коламбус" и "Кибо") с точки зрения использования ресурсов сегментов, операций, планирования полета, транспортных возможностей и т.д. Сравнительный анализ интенсивности и эффективности проведения научных исследований в рамках упомянутых программ выполнен в работах [2, 8].

Научные исследования США на МКС в настоящее время сфокусированы на обеспечении реализации целей программы VSE с акцентом на достижение понимания того, какое влияние космическая среда оказывает на состояние здоровья и функциональные возможности астронавтов, а также на разработку соответствующих контрмер для уменьшения риска ухудшения их здоровья. Помимо этого станция используется для отработки усовершенствованных систем жизнеобеспечения и медицинского контроля. В 1998 г. состав исследований НАСА, которые намечалось провести на МКС, включал широкий спектр работ, охватывающий большинство научных дисциплин. В настоящее время (2008 г.) перечень экспериментов НАСА [9] показывает, что использование МКС в интересах программы VSE действительно стало основным приоритетом агентства. На АОС МКС с начала фазы ее пилотируемого полета выполнено или выполняется 77 отдельных мультидисциплинарных исследований.

Планы НАСА по целевому использованию МКС в настоящее время и в перспективе представлены в отчете агентства "План НАСА по целевому использованию и исследованиям на МКС", выпущенном в 2005 г. [3, 15]. Этот отчет был подготовлен как документ высокого уровня. В его развитие НАСА были разработаны три дополнительных документа, детализирующих планы этой организации в отношении целевого использования

МКС: "План целевого использования МКС для выполнения программы исследований человека"; "План исследований на МКС, направленных и не направленных на реализацию целей программы VSE"; "Интегрированный план по управлению и целевому использованию на 2007–2015 годы".

Как уже отмечалось, в ответ на провозглашенную президентом США 14 января 2004 г. новую программу освоения космического пространства Vision for Space Exploration [2, 3, 7] НАСА пересмотрело свои планы по целевому использованию МКС, сконцентрировавшись на: 1) исследованиях состояния здоровья астронавтов и разработке контрмер, защищающих экипаж от воздействия неблагоприятных факторов космической среды во время длительных полетов; 2) использовании МКС как испытательной лаборатории для проведения исследований и отработки технических средств защиты бортовых систем, совершенствования технологии и методов их эксплуатации, имея в виду будущие полеты по программе VSE; 3) разработке и валидации технологии и методов эксплуатации космических аппаратов при выполнении длительных космических полетов.

Исследования НАСА организованы в рамках следующих трех главных направлений: стратегические исследования, фундаментальные исследования и исследования, проводимые на основе партнерства.

Междисциплинарные исследовательские программы НАСА объединяют такие фундаментальные науки, как физика, биология и химия, с широким спектром инженерных дисциплин. Их реализация помогает агентству обеспечивать поиск новых подходов к формулированию требований в отношении долговременных космических полетов и поддерживает уверенность в том, что вклад НАСА в фундаментальные исследования является передовым рубежом науки. Одновременно агентство поддерживает промышленность в отношении использования космической среды для создания новых коммерческих изделий и услуг. Поддержка фундаментальной науки и промышленности в их желании воспользоваться МКС как научной лабораторией стала основным принципом работы НАСА в рамках программы. Этот принцип был реализован через ряд частных программ, осуществленных в сотрудничестве с академическими учреждениями, промышленностью и другими правительственными агентствами США.

Перечень исследований НАСА, проводимых на МКС, включает изучение человека и разработку мер по противодействию негативных воздействий факторов космического пространства на организм человека в интересах программы VSE. Экипаж МКС проводит медицинские исследования для накопления знаний в областях клинической медицины, фи-

зиологии, исследований сердечно-сосудистой системы, костно-мышечного аппарата, нейровестибулярной медицины, а также диагностической аппаратуры и датчиков, усовершенствованной ультразвуковой техники, физических упражнений и фармакологических мер противодействия заболеваниям, пищи и питания, иммунологии и инфекционных заболеваний, поведения и функционального состояния человека. К действующим во время космического полета факторам риска относятся остеопороз и атрофия мышц, радиационное облучение, изменения жидкостного баланса и регуляции кровяного давления. Целевая исследовательская программа НАСА обеспечивает ускорение оценки методов коррекции негативных воздействий указанных факторов на экипаж и лучшее понимание требований к системам медицинского обеспечения для предоставления медицинской помощи в ходе длительных пилотируемых космических полетов.

МКС используется НАСА также в качестве испытательной лаборатории для изучения, разработки и тестирования новых образцов техники, которые будут использоваться в космических полетах (прежде всего, в рамках программы VSE), включая усовершенствованные системы жизнеобеспечения и мониторинга окружающей среды, аккумуляторные батареи, тензометрические датчики на ферменных конструкциях для измерения механических нагрузок на сборный космический аппарат (КА), усовершенствованные светодиоды, новые материалы, работающие в открытом космосе, средства мониторинга внутренней и собственной внешней атмосферы КА, роботизированные системы для проведения сборочных операций на орбите, технологии и методы проведения фотоинспекций и осмотров внешних поверхностей КА. В области физических и биологических наук основное внимание НАСА сосредоточено на исследовании на МКС влияния условий микрогравитации на физические процессы в жидкостях, процессы горения и свойства материалов. В этом же ряду — исследования в интересах разработки систем, используемых для контроля среды обитания экипажа и обеспечения пожарной безопасности КА.

Среди наиболее важных вопросов по созданию технических систем для будущих космических полетов (в интересах программы VSE) основное внимание НАСА уделяет системам жизнеобеспечения, которые должны создавать астронавтам безопасную среду обитания с контролируемыми параметрами, подобную имеющейся на Земле. В рамках исследовательской программы США на МКС отрабатываются базовые технологии по созданию систем замкнутого цикла для рециклирования воды и воздуха, утилизации отходов. Делается это с

пониманием того, что системы жизнеобеспечения являются критически важной частью любой космической станции, любого пилотируемого КА.

Полеты по программе VSE также потребуют усовершенствованных скафандров для внекорабельной деятельности, новых технологий и методов выполнения операций. Взаимодействие экипажа с Центром управления полетом — еще один элемент, исключительно важный для успешного выполнения полета. Управление полетом МКС создает среду для совершенствования процедур взаимодействия экипажа и Земли, для того чтобы сделать полет более безопасным и эффективным посредством надлежащего планирования и обмена информацией. НАСА нацелено на развитие технологии протоколов выполнения операций и совершенствование вспомогательного оборудования на борту, в результате чего должно быть обеспечено увеличение автономности экипажа и постепенное свертывание наземной обеспечивающей инфраструктуры. НАСА также рассматривает МКС как идеальную платформу для наблюдения Земли и выполнения образовательных программ [3, 14].

В целом осуществляемая НАСА координация работы разбросанных по всему миру структур, обеспечивающих сборку и полет МКС, включая предприятия и организации по разработке и изготовлению ее элементов, подготовке экипажей, по запуску и управлению полетом, рассматривается как выдающееся достижение [1, 3, 4].

На АОС в ходе непрерывных исследований в течение 16 экспедиций на МКС было проведено 155 американских комплексных экспериментов, результаты которых получили более 600 их постановщиков. По состоянию на апрель 2008 г. 94 исследования были завершены. Результаты, полученные во время экспедиции 17, завершившейся в конце октября 2008 г., обрабатываются.

**Российская программа научных исследований** на МКС базируется на концепции, что РС МКС представляет собой универсальную исследовательскую лабораторию в космосе, выступает в качестве полигона для разработки и изучения новых образцов космической техники, которая будет использоваться в пилотируемых полетах, а также для летной отработки сложного оборудования, предназначенного для применения в составе автоматических КА.

Работы по формированию программы научных исследований и экспериментов на РС МКС были начаты в 1995 г. вслед за объявлением конкурса среди научных организаций, промышленных предприятий и вузов. Первоначальный отбор экспериментов по их научной значимости был делегирован Российским

космическим агентством (РКА, в настоящее время Роскосмосом) Координационному научно-техническому совету (КНТС), созданному совместным решением РКА и Российской академии наук. В 1996 г. КНТС были установлены области, в которых будут проводиться исследования на РС МКС. От более чем 80 организаций было получено 406 заявок по 11 основным направлениям исследований. В 1999 г. в Ракетно-космической корпорации (РКК) "Энергия" была проведена оценка технической реализуемости заявленных экспериментов в привязке к конфигурации РС МКС, утвержденной в 1996 г. (см. рис. 1). В том же году была разработана и утверждена "Долгосрочная программа научных исследований и экспериментов на РС МКС". Ее версия 1999 г. действовала на протяжении почти 10 лет и периодически обновлялась. В соответствии с решением Научно-технического совета Роскосмоса до конца 2008 г. разработана новая версия Долгосрочной программы с обновленным составом экспериментов.

В 2008 г. в рамках КНТС работали 12 тематических секций, представляющих 12 направлений исследований на РС МКС, а именно: 1) космическая технология и материаловедение; 2) геофизические исследования; 3) медико-биологические проблемы; 4) исследования природных ресурсов Земли и экологический мониторинг; 5) изучение планет и малых тел Солнечной системы; 6) космическая биотехнология; 7) технические исследования и эксперименты; 8) внеатмосферная астрономия; 9) комплексный анализ и формирование программ; оценка эффективности; 10) проблемы космических энергосистем и двигательных установок; 11) исследования космических лучей; космическое образование.

По всем представленным направлениям исследований, за исключением внеатмосферной астрономии и изучения планет и малых тел Солнечной системы, обеспечивается реализация научной программы на РС МКС. Эта программа по состоянию на ноябрь 2008 г. включала 342 эксперимента.

Детальный анализ российской научной программы, программ экспедиций посещения и хода их выполнения на РС МКС представлен в работах [2, 8, 15], при подготовке которых, в частности, использовались статистические материалы [9, 10]. По результатам проведенного анализа можно заключить, что интегрально как американская, так и российская научные программы имеют сходные цели, состав исследований и приоритеты, хотя их реализация проводится независимыми путями.

На РС МКС в ходе 16 завершившихся экспедиций было начато 76 российских экспериментов и 198 экс-

периментов международных партнеров. Из них по состоянию на апрель 2008 г. было завершено 19 и 192 экспериментов соответственно. Результирующие данные по экспериментам, проведенным на АОС и РС МКС, представлены в таблице.

**Исследования, проведенные на МКС, по состоянию на апрель 2008 г.**

| Категория исследований                         | Начатые эксперименты | Завершенные эксперименты |
|------------------------------------------------|----------------------|--------------------------|
| Исследования США на АОС                        | 155                  | 94                       |
| Российские исследования на РС МКС              | 76                   | 19                       |
| Исследования международных партнеров на РС МКС | 198                  | 192                      |

Анализ показывает, что интенсивность целевого использования МКС в целом можно охарактеризовать стабильным ростом до экспедиции МКС-6. Период с МКС-6 до МКС-12 хорошо коррелирует с длительным перерывом в полетах кораблей "Спейс шаттл" после катастрофы "Колумбии" и характеризуется относительным спадом интенсивности исследований на АОС и продолжением их роста с последующей стабилизацией на РС МКС. Заметное увеличение интенсивности исследований на АОС произошло во время МКС-13 после полета STS-121. Это увеличение ассоциируется, прежде всего, с программой VSE, несмотря на то, что произошло оно почти через 2,5 года после ее анонсирования. Следует отметить, что наибольшая интенсивность исследований международных партнеров во время экспедиций посещения на РС МКС отмечается именно в период между МКС-5 и МКС-12. Затем у партнеров все более приоритетными становятся эксперименты, проводимые на РС МКС во время основных экспедиций. Их интенсивность достигает максимума при выполнении проекта LDM-Astrolab (МКС-12, -13, -14). Экспедиции 14 и 16 лидируют по общему числу выполненных экспериментов, так же как и по числу новых экспериментов, проведенных как международными партнерами, так и в рамках национальных программ России и США.

В то же время исследователи сталкиваются с рядом препятствий и проблем при выполнении экспериментов на орбите. Сложность проводимых исследований растет вместе с количеством оборудования и расходных материалов, доставляемых на станцию и необходимых для обеспечения экспериментов. При этом возникают проблемы, среди которых, в первую очередь, отмечаются следующие [4, 7, 15]:

используемое в эксперименте оборудование уникально. Его потеря или повреждение может привести к невыполнению исследования;

имеется потребность в доставке на МКС и возвращении на Землю оборудования больших массы и объема. Существующая транспортная система не всегда может с этим справиться;

требования к электропитанию оборудования в составе транспортного корабля на участке выведения или посадки обеспечиваются в ограниченном объеме или не обеспечиваются вовсе;

возможности для обслуживания полезных нагрузок с ограниченным сроком хранения ("срочных грузов") в составе транспортного корабля лимитированы;

планирование сбора фоновых данных членов экипажа для медицинских экспериментов во время продолжительных экспериментальных сессий или во время сессий, проводящихся непосредственно перед пуском или посадкой, затруднительно с организационной и технической точек зрения;

необходима всесторонняя подготовка членов экипажа, в результате которой у них должны сохраняться высокопрофессиональные навыки, что не всегда удается обеспечить ввиду избыточной информационной нагрузки на экипаж.

НАСА признает, что целевое использование МКС было отодвинуто на задний план в процессе сборки и технического обслуживания станции, а одной из наиболее серьезных проблем на МКС по-прежнему является нехватка времени экипажа для проведения научных исследований [2, 15]

Для выполнения научной программы на МКС экипажу выделялось существенно меньше времени, чем ожидали исследователи, поскольку основной приоритет получили служебные операции – обязательный медицинский контроль и техническое обслуживание систем станции [11]. Проблему дефицита времени экипажа можно решить лишь после увеличения общего числа его членов до шести человек [6, 15].

#### **Средства и оборудование для проведения исследований**

Первоначальный план сборки МКС (версия 1996 г., см. рис. 1) предусматривал ее завершение в течение пяти лет после запуска служебного модуля "Звезда" в 2000 г. с обеспечением пребывания на станции постоянного экипажа из трех человек. Затем предполагалась десятилетняя эксплуатация МКС с постоянным экипажем из шести человек (первоначально семи, до решения НАСА закрыть программу по разработке корабля для возвращения экипажа CRV) [2].

Российский модуль "Звезда" (рис. 9), предназначенный преимущественно для обеспечения жизнедеятельности экипажа и управления станцией, стал первой многоцелевой научной лабораторией МКС после начала ее полета в пилотируемом режиме [10]. Американский лабораторный модуль "Дестини" (рис. 10), запущенный в феврале 2001 г., стал первой на МКС специализированной исследовательской лабораторией для проведения экспериментов большинства научных направлений [9].

Модуль "Коламбус" — еще одна исследовательская лаборатория МКС, разработанная ЕКА (рис. 11). Он был введен в состав станции в феврале 2008 г. Это универсальная лаборатория, в составе которой имеется оборудование, специально разработанное для биологических и биомедицинских исследований, а также для экспериментов в области физики жидкости. В будущем на нем также планируется проводить эксперименты в области квантовой физики и космологии. Японский экспериментальный модуль "Кибо" был введен в эксплуатацию в июне 2008 г. (рис. 12). Он разработан JAXA для использования в качестве многоцелевой научной лаборатории, а также как обсерватории для проведения астрономических наблюдений.

Изготавливаемые в России малые исследовательские модули МИМ-1 и МИМ-2 помимо выполнения ими служебных функций предоставят некоторые дополнительные возможности по проведению исследований в области биотехнологии, фундаментальной биологии и физики, космического материаловедения (МИМ1), а также геофизических и технических экспериментов (МИМ2).

Развертывание системы материально-технического обеспечения на основе стоек EXPRESS (EXpedite the PRocessing of Experiments to Space Station), разрабатываемой НАСА, начато в ходе полета STS-126 в ноябре 2008 г. (на АОС МКС доставлена первая стойка, рис. 13). Завершение этой работы планируется в ходе полета STS-129, который ожидается не ранее сентября 2009 г. Система EXPRESS позволит работать с научной аппаратурой, не интегрированной в стандартные стойки ISPR (см. ниже), подготавливать оборудование и проводить эксперименты в условиях космического вакуума, а также обеспечить электропитание и вычислительные возможности для локальной обработки экспериментальных данных [15].

Ожидается, что многоцелевой лабораторный модуль, создаваемый Роскосмосом (см. рис. 5), обеспечит необходимые ресурсы для проведения разнообразных экспериментов в условиях микрогравитации. МЛМ станет самой большой исследовательской лабораторией МКС российского производства.



Рис. 9. Российский служебный модуль "Звезда" — первая многоцелевая научная лаборатория МКС. Космонавт С.К. Крикалев, экспедиция МКС-1 (РКК "Энергия"©)

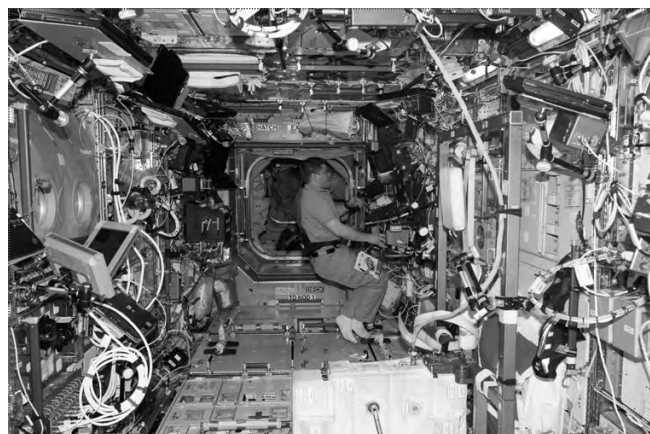


Рис. 10. Американский лабораторный модуль "Дестини". Астронавт Р. Бенкен, экспедиция МКС-16/STS-123 (НАСА©)

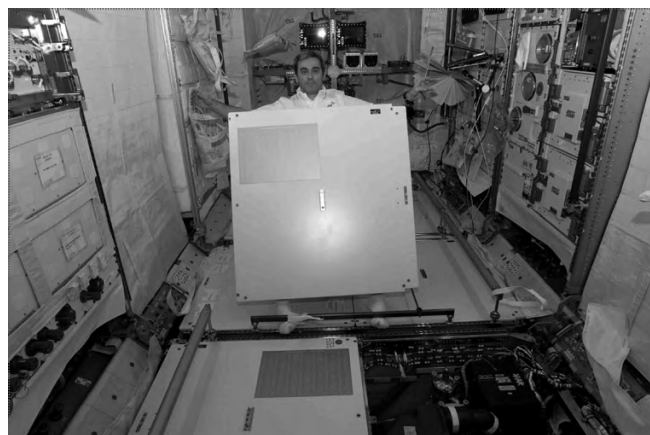


Рис. 11. Европейский модуль "Коламбус". Астронавт П. Эйяртри, экспедиция МКС-16 (НАСА©)

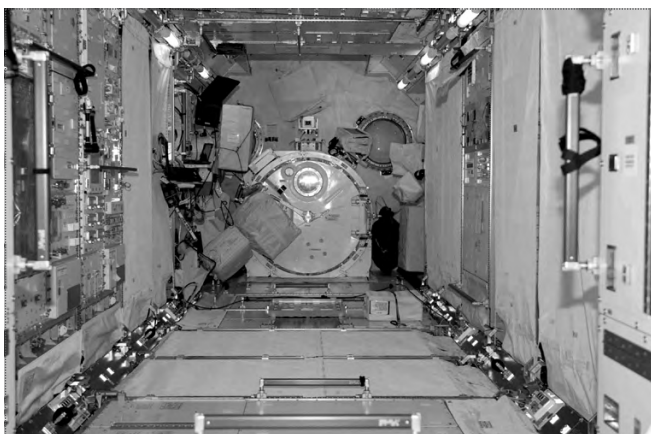


Рис. 12. Герметичный отсек японского модуля "Кибо". Слева на переднем плане стойки ISPR SAIBO и RYUTAI. Экспедиция МКС-17 (НАСА©)

Он будет оснащен 18 универсальными рабочими местами внутри гермообъема и 13 на внешней поверхности модуля, шлюзовой камерой и робототехническим манипулятором ERA, поставляемым ЕКА. В основе организации внутренних рабочих

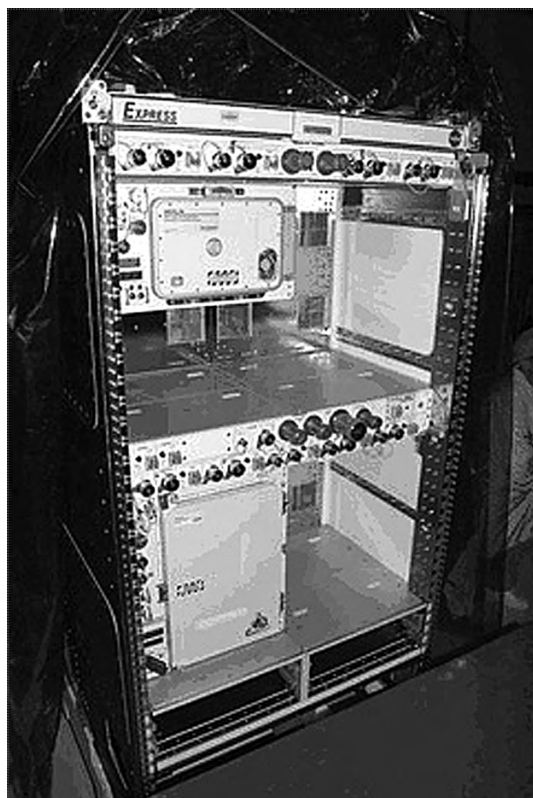


Рис. 13. Стойка EXPRESS, доставленная на АОС МКС в ходе полета STS-126 корабля "Спейс шаттл" в ноябре 2008 г. Экспедиция МКС-18 (НАСА©)

мест лежит конструкция стоек российской разработки для полезных нагрузок. В этих стойках можно будет разместить и обеспечить функционирование полезных нагрузок, в том числе аппаратуры международных партнеров, разработанной по стандартам МКС, и заменять их в полете после завершения эксперимента (будет реализована технология сменных полезных нагрузок). Аналогичный подход используется при создании универсальных рабочих мест на внешней поверхности модуля.

Фиксированного процентного соотношения собственности партнеров для всей космической станции не существует. Статья 5 Межправительственного соглашения по МКС (IGA) гласит [15]: "каждый партнер должен поддерживать свою юрисдикцию и контроль над элементами, которые он регистрирует, а также над персоналом в или на космической станции — гражданами этого государства-партнера". Таким образом, каждый модуль МКС находится в исключительной собственности только одного партнера. Однако соглашения по использованию технических средств станции являются более сложными.

Пять российских элементов МКС (включая существующие и планируемые к выведению в космос), а именно: служебный модуль "Звезда", стыковочный отсек "Пирс", МЛМ, МИМ1 и МИМ2 изготовлены или изготавливаются в России и являются ее собственностью. Россия же обеспечивает их текущее и перспективное использование (изготовление и запуск Россией функционально-грузового блока "Заря" были оплачены НАСА, в связи с чем модуль официально принадлежит США). Для использования российской части станции — РС МКС — партнеры заключают двухсторонние соглашения. Существует договоренность об использовании остальной части станции (американские, европейский и японские герметизированные модули, ферменная конструкция и солнечные батареи, а также два роботизированных манипулятора) следующим образом (% обозначает часть времени (ресурсов) от общего времени существования (общих ресурсов) АОС МКС, в течение которого каждый элемент может быть использован каждым партнером):

1. "Коламбус": 51 % для ЕКА, 49 % для НАСА и ККА (ККА договорилось с НАСА об использовании 2,3 % всех ресурсов, не относящихся к российскому сегменту).
2. "Кибо": 51 % для JAXA, 49 % для НАСА и ККА (2,3 %)
3. "Дестини": 100 % для НАСА и ККА (2,3 %), а также 100 % для НАСА и ККА возможностей установки

внешних полезных нагрузок на ферменной конструкции.

4. Время экипажа и электроэнергия от солнечных батарей АОС, а также права на покупку услуг по обеспечению полета (доставка и возвращение грузов, услуги связи): 76,6 % для НАСА, 12,8 % для JAXA, 8,3 % для ЕКА и 2,3 % для ККА.

В дополнение к целевым лабораторным модулям на МКС планируется создать рабочие места на ферменной конструкции для интеграции широкой номенклатуры внешних полезных нагрузок НАСА и международных партнеров в целях проведения экспериментов для совершенствования космической техники, в интересах наук о Земле и космосе. Ожидается, что МКС будет использоваться для проведения научных исследований в режиме эксплуатации по крайней мере в течение десятилетия [3, 4, 14].

Большая часть полезных нагрузок на АОС размещается в международных стандартных стойках для полезной нагрузки (International Standard Payload Racks — ISPR), которые могут быть смонтированы в американском лабораторном модуле, модулях "Коламбус", "Кибо" либо в трех узловых модулях АОС. В целом на сегменте может быть размещено 37 исследовательских стоек. Имея размер бытового холодильника (высота 188 см, ширина 106,7 см, объем 1500,8 дм<sup>3</sup>), каждая из ISPR содержит набор стандартный механических, электрических, гидравлических и других интерфейсов, пробирки и другое лабораторное оборудование, необходимое для проведения экспериментов [9]. Стойки обеспечивают гибкость в проведении экспериментов. Например, экспериментальное оборудование размещается в легко заменяемых выдвижных контейнерах и ящиках с запирающейся крышкой, которые могут быть удалены из стоек и возвращены на Землю вместе с научными результатами.

Комплектация стоек осуществляется на Земле. Затем стойка монтируется в одном из трех принадлежащих НАСА и изготовленных в Италии многоцелевых модулей снабжения (Multi-Purpose Logistics Modules — MPLM) и доставляется на МКС в составе корабля "Спейс шаттл". После прекращения эксплуатации кораблей "Шаттл" для этой цели будет использоваться японский грузовой корабль HTV. Доставленная на МКС стойка размещается в одном из лабораторных модулей АОС, подключается к соответствующим интерфейсам для подвода воды, электропитания и газа (азота), стыкуется с другим оборудованием. Этим обеспечивается ее готовность к работе. Аппаратура для проведения отдельных экспериментов может занимать часть одной стойки либо несколько стоек. Проведенные в НАСА проработки показали, что значительной части

пользователей не нужна вся ISPR. Поэтому эксперименты, оборудование которых занимает только часть стандартной стойки, проводятся с использованием специальных стоек EXPRESS (см. рис. 13). Стойки EXPRESS могут поддерживать проведение до пяти экспериментов, каждый из которых может отличаться от других как по размерам используемого оборудования, так и по научной дисциплине. В стойках EXPRESS используются те же, что и в стандартных стойках, комплекты программного обеспечения, элементная база, конструктивные решения, они снабжены стандартными интерфейсами.

Среди основных аппаратурных комплексов на АОС (в модуле "Дестини"), размещенных в ISPR, имеется центрифуга, печь, инкубатор, морозильник и пр. Есть стойка, сопряженная с оптическим иллюминатором. Ряд стоек используется для проведения экспериментов по гравитационной биологии, изучению человеческого организма, биотехнологии, физике жидкости и горения.

ЕКА также разработало ряд стоек для полезных нагрузок [12], изготовленных так, чтобы извлечь максимальное количество научных результатов из "минимального объема" и обеспечить европейским ученым, работающим в широком диапазоне научных дисциплин, полный доступ к условиям невесомости.

"Коламбус" (см. рис. 11) при запуске был оснащен пятью стойками для полезных нагрузок. В их числе:

"Биолаб" (Biolab) — обеспечивает проведение экспериментов с микроорганизмами, клетками и культурами тканей, небольшими растениями и насекомыми;

комплекс европейских физиологических модулей (The European Physiology Modules Facility — EPM) — комплект экспериментального оборудования для изучения влияния длительного космического полета на человеческий организм. Результаты экспериментов будут важны для лучшего понимания явлений возрастного остеопороза, нарушений баланса в организме и других заболеваний;

лаборатория для изучения поведения жидкостей (The Fluid Science Laboratory — FSL) — имеет в своем составе оборудование для изучения поведения жидкостей в невесомости. В этой области могут быть получены результаты, имеющие перспективу внедрения в земных технологиях: например, для повышения эффективности методов и средств нейтрализации нефтяных загрязнений, для совершенствования технологий изготовления оптических линз;

европейская стойка с выдвижными ящиками (The European Drawer Rack — EDR) — технически гибкая модульная система для установки экспериментального оборудования, используемого при проведении исследований в широком диапазоне научных дисциплин.

Она обеспечивает возможность установки и предоставления ресурсов для научной аппаратуры модульного типа, размещаемой в стандартных выдвижных ящиках и контейнерах;

европейское транспортировочное устройство (The European Transport Carrier – ETC) – обеспечивает размещение оборудования для транспортировки и хранения. На орбите ETC используется в качестве автоматизированного рабочего места и места для хранения аппаратуры и укладок.

Герметичный модуль "Кибо" был оснащен двумя стойками для полезных грузов: SAIBO и RYUTAI уже на орбите во время полета "Шаттла" STS-124/1J (см. рис. 12). Эти стойки были доставлены ранее во время полета STS-123/1J/A в составе модуля снабжения "Кибо" [13] и перенесены на герметичный модуль после прибытия последнего. SAIBO – стойка для проведения биологических экспериментов. В ее состав входят рабочий стол в боксе (Clean Bench – CB) и аппаратура для проведения экспериментов по клеточной биологии (Cell Biology Experiment Facility – CBEF). RYUTAI – стойка для проведения экспериментов по изучению поведения жидкости в невесомости. Она включает в себя аппаратуру для экспериментов в области физики жидкости (Fluid Physics Experiment Facility – FPEF); аппаратуру наблюдения за кристаллизацией в растворах (Solution Crystallization Observation Facility – SCOF); исследовательскую установку по кристаллизации протеинов (Protein Crystallization Research Facility – PCRF) и блок обработки изображений (Image Processing Unit – IPU). Таким образом, в состав стойки RYUTAI входит оборудование для проведения экспериментов в различных областях физики, по космическому материаловедению и биотехнологии.

В настоящее время на борту АОС установлены и используются 19 комплексов научной аппаратуры в стойках. НАСА обеспечивает эксплуатацию девяти из них, ЕКА – восьми и JAXA – двух. На РС МКС реализуется принцип обеспечения функционирования распределенных полезных грузов (на служебном модуле и в стыковочном отсеке). Это означает, что отдельные полезные нагрузки обеспечиваются бортовыми ресурсами напрямую, минуя специальные механические интерфейсы в виде стоек, с использованием универсальных электрических, тепловых, вакуумных и прочих бортовых интерфейсов. Специализированные стойки будут использоваться на МЛМ, возможно на НЭМ1 и НЭМ2 (см. рис. 5).

В ходе предстоящих экспедиций МКС будет дооснащаться новыми аппаратурными комплексами. Ожидается, что на момент завершения сборки МКС

на АОС общее число стоек с аппаратурой достигнет 24. На РС МКС будут функционировать 22 внутренних универсальных рабочих места, а число рабочих мест на внешней поверхности модулей сегмента достигнет 20.

В заключение необходимо отметить, что партнеры по программе МКС уже накопили значительный опыт проведения сборочных работ в космосе, а также эксплуатации в ее составе космических кораблей и сложных аппаратурных комплексов. Программа МКС – огромная техническая и организационная задача. Необходимо решать проблемы, связанные с различием языков и культурных парадигм участников создания самой большой и наиболее сложной космической системы из когда-либо разработанных человечеством. Эта программа стала одной из наиболее трудных для международного партнерства. Решение крайне сложных технических проблем происходит в условиях сложных вовлеченных в этот процесс многонациональных и многоуровневых с точки зрения их организации отношений. Программа МКС стала и наиболее политически сложной программой по исследованию космоса из всех ранее выполнявшихся. В процесс ее реализации вовлечены многочисленные аэрокосмические корпорации и практически все существующие космические агентства, работающие как партнеры. Более того она объединяет международные экипажи, многочисленные средства выведения и транспортные космические системы, распределенные по всему земному шару организации и средства, обеспечивающие разработку и изготовление, запуск, управление КА, тренировки экипажей и персонала, функционирование средств связи и взаимодействие внутри международного научного сообщества. Элементы МКС, запущенные различными странами, никогда не стыковались вместе вплоть до их встречи на орбите, некоторые из них, запущенные позднее в соответствии с последовательностью сборки, еще не были созданы, когда первые элементы уже были в космосе.

Видимо, самое большое достижение программы МКС как в человеческом, так и в техническом плане состоит в нахождении понимания того, как планировать, координировать и обеспечивать сопровождение множества работ различных организаций в рамках программы. Для международного корпуса ее руководителей серьезной проблемой стало обеспечение координации и эффективности совместной работы всех участников программы независимо от того, находятся ли они в России, Соединенных Штатах или других странах, в космических центрах или на промышленных предприятиях. Необходимо постоянно учитывать, что у различных групп участников часто имеются различные при-

оритеты в работе, конкурирующие за обладание одними и теми же ресурсами. Реализация программы осуществляется в соответствии с установленным и согласованным партнерами процессом, в рамках которого ее требования и ограничения доводятся до различных организационных уровней и элементов всех участников.

Программа МКС дает важные уроки для современных и будущих инженеров и руководителей. МКС демонстрирует всему миру примеры того, что работает и что не работает в космосе, а также показывает, какие уроки следует извлечь в отношении руководства космическими программами здесь, на Земле.

#### Абстрактная формулировка проблемы

1. Kitmacher G.H., Gerstenmaier W.H., and Rosenberg A. Space Stations // AIAA Paper 2004–5980. Sept. 2004.
2. Sorokin I.V., and Markov A.V. Utilization of Space Stations: 1971–2006 // Journal of Spacecraft and Rockets. V. 45. No. 3. 2008.
3. Kitmacher G.H., and Gerstenmaier W.H. The International Space Station: Stepping-Stone to Exploration // IAC Paper IAC-05-B4.1.02. 2005.
4. Robinson J.A., Thomas D.A., and Thumm T.I. NASA Utilization of the International Space Station and the Vision of Space Exploration // AIAA Paper 2007–139. Jan. 2007.
5. Федеральное космическое агентство. Федеральная космическая программа России. <http://www.federalspace.ru/SpaceProg.asp> (дата обращения: 20.10.2008).

6. Лопота В.А. Горизонты пилотируемой космонавтики // Общероссийский научно-технический журнал "Полет". 2008. № 5.

7. Kitmacher G.H., and Maxwell T.G. Furthering Exploration – International Space Station Experience // AIAA-2006-5978. Progress in Astronautics. Acta Astronautica. 2007.

8. Sorokin I.V. Fifteen Expeditions on the ISS: Evolution of Research Priorities // IAC Paper IAC-07-B3.4.01. 2007.

9. ISS Experiments by Expedition [online database]. [http://www.nasa.gov/mission\\_pages/station/science/experiments/Expedition.html](http://www.nasa.gov/mission_pages/station/science/experiments/Expedition.html) (retrieved 20.09.2008).

10. РКК «Энергия». Международная космическая станция. Научные исследования на Российском сегменте МКС [сетевая база данных] / <http://www.energia.ru/eng/iss/issresearches.html>. (дата обращения: 20.09.2008).

11. Russell J.F., Klans D.M., and Mosher T.J. Applying analysis of International Space Station crew-time utilization to mission design // Journal of Spacecraft and Rockets. V. 43. No. 1. 2006.

12. ESA – Columbus [online database]. <http://www.esa.int/SPECIALS/Columbus/index.html> (retrieved 22.09.2008).

13. Kibo – Experiment [online database]. <http://kibo.jaxa.jp/en/experiment/> (retrieved 22.09.2008).

14. Weiss, and Roger. From Cures to Curations: The Life of Research On Orbit // IAC-04-IAA-6.15.4.02. 2005.

15. Sorokin I.V., Kitmacher G.H. ISS Science from Zvezda to Harmony: challenges and progress // Final papers of 59<sup>th</sup> International Astronautical Congress, September 29 – October 3, 2008, Glasgow, Scotland. IAC-08.B3.4.3. <http://www.iac2008.org>.

## Поздравляем лауреатов!

*Постановлением Правительства Российской Федерации № 221 от 10 марта 2009 г. присуждены премии Правительства Российской Федерации 2008 г. в области науки и техники.*

Среди награжденных — члены редколлегии нашего журнала, наши авторы:

**АЛЬБРЕХТ Александр Владимирович** — доктор технических наук, профессор, заместитель генерального конструктора ГКНПЦ им. М.В. Хруничева;

**ДЕГТЯРЕВ Геннадий Лукич** — доктор технических наук, профессор, президент КГТУ им. А.Н. Туполева;

**ЗЕЛЕНЦОВ Валентин Викторович** — кандидат технических наук, доцент, руководитель НУК СМ МГТУ им. Н.Э. Баумана;

**КИРИЛИН Александр Николаевич** — доктор технических наук, профессор, генеральный директор ГНПРКЦ "ЦСКБ — Прогресс"

*Издательство "Машиностроение", редакционная коллегия и редакция Общероссийского научно-технического журнала "Полет" сердечно поздравляют лауреатов с высокой оценкой их труда!*



**МАКАРОВ**  
Николай Николаевич —  
генеральный директор  
ОАО "Ульяновское кон-  
структорское бюро приборо-  
строения", кандидат техн.  
наук

## Информационно-управляющая система обеспечения безопасности функционирования бортового эргатического комплекса в формате интегрированной модульной авионики

**Н.Н. Макаров**

*Рассматриваются построение и особенности реализации аппаратного и программного обеспечения информационно-управляющей системы обеспечения безопасности функционирования бортового эргатического комплекса в формате интегрированной модульной авионики.*

**Ключевые слова:** информационно-управляющая система; безопасность функционирования; бортовой эргатический комплекс.

**N.N. Makarov.** Information-Management System For Safety Of The Onboard Ergatic Complex Operation Within Integrated Modular Avionics

*Construction and peculiarities of using hardware and software of Information-management system for safety of the onboard ergatic complex operation within integrated modular avionics are considered.*

**Key words:** information-management system; safety of operation; onboard ergatic complex.

Усложнение авиационной техники, расширение границ эксплуатационных режимов пилотирования, повышение уровня автоматизации выполнения полетных задач и связанное с этим возрастание сложности интегрированного комплекса бортового оборудования, самолетных систем и агрегатов приводят к увеличению вероятности отказа техники, усложняют деятельность членов экипажа и являются причиной дополнительных ошибок экипажа.

Это обуславливает использование на летательных аппаратах (ЛА), в частности на самолетах, систем предупреждения и предотвращения критических режимов, контроля и сигнализации отказов, управления и диагностики общесамолетного оборудования, других инструментальных средств [1]. Новые возможности открывает их интеграция в единую информационно-управляющую систему обеспечения безопасности функционирования бортового эргатического комплекса "воздушное судно — экипаж — бортовое оборудование" в формате интегрированной модульной авионики [2].

Идеологической базой построения такой системы в формате интегрированной модульной авионики являются частные и интегральные функции опасности режима полета в нештатных ситуациях, связанных с воздействием на ЛА внешних возмущений, отказов техники, ошибок пилотирования и их опасных сочетаний [2]. Их использование позволяет назначать эксплуатационные ограничения и идентифицировать регламентируемые нормами летной годности особые ситуации, формировать сигналы предупреждения и алгоритмы управления, принимать оперативные решения и решать задачи информационной поддержки экипажа по критерию безопасности с использованием информационно-управляющего поля кабины [3].

Основная идея информационно-управляющей системы обеспечения безопасности функционирования бортового эргатического комплекса в формате интегрированной модульной авионики (ИМА) заключается в построении ее на основе единой вычислительной платформы, в которой функции всех входящих систем выполняют программные приложения, использующие общие вычислительные ресурсы.

**Аппаратная платформа.** Аппаратура информационно-управляющей системы обеспечения безопасности функционирования бортового эргатического комплекса в формате ИМА состоит из ограниченного набора функциональных модулей. Каждый модуль предназначен для выполнения определенных функций — вычисления, хранения данных, автоконтроля, управления реконфигурацией, электропитания и т.п. Свои функции модуль выполняет не в интересах какой-либо отдельной системы, а в интересах всех задач, решаемых интегрированной системой. При этом сама интегрированная система не имеет четко выделенных частных систем и организована в виде единой аппаратной среды, в которой отдельные системы превратились в функции, реализуемые программно в этой аппаратной среде. Отдельные вычислители заменены общими процессорными ресурсами, которые распределяют между собой и выполняют все прикладные программы.

Такая организация позволяет оптимально использовать вычислительные ресурсы. Программное обеспечение не зависит от типа используемых микропроцессоров, их взаимодействие обеспечивается через промежуточные стандартные интерфейсы. Это позволяет совершенствовать аппаратную среду без необходимости заново разрабатывать программное обеспечение.

Структура информационно-управляющей системы обеспечения безопасности функционирования бортового эргатического комплекса становится гибкой и масштабируемой. Это позволяет легко адаптировать ее под различные требования [4] и для разных типов ЛА и обеспечивает возможность расширения функций и улучшения характеристик системы в будущем. Такая гибкость достигается, во-первых, за счет модульного построения интегрированной системы и, во-вторых, за счет соединения модулей в единую сеть. При этом функциональные модули интегрированной системы, выполняющие функции сопряжения с периферийным оборудованием (удаленные концентраторы данных), могут быть размещены в любом месте ЛА в непосредственной близости к системам, которыми они управляют.

Информационно-управляющая система обеспечения безопасности функционирования бортового эргатического комплекса (ИУС ОБФ БЭК) в формате ИМА функционирует как локальная сеть высокопроизводительных компьютеров. Все данные, формируемые какой-либо функцией в составе системы, глобально доступны для любой другой функции. Это позволяет включать новые задачи и модер-

низировать интегрированную систему по принципу "plug-and-play", не затрагивая уже работающие функции [5, 6].

В целях обеспечения возможности использования программных и аппаратных модулей, разработанных для частных систем, интегрированная система имеет открытую архитектуру, т.е. все ее элементы разрабатываются с помощью комплекса стандартов открытой архитектуры.

Открытая модульная архитектура интегрированной системы в формате ИМА позволяет использовать новые модули с различным программным обеспечением, включать в ее состав новые аппаратные модули, создавать новые приложения, изменять аппаратуру без необходимости полной пересертификации всей системы и ограничиваться испытаниями только изменившейся части аппаратуры.

Аппаратно интегрированная информационно-управляющая система обеспечения безопасности функционирования бортового эргатического комплекса выполняется в виде модулей, которые устанавливаются в контейнер — "крейт" (рис. 1). Как правило, на ЛА устанавливаются два-три таких контейнера, что позволяет обеспечить резервирование на случай отказов в самой интегрированной системе. Модули крейта устанавливаются в контейнер через лицевую часть и могут быть легко заменены в процессе эксплуатации.

В крейте расположены линии электропитания и внутренняя сеть передачи данных, а внешние сигналы

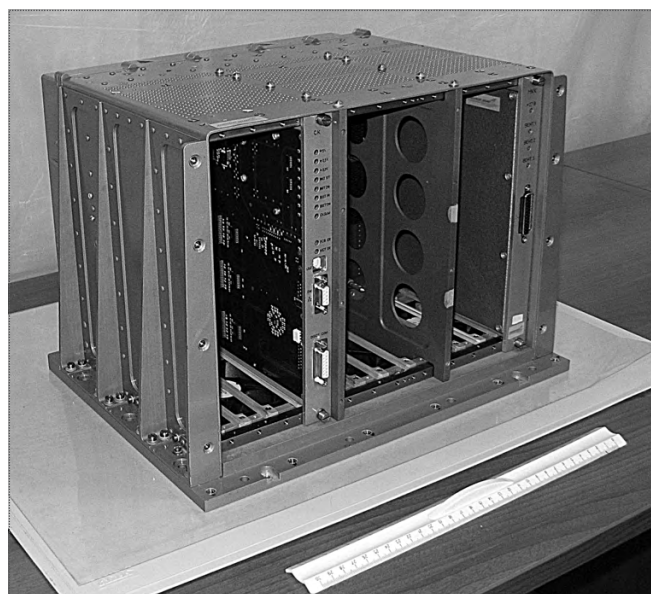


Рис. 1. Внешний вид крейта информационно-управляющей системы обеспечения безопасности функционирования бортового эргатического комплекса в формате ИМА

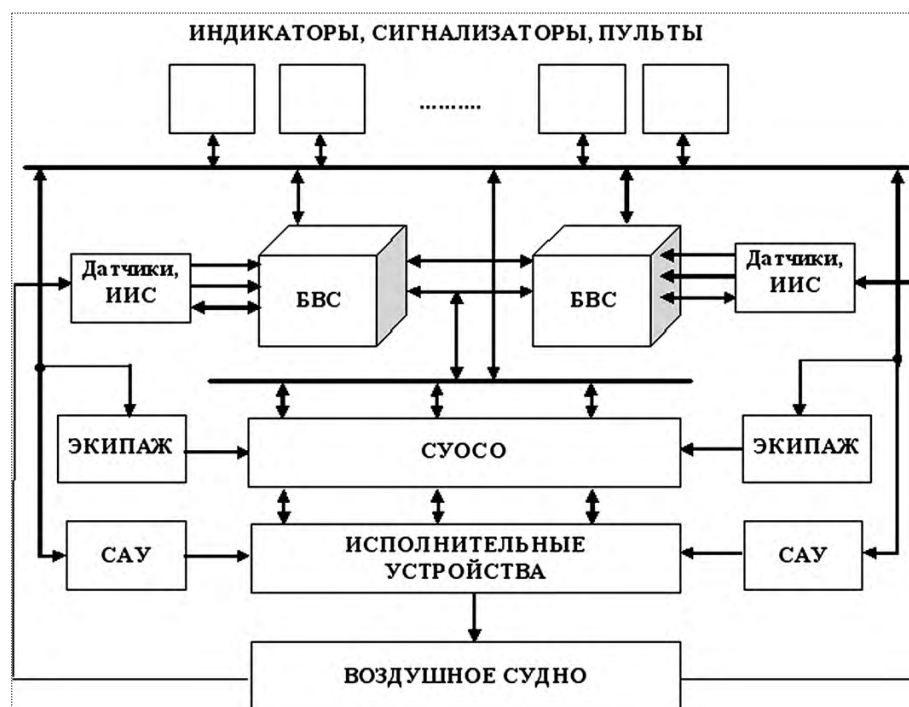


Рис. 2. Структура информационно-управляющей системы обеспечения безопасности функционирования бортового эргатического комплекса

поступают непосредственно на разъем модуля, который их использует в процессе работы. Преимущества такого подхода заключаются в следующем:

изменения ввода/вывода влияют только на этот модуль, а не передаются по цепочке другим модулям, как при традиционной компоновке;

защита модулей от электромагнитных помех и разряда молнии может быть более эффективной, так как схема защиты размещается непосредственно на модуле, близко к поступающему сигналу;

техническое обслуживание проводки облегчается благодаря размещению разъемов в более доступных местах.

Модули крейта интегрированной информационно-управляющей системы обеспечения безопасности функционирования бортового эргатического комплекса выполняют следующие основные функции:

- сбор информации для бортовой системы технического обслуживания, для системы управления общесамолетным оборудованием (СУОС), для системы контроля состояния и диагностики отказов бортового оборудования и информационной поддержки экипажа (КСЭИС), для системы предупреждения и предотвращения критических режимов (СПКР), для других систем ИУС ОБФ БЭК;
- формирование аварийной, предупреждающей и уведомляющей сигнализации;

- предупреждение о критических режимах полета;
- предупреждение об опасном приближении к земле;
- обнаружение попадания в сдвиг ветра;
- контроль параметров взлета;
- формирование сигналов информационной поддержки экипажа по каналам индикации, речевой, тональной звуковой, световой и тактильной сигнализации;
- выдача управляющих сигналов в вычислительные системы автоматического управления полетом, автоматического управления тягой, вычислительные системы самолетовождения, системы управления общесамолетным и бортовым оборудованием и их реконфигурацией;
- хранение и вывод на индикацию различной справочной и дополнительной информации;

- связь с землей по линии передачи данных.

На рис. 2 приведена структура информационно-управляющей системы обеспечения безопасности функционирования бортового эргатического комплекса в формате интегрированной модульной авионики.

Входной информацией интегрированной системы являются сигналы от датчиков и информационно-измерительных систем (ИИС) пилотажно-навигационного комплекса, а также от системы предупреждения и предотвращения критических режимов и системы контроля состояния и диагностики отказов бортового оборудования, функции которых реализуются в бортовых вычислительных средствах.

Выходная информация интегрированной системы передается экипажу по каналам индикации и сигнализации, а также в системы автоматического управления (САУ), в том числе в вычислительные системы устойчивости и управляемости, управления полетом, управления тягой. По информации от ИУС ОБФ БЭК экипаж управляет режимами работы систем и агрегатов общесамолетного оборудования и обеспечивает реконфигурацию функциональных систем бортового оборудования.

Для выполнения своих функций крейты интегрированной ИСУ ОБФ БЭК имеют следующий набор модулей:

вычислительный;  
запоминающего устройства базы данных;  
сетевого контроллера;  
графической обработки;  
концентрации сигналов;  
поддержания нормальных условий;  
питания.

Вычислительный модуль представляет собой полноценный компактный компьютер. Каждый устанавливаемый в крейт вычислительный модуль (их может быть несколько) способен выполнять в режиме разделения времени несколько задач, относящихся к разным уровням критичности.

Программное обеспечение (ПО) для вычислительных модулей имеет два уровня. Один из них представляет собой выполняемые приложения, а другой — изолирует приложения от применяемой вычислительной платформы, обеспечивая их независимость. Прикладные задачи выполняются не на реальной БЦВМ, а на виртуальной машине. Это позволяет изменять и совершенствовать аппаратуру и ПО интегрированной системы независимо друг от друга, а также применять без всяких изменений ранее разработанные программы.

Модуль запоминающего устройства базы данных выполняет функцию электронной библиотеки, к которой при необходимости обращаются пилоты, а также другие модули комплекса; он может также использоваться для записи в полете информации для системы наземного технического обслуживания.

Модуль сетевого контроллера служит для связи крейта с локальной сетью интегрированной системы. Если в сети используется топология "звезда", то данный модуль служит переключателем, обеспечивая полнодуплексную связь компонентов сети.

Модуль графической обработки собирает информацию для отображения, готовит и передает в индикаторы подготовленное изображение. Он также может получать видеосигнал от различных систем и сенсоров ЛА, например от инфракрасной обзорной системы или радиолокатора. Полученное видеоизображение масштабируется, на него накладывается символьная информация, и подготовленная

для индикации картинка передается в индикатор интегрированной системы.

Модуль концентрации сигналов служит для приема той информации от систем общесамолетного и бортового оборудования и датчиков ЛА, которая поступает в интегрированную систему из бортовых интерфейсов различных видов, например от систем, выдающих информацию последовательным кодом по ARINC 429. Модуль преобразует эту информацию, упаковывает ее и передает в сеть интегрированной системы для использования другими модулями.

Наличие модуля концентрации сигналов позволяет сосредоточить аппаратуру, необходимую для приема уникальных видов сигналов, в одном месте. Всем другим модулям комплекса достаточно иметь только средства для доступа к общей сети, в которую модуль концентрации сети транслирует полученные сигналы.

При необходимости модуль концентрации сигналов может принимать и преобразовывать в цифровую форму аналоговые и дискретные сигналы различного типа. В целях уменьшения длины и массы проводки модуль концентрации сигналов может располагаться и вне основного крейта — ближе к источникам сигналов. В этом случае он конструктивно выполняется в виде отдельного блока.

Модуль питания преобразует первичное напряжение бортовой сети (~115 В или +27 В) в номиналы на-

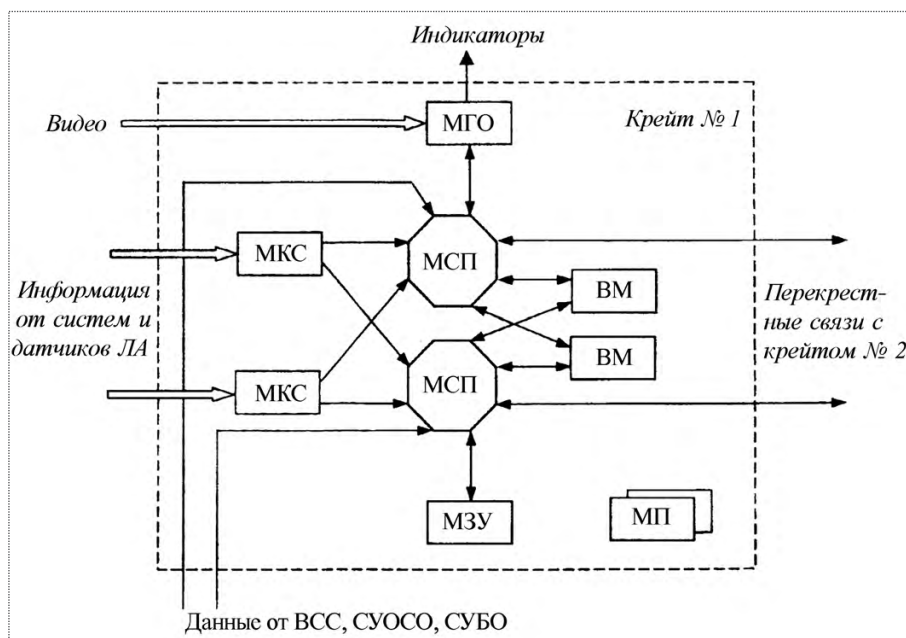


Рис. 3. Внутренняя структура крейта информационно-управляющей системы обеспечения безопасности функционирования бортового эргатического комплекса:

МСП — модуль сетевого переключателя; МГО — модуль графической обработки; ВМ — вычислительный модуль; МКС — модуль концентрации сигналов; МЗУ — модуль запоминающего устройства; МП — модуль питания

пряжения, необходимые для питания других модулей крейта. Он выполняется двухканальным и состоит из двух независимых источников питания, поэтому отказ одного не влияет на работу другого. Каждый из этих источников способен обеспечивать электропитанием весь крейт. В нормальном режиме, когда оба источника исправны, нагрузка распределяется между ними поровну, поэтому источники работают в облегченном режиме.

Структура крейта изображена на рис. 3.

**Программное обеспечение.** Независимость аппаратуры и ПО интегрированной системы облегчает изменение конфигурации, модернизацию, позволяет использовать ранее разработанные программы без необходимости их повторной сертификации.

Для того чтобы обеспечить подобную независимость и минимизировать влияние изменений одной части системы на другие, необходимо ввести между аппаратурой и ПО разделяющий слой. Роль такого слоя выполняет операционная система реального времени (ОСРВ). Она предусматривает стандартный набор интерфейсов и услуг для приложений — программ, выполняющих ту или иную функцию.

Каждое приложение выполняется в своей собственной среде, на своей собственной виртуальной машине, при этом доступ к совместно используемым ресурсам для данного приложения строго ограничен. Приложение не знает о том, что использует процессор совместно с другими приложениями. Такая изоляция приложений позволяет осуществлять запуск критического, существенного и несущественного ПО на одном процессоре.

Например, операционная система DEOS, используемая в комплексе Primus Epic [7], позволяет выполнять на одном процессоре до шести задач одновременно, причем задачи могут быть разного уровня критичности.

К разделяемым ресурсам относятся память, процессорное время и сетевые ресурсы. Ресурсы распределяются при начальной инициализации, которая осуществляется после включения интегрированной системы. Любая попытка нарушить установленные границы любого из ресурсов вызывает обращение к ядру операционной системы и инициирует процедуру восстановления.

Наряду с независимостью ПО и аппаратуры в интегрированной системе обеспечивается независимость ПО от физического интерфейса и топологии сети. Приложение не знает источников используемых им данных и приемников своих результатов, не знает о месте их расположения. Весь обмен строится через посылку и прием стандартных сообщений.

Все функции в среде ОСРВ используют язык высокого уровня, который поддерживает масштабируемость и независимость от ввода/вывода. Разработка и проверка могут быть проведены на уровне рабочего места, без реальной аппаратуры. В отличие от коммерческих операционных систем, таких как Windows, исходный код ОСРВ соответствует требованиям FAA к живучести программного обеспечения (например, стандарт ОСРВ — IEEE 1003 "Portable Operating System Interface X(Unix) POSIX").

Необходимым качеством программного обеспечения для интегрированной системы в формате интегральной модульной авионики является толерантность к программным ошибкам, т.е. способность обнаружить и компенсировать их негативные последствия. Толерантность обеспечивается тремя способами: на этапе трансляции программы — использованием свойств языков высокого уровня (например, Ada), на этапе исполнения программы — встроенными механизмами операционной системы и процедурами контроля целостности используемых данных.

Таким образом, информационно-управляющая система обеспечения безопасности функционирования бортового эргатического комплекса в формате ИМА позволяет уменьшить массогабаритные характеристики системы, облегчает техническое обслуживание, уменьшает стоимость оборудования, поскольку вместо разнотипных блоков, изготавливаемых мелкими партиями, широко тиражируются одни и те же модули, а также позволяет обеспечить регламентируемый уровень безопасности полетов авиационной техники в тяжелых условиях реальной эксплуатации, продлить срок жизни бортовых систем и уменьшить затраты на их сопровождение в процессе эксплуатации.

#### Абстракт

1. Солдаткин В.М. Методы и средства построения бортовых информационно-управляющих систем обеспечения безопасности полета. Казань: Изд-во Казанского ун-та, 2004. 350 с.
2. Макаров Н.Н. Теоретические основы построения интегрированной системы безопасности функционирования бортового эргатического комплекса самолета / Изв. вузов. Авиационная техника. 2007. № 4. С. 53—59.
3. Единое информационно-управляющее поле кабины — шаг к повышению безопасности полетов // Аэрокосмическое обозрение. Аналитика, комментарии, обзоры. 2007. № 4. С. 120—121.
4. Trautvetter C. Next-century avionics // Professional Pilot. 1996. November. P. 96—102.
5. Wilson J.R. Avionics. The commercial route can prove to be a bumpy road // Military & Aerospace Electronics. 2000. V. 11. Issue 4.
6. Adams C. Making Flying EASy // Avionics Magazine. 2002. V. 26. N 2. P. 35—42.
7. George F. Introducing Primus Epic // Business & Commercial Aviation, 1996, November. P. 116—120.

УДК 656.7

# Оптимизация деятельности экипажа по обеспечению безопасного спуска космического корабля "Союз ТМА"

**С.В. Бронников, С.Н. Евдокимов, Л.И. Комарова**

*Рассматриваются аспекты рационального участия экипажа в обеспечении безопасного возвращения на Землю в условиях больших физических и эмоциональных нагрузок и сложности анализа динамического процесса спуска.*

*Излагаются задачи оператора, принципы построения средств контроля основных динамических операций и ручного управления спуском, определенные с учетом влияния человеческого фактора, а также пути повышения надежности деятельности человека в контуре управления спуском.*

**Ключевые слова:** система управления спуском; спускаемый аппарат космического корабля; транспортный пилотируемый космический корабль; пульт космонавтов; ручной управляемый спуск.

**S.V. Bronnikov, S.N. Evdokimov, L.I. Komarova. Crew Activity Optimization For Safe Landing Based On Soyuz TMA Experience**

*The article spotlights rational crew activities to ensure spaceship's safe landing under the conditions of extreme physical and emotional overloads and adverse descent situations.*

*Attempts are made to describe the tasks of an operator and the monitoring principles of main dynamic operations and manual descent patterns, which have been determined with the account of the human factor. Importantly, ways are offered to step up reliability of man-controlled descent.*

**Key words:** descent control system; spacecraft descent vehicle; transport/manned spacecraft; cosmonaut control panel; manually controlled descent.

**Н**а участке спуска транспортного пилотируемого космического корабля (ТПКК) на Землю наиболее высокие требования предъявляются к надежности работы системы управления. От надежной работы системы управления спуском (СУС) в значительной степени зависит безопасность космического полета в целом, а также обеспечение безопасных условий движения спускаемого аппарата в атмосфере и оперативного поиска и эвакуации экипажа. Эти условия могут быть обеспечены только за счет управления траекторией спуска с приведением спускаемого аппарата (СА) на расчетный полигон посадки, удовлетворяющий специальным требованиям.

Приведение СА на заданный полигон осуществляется в результате управления траекторией полета в атмосфере путем поворота вектора подъемной аэродинамической силы вокруг оси СА, совпадающей с направлением скорости набегающего потока (принцип управления углом крена).

Задачей СУС является обеспечение расчетной дальности траектории с момента поступления команды на включение тормозного двигателя до расчетного момента ввода парашютной системы; таким образом, все отклонения параметров объекта и среды на этом участке являются возмущениями траектории спуска и должны быть скомпенсированы в процессе управления траекторией в атмосфере (рис. 1).

СУС ТПКК "Союз-ТМА" была создана в 1970-х гг. и затем развивалась и модернизировалась с учетом многих ограничений [1, 2]. В процессе эволюции в систему в целях повышения надежности и безопасности вводились дополнительные резервы, более совершенное и надежное оборудование, новые методы и алгоритмы управления.



**БРОННИКОВ**  
Сергей Васильевич —  
начальник отделения РКК  
"Энергия", доцент МГУЛ,  
кандидат техн. наук



**ЕВДОКИМОВ**  
Сергей Николаевич —  
заместитель начальника от-  
дела РКК "Энергия"



**КОМАРОВА**  
Лариса Ивановна —  
главный специалист РКК  
"Энергия", профессор  
МФТИ, доктор техн. наук

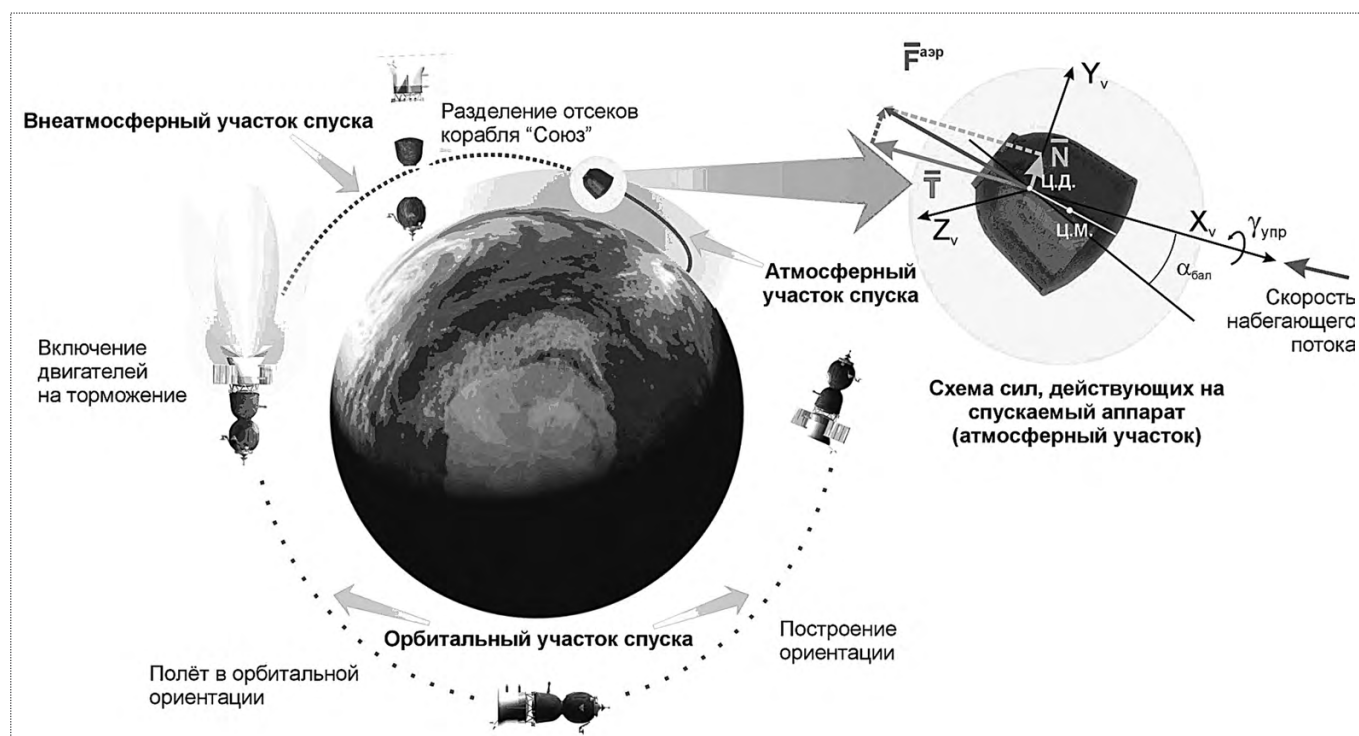


Рис. 1. Основные фазы штатного спуска

В настоящее время СУС пилотируемого космического корабля "Союз-ТМА" — это сложная многоконтурная автоматизированная система управления со средствами восстановления работоспособности за счет аппаратного и функционального резервирования. СУС имеет два контура управления (основной и резервный) и обеспечивает спуск в одном из следующих режимов: спуск с автоматическим управлением траекторией, спуск с ручным управлением траекторией, баллистический спуск штатный, баллистический спуск резервный.

Привлечение экипажа к управлению спуском на всех этапах полета является весьма целесообразным, так как способствует не только повышению безопасности полета, но и развитию чувства уверенности человека в своих возможностях повлиять на ситуацию, повышению готовности экипажа к активным действиям. Участок спуска представляет значительные трудности для деятельности экипажа вследствие его специфических особенностей, таких как эмоциональная и физическая напряженность, ограниченность движений в скафандре, необратимость и быстротечность процесса спуска, большой диапазон изменения динамических параметров, сильная нелинейная зависимость процесса от возмущений и управления ("нестандартность" процесса).

Рассмотрим формы участия человека и аппаратное обеспечение операций визуального контроля работы системы управления и динамики процесса, идентификации и оценивания безопасности ситуации, управления структурой системы и движением КА в нештатных ситуациях.

Наибольшие трудности представляет разработка средств динамического контроля процесса углового движения, т.е. средств выявления отказов, приводящих к потере управления движением СА. В СУС ТПК "Союз ТМА" при наличии таких отказов спуск осуществляется с использованием резервного контура управления в режиме баллистического спуска. При этом решение о неисправности основного контура управления, его отключении и переходе на резервный контур принимается экипажем самостоятельно и выполняется по его команде с использованием ручки управления спуском.

В этих условиях выявление недопустимых отклонений динамических параметров и прогноз ситуации на наиболее ранних стадиях их проявления является жизненно важным.

Динамическая модель СА как объекта управления описывается нелинейной системой уравнений высокого порядка, параметры которой подвержены значительным изменениям. Многомерность модели, боль-

шой диапазон допустимого взаимно коррелированно-го изменения различных динамических параметров, низкая достоверность статистических моделей возмущений создают большие сложности для реального прогноза развития ситуации.

В процессе разработки аппаратных и программных средств визуального контроля, методик проведения оперативной и надежной идентификации отказов СУС необходимо решить следующие задачи:

выбор структуры контролируемых параметров и обобщенного критерия "нормальности" процесса;

аппаратное обеспечение формирования необходимой информации с привлечением независимых источников.

Как показывает опыт, успешность выявления отказа и его правильная идентификация зависят от объема и вида представления исходной информации. Методики опознавания факта потери управления в условиях недостаточного объема объективной информации неизбежно являются многоступенчатыми, не универсальными и требуют от экипажа сложных навыков по оцениванию динамики процесса спуска. Принципиальное исправление этого положения может быть обеспечено за счет следующих мероприятий:

внедрения в состав СУС дополнительной цифровой аппаратуры, обеспечивающей независимые операции по определению текущих параметров траектории и углового движения;

использования вычислительных средств ПК для принятия и обработки всей доступной информации о параметрах аппаратуры и движения СА, вырабатываемой приборами СУС (релейной, аналоговой, кодовой), и представления ее в обобщенном виде для формирования на ПК формата контроля СУС.

Кроме того, для обеспечения эффективной и качественной работы экипажа необходимо при разработке содержания дисплейных форматов ПК строго следовать требованию необходимой достаточности объема представляемой информации. Так, в условиях управляемого спуска на заданный полигон экипажу в удобном виде предоставляется информация о циклограмме спуска, текущих параметрах траектории (перегрузке, величине кажущейся скорости, высоте, удалении от полигона) и состоянии бортовой аппаратуры в виде "норма/не норма". Развернутый формат контроля, содержащий полную информацию о параметрах приборов и движения, вызывается экипажем при появлении сообщения "параметр не в норме".

Роль экипажа в управлении движением СА в условиях действия перегрузок существенно ограничивается фактом сокращения объема движений и ухудшения динамических характеристик человека как

звена системы управления. С учетом этого на оператора в контуре ручного управления спуском (РУС) возложена функция формирования программного угла крена по информации о положении (движении) индекса текущего состояния относительно расчетного, представленной на индикаторе.

Проектирование РУС предполагает комплексное решение целого ряда задач:

обоснование места оператора как звена контура управления и его задач;

выбор базовых параметров состояния, представляемых на индикаторе ПК и подлежащих регулированию;

выбор управляющего параметра, формируемого оператором с ручки управления;

разработка средств ручного управления (индикаторов и ручек управления);

обоснование и разработка доступной (легко усваиваемой) методики управления;

разработка критерия тренированности оператора, требований к объему и содержанию тренировок, составу и типу необходимых тренажерных средств, а также средств поддержания навыков управления в процессе длительного космического полета.

Выбор базовых параметров состояния является важнейшим этапом проектирования, оказывающим влияние на характеристики контура РУС и надежность работы оператора. Под базовыми понимаются динамические параметры объекта управления, которые, будучи представленными на визуальном индикаторе ПК, предоставляют оператору непрерывную информацию о траектории спуска, достаточную для управления дальностью полета.

В общем виде базовые параметры должны удовлетворять следующим требованиям:

параметры, их простые комбинации или производные от них величины позволяют определять регулируемые компоненты конечного состояния объекта с заданной точностью;

дифференциальное уравнение, описывающее в базовых параметрах поведение объекта под действием управления, должно иметь порядок не выше третьего.

Исходя из удобств управления, в качестве управляющего параметра был принят командный угол крена.

При выборе базовых параметров использовались результаты исследований об оценке отклонения от расчетной конечной дальности  $\Delta L$  спуска, полученной с использованием измерительной информации о кажущейся скорости  $V_s$ , текущего времени полета  $t$  и априорной информации о номинальной траектории спуска  $t^*(V_s)$ .

В пользу выбора этих параметров дополнительно свидетельствуют следующие факты:

отображение автоматического управления траекторией спуска на формате ПК строится на базе тех же параметров, что облегчает контроль и переход из режима автоматического управления траекторией в режим ручного управления;

траектория спуска описывается в параметрах  $t$ ,  $V_s$  непрерывной и монотонной кривой.

Отклонение конечной дальности  $\Delta L$  определяется выражением

$$\Delta L(V_{s_k}) = V_{s_k} \Delta t(V_{s_k}) + \int \Delta t dV_s,$$

где  $\Delta t(V_{s_k}) = t(V_{s_k}) - t^*(V_{s_k})$ ;  $V_{s_k}$  — кажущаяся скорость  $V_s$  на момент окончания управления по крену.

Таким образом, наведение в расчетную точку  $\Delta L(V_{s_k}) = 0$  обеспечивается выполнением в процессе управления конечных условий  $\Delta t(V_{s_k}) = 0$ ;  $\int \Delta t dV_s = 0$ , что и является задачей ручного управления траекторией спуска.

Дополнительной характеристикой качества управления является выполнение условия ограничения перегрузки, что обеспечивается ограничением производной изменения функции  $t(V_s)$ .

К разряду общих проблем создания систем РУС относится разработка методов задания и воспроизведения на экране информации о номинальной попадающей траектории. В СУС ТПК "Союз ТМА" используется способ описания трубки траекторий семейством функций, заданных на плоскости базовых координат минимальным числом свободных параметров.

Формирование номинальной попадающей траектории, соответствующей расчетным начальным условиям, осуществляется путем задания одной из пяти опорных программ  $t^*N(V_s)$ , линейного преобразования на экране индикатора времени полета и уставки на расчетное время входа СА в атмосферу. Каждая из пяти программ задает трубку траекторий, внутри которой любая принадлежащая ей номинальная траектория может быть описана с заданной точностью путем линейного преобразования опорной программы этой трубки.

В состав контура РУС помимо датчиковой аппаратуры входят зрительный программный индикатор, построенный на дисплее пульта космонавтов, и ручка управления спуском с командными и управляющими кнопками. Наблюдая характер движения индекса состояния  $t(V_s)$  относительно программной зависимости  $t^*(V_s)$ , оператор формирует приращение программного

угла крена  $\Delta \gamma_{\text{РУС}}$  к опорному таким образом, чтобы индекс текущего состояния  $t(V_s)$  при своем движении на экране индикатора описывал кривую, удовлетворяющую следующим условиям:

на интервале  $V_{s_k} - V_{s_0}$  площадь между фактической кривой  $t(V_s)$  и кривой  $t^*(V_s)$ , находящаяся выше кривой  $t^*(V_s)$ , должна быть равна площади ниже этой кривой;

конечное отклонение индекса состояния  $t(V_s)$  относительно программной зависимости  $t^*(V_s)$  должно быть равно нулю.

Отметим, что при работе с программным индикатором в координатах  $(t, V_s)$  обеспечение данных условий требует у оператора определенных навыков, связанных с прогнозированием в этих координатах реакции объекта на текущее изменение управления как звена третьего порядка. Это становится тем более актуальным, если ставится задача формирования траектории спуска с ограниченной перегрузкой.

Разработанная в помощь экипажу методика управления определяет стратегию оптимальных действий и в удобной форме отражает сведения о динамической реакции на управление на характерных возмущенных траекториях. В этом смысле методика является для экипажа учебным пособием и не служит жесткой инструкцией.

Для реализации такой методики на практике помимо основной информации о зависимостях  $t(V_s)$ ,  $t^*(V_s)$  целесообразно размещать на формате ручного управления некоторую вспомогательную информацию, а именно:

априорную графическую информацию об ожидаемом характере изменения базовых параметров;

сохранять на экране след от движения текущего индекса состояния;

выделять критичные с точки зрения влияния ошибок управления участки полета;

представлять в цифровом виде текущие значения важнейших (но трудно оцениваемых) параметров, например  $\int \Delta t dV_s$ ,  $dV_s/dt$ ;

отображать текущий угол крена.

Повышение надежности ручного управления в значительной степени зависит от правильного согласования сигналов на индикаторах, средствах управления и реакции объекта. Взаимное согласование таких сигналов по принципу естественности их наблюдаемого изменения позволяет рассчитывать на формирование у оператора прочных навыков и способствует их закреплению.

На рис. 2 показан формат "РУС" управления спуском на ПК "Нептун-МЭ" [3]. В поле  $n_x$  отображается значение текущей перегрузки, а в поле Инт — значение

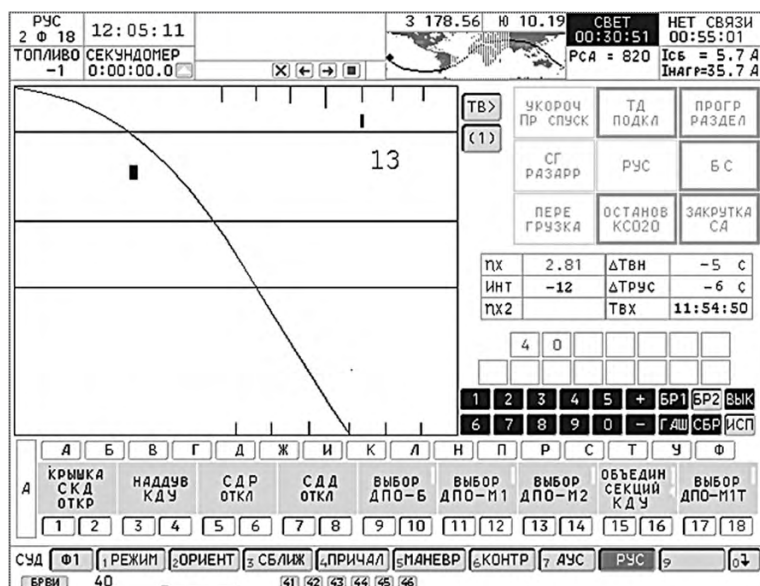


Рис. 2. Формат "РУС" управления спуском на ПК

интеграла  $\int \Delta t dV_s$ . Кривая линия представляет зависимость  $t^*(V_s)$ , а маркер около нее — текущее состояние  $t(V_s)$ .

Контур РУС прошел большой объем испытаний на стадиях проектирования, разработки методики управления и моделирования режима на специализированных динамических стендах-тренажерах. Результаты, полученные в различных группах испытателей, показали, что тренированный космонавт обеспечивает управление возмущенной траекторией в широком коридоре начальных условий с приведением на заданный полигон с точностью

не хуже  $\sigma_L \approx 20$  км и максимальной перегрузкой не более 5.

Опыт пилотируемых полетов и исследование проблем, связанных с использованием экипажа в задачах визуального контроля, идентификации отказов и ручного управления спуском, подтверждают, что целесообразность участия экипажа в динамических операциях в целях повышения безопасности полета в большой степени определяется уровнем его научной и технической подготовки.

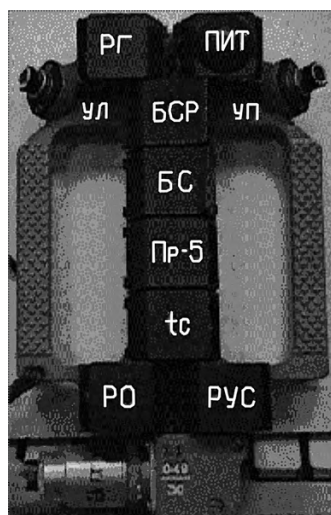


Рис. 3. Ручка ручного управления спуском

Важными направлениями повышения эффективности деятельности экипажа являются также следующие направления [4]:

- совершенствование системы подготовки экипажа;
- совершенствование средств деятельности экипажа;
- распределение функций между членами экипажа;
- создание контура поддержания готовности экипажа.

Совершенствование системы подготовки обеспечивается путем оптимизации программы подготовки, использованием динамических тренажеров с моделированием перегрузки с помощью центрифуги, компьютерных тренажеров для отработки отдельных режимов, комплексных тренажеров ТПКК, бортовых тренажеров, размещаемых на ТПКК или орбитальной станции.

На участке спуска экипаж находится в скафандрах, поэтому в качестве органов управления для ввода информации в компьютер, а также для управления динамикой движения корабля в ручном контуре управления используются органы управления специальной конструкции. На рис. 3 показана ручка РУС, а на рис. 4 — блок управления мышью ПК "Нептун-МЭ".

Интенсивность ввода информации в компьютер и выдачи управляющих воздействий также может быть ограничена из-за снижения подвижности экипажа в связи с наличием скафандров.

Распределение функций между членами экипажа осуществляется на принципах единоначалия, коллегиальности, специализации, резервирования наиболее важных функций. Основной критерий выбора варианта распределения функций между членами экипажа — обеспечение максимальной надежности работы экипажа. В качестве дополнительного критерия используется равномерность загрузки членов экипажа.



Рис. 4. Блок управления мышью ПК "Нептун-МЭ"

Необходимость поддержания готовности экипажа, находящегося на борту космического корабля (или станции), к работе в контуре СУС связана с тем, что имеются две основные причины снижения качества деятельности экипажа в космическом полете:

перестройка моторных навыков оператора на этапе адаптации к невесомости;

забывание космонавтом отдельных элементов алгоритма деятельности при длительных перерывах в такой деятельности.

Исследования, выполненные на орбитальных станциях "Салют" и "Мир" [5, 6], показали, что адаптация к невесомости в течение первых 3–7 суток полета сопровождается ухудшением работоспособности космонавтов за счет снижения качества деятельности, снижения внимания и изменения временных характеристик при выполнении космонавтами на бортовом тренажере тестового режима спуска.

Кроме того, в процессе этих исследований было установлено, что перерыв в тренировках 30 суток и более приводит к снижению количественных характеристик навыка (точности, времени регулирования) и возникновению ошибок.

Таким образом, в состав бортовых средств управления необходимо включать контур поддержания уровня готовности экипажа, включающий бортовой тренажер и необходимое методическое обеспечение для проведения тренировок в ходе полета [7].

#### Абстрактная информация

1. Беренов Н.К., Бранец В.Н., Евдокимов С.Н., Климанов С.И., Комарова Л.И., Микрин Е.А., Рыжков В.С., Самитов Р.М. Система управления спуском космического аппарата "Союз-ТМА" // Гироскопия и навигация. 2004. № 3. С. 75–80.

2. Бранец В.Н., Комарова Л.И. Система управления спуском космического корабля "Союз". Этапы развития // Гироскопия и навигация. 2004. № 4 (47).

3. Тяпченко Ю.А. Интегрированная СОИ космического корабля "Союз-ТМА" и пульт ручного контура управления Российского сегмента МКС "Альфа". 2005 г.

4. Александров А.П., Бронников С.В. Пути повышения эффективности деятельности экипажа космического аппарата // Общероссийский научно-технический журнал "Полет". 2005. № 1. С. 11–16.

5. Бронников С.В., Мясников В.И., Жданов О.И. Психологический анализ деятельности экипажей космических кораблей. Контроль за работоспособностью космонавтов // Космическая биология и медицина. Ч. V. Гл. 11. С. 354–376. М.: Наука, 2001.

6. Бронников С.В., Сальникий В.П., Шевченко Л.Г. Исследование вопросов сохранности профессиональных навыков в космическом полете // XXXI Научные чтения, посвященные разработке творческого наследия К.Э. Циолковского. Калуга, 17–20 сентября 1996 г. С. 69–70.

7. Бронников С.В., Комарова Л.И. Бортовые тренажеры поддержания навыков инженерной деятельности и пилотирования экипажей орбитальных станций // Сб. "Труды НПО "Энергия". М., 1993.



ДАЙДЖЕСТ    ДАЙДЖЕСТ    ДАЙДЖЕСТ    ДАЙДЖЕСТ    ДАЙДЖЕСТ    ДАЙДЖЕСТ    ДАЙДЖЕСТ

### ПРАВЛЕНИЕ ОАК ОДОБРИЛО ПРОЕКТ КОНЦЕПЦИИ СОЗДАНИЯ НАЦИОНАЛЬНОГО ЦЕНТРА АВИАСТРОЕНИЯ В ЖУКОВСКОМ

Правление Объединенной авиастроительной корпорации (ОАК) рассмотрело проект концепции создания Национального центра авиастроения (НЦА) в подмосковном Жуковском, сообщает департамент корпоративных коммуникаций ОАК. Согласно сообщению проект в целом получил одобрение правления ОАК. Проект концепции создания НЦА предполагает три фазы реализации. На первом этапе, в 2009–2012 гг., планируется построить первоочередные объекты: штаб-квартиру ОАК, Инженерный центр ОАК, Многофункциональный комплекс, Транспортно-выставочный комплекс (ТВК) "Россия". Строительство жилья и второй очереди ТВК "Россия" запланировано на 2013–2015 гг. Завершить строительство Центра послепродажного обслуживания и Инженерного комплекса планируется в 2016–2017 гг.

Основная цель создания НЦА – формирование системообразующей структуры для развития авиационной и смежных с ней отраслей с ориентацией на современные технологии и высокопродуктивную модель производства, повышение конкурентоспособности продукции российских предприятий на мировом рынке. Разработка концепции НЦА ведется в рамках реализации Указа президента РФ № 217 "О Национальном центре авиастроения" от 20 февраля 2008 г. В работе принимают участие ОАК, корпорация "Ростехнологии" и администрация Московской области, а также предприятия малого и среднего бизнеса, организации науки и образования, инвесторы.

Вестник Интерфакс – АВН № 6 (384), 2009 г.

# Вопросы теории двухкамерных турбореактивных двигателей

**В.А. Письменный**

*Изложен способ форсирования турбореактивного двигателя. Предложен вариант реализации данного способа в двухкамерном турбореактивном двигателе. Описаны свойства этого двигателя. Сделана сравнительная оценка двухкамерного турбореактивного двигателя с известными форсированными турбореактивными двигателями.*

**Ключевые слова:** турбореактивные двигатели (ТРД); двухконтурные турбореактивные двигатели (ТРДК); форсирование двигателя; холодное форсирование двигателя.

**V.L. Pismenny. Theoretical Aspects Of Two-Chamber Turbojet Engines**

*The article offers a method to beef up a turbojet engine, describing how this method can be applied to a two-chamber turbojet. It describes the parameters of such an engine, and puts forward the results of a comparative analysis of the two-chamber turbojet and existing uprated engines.*

**Key words:** turbojet engines; dual-chamber turbojets; higher-power engine; cold-powered engine.

**В**оенной авиации на протяжении последних 50 лет практически доминирует один способ форсирования газотурбинных двигателей (ГТД) — сжигание топлива в форсажной камере [1]. В этом способе изначально заложен конструктивно-схемный недостаток, заключающийся в том, что дополнительное (форсажное) топливо сжигается за турбиной двигателя, где степени повышения давления газа существенно — в  $\pi_T$  раз ( $\pi_T$  — степень понижения давления в турбине) ниже, чем в основной камере сгорания. В результате коэффициент полезного действия (КПД) форсированного турбореактивного двигателя (ТРД) оказывается значительно ниже, чем у нефорсированного.

Новый способ форсирования ТРД [2] устраняет этот недостаток. Способ реализуется следующим образом. На нефорсированном режиме работы двигателя часть воздуха (не менее 10 %) из-за последней ступени компрессора, рассчитанного на избыточный расход воздуха, перепускается во второй контур ТРД, например в наружный канал эжекторного сопла (рис. 1). При необходимости форсирования мощности (тяги) двигателя количество перепускаемого воздуха уменьшается (например, прикрытием створок), что приводит к соответствующему увеличению расхода воздуха (топлива) через основную камеру сгорания и росту мощности (тяги) двигателя.

Принципиальным отличием нового способа, назовем его холодным форсированием ТРД, является то, что форсажное топливо подается не за турбиной, как обычно, а перед турбиной (в основную камеру сгорания), что позволяет сохранить термодинамический цикл двигателя практически неизменным. На рис. 2 показаны форсажные циклы ТРД при холодном и традиционном (горячем) форсировании. На рис. 3 показано отношение КПД  $\bar{\eta}$  форсажных циклов при холодном и горячем форсировании:  $\bar{\eta} = \eta_{х.ф} / \eta_{г.ф}$  в зависимости от параметров турбокомпрессора: степени повышения давления в компрессоре  $\pi_k$  и степени понижения давления в турбине  $\pi_T$  (скоростной напор не учитывается). Видно, что КПД форсажного цикла при холодном форсировании в среднем на 40–80 % выше, чем при горячем. При пересчете

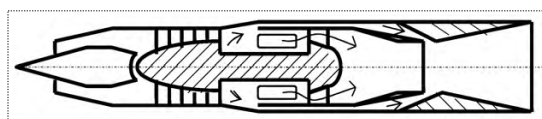


Рис. 1. Предлагаемый способ форсирования ТРД



**ПИСЬМЕННЫЙ**  
Владимир Леонидович —  
начальник отделения  
учебно-методического  
отдела ГЛИЦ  
им. В.П. Чкалова, доцент,  
кандидат техн. наук

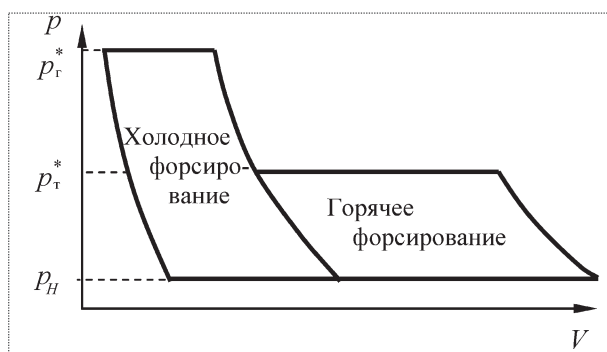
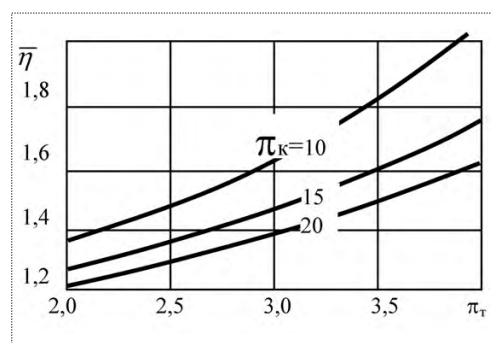


Рис. 2. Форсажные циклы:

$P_г, P_т$  — давления газа перед и за турбиной соответственно;  $P_H$  — давление наружного воздуха

Рис. 3. Соотношение КПД форсажных циклов



на удельные расходы топлива это означает, что удельные расходы топлива при холодном форсировании ТРД на 30–40 % ниже, чем при горячем.

Рассматриваемый способ форсирования может быть реализован в двухкамерном ТРД — ТРДК [3].

ТРДК — это одновальный двухконтурный ТРД с наддувом турбины воздухом второго контура (рис. 4). ТРДК имеет два контура высокого давления: внешний и внутренний, которые расположены непосредственно за компрессором. Во внешнем контуре двигателя находится основная камера сгорания; во внутреннем — дополнительная (ДК). Следует отметить, что похожее расположение камер сгорания можно встретить в двигателях с форсажной камерой сгорания во втором контуре (ТРДДФ<sub>II</sub>) [4, с. 232]. Однако схема ТРДДФ<sub>II</sub> принципиально отличается от газодинамической схемы ТРДК и, соответственно, отличаются характеристики двигателей. Дело в том, что в ТРДК камеры сгорания, как это можно видеть из рис. 4, соединены общим входом, в то время как в ТРДДФ<sub>II</sub> камеры сгорания (основная и форсажная) разделены компрессором двигателя. В силу этого обстоятельства ТРДДФ<sub>II</sub> имеет две автономные камеры сгорания: основную и форсажную, а ТРДК — фактически одну, состоящую из двух секций, которые условно названы основной и дополнительной камерами сгорания. В ТРДК степень двухконтурности при включении (выключении) дополнительной камеры сгорания изменяется, в ТРДДФ<sub>II</sub> — нет.

Работа ТРДК происходит следующим образом. При форсировании двигателя топливо первоначально подается в дополнительную камеру сгорания, что ведет к повышению температуры газа (снижению пропускной способности дополнительной камеры сгорания) и перераспределению расхода воздуха в пользу основной камеры сгорания, в которой температура газа поддерживается постоянной. Увеличение расхода воздуха через основную камеру сгорания сопровождается соответствующим увеличением расхода топлива — *холодным форсированием двигателя*.

Характеристики ТРДК рассмотрены в работах [5...8]. Установлено, что для ТРДК характерно пропорциональное изменение удельной тяги  $P_{уд}$  и удельного расхода топлива  $C_{уд}$  в зависимости от подогрева газа в дополнительной камере сгорания:

$$P_{уд} \approx P_{уд\text{ ТРД}} \sqrt{\Delta_2 / \Delta_1}; C_{уд} \approx C_{уд\text{ ТРД}} \sqrt{\Delta_2 / \Delta_1},$$

где  $\Delta_1$  и  $\Delta_2$  — подогревы газа (отношение температуры газа к температуре атмосферного воздуха) в основной и дополнительной камерах сгорания соответственно.

При этом степень форсирования тяги в ТРДК определяется как  $\bar{P} \approx \sqrt{T_{г2}^* / T_{к}^*}$  ( $T_{г2}^*$  — температура газа в дополнительной камере сгорания;  $T_{к}^*$  — температура воздуха за компрессором), что выше, чем в форсированных турбореактивных двигателях (ТРДФ), для которых, как известно,  $\bar{P} \approx \sqrt{T_{ф}^* / T_{г}^*}$  ( $T_{ф}^*$  — температура газа в форсажной камере;  $T_{г}^*$  — температура газа за турбиной).

Для идентификации двухкамерных ТРД введен коэффициент двухкамерности:

$$n = \frac{1 - 1/e_t}{1 - 1/e_k},$$

где  $e_t = \pi_t^{k_t - 1}$ ;  $e_k = \pi_k^{k - 1}$ ;  $k_t, k$  — показатели адиабаты газа и воздуха соответственно.

Коэффициент двухкамерности, как показывают исследования, изменяется от 0,6 до 0,8 и оказывает непосредственное влияние на распределение рабочего тела

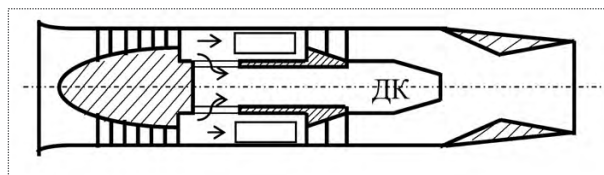
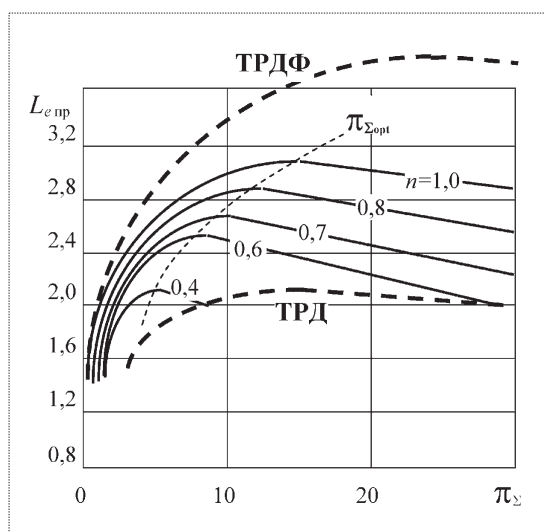


Рис. 4. Схема ТРДК

Рис. 5. Зависимость приведенной работы от  $\pi_\Sigma$ 

между циклами двигателя, которых в ТРДК — два: основной и дополнительный. Минимальное значение коэффициента двухкамерности, при котором возможно существование двигателя, определяется условием

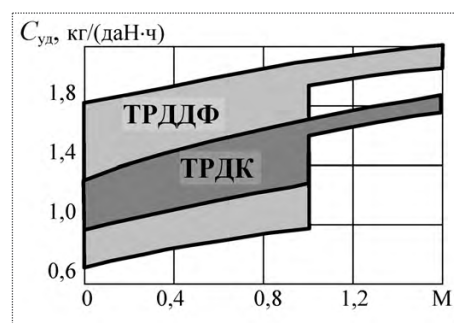
$$n_{\min} = \frac{e}{\bar{m} \eta_c \eta_p \Delta_1},$$

где  $e = \pi_\Sigma^{\frac{k-1}{k}}$ ;  $\eta_c$ ,  $\eta_p$  — коэффициенты полезного действия в процессах сжатия и расширения соответственно;  $\bar{m} = 1,03 \dots 1,05$  [1].

Степень двухконтурности ТРДК при включении (выключении) дополнительной камеры сгорания изменяется в пределах 0,2...0,6.

На рис. 5 показано изменение суммарной приведенной работы циклов  $L_{e \text{ пр}} = \frac{L_e}{c_{pв} T_H}$  (где  $c_{pв}$  — теплоемкость воздуха при постоянном давлении;  $T_H$  — температура наружного воздуха) от суммарной степени повышения давления  $\pi_\Sigma$  и коэффициента двухкамерности  $n$  при  $\Delta_1 = 5,5$  и  $\Delta_2 = 8$  ( $\bar{m} \eta_c \eta_p = 0,8$ ). Здесь же для сравнения показаны приведенные работы ТРД и ТРДФ, имеющего подогрев в форсажной камере  $\Delta_3 = 7,3$ . Видно, что работа циклов ТРДК имеет промежуточное значение между работами циклов ТРД и ТРДФ, а следовательно, чтобы тяга ТРДК соответствовала тяге ТРДФ, расходы воздуха в ТРДК должны быть больше приблизительно на 20 %. Видно также, что оптимальная степень повышения давления воздуха  $\pi_{\Sigma \text{ опт}}$  в ТРДК на 10–15 % ниже, чем в ТРД и ТРДФ.

Рис. 6. Расходные характеристики ТРДК и ТРДДФ

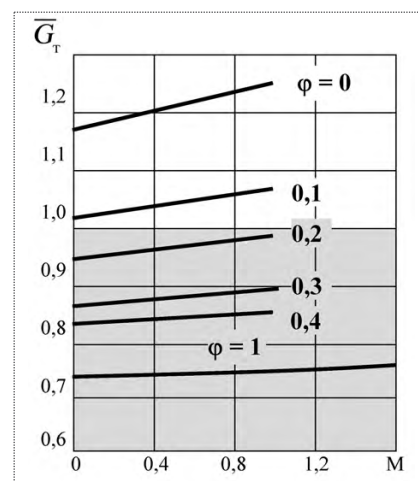


Сравнение ТРДК и ТРД (ТРДФ) указывает на преимущество ТРДК как газодинамической схемы, во-первых, как двигателя двухконтурной схемы и, во-вторых, как двигателя, обладающего более эффективным форсажным циклом (см. рис. 2, 3).

Результаты сравнения ТРДК и ТРДДФ как газодинамических схем не столь однозначны: на форсированных режимах выигрывает ТРДК; на нефорсированных — ТРДДФ. Окончательный ответ зависит от доли форсированных режимов  $\phi$  в общей наработке сравниваемых двигателей. Чтобы выявить критическое значение  $\phi$ , выполнено параметрическое исследование [9]. Исходные данные для ТРДК: температура газа перед турбиной  $T_g^* = 1600$  К;  $\pi_k = 15$ ;  $n = 0,63$ ;  $T_{g2}^* = 2300$  К; закон регулирования: частота вращения компрессора  $n_k = \text{const}$ ;  $T_{g2}^* = \text{const}$ ; для ТРДДФ:  $T_g^* = 1600$  К;  $\pi_\Sigma = 25$ ;  $m = 0,5$ ;  $T_\phi^* = 2000$  К; закон регулирования:  $n_k = \text{const}$ ;  $T_\phi^* = \text{const}$ . Результаты исследования представлены на рис. 6, 7.

На рис. 6 показаны расходные характеристики двигателей для режимов с включенной и выключенной дополнительной (форсажной) камерой сгорания (высота  $H = 5$  км;  $M$  — число Маха). Видно, что диапазон изменения удельных расходов  $C_{уд}$  топлива у ТРДК существенно уже, чем у ТРДДФ.

Рис. 7. Относительные расходные характеристики ТРДК и ТРДДФ



На рис. 7 показаны те же расходные характеристики, пересчитанные на абсолютные расходы топлива, приходящиеся на одну и ту же тягу, представленные в относительном виде:  $\bar{G}_T = G_{T \text{ ТРДК}} / G_{T \text{ ТРДДФ}}$ .

Таким образом, судя по рис. 7, можно сделать вывод, что если доля форсированных режимов составляет более 10 %, то ТРДК экономичней ТРДДФ. Данному факту есть физическое объяснение, а именно: расходы топлива на форсированных режимах в четыре-пять раз выше, чем на нефорсированных [1] и, соответственно, экономить топливо на форсированных режимах выгодней, чем на нефорсированных, что, собственно, и демонстрирует ТРДК.

Данный факт весьма примечателен. Дело в том, что до сих пор считалось, что двухконтурный двигатель должен проектироваться по строгим канонам, в основе которых лежит принцип оптимальности распределения работ между вентилятором и компрессором [1], гарантирующий минимальные удельные расходы топлива на нефорсированных режимах работы двигателей. В двухкамерном ТРД эти каноны, как можно видеть, нарушены и тем не менее результат — позитивный: снизился расход топлива ( $\phi > 0,1$ ), упростилась конструктивная схема, снизились потребные  $\pi_k$  и  $T_g^*$ . Почему это происходит?

Ответ существует. В двухкамерном ТРД принцип оптимальности распределения работ, о котором говорилось выше, заменен принципом холодного форсирования — наддувом турбины. Наддув турбины — это новый инструмент влияния на характеристики ТРД. Благодаря наддуву турбины диапазон располагаемых мощностей для привода компрессора при тех же физических ограничениях ( $\pi_t$  и  $T_g^*$ ) расширяется более чем в полтора раза, что и является физической основой получения новых качеств ТРДК.

Конечно, переход от одного принципа проектирования двухконтурных ТРД к другому — достаточно "болезненный" процесс, сопровождающийся появлением новых технических проблем. Двухкамерные ТРД не являются исключением. Например, для ТРДК достаточно остро встает проблема обеспечения устойчивой работы компрессора. Дело в том, что при включении и выключении дополнительной камеры сгорания меняется сопротивление сети двигателя, что требует создания достаточно мощной системы регулирования направляющих аппаратов компрессора либо применения регулируемого соплового аппарата турбины. Существуют также проблемы запуска, но все эти проблемы решаемы [5].

Появление новой газодинамической схемы, какой является ТРДК, обусловлено объективной причиной — достижением предельных технических воз-

можностей по повышению уровня рабочих параметров ГТД. В настоящее время ведущие авиадвигательные строительные компании, такие как General Electric Company, Pratt & Whitney, Rolls-Royce, ведут активную работу по созданию ГТД для боевых самолетов новых поколений [10]. Упор делается на повышение уровня рабочих параметров при сохранении существующей схемы ТРДДФ. Температура газов перед турбиной при таком конструктивно-технологическом подходе уже приблизилась к 2000 К, а в перспективе потребуется ее повышение до 2300 К. Это крайне сложная задача, решение которой негативно сказывается на стоимости боевых машин, которая уже сейчас запредельная: F-22 — более 200 млн дол., F-35 — более 350 млн дол. В условиях развивающегося экономического кризиса этот путь нельзя признать приемлемым.

В сложившихся условиях перед российскими авиастроителями стоит непростая задача — создать двигатель, который мог бы конкурировать по техническим и экономическим характеристикам с зарубежными двигателями пятого поколения: F119, F135. Решить эту задачу, модернизируя АЛ-31Ф, уже невозможно. Нужны технические решения, имеющие потенциал для развития как минимум на 30 лет. Холодное форсирование ТРД — научно-техническое направление, обладающее таким потенциалом. Холодное форсирование в отличие от других используемых в авиации принципов позволяет улучшать характеристики двигателей без повышения уровня рабочих параметров, что в сложившихся условиях является определяющим фактором для развития авиадвигателестроения.

#### Абсолютные характеристики

1. **Теория** и расчет воздушно-реактивных двигателей / под ред. С.М. Шляхтенко. М.: Машиностроение, 1987.
2. **Письменный В.Л.** Способ форсирования газотурбинного двигателя. Патент № 2193099 Россия // БИ, 2002. № 32.
3. **Письменный В.Л.** Двухкамерный турбореактивный двигатель (варианты). Патент № 2187009 Россия // БИ, 2002. № 22.
4. **Нечаев Ю.Н., Федоров Р.М.** Теория авиационных газотурбинных двигателей. Ч. II. М.: Машиностроение, 1978.
5. **Письменный В.Л.** Теория двухкамерных турбореактивных двигателей // Рук. деп. в ЦСИФ МО РФ 03.04.2001. Вып. № 55. № В/4616.
6. **Письменный В.Л.** Исследование термодинамического цикла двухкамерного турбореактивного двигателя // Электронный журнал "Труды МАИ". 2001. № 6.
7. **Письменный В.Л.** Исследование термодинамического цикла форсированного двухкамерного турбореактивного двигателя // Электронный журнал "Труды МАИ". 2002. № 8.
8. **Письменный В.Л.** Исследование влияния параметров рабочего процесса на удельные параметры двухкамерного турбореактивного двигателя // Электронный журнал "Труды МАИ". 2003. № 10.
9. **Письменный В.Л.** К вопросу оценки эффективности турбореактивных двигателей // Вестник МАИ. 2002. Т. 9. № 2.
10. **Работы** ведущих авиадвигательных компаний по созданию перспективных авиационных двигателей (аналитический обзор) / под ред. В.А. Скибина и В.И. Солонина. М., изд-е ЦИАМ, 2004.

# Определение осевых сил, действующих на ротор авиационного ГТД, с учетом особенностей течения в околodисковых полостях

**Е.Н. Богомолов, В.В. Вятков, Д.И. Ларшин**

*Показана возможность определения осевых сил, действующих на ротор авиационных газотурбинных двигателей (ГТД). Рассматриваются особенности радиальных течений в околodисковых полостях ГТД.*

*Предложено аналитическое решение задачи о течении воздуха вблизи вращающегося диска. Решение доведено до определения осевых сил.*

**Ключевые слова:** газотурбинный двигатель; осевая сила; вращающийся диск; воздушное охлаждение; предварительная закрутка охладителя.

**E.N. Bogomolov, V.V. Viatkov, D.I. Larshin.** Definition Of The Axial Forces, Working On The Rotor Of Aviation Gas Turbine Engine, In View Of Features Of Flow In The Cavities Near Disk

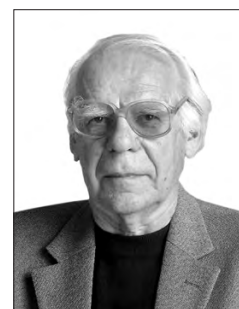
*The problem of definition of the axial forces working on a rotor of aviation gas turbine engines (GTE) is presented. Features of radial flow in predisk cavities GTE are considered.*

*The analytical task solution a flow of air near to a rotating disk is offered. The solving is finished on the definition of axial forces.*

**Key words:** gas turbine engine; axial force; rotating disk; air-cooling; preswirl of coolant.

Требования к безопасности полетов ставят перед разработчиками авиационных газотурбинных двигателей важную задачу — обеспечение высокой надежности наиболее нагруженных элементов двигателя в течение всего жизненного цикла изделия. Подшипники авиационных ГТД являются одним из наиболее ответственных и напряженных узлов и не должны испытывать в процессе эксплуатации действие повышенных и знакопеременных осевых нагрузок. Необходимость получения приемлемой осевой силы, действующей на ротор турбокомпрессора и передающейся на подшипники со стороны рабочего тела, оказывает заметное влияние на конструктивный облик турбины. Нередко именно удачное решение проблемы осевой силы играет решающую роль в успешности того или иного проекта. Правильное определение отдельных составляющих суммарной осевой силы, действующих на различные элементы ротора авиационных ГТД, уже на ранних стадиях проектирования имеет большое значение.

При определении осевых сил, действующих на ротор газотурбинного двигателя, наиболее сложные вопросы возникают в связи с движением воздуха на поверхности дисков последней ступени компрессора (особенно центробежного) и первой ступени турбины. В последнем случае приобретает важное значение и проблема прокачки воздуха, особенно с точки зрения функционирования системы охлаждения элементов ротора турбины (рис. 1). Несмотря на значительные успехи исследований на данную тему [1, 2], неясности остаются. Применение численных методов [3] наталкивается на проблему обоснованного конструирования модели турбулентности, аналитические решения [4] не могут быть надежными без надежного задания коэффициентов трения, а это,



**БОГОМОЛОВ**  
Евгений Николаевич —  
профессор РГТА  
им. П.А. Соловьева,  
доктор техн. наук



**ВЯТКОВ**  
Владимир Вячеславович —  
доцент РГТА  
им. П.А. Соловьева,  
кандидат техн. наук



**ЛАРШИН**  
Денис Игоревич —  
аспирант РГТА  
им. П.А. Соловьева

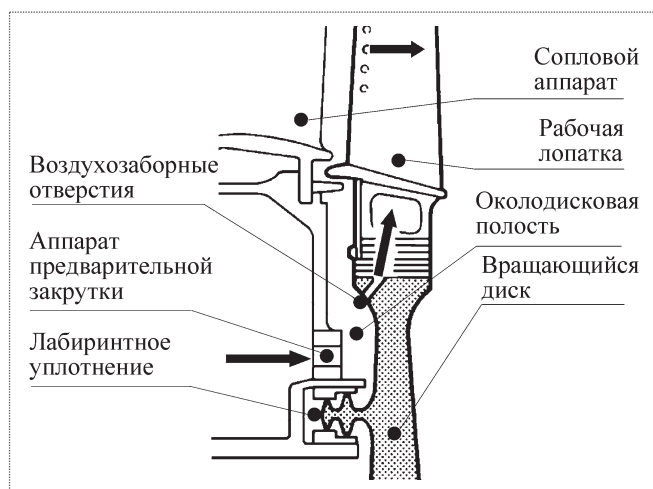


Рис. 1. Схема подачи охлаждающего воздуха к рабочим лопаткам турбины авиационного ГТД

как показывает анализ [5], невозможно без проведения специальных экспериментальных исследований [6]. Целью данной работы является аналитическое решение задачи течения воздуха между вращающимся диском и неподвижной стенкой с использованием известных экспериментальных данных.

Рассмотрим уравнение момента импульсов для потока в пространстве между вращающимся диском и неподвижной стенкой в проекции на тангенциальное направление.

Для кольцевого слоя толщиной  $dr$ , расположенного на радиусе  $r$ , имеем

$$d \left( r \int_0^s 2\pi r \rho V_r V_u dz \right) = 2\pi r^2 (\tau_{u\text{д}} - \tau_{u\text{ст}}) dr, \quad (1)$$

где  $\rho$  — плотность воздуха;  $V$  — скорость воздуха (с индексом  $r$  — в радиальном направлении, с индексом  $u$  — в окружном);  $z$  — координата вдоль оси вращения диска;  $s$  — расстояние между диском и стенкой;  $\tau_u$  — касательное напряжение в окружном направлении (с индексом  $д$  — на поверхности диска, с индексом  $ст$  — на стенке).

Для упрощения, под величиной  $V_u$  будем понимать некоторую среднюю окружную составляющую скорости, независимую от координаты  $z$ , тогда

$$\int_0^s 2\pi r \rho V_r V_u dz = V_u \int_0^s 2\pi r \rho V_r dz = V_u G, \quad (2)$$

где  $G$  — массовый расход воздуха в зазоре между диском и стенкой вдоль радиуса.

Касательные напряжения будем определять по относительной скорости, т.е.

$$\tau_{u\text{д}} = \xi_{\text{д}} \frac{\rho(\omega r - V_u)^2}{2}, \quad \tau_{u\text{ст}} = \xi_{\text{ст}} \frac{\rho V_u^2}{2}, \quad (3)$$

где  $\xi_{\text{д}}$ ,  $\xi_{\text{ст}}$  — коэффициенты трения на поверхности диска и стенки соответственно;  $\omega$  — угловая скорость диска.

Учитывая (2) и (3), а также вводя обозначение  $\bar{\xi} = \xi_{\text{д}} / \xi_{\text{ст}}$ , уравнению (1) можно придать вид

$$\frac{G}{\pi r} \frac{d}{dr} (r V_u) = r^2 \xi_{\text{ст}} \left[ \bar{\xi} \left( \frac{\omega r}{V_u} - 1 \right)^2 - 1 \right] V_u^2. \quad (4)$$

Последнее уравнение является уравнением Риккати, аналитическое решение которого возможно, как известно, только в частных случаях, и то лишь с использованием специальных функций [5] или степенных рядов [4]. В допущении  $\bar{\xi} = 1$  решение уравнения (4) сведено А.А. Ломакиным к квадратуре, разрешаемой численно [7]. Однако такое допущение, по-видимому, нельзя считать приемлемым. Об этом свидетельствуют опытные результаты В.С. Седач [7], согласно которым окружная скорость воздуха в середине зазора между вращающимся диском и неподвижным корпусом при отсутствии расхода воздуха через зазор составляет примерно 0,4 от скорости вращения диска, что указывает на отсутствие равномерности между  $\xi_{\text{д}}$  и  $\xi_{\text{ст}}$ . Действительно, при  $G = 0$  согласно (4) имеет место

$$\bar{\xi} \left( \frac{\omega r}{V_u} - 1 \right)^2 - 1 = 0, \text{ откуда } \frac{V_u}{\omega r} = \frac{\sqrt{\bar{\xi}}}{1 + \sqrt{\bar{\xi}}},$$

что при  $V_u / (\omega r) = 0,4$  дает 0,445.

Таким образом, для получения достоверного результата следует решать уравнение (4), используя реальные значения  $\bar{\xi}$  и  $\xi_{\text{ст}}$ . В свете сказанного выше поиск аналитического решения уравнения (4) представляется нецелесообразным, разумнее обратиться к численным методам решения обыкновенных дифференциальных уравнений.

Введением безразмерных параметров  $\bar{V}_u = V_u / (\omega r)$  и  $\bar{r} = r / R$ , где  $R$  — периферийный радиус диска, уравнение (4) преобразуется к виду

$$\frac{d\bar{V}_u}{d\bar{r}} = \beta(\bar{\xi} - 1) \bar{r}^2 \bar{V}_u^2 - 2 \left( \frac{1}{\bar{r}} + \beta \bar{\xi} \bar{r}^2 \right) \bar{V}_u + \beta \bar{\xi} \bar{r}^2, \quad (5)$$

где коэффициент  $\beta = \xi_{\text{ст}} \pi R^2 \omega \rho / G$  при центростремительном течении в соответствии с (2) принимается отрицательным.

Согласно (5) при  $\beta = 0$  ( $\xi_{\text{ст}} \rightarrow 0$  или  $G \rightarrow \infty$ ) имеем  $\frac{d\bar{V}_u}{d\bar{r}} = -\frac{2}{\bar{r}} \bar{V}_u$ , тогда  $\bar{V}_u \bar{r}^2 = \text{const}$ , т.е.  $V_u r = \text{const}$ . Условие  $\beta \rightarrow \infty$  ( $\xi_{\text{ст}} \rightarrow \infty$  или  $G \rightarrow 0$ ) дает  $\bar{V}_u^2 (\bar{\xi} - 1) - 2\bar{V}_u \bar{\xi} + \bar{\xi} = 0$ , т.е.  $\bar{V}_u = 1/2$  при  $\bar{\xi} = 1$ , но  $\bar{V}_u = 0$  при  $\bar{\xi} = 0$  (абсолютно гладкий диск), а при  $\bar{\xi} \rightarrow \infty$  ( $\xi_d \rightarrow \infty$ ) имеет место  $\bar{V}_u = 1$ .

Рассмотрим уравнение импульсов в проекции на радиальное направление.

В предположении независимости давления  $p$  и радиальной составляющей скорости  $V_r$  от координаты  $z$  приращение полного импульса вдоль радиуса под действием центробежных сил и силы трения можем выразить в виде

$$d(GV_r) + 2\pi r s dp = 2\pi r s \rho \frac{V_u^2}{r} dr - \xi_r (2\pi r) \rho V_r^2 dr, \quad (6)$$

где  $\xi_r$  — коэффициент трения, определяющий касательное напряжение в радиальном направлении на диске и стенке.

С учетом выражения  $G = 2\pi r s \rho V_r$ , согласно которому (в допущении  $\rho = \text{const}$ ,  $rV_r = \text{const}$  и, следовательно,  $d(rV_r) = rV_r$ ) уравнению (6) можем придать вид

$$dp = -\rho V_r dV_r + \rho \frac{V_u^2}{r} dr - \xi_r \rho \frac{V_r^2}{s} dr. \quad (7)$$

Согласно (7) воздействие на радиальный градиент давления различных факторов (диффузность, центробежные силы и трение) происходит независимо между собой.

Выполнив интегрирование (7) при условии  $rV_r = \text{const}$ , можем получить выражение для коэффициента давления в виде

$$\bar{p} = \frac{p - p_1}{\rho \omega^2 R^2 / 2} = 2 \int_{\bar{r}_1}^{\bar{r}} \bar{V}_u^2 \bar{r} d\bar{r} + \frac{V_{r_1}^2}{\omega^2 R^2} \left( 1 - \frac{\bar{r}_1^2}{\bar{r}^2} \right) - 2\xi_r \frac{V_{r_1}^2}{\omega^2 R^2} \frac{\bar{r}_1}{s/R} \left( 1 - \frac{\bar{r}_1}{\bar{r}} \right), \quad (8)$$

где индексом 1 отмечены параметры на начальном радиусе (радиус начала радиального течения — радиус впуска воздуха в зазор между диском и стенкой).

Для предельного случая  $\beta \rightarrow \infty$  ( $V_r = 0$ ) имеем:  $\bar{p} = 0$  при  $\bar{\xi} = 0$ ;  $\bar{p} = \frac{1}{4}(\bar{r}^2 - \bar{r}_1^2)$  при  $\bar{\xi} = 1$ ;  $\bar{p} = (\bar{r}^2 - \bar{r}_1^2)$  при  $\bar{\xi} \rightarrow \infty$  ( $\xi_d \rightarrow \infty$ ).

Осевая сила, действующая на диск между радиусом втулки  $r_b$  и периферии диска  $r_n$ , определится интегралом

$$F = \int_{r_b}^{r_n} p 2\pi r dr,$$

где

$$p = \bar{p} \rho \frac{\omega^2 R^2}{2} + p_1,$$

или в безразмерной форме

$$\bar{F} = \bar{P}_1 (\bar{r}_n^2 - \bar{r}_b^2) + 2 \int_{\bar{r}_b}^{\bar{r}_n} \bar{p} \bar{r} d\bar{r}, \quad (9)$$

где

$$\bar{F} = \frac{F}{\pi R^2 \rho \omega^2 R^2 / 2}, \quad \bar{P}_1 = \frac{P_1}{\rho \omega^2 R^2 / 2}.$$

Для задания коэффициентов трения можно воспользоваться известными экспериментальными данными для турбулентного взаимодействия воздуха вблизи вращающегося диска [8].

Для коэффициента сопротивления вращающегося диска в кожухе имеем

$$C_M = 0,0622 \text{Re}^{-0,2}; \quad (10)$$

для свободного вращения

$$C_M = 0,146 \text{Re}^{-0,2}, \quad (11)$$

где  $C_M = 2M / \left( \frac{\rho}{2} \omega^2 R^5 \right)$ ;  $2M$  — момент сопротивления при двухстороннем смачивании диска.

Сопоставляя выражение для  $C_M$  с выражением (3) для  $\tau_{\text{уд}}$ , приходим к выводу, что

$$\xi_d = C_M / (4\pi). \quad (12)$$

Коэффициент радиального трения  $\xi_r$ , по-видимому, можно назначить по аналогии с течением в трубе. Однако ввиду малых значений радиальной скорости  $V_r$  для условий течения в турбомашинах можно положить  $\xi_r = 0$ .

Величину  $\bar{\xi}$  можно оценить на основании (4) по формуле

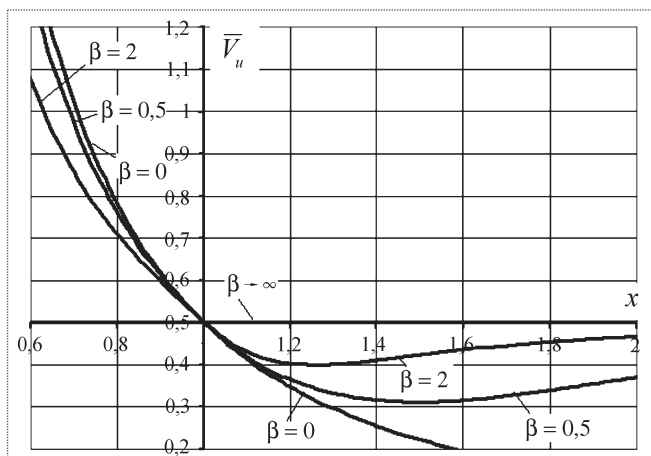


Рис. 2. Распределение относительной закрутки по радиусу течения между вращающимся диском и стенкой при  $\xi = 1, \bar{V}_{u1} = 0,5$

$$\bar{\xi} = \bar{V}_{u\text{cp}}^2 / (1 - \bar{V}_{u\text{cp}})^2, \quad (13)$$

определяя отношение  $V_u$  к  $r$  в середине зазора  $\bar{V}_{u\text{cp}}$  по эмпирической формуле К.П. Селезнева [9]

$$\bar{V}_{u\text{cp}} = 0,338(s/R)^{-0,1}. \quad (14)$$

По представленным выше формулам были проведены расчеты. Для удобства сравнения полученных результатов под величиной  $R$  в формулах (5)–(9) подразумевался не периферийный радиус диска, а радиус ввода воздуха в зазор между стенкой и диском  $r_1$ , что предполагает замену в уравнениях (5), (8), (9) параметра  $\bar{r} = r/R$  на параметр  $x = r/r_1$ . Кроме того, на графиках коэффициенты давления и безразмерной осевой силы указаны величинами, зависящими только от вращения воздуха в зазоре, т.е.

$$\bar{P}'_u = \frac{p - p_1}{\rho \omega r_1^2 / 2} = 2 \int_1^x \bar{V}_u^2 x dx, \quad \bar{P}''_u = \frac{p}{\rho \omega r^2 / 2} = \frac{\bar{P}'_u}{x^2}; \quad (15)$$

$$\bar{F}'_u = \frac{F_u}{\pi r_1^2 \rho \omega^2 r_1 / 2} = 2 \int_{x_n}^{x_b} \bar{P}'_u x dx, \quad (16)$$

причем  $x_b = 1$  и  $x_n = x$  при центробежном течении и  $x_b = x$ ,  $x_n = 1$  при центростремительном течении.

Величины  $\bar{V}_u$ ,  $\bar{P}''_u$  и  $\bar{F}'_u$  определялись путем численного интегрирования соответствующих уравнений (5), (15) и (16). Для решения обыкновенного дифференциального уравнения 1-го порядка (5) использовался метод Рунге–Кутты. Необходимое, для определенности, начальное условие задавалось в виде  $\bar{V}_{u1} = \bar{V}_u(x_1)$ , т.е.

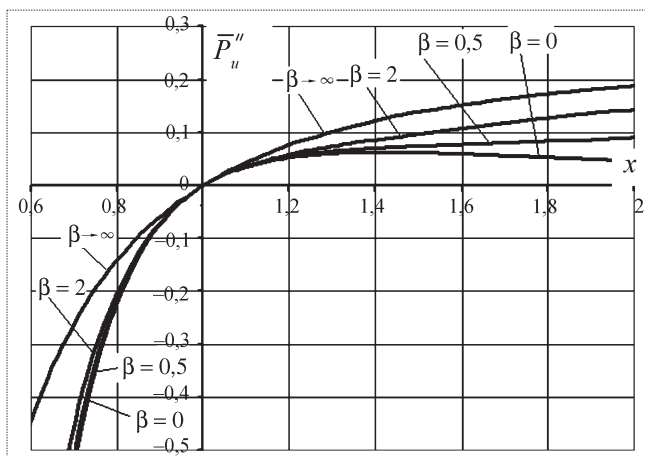


Рис. 3. Распределение коэффициента давления по радиусу течения между вращающимся диском и стенкой при  $\xi = 1, \bar{V}_{u1} = 0,5$

величиной относительной закрутки, которой обладал воздух при вводе в зазор ( $x_1 = 1$ ).

На рис. 2–4 приведены результаты расчета для условий  $\xi = 1$  и  $\bar{V}_{u1} = 0,5$ , в случае определения  $\bar{F}'_u$  (рис. 4) также рассмотрен случай  $\bar{V}_{u1} = 1$ . Параметры течения  $\bar{V}_u$ ,  $\bar{P}''_u$  и  $\bar{F}'_u$  представлены в виде функций безразмерного радиуса  $x$ , при этом: радиусу ввода воздуха в зазор соответствует  $x = 1$ , центробежному течению –  $x > 1$ , центростремительному течению –  $x < 1$ .

Для данного случая ( $\xi = 1$ ) для предельных значений  $\beta$  интегрирование дифференциальных уравнений можно свести к решению алгебраических уравнений: при  $\beta = 0$  согласно (5)  $\bar{V}_u = \bar{V}_{u1} / x^2$  и согласно (15), (16)

$$\bar{P}''_u = \bar{V}_{u1}^2 \left( 1 - \frac{1}{x^2} \right) / x^2, \quad \bar{F}'_u = \pm \bar{V}_{u1}^2 (x^2 - 1 - \ln x^2);$$

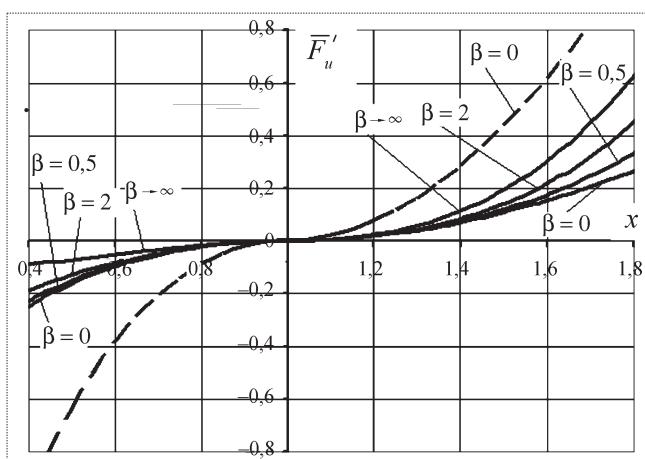


Рис. 4. Распределение коэффициента осевой силы по радиусу течения между вращающимся диском и стенкой при  $\xi = 1$ :

—  $\bar{V}_{u1} = 0,5$ ; - - -  $\bar{V}_{u1} = 1$

при  $\beta \rightarrow \infty$  согласно (5)  $\bar{V}_u = 0,5$  и согласно (15), (16)

$$\bar{P}_u'' = 0,25(x^2 - 1)/x^2, \quad \bar{F}_u' = \pm 0,125(x^4 - 2x^2 + 1)$$

(знак "+" соответствует центробежному течению, знак "-" — центростремительному).

На основании рис. 2–4 можно сделать вывод, что в реальных условиях ( $\beta > 0$ ) предварительная закрутка вводимого в зазор воздуха сказывается на распределении давления в зазоре лишь вблизи радиуса ввода этого воздуха ( $x = 1,2 \dots 1,3$ ) и слабо отражается (на этом же участке) на величине осевой силы.

Изложенная методика позволяет достаточно быстро и точно определять параметры течения в зазоре между вращающимся диском и неподвижной стенкой (в околodисковых полостях ГТД), если известны начальные условия течения и обоснованно заданы коэффициенты потерь в элементах околodисковой полости.

Наибольший практический интерес представляет применение данной методики для расчета параметров системы подачи охлаждающего воздуха к рабочим лопаткам турбины высокого давления, т.е. параметров радиального течения закрученного потока воздуха, движущегося от аппарата предварительной закрутки к воздухозаборным отверстиям в диске (см. рис. 1). При этом удастся определить не только параметры, важные с точки зрения функционирования системы охлаждения (величина относительной закрутки и давления воздуха на различных радиусах кольцевой полости между вращающимся диском и элементом статора

турбины), но и осевую силу, действующую на диск турбины, что очень важно для расчета суммарной осевой силы, действующей на ротор ГТД.

#### Абстрактная информация

1. Головин В.А., Кочевский Н.Н., Бирюков А.Н., Огненко В.А. К расчету закрутки потока у вращающегося диска при радиальном течении // Энергомашиностроение, 1989. № 1. С. 18–20.
2. Халатов А.А., Гойхенберг М.М., Менделеева Т.В. Динамика предварительно закрученного газового потока в междисковом зазоре в случае безлопаточного вращающегося диффузора // Промышленная теплотехника, 1992. Т. 14. № 4–5. С. 43–48.
3. Морс А.П. Численный расчет турбулентного течения во вращающихся полостях // Современное машиностроение, 1989. № 4. С. 129–141.
4. Цаплин М.И. Течение среды в зазоре между вращающимся диском и неподвижной ограничивающей стенкой // Инженерно-физический журнал. 1974. Т. 26. № 4. С. 611–617.
5. Богомолов Е.Н. О центростремительном течении газа в зазоре между вращающимися дисками // Известия вузов. Авиационная техника. 1965. № 3. С. 59–70.
6. Богомолов Е.Н. Рабочие процессы в охлаждаемых турбинах газотурбинных двигателей с перфорированными лопатками. М.: Машиностроение. 1987. 158 с.
7. Дорфман Л.А. Гидродинамическое сопротивление и теплоотдача вращающихся тел. М.: ГИФМЛ, 1960. 260 с.
8. Шлихтинг Г. Теория пограничного слоя. М.: Наука, 1969. 744 с.
9. Цаплин М.И. Исследование течения в зазоре между неподвижной стенкой и вращающимся диском // Энергомашиностроение, 1967. № 8. С. 15–18.



ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ

### КОМПАНИЯ "СУХОЙ" ПРИЗНАНА ИННОВАЦИОННЫМ ЛИДЕРОМ РОССИИ

Авиационная холдинговая компания (АХК) "Сухой" по итогам работы в 2008 г. признана "Инновационным промышленным лидером России". Как сообщает пресс-служба компании "Сухой", титул "Инновационного промышленного лидера России" присвоен фирме "Промышленным еженедельником". Так отмечены заслуги компании в области инноваций и освоении производства новых продуктов. В прошлом году АХК "Сухой" приступила к летным испытаниям истребителя Су-35 и пассажирского регионального самолета "Сухой Суперджет 100" (SSJ-100). В стадию практической реализации перешла программа создания истребителя пятого поколения.

АХК "Сухой", по версии журнала "Взлет", признана также "Компанией года" российского авиапрома. "Человеком года", по оценке журнала, стал глава холдинга Михаил Погосян. Компания "Сухой" также победила в номинациях "Новинка года" с проектами SSJ-100, Су-35 и "Проект года" с программой создания главного перспективного проекта отечественной боевой авиации — авиакомплекса пятого поколения.

"Контрактом года" названа подготовка российско-индийского контракта о совместной разработке и производстве самолета пятого поколения, непосредственными исполнителями которого являются компании "Сухой" и Hindustan Aeronautics Limited (Индия). В список лучших предприятий отрасли вошло предприятие холдинга КнААПО (Комсомольск-на-Амуре).

Вестник Интерфакс — АВН № 6 (384), 2009 г.



**ТОЧИЛИН**  
Олег Валерьевич —  
доцент Международной ака-  
демии управления и бизне-  
са, кандидат экон. наук

## Создание интегрированных систем управления (ИСУ) на авиапредприятиях

**О.В. Точилин**

*Рассмотрены особенности информационного менеджмента управления инновационными проектами, приведен анализ основных составляющих, последовательность и основные принципы построения ИСУ на российских авиационных предприятиях. Показано, что внедрение ИСУ создаст предпосылки для качественного улучшения процесса управленческого планирования и контроля деятельности компании со стороны руководства высшего и среднего звена; обеспечит должное представление о результатах деятельности компании зарубежным партнерам и, тем самым, окажет положительный эффект в сфере расширения сотрудничества с их предприятиями и организациями.*

**Ключевые слова:** информационный менеджмент; интегрированная система управления; бизнес-процесс.

### **O.V. Tochilin. MICS Introduction In Corporate Practice**

*The article highlights the features of information control over innovative projects, analyzing procedures, sequence and main principles of manufacturing information and control system's introduction into corporate practice of Russia's aircraft companies. It proves that MICS can create opportunities for quality improvements in business planning and operational control by top and medium managers, as well as will ensure better presentation of company results to foreign partners, thus facilitating their extensive cooperation.*

**Key words:** information and control system's; business process.

**В**ажность внедрения интегрированной системы управления (ИСУ) на крупных авиапредприятиях России обусловлена рядом существенных обстоятельств.

1. Для большинства крупных российских авиационных компаний характерны:

- достаточно сложная система распределения полномочий между головной компанией и производственными подразделениями, дочерними и зависимыми предприятиями, т.е. разделение показателей хозяйственной деятельности на планируемые из центра (дирекции, управляющей компании холдинга) и определяемые на местах;
- многообразие товарно-материальных и финансовых потоков, определяемое наличием элементов вертикальной (по стадиям технологического цикла) и горизонтальной (региональное и дивизиональное разделение труда) интеграции;
- многообразие видов деятельности (производство, услуги, торговля, строительство) и, как следствие, необходимость дополнительного разграничения по видам деятельности в системе управленческого учета и планирования;
- усложненная система контроля и стимулирования деятельности подразделений, которая в идеале должна охватывать все факторы хозяйственной деятельности, контролируемые подразделениями, и обеспечивать унификацию (т.е. равенство стимулирования за одинаковый вклад в финансовые результаты компании различных подразделений);
- различный характер производственных процессов по различным видам деятельности и, как следствие, различные способы учета затрат и финансовых результатов (так, в рамках одной компании одновременно могут иметь место попроцессный, попередельный и позаказный метод учета в зависимости от вида деятельности);
- недостаточное качество информационного обеспечения процесса принятия управленческих решений (недостаточная полнота, достоверность и оперативность получения данных менеджерами всех уровней управления);
- недостаточная регламентированность документооборота и, как следствие, снижение эффективности систем учета и контроля деятельности компании.

Все названные факторы являются компонентами единой системы формализованного (количественного) планирования, сути бюджетирования. Внедрение оптимальной системы бюджетирования позволит связать отдельные аспекты хозяйственной деятельности компании в единую хозяйственную политику, оптимальную с точки зрения совокупного воздействия на финансовые результаты.

2. В настоящее время большинство крупных российских авиастроительных компаний активно сотрудничают с зарубежными партнерами в производственной и финансовой сфере. Одним из условий продолжения широкомасштабного сотрудничества с этими партнерами является ведение учета в соответствии с нормами GAAP в целях удовлетворения требований зарубежных акционеров, кредиторов и других участников инновационных проектов. Внедрение интегрированной системы управления позволит авиационной корпорации эффективно решить данную задачу, так как ИСУ основывается на новейших разработках в области управленческого планирования и информационных технологий, применяемых крупными компаниями Западной Европы и США. Одной из основных предпосылок ИСУ является ведение управленческого и финансового документооборота в соответствии с международными нормами учета и отчетности.

Таким образом, внедрение интегрированной системы управления в российских авиапромышленных компаниях:

- создаст предпосылки для качественного улучшения процесса управленческого планирования и контроля деятельности компании со стороны руководства высшего и среднего звена;
- обеспечит должное представление о результатах деятельности компании зарубежными партнерами и, тем самым, окажет положительный эффект в сфере расширения сотрудничества с их предприятиями и организациями.

**Интегрированная система управления авиационной компании основывается на следующих принципах:**

1. Использование модели оптимального бюджетирования в качестве аналитического блока ИСУ.

Применение модели оптимального бюджетирования является основой ИСУ как программно-аналитического продукта последнего поколения. В отличие от традиционных систем управления, ИСУ, основанная на модели оптимального бюджетирования, позволяет решать ряд крайне актуальных для деятельности любого крупного авиационного предприятия проблем учета, планирования и осуществления хозяйственной деятельности.

2. Построение программно-технического блока системы на базе одного из существующих на рынке стандартных пакетов полной функциональности.

Объединение системы оптимального бюджетирования с существующими полнофункциональными продуктами позволит использовать наиболее сильные стороны каждой системы:

быстродействие совершения операций и детальное информационное обеспечение с помощью существующих на рынке программных продуктов;

системность методологии оптимального бюджетирования и качественно новый уровень эффективности принятия управленческих решений, что позволит резко улучшить финансовую, учетную, контрольную и планово-аналитическую деятельность в компании.

3. Внедрение систем управленческого и финансового планирования по принципу "сверху вниз" (т.е. от управляющей компании к дочерним предприятиям).

Холдинговая структура крупной российской авиастроительной компании обычно носит "зонтичный характер", т.е. предполагает существование управляющей компании (холдинга) и ряда дочерних предприятий. Как правило, управляющая компания является центром аккумуляции прибыли всего холдинга, что позволяет проводить и единую информационную политику. Дочерние предприятия в этих условиях работают в режиме простого производства, т.е. покрывают расходы, связанные с осуществлением текущей деятельности.

Существуют два подхода к построению единой системы управленческого и финансового учета и планирования компании [3]:

первый — "сверху вниз". Система управления строится на уровне головной компании (холдинга) и постепенно (детализируется) на уровень дочерних предприятий;

второй — "снизу вверх". Система управления строится на уровне отдельных фрагментов холдинга (например, на ряде дочерних предприятий и ОКБ) и в дальнейшем интегрируется на уровне холдинга.

Как показывает мировой опыт, второй вариант является более затратным и, соответственно, менее эффективным по следующим причинам:

при втором варианте проведение эффективной единой хозяйственной политики компании возможно только после полной интеграции системы управления, что предполагает охват ИСУ всех подразделений и предприятий холдинга. Это происходит потому, что выработка с помощью инструментария ИСУ политики, эффективной в рамках отдельно взятого предприятия, вовсе не означает эффективность данной политики для компании в целом;

интеграция является не просто сложением систем ИСУ, внедренных на отдельно взятых предприятиях

холдинга. Планирование на уровне холдинга предполагает новое качество управления. Соответственно, в результате интеграции значительная часть первоначальных затрат по разработке и внедрению ИСУ на отдельных предприятиях может оказаться неэффективной, что означает понесение убытков компаниями.

Этих проблем удастся избежать при построении системы ИСУ по принципу "сверху вниз", т.е. при первоначальной перестройке системы управления на уровне головной компании и постепенном охвате дочерних и зависимых предприятий.

Проект по разработке и внедрению ИСУ на авиационной компании, как правило, делится на три фазы:

обследование компании; проектирование; ввод в действие.

На первой фазе взаимодействия (обследование) проводится сбор данных и анализ деятельности авиационной компании (корпоративного центра и согласованного набора типовых структурных подразделений), строится модель бизнес-процессов "как есть", определяются основные элементы системы и технологии управления, вырабатывается видение будущей ИСУ, строится модель бизнес-процессов "как должно быть", определяются требования к будущей системе. На основе этих требований вырабатывается концепция развития ИСУ: этапы создания ИСУ, их содержание, способы адаптации действующих автоматизированных систем управления, модель внедрения (разработка заказной системы либо адаптация готового программного пакета, либо гибридная модель — часть системы разрабатывается на заказ, часть охватывается готовым пакетом). Последующие конкретные шаги по совершенствованию системы управления компанией могут быть определены по окончании первой фазы взаимодействия, когда будет проведено исследование бизнеса авиационной компании, определены и согласованы пути реорганизации системы управления и пути развития информационных технологий.

Эскизный проект создается на основе технического задания (ТЗ), он укрупненно описывает управленческие и информационные взаимосвязи в системе. После согласования эскизного проекта можно начинать детальное проектирование и внедрение выделенных подсистем (по бизнес-процессам и/или подразделениям) с целью сокращения сроков получения реальной отдачи от внедряемых технологий. В соответствии с согласованной очередностью внедрения разрабатываются детальные ТЗ на подсистемы и проводятся работы по внедрению подсистем вплоть до завершения опытной эксплуатации.

Основная работа, необходимая для разработки технического задания, будет проведена при выборе системы; на этом этапе необходимо окончательно согласо-

вать и утвердить детали, касающиеся подсистем. На каждую подсистему оформляется и утверждается ТЗ, которое определяет порядок создания и требования к подсистеме.

Пробное внедрение предлагаемой технологии управления проводится в ручном режиме по выбранным направлениям деятельности. По результатам опробования производятся необходимые изменения.

Техническое проектирование отборной подсистемы осуществляется в соответствии с утвержденным техническим заданием. На стадии проектирования по подсистемам проводится пробное моделирование бизнес-процессов и строится пробная модель бизнес-процессов будущей системы управления. Технический проект подробно описывает рабочие места ИСУ, выполняемые на них бизнес-операции, соответствующие им проводки, структуры обрабатываемых баз данных, взаимосвязи данных и алгоритмы их обработки. Технический проект должен включать данные об объемах и интенсивности потоков обрабатываемой информации, числе пользователей ИСУ и характеристиках требуемого оборудования и программного обеспечения.

На данном этапе проводится реализация/настройка программного продукта, осуществляется работа по созданию дополнительных моделей в соответствии с техническим проектом, например, реализация модулей сопряжения системы управления технологическими процессами, создание конвертеров, позволяющих преобразовать нормативно-справочную информацию и другие хранимые данные из существующей системы в требуемый формат. С самого начала работ на настройке/реализации интегрированной системы управления проводится обучение проектной группы заказчика, которая впоследствии будет сопровождать создаваемую систему.

Пробные пусконаладочные работы проводят на стендовом (обособленном) оборудовании с тем, чтобы не мешать текущему процессу управления. Для выполнения пробных пусконаладочных работ от компании назначают освобожденную группу, состоящую из квалифицированных работников, которые освобождаются от текущей производственной нагрузки. Освобожденная группа в дальнейшем участвует в обучении остальных сотрудников и распространении настроенного пакета по всем рабочим местам. В целом процесс выполнения работ включает следующие этапы: обучение освобожденной группы; техническая настройка типовых рабочих мест; пробная конвертация данных и дополнительные работы; пробный ввод в действие.

Основной задачей этапа опытной эксплуатации является доводка настроенного при пробных работах пакета модулей и распространение его по всем рабочим местам компании. Основные пусконаладочные работы включают следующие стадии: обучение пользователей рабочих мест; доводка технической настройки

на рабочих местах; промышленная конвертация данных, проведение опытной эксплуатации.

По результатам опытной эксплуатации составляется акт о сдаче ИСУ в промышленную эксплуатацию. На этом проект внедрения ИСУ на авиационном предприятии, как правило, считается завершенным. В дальнейшем в течение нескольких месяцев производится поддержка эксплуатации ИСУ силами собственных и приглашенных специалистов до тех пор, пока интегрированная система не станет рутинной практикой управленческих служб предприятия.

Приведем пример создания ИСУ на одном из авиационных предприятий. Стратегическая цель создания информационной системы управления авиапредприятия — повысить производительность, эффективность и качественные характеристики процессов управления предприятием за счет внедрения и использования системы управления, основанной на верифицированных технологиях управления жизненным циклом ЛА и интегрируемой в информационную, процессную и технологическую среду управления фирмы. По результатам тендера специалисты авиапредприятия выбрали решение на основе программного продукта Oracle E-Business Suite. Безусловно, в России есть целый класс предприятий, которые даже при сильном износе фондов способны выдерживать конкуренцию на рынке, выпуская востребованную продукцию благодаря опережающему технологическому заделу, созданному в советский период (в основном это предприятия ВПК). Но жесткие условия рынка диктуют предприятиям главное требование обеспечения их конкурентоспособности: предлагать потребителям продукцию высокого качества в короткие сроки. Чтобы решить эту задачу, предприятия вынуждены переходить к новым методам управления, соответствующим наступившей эпохе информации, используя для этого современные ERP-системы — базовые системы информационного менеджмента авиационного предприятия. Унификация подходов к организации информационно-технологической поддержки бизнеса — к описанию бизнес-процессов и принципам интеграции различных приложений — была одной из главных задач проекта по внедрению ERP-системы на авиационном предприятии. Ее важнейшие системообразующие факторы: единая система нормативно-справочной информации (НСИ), единый принцип и технология описания бизнес-процессов и интеграции унаследованных и внедряемых функциональных подсистем, единый принцип и технология разработки и сопровождения создаваемых подсистем и приложений. Также требовалось осуществить единый принцип доступа пользователей к корпоративной информации, единую систему ключевых показателей, единую систему поддержки принятия решений.

Для того, чтобы решать противоречащие друг другу задачи снижения издержек и повышения качества продукции, менеджеры авиационных предприятий могут

использовать целый ряд концепций, моделей и методов управления, выработанных в результате развития мировой практики управления. Наиболее интересные среди них — всеобщий менеджмент качества (TQM) и "бережливое производство" (Lean Manufacturing). Идеи TQM заключались в переносе управленческого аспекта с машин на людей и на бизнес-процессы, включая процессы взаимодействия поставщиков и потребителей. Благодаря этой методологии пришло осознание бизнеса как процесса достижения справедливо сбалансированных целей и интересов всех заинтересованных сторон (владельцев, менеджеров, сотрудников, потребителей и общества). Подход, получивший название "бережливое производство", ориентирован на борьбу с потерями всех видов и во всех сферах деятельности предприятий. Реализация принципов "бережливого производства" влечет за собой определенные нововведения в организации бизнеса, например, командную работу, интенсивный открытый обмен информацией, эффективное совместное использование ресурсов и четкий контроль всех потерь. Важно то, что для реализации всех принципов "бережливого производства" необходимо наличие отлаженного информационного потока. В целом концепция "бережливого производства" тесно связана с управлением предприятием на основе методологии MRP II и теории ограничений, используемых при создании ERP-систем, которые действительно помогают вывести авиапредприятия на новый уровень конкурентоспособности.

От ИСУ авиационного предприятия ожидается ускорение возврата инвестиций в НИОКР за счет снижения затрат и времени разработки изделия, а также последующей максимизации экономического эффекта на других стадиях жизненного цикла. Как показывает практика, управление жизненным циклом ЛА, включая послепродажное обслуживание, сервис и ремонт произведенной продукции, успешно обеспечивают современные ERP-системы. Информация о составе изделия передается в них из специализированных систем конструкторско-технологического проектирования CAD/CAM/CAE. Затем эта информация используется для управления производством, планирования, финансовых расчетов и т.д. Крупные ERP-системы имеют в своем арсенале еще и средства для отслеживания местонахождения изделий, переданных в эксплуатацию, планирования и исполнения сервисных и ремонтных работ (включая составление и отслеживание графиков проведения работ, изготовления и поставки запасных частей, а также историю проведения всех работ). А специальные решения, созданные для управления сложными, в том числе капитальными, ремонтами и техобслуживанием, позволяют управлять производственным процессом ремонтных подразделений и предприятий аэрокосмической и оборонной промышленности [4].

В настоящее время российские авиастроительные предприятия переживают переход от традиционных методов управления так называемой "индустриальной эпохи" к современным методам управления "эпохи информации". Новые отношения привели к устареванию многих фундаментальных положений конкуренции, сформировавшихся в индустриальную эпоху. Способность предприятия мобилизовать и эффективно эксплуатировать свои материальные и нематериальные активы становится в эпоху информации такой же важной, как инвестиции и управление активами. При этом на первое место выходит задача быстрого и четкого реагирования на запросы узкой группы потребителей, выдвигающей свои требования к выпускаемой продукции. Реализовать эту задачу можно, только если предприятие использует эффективную информационную систему планирования своей деятельности в соответствии с реальным потребительским спросом. К сожалению, как показывает практика внедрения ERP-систем на российских авиастроительных предприятиях, нигде не реализовано полнофункциональное управление производственным планированием. Одной из главных сложностей здесь зачастую оказывается несоответствие имеющейся на предприятии нормативно-справочной информации (НСИ) об изделиях требованиям ERP-системы. При этом используемая на предприятии НСИ содержит огромное количество наименований узлов и деталей, имеет довольно сложную иерархию. Хранится она, как правило, в разрозненных информационных системах, которые практически не интегрированы между собой, что создает серьезные барьеры для построения единого информационного пространства.

Решение задачи может быть достигнуто за счет создания единого хранилища информации (PDM) и интеграции ERP-системы с используемыми на авиапредприятиях системами конструкторско-технологической подготовки производства. А это потребует адекватной технической архитектуры ERP-системы с максимальным использованием технологических возможностей системы управления базой данных (СУБД). Например, бизнес-приложения Oracle используют функциональные и технологические возможности своих СУБД в полной мере, что в конечном итоге может значительно сократить совокупную стоимость владения информационной системой. Следующая задача, решаемая с помощью современных ERP-систем, — это управление незавершенным производством на уровне цехов и рабочих участков. Сокращение запасов в незавершенном производстве может привести к значительному сокращению издержек, а получение точных данных о фактической себестоимости произведенной продукции предоставляет дополнительные возможности для управления эффективностью деятельности предприятия [4].

Кроме того, российским авиастроительным предприятиям в наследство от советской экономической мо-

дели достались несовершенные структуры: на одном предприятии работают практически все основные типы производств. Современные расширенные ERP-системы имеют в своем составе функциональные подсистемы и модули, с помощью которых предприятия могут управлять всеми типами производств.

Обеспечение информационной безопасности — важнейшее требование предприятий ВПК к системам управления. Чтобы соответствовать этому критерию, все крупные международные ERP-системы, представленные в России, прошли соответствующую сертификацию в нашей стране и могут в полном объеме использоваться для обработки конфиденциальной информации. При этом следует учитывать, что, как правило, такие системы поставляются конечному пользователю с открытыми исходными программными кодами, что позволяет предприятиям дополнительно контролировать вопросы безопасности.

Единая интегрированная информационная система, построенная на авиапредприятии, создает единое информационное пространство для принятия оперативных и стратегических решений руководством предприятия. Управление эффективностью деятельности — одна из самых важных функций предприятия, успешно реализованная в ERP-системе. Среди ее инструментов — аналитические системы поддержки принятия решений для руководителей компании, система ежедневного бизнес-анализа (BI), система сбалансированных показателей деятельности (BSC), система корпоративного финансового планирования и бюджетирования и т.д. Внедряя ERP-систему, предприятие должно реально ощутить результаты не позднее чем через год после начала внедрения. Поэтому логично, решив часть задач и получив результат, в дальнейшем "погружать" ERP-систему все глубже в деятельность авиапредприятия. Наиболее гибкие ERP-системы позволяют реализовать поэтапное внедрение, при котором стоящие перед предприятием задачи решаются в соответствии с определенными приоритетами. При этом для каждого этапа определяется набор подсистем в зависимости от поставленных задач. Таким образом, например, из 170 модулей полнофункциональной системы Oracle предприятие всегда может выбрать нужные средства для автоматизации своих бизнес-процессов.

#### Автоматизация производства

1. Мазур И.И., Шапиро В.Д., Ольдерогге Н.Г. Управление проектами. М.: Высшая школа, 2001.
2. Экономика предприятия. / Под ред. О.И. Волкова. М.: Инфра, 2000.
3. Планирование на предприятии. / Под ред. А.И. Ильина. М.: Новое знание, 2000. В 2 т.
4. Калачанов В.Д., Рыбников А.И., Рыжко А.Л., Шилов А.К. Информационный менеджмент на предприятии. М.: Доброе слово, 2006.

# Выбор размера элемента приемника изображения оптико-электронного комплекса

**К.А. Занин, И.В. Москатиньев**

*Рассматривается методика предварительного выбора размера элемента приемника изображения (пикселя) для оптико-электронной системы. Приводится методика оценки разрешающей способности оптико-электронной космической системы наблюдения в зависимости от ее проектных параметров.*

**Ключевые слова:** элемент приемника изображения; выбор параметров; оптико-электронная космическая система наблюдения; зондирование Земли; конструктивные параметры; линейное разрешение; качество изображения; угловое разрешение; функция передачи модуляции.

**K.A. Zanin, I.V. Moskatiniyev. Nchoice Of A Picture Receiver Element For The Optical-Electronic System**

*Under examination are methods of a preliminary dimensions choice of a picture receiver element (pixel) for the optical-electronic system. There are given estimation methods for the resolution capacity of the optical-electronic space observation system depending on its designed parameters.*

**Key words:** picture receiver element; parameters choosing; optical-electronic space observation system; Earth sounding; designed parameter; linear resolution; picture quality; angular resolution; modulate transfer function.

**В** настоящее время важной проблемой является повышение качества изображения, получаемого с оптико-электронных комплексов (ОЭК) космических систем наблюдения (КСН). Основным критерием качества ОЭК является угловая или линейная разрешающая способность на местности [1, 5]. Улучшение разрешающей способности происходит за счет совершенствования ее составных частей — оптических и электронных элементов информационного тракта ОЭК, а также точностных характеристик системы стабилизации КА.

Для оптической системы (ОС) этот прогресс связан с увеличением апертуры, совершенствованием технологии производства, юстировки в полете и, следовательно, с достижением качества изображения, близкого к дифракционному пределу. В некоторых приемниках изображения совершенствование происходит в направлении снижения шумов накопления и считывания, повышения квантового выхода ячеек прибора с зарядовой связью (ПЗС). Одним из направлений совершенствования является миниатюризация размера пикселя приемника изображения.

На этапе синтеза КСН важно произвести обоснованный выбор проектных параметров ОЭК. Рассмотрим методику, позволяющую по совокупности реальных конструктивных параметров провести оценку максимальной пространственной частоты, которую может обнаружить приемник изображения совместно с оптической системой при заданных отношении сигнал/шум и контрасте наблюдаемого объекта.

**Модель информационного тракта оптико-электронного комплекса.** Свойства ОЭК передавать контраст изображения характеризует функция передачи модуляции (ФПМ) системы.

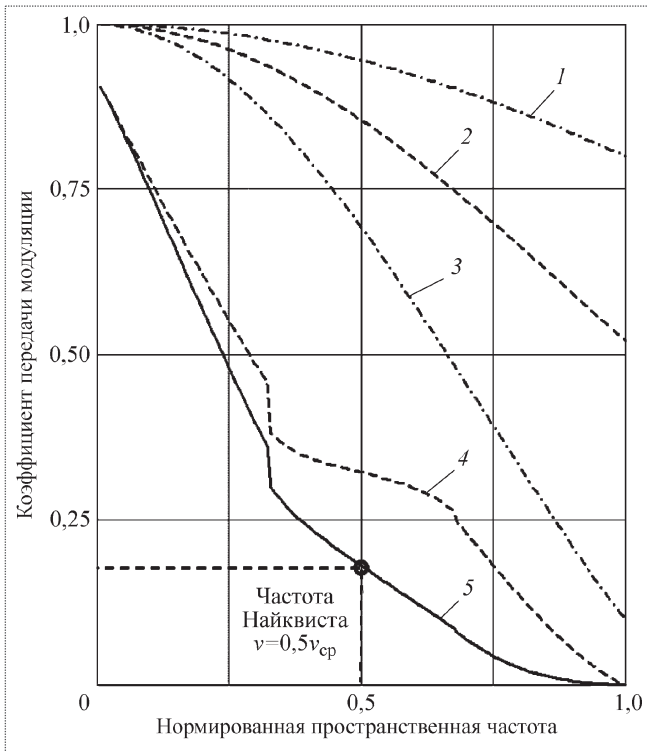
Представим ФПМ информационного тракта оптико-электронной системы в виде произведения ФПМ ее основных элементов [1–4]. Для удобства дальнейшего анализа аппроксимируем ФПМ некоторых элементов гауссовой кривой. Тогда ФПМ информационного тракта можно оценивать произведением элементов:



**ЗАНИН**  
Кирилл Анатольевич —  
ведущий научный сотрудник  
ФГУП "НПО  
им. С.А. Лавочкина",  
кандидат техн. наук



**МОСКАТИНЬЕВ**  
Иван Владимирович —  
начальник отделения  
ФГУП "НПО  
им. С.А. Лавочкина"



**Рис. 1.** Функции передачи модуляции основных элементов информационного тракта КСН:

1 — смаз изображения; 2 — дефокусировка; 3 — приемник изображения; 4 — оптическая система с центральным экранированием, равным 0,30; 5 — итоговая ФПМ тракта

$$T_{\text{ОЭК}}(v) = T_{\text{об}}(v)T_{\text{дф}}(v)T_{\text{ПЗС}}(v)T_{\text{с.с}}(v)T_{\text{сл}}(v)T_{\text{атм}}(v), \quad (1)$$

где  $T_{\text{об}}(v)$ ,  $T_{\text{дф}}(v)$ ,  $T_{\text{ПЗС}}(v)$ ,  $T_{\text{с.с}}(v)$ ,  $T_{\text{сл}}(v)$ ,  $T_{\text{атм}}(v)$  — функции передачи модуляции основных элементов информационного тракта:

ФПМ оптической системы с учетом центрального экранирования

$$T_{\text{об}}(v) = (A + B + C)(1 - \varepsilon_0^2); \quad (2)$$

ФПМ расфокусировки

$$T_{\text{дф}}(v) = 4 \left( \frac{J_1[\pi v l_{\text{дф}} (D_{\text{об}}/F_{\text{об}})]}{\pi v l_{\text{дф}} (D_{\text{об}}/F_{\text{об}})} \right)^2 \approx \exp \left( -2 \left( \frac{l_{\text{дф}}}{N} \right)^2 v^2 \right); \quad (3)$$

ФПМ приемника изображения

$$T_{\text{ПЗС}}(v) = \left| \frac{\sin(\pi v \delta)}{\pi v \delta} \right| \approx \exp(-2\delta_{\text{п}}^2 v^2); \quad (4)$$

ФПМ систематического смаза изображения

$$T_{\text{с.с}}(v) = \left| \frac{\sin(\pi v l_{\text{см}})}{\pi v l_{\text{см}}} \right| \approx \exp(-2l_{\text{с.с}}^2 v^2); \quad (5)$$

ФПМ случайного смаза изображения

$$T_{\text{сл}}(v) \approx \exp(-2\pi^2 \sigma_{\text{сл}}^2 f^2 v^2); \quad (6)$$

ФПМ турбулентности атмосферы

$$T_{\text{атм}}(v) \approx \exp(-2\pi^2 \sigma_{\text{атм}}^2 f^2 v^2). \quad (7)$$

В этих формулах приняты следующие обозначения:

$\lambda$  — длина волны;  $N$  — относительное фокусное расстояние ОС;  $f$  — фокусное расстояние ОС;  $\varepsilon_0$  — коэффициент линейного центрального экранирования;  $l_{\text{дф}}$  — линейное смещение фоточувствительной плоскости от плоскости наилучшей фокусировки, м;  $l_{\text{с.с}}$  — линейный смаз, м;  $\sigma_{\text{сл}}$  — среднеквадратичная угловая величина случайного смаза, рад;  $\sigma_{\text{атм}}$  — среднеквадратичная угловая величина турбулентности атмосферы, рад.

На рис. 1 приводятся ФПМ элементов информационного тракта, а также его итоговая ФПМ. На рис. 1 ФПМ для наглядности приведена в зависимости от нормированной пространственной частоты (частоты, отнесенной к максимальной частоте среза ОС):

$$v_n = \frac{v}{v_{\text{ср}}} = v\lambda N. \quad (8)$$

Перемножив выражения (2)–(7) и сложив показатели степени в экспоненциальных зависимостях, получим удобное выражение для предварительной оценки ФПМ информационного тракта на этапе синтеза КСН:

$$T_{\text{ОЭК}}(v) = (A + B + C)(1 - \varepsilon_0^2) \exp(-2\sigma_{\text{ОЭК}}^2 v^2), \quad (9)$$

где  $\sigma_{\text{ОЭК}}^2 = \delta_{\text{п}}^2 + \delta_{\text{дф}}^2 + \delta_{\text{см}}^2$  — среднеквадратичный размер пятна рассеивания с учетом смаза, дефокусировки и дискретности пикселей приемника;  $\delta_{\text{см}}^2 = l_{\text{с.с}}^2 + \pi^2 \sigma_{\text{сл}}^2 f^2 + \pi^2 \sigma_{\text{атм}}^2 f^2$  — суммарный смаз изображения;  $\delta_{\text{п}}$  — размер пикселя;  $\delta_{\text{дф}}$  — поперечный размер пятна дефокусировки;  $\delta_{\text{см}}$  — поперечный размер пятна смаза;  $A, B, C$  — коэффициенты:

$$A = \begin{cases} \frac{2}{\pi} (\arccos(v) - v_n \sqrt{1 - (v_n)^2}), & 0 \leq v_n \leq 1; \\ 0, & v_n > 1; \end{cases}$$

$$B = \begin{cases} \frac{2\varepsilon_0^2}{\pi} \left( \arccos\left(\frac{v_n}{\varepsilon_0}\right) - \frac{v_n}{\varepsilon_0} \sqrt{1 - \left(\frac{v_n}{\varepsilon_0}\right)^2} \right), & 0 \leq \frac{v_n}{\varepsilon_0} \leq 1; \\ 0, & v_n > 1; \end{cases}$$

$$C = \begin{cases} -\frac{2\varepsilon_0^2}{\pi}, & 0 \leq v \leq \frac{1-\varepsilon_0}{2}; \\ \frac{2}{\pi} \left( \varepsilon_0 \sin \varphi + \frac{\varphi}{2} (1 + \varepsilon_0^2) - (1 + \varepsilon_0^2) \arctg\left(\frac{1 + \varepsilon_0}{1 - \varepsilon_0} \tg \frac{\varphi}{2}\right) - 2\varepsilon_0^2 \right), & \frac{1-\varepsilon_0}{2} < v_n < \frac{1+\varepsilon_0}{2}; \\ 2\varepsilon_0^2(1 - v_n), & v_n \geq \frac{1+\varepsilon_0}{2}. \end{cases} \quad (10)$$

Для дальнейшего анализа удобно в выражении (9) отнести все слагаемые к радиусу диска Эри. В результате среднеквадратичный размер пятна рассеивания всего информационного тракта оптико-электронного комплекса определяется выражением

$$\sigma_{\text{ОЭК}}^2 = (k_\delta \lambda N)^2 + (k_{\text{дф}} \lambda N)^2 + (k_{\text{см}} \lambda N)^2, \quad (11)$$

где  $k_\delta = \delta_n / (\lambda N)$  — относительный размер пикселя;  $k_{\text{дф}} = \delta_{\text{дф}} / (\lambda N)$  — относительный размер пятна расфокусировки;  $k_{\text{см}} = \delta_{\text{см}} / (\lambda N)$  — относительный размер поперечного смаза.

Выберем наилучшие соотношения для этих коэффициентов.

Наилучший размер пикселя выбирается исходя из радиуса кружка Эри оптической системы [1, 2]:

$$\frac{1}{2} \lambda N \leq \delta_n \leq \lambda N. \quad (12)$$

Продольная дефокусировка определяется допусками на искажение волнового фронта по критериям качества оптической системы. Для ОЭК ее рекомендуется задавать выражением [1]

$$l_{\text{дф}} \leq \frac{1}{2} \lambda N^2. \quad (13)$$

Поперечный диаметр пятна дефокусировки определяется выражением

$$\delta_{\text{дф}} \leq \frac{l_{\text{дф}}}{N} \leq \frac{1}{2} \lambda N. \quad (14)$$

Допустимый смаз изображения определяется особенностями конструкции ячейки ПЗС. Для большинства ячеек ПЗС с трехфазным переносом смаз менее

одной трети пикселя практически не приводит к ухудшению качества изображения:

$$\delta_{\text{см}} \leq \frac{1}{3} \delta_n. \quad (15)$$

Оптико-электронную систему с ограниченными (см. выражения (12)–(15)) величинами дискретности приемника, дефокусировки и смаза изображения будем далее называть *согласованной оптико-электронной системой*. Для такой системы появляется возможность получить ряд простых оценок ее характеристик, в том числе и разрешающей способности.

В согласованной оптико-электронной системе наблюдения должны выполняться следующие соотношения относительных размеров пикселя приемника, дефокусировки и смаза изображения:

$$k_\delta \approx 0,5 \dots 1; \quad k_{\text{дф}} \approx \frac{1}{2}; \quad k_{\text{см}} \approx \frac{1}{3}. \quad (16)$$

Если просуммировать указанные коэффициенты, то средний размер пятна рассеивания ОЭК будет определяться по формуле

$$\sigma_{\text{ОЭК}} = k_i \lambda N,$$

где  $k_i = \sqrt{k_\delta^2 + k_{\text{дф}}^2 + k_{\text{см}}^2} \approx 1,16$  — коэффициент увеличения пятна рассеивания в результате влияния дискретности приемника, смазов и расфокусировки изображения. В ряде источников  $k_i$  [1] называется коэффициентом технологических потерь и соответствует полученному значению  $k_i \approx 1,2$ .

Полученный средний размер пятна рассеивания  $\sigma_{\text{ОЭК}}$  с учетом смазов и расфокусировки позволяет на этапе синтеза КСН оценивать ФПМ информационного тракта (см. рис. 1) в зависимости от нормированной пространственной частоты при помощи выражения

$$T_{\text{ОЭК}}(v) \approx (A + B + C)(1 - \varepsilon_0^2) \exp(-2(k_i v_n)^2). \quad (17)$$

**Оценка разрешаемой пространственной частоты.** Разрешающая способность ОЭС определяется пространственной разрешаемой частотой  $v_p$ , на которой ФПМ падает до критического значения пропускаемого контраста  $K_{\text{пр}}$ .

В простейшем случае разрешение ОЭС может оцениваться по частоте Найквиста, которая равна половине частоты среза оптической системы:

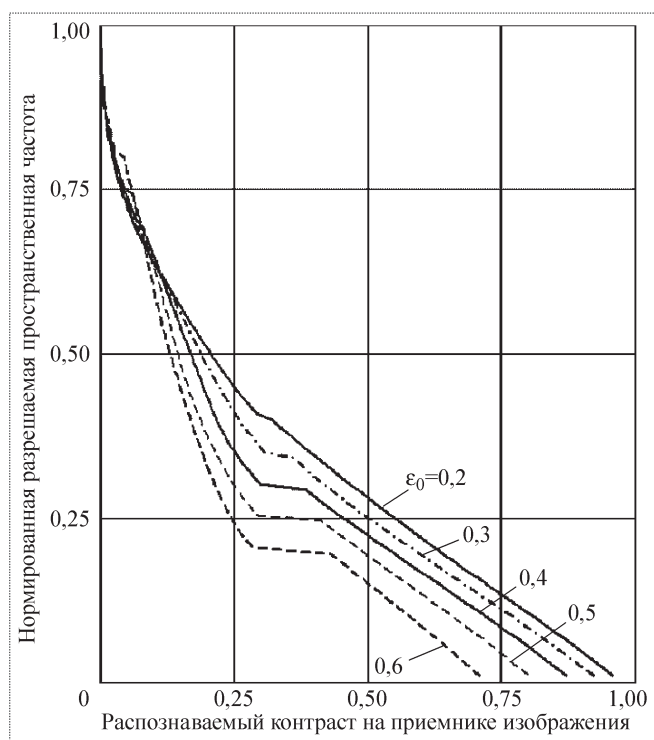


Рис. 2. Зависимости нормированной разрешаемой пространственной частоты от распознаваемого контраста на приемнике ПЗС для различных коэффициентов  $\epsilon_0$

$$v_p = \frac{1}{2} v_{cp}, \quad (18)$$

где  $v_{cp} = 1/(\lambda N)$  лин<sup>-1</sup> — частота среза, на которой пропускаемый ОС контраст равен нулю.

На практике оценка по частоте Найквиста является слишком заниженной и не учитывает всех параметров ОЭС. Рассмотрим более точную оценку разрешаемой пространственной частоты.

Зная ФПМ системы  $T_{ОЭК}$ , контраст наблюдаемого объекта  $K_{об}$  и контрастную чувствительность приемника изображения  $K_{пр}$ , можно найти разрешающую способность системы для прямоугольной миры путем решения трансцендентного уравнения [3]

$$K_{пр} = \frac{\pi}{4} T_{ОЭК}(v_p) K_{об}. \quad (19)$$

Множитель  $\pi/4$  учитывает пересчет полученной от прямоугольной миры функции передачи контраста в синусоидальную ФПМ по формуле Кольмана. Использование мир с синусоидальным законом отражения на практике затруднено.

Таблица 1

Распознаваемый контраст приемника изображения в зависимости от размера пикселя и контраста наблюдаемого объекта

| Размер пикселя, мкм | Средняя глубина потенциальной ямы (электронов) | Максимальное отношение сигнал/шум при полном заполнении пикселя | Контрастная чувствительность ПЗС $K_{пр}$ для $\psi_{с/ш}$ | Распознаваемый контраст $K_p$ для объекта с $K_{об} = 0,2$ |
|---------------------|------------------------------------------------|-----------------------------------------------------------------|------------------------------------------------------------|------------------------------------------------------------|
| 3,0                 | 15000                                          | 122,5                                                           | 0,049                                                      | 0,245                                                      |
| 6,0                 | 40000                                          | 200,0                                                           | 0,030                                                      | 0,150                                                      |
| 9,0                 | 80000                                          | 282,8                                                           | 0,021                                                      | 0,106                                                      |
| 12,0                | 120000                                         | 346,4                                                           | 0,017                                                      | 0,087                                                      |
| 15,0                | 170000                                         | 412,3                                                           | 0,015                                                      | 0,073                                                      |

Поэтому используют прямоугольную миру Фуко, которая состоит из отдельных групп светлых штрихов, разделенных темными промежутками. Ширина штрихов и ориентация миры в пространстве варьируются.

Уравнение разрешающей способности удобно записать без явной зависимости от контраста наблюдаемого объекта:

$$K_p = \frac{\pi}{4} T_{ОЭК}(v_p), \quad (20)$$

где  $K_p$  — распознаваемый контраст, равный отношению контрастной чувствительности приемника к контрасту объекта:

$$K_p = K_{пр} / K_{об}. \quad (21)$$

Подставляя (17) в уравнение (19), получим его численное решение, которое приведено на рис. 2 и в табл. 1.

**Выбор наилучшего размера элемента приемника изображения.** В работе [2] было показано, что размер элемента приемника изображения должен быть согласован с относительным фокусным расстоянием  $N$  ОС (см. формулу (12)). В общем случае в диаметре кружка рассеивания необходимо размещать 2–4 элемента приемника изображения. Таким образом, варьируемым конструктивным параметром остается только относительное фокусное расстояние ОС, а размер пикселя согласуется с ним.

В настоящее время наблюдается тенденция миниатюризации электронных компонентов, в частности уменьшение размера пикселя до нескольких микрометров. Это теоретически могло бы позволить уменьшить габаритные размеры ОЭК за счет уменьшения относительного фокусного расстояния при том же диаметре

объектива. Однако при этом могут быть ухудшены другие характеристики приемника изображения, например контрастная чувствительность.

Рассмотрим более подробно характеристики контрастной чувствительности приемника изображения в зависимости от размера элемента. Пороговый разрешаемый контраст определяется отношением минимального перепада экспозиции к средней экспозиции приемника изображения [3]:

$$K_{\text{пр}} = \frac{\Delta \mathcal{E}_{\text{пр}}}{\mathcal{E}_{\text{ср}}}, \quad (22)$$

где  $\mathcal{E}_{\text{ср}} = \frac{\mathcal{E}_{\text{max}} + \mathcal{E}_{\text{min}}}{2}$  — средняя экспозиция приемника изображения от объекта.

Вместе с тем перепад экспозиции на приемнике изображения должен обеспечивать требуемое отношение сигнал/шум  $\psi_{\text{с/ш}}$ , необходимое для распознавания элементов миры с заданной вероятностью:

$$\Delta \mathcal{E}_{\text{пр}} = \mathcal{E}_{\text{ш}} \psi_{\text{с/ш}}, \quad (23)$$

где  $\mathcal{E}_{\text{ш}}$  — среднеквадратичный перепад экспозиции от шума приемника;  $\psi_{\text{с/ш}}$  — требуемое отношение сигнал/шум (имеет смысл коэффициента запаса по шуму) для распознавания миры с заданной вероятностью.

В дальнейшем под отношением сигнал/шум будем понимать отношение разности максимального и среднего значений яркости (глубины модуляции) к среднеквадратичному значению шума:

$$\psi_{\text{с/ш}} = \frac{\mathcal{E}_{\text{max}} - \mathcal{E}_{\text{ср}}}{\mathcal{E}_{\text{ш}}} = \frac{\mathcal{E}_{\text{max}} - \mathcal{E}_{\text{min}}}{2 \mathcal{E}_{\text{ш}}} = \frac{\Delta \mathcal{E}}{\mathcal{E}_{\text{ш}}}. \quad (24)$$

Для протяженных объектов заданная вероятность обнаружения  $P_0$  принимается равной 0,80, для точечных объектов — 0,95, при этом отношение сигнал/шум  $\psi_{\text{с/ш}}$  составляет 4...6.

Таким образом, контрастная чувствительность приемника изображения определяется выражением

$$K_{\text{пр}} = \frac{\mathcal{E}_{\text{ш}} \psi_{\text{с/ш}}}{\mathcal{E}_{\text{ср}}}. \quad (25)$$

Для большинства современных матриц ПЗС собственные шумы накопления и считывания невелики. Основным шумом является квантовый фотонный шум, среднеквадратичное отклонение которого зависит от числа фотонов или количества накопленных

матрицей электронов. При этом выражение для контрастной чувствительности имеет вид

$$K_{\text{п}} = \frac{\sqrt{N_e}}{N_e} \psi_{\text{с/ш}}. \quad (26)$$

К сожалению, максимальное количество электронов  $N_e$ , накапливаемых в пикселе, для большинства современных ПЗС матриц ограничено технологией изготовления. Оно резко сокращается при уменьшении размеров пикселя ПЗС. Если нет ограничений на время экспонирования приемника, то максимальное количество накопленных электронов зависит в основном от площади пикселя. Не исключено, что в будущем будут найдены технологические способы увеличения глубины потенциальной ямы пикселя, однако в настоящее время при выборе параметров КСН следует ориентироваться на существующие типы ПЗС матриц.

Средняя глубина потенциальной ямы у современных ПЗС матриц и соответствующий распознаваемый контраст приводятся в табл. 1. Контрастная чувствительность ПЗС для размеров пикселя 15...3,0 мкм составляет 1,5...5 % соответственно.

Уменьшение размера пикселя приводит к уменьшению количества накапливаемых зарядов примерно пропорционально площади пикселя. Соответственно уменьшается и контрастная чувствительность приемника изображения, а также количество градаций яркости в изображении. В то же время уменьшение линейного размера пикселя позволяет сократить габаритные размеры ОС за счет уменьшения относительного фокусного расстояния. Однако при уменьшении относительного фокусного расстояния квадратично уменьшаются допуски на линейную точность фокусировки ОС.

В реальных условиях контраст наблюдаемых объектов в среднем равен  $K_{\text{об}} = 0,2$ . Поэтому распознаваемый на приемнике ПЗС контраст изображения гораздо хуже. В табл. 2 приводится оценка нормированной разрешаемой пространственной частоты в зависимости от размера пикселя ПЗС.

Анализ табл. 2 показывает, что для пикселей среднего размера (9...12 мкм) распознаваемая частота составляет 0,65...0,67 от предельной частоты среза ОС. Уменьшение размера пикселя до 3...6 мкм приводит к существенному снижению распознаваемой частоты до 0,46...0,53. Это примерно соответствует частоте Найквиста для ОС. В то же время увеличение размера пикселя более 12 мкм не приводит к большому росту разрешающей способности ОЭК, значение которой при предельно высокой контрастной чувствительности стремится к 0,80...0,85 (это значение примерно соот-

Таблица 2

### Нормированная разрешаемая пространственная частота в зависимости от контраста наблюдаемого объекта

| Размер<br>пиксе-<br>ля, мкм | Распозна-<br>ваемый<br>контраст<br>$K_p$ для<br>объекта с<br>$K_{об} = 0,2$ | Нормиро-<br>ванная<br>разрешае-<br>мая про-<br>странст-<br>венная<br>частота $\nu_p$ | Наилуч-<br>шее отно-<br>сительное<br>фокусное<br>рассто-<br>яние для<br>средней<br>длины<br>волны,<br>равной<br>0,65 мкм | Точность<br>линейной<br>фокуси-<br>ровки,<br>мкм |
|-----------------------------|-----------------------------------------------------------------------------|--------------------------------------------------------------------------------------|--------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|--------------------------------------------------|
| 3,0                         | 0,245                                                                       | 0,46                                                                                 | 4,62                                                                                                                     | 6,9                                              |
| 6,0                         | 0,150                                                                       | 0,53                                                                                 | 9,23                                                                                                                     | 27,7                                             |
| 9,0                         | 0,106                                                                       | 0,65                                                                                 | 13,85                                                                                                                    | 62,3                                             |
| 12,0                        | 0,087                                                                       | 0,67                                                                                 | 18,46                                                                                                                    | 110,8                                            |
| 15,0                        | 0,073                                                                       | 0,69                                                                                 | 23,10                                                                                                                    | 173,1                                            |

оценки хорошо согласуются с заявленными для этих КСН характеристиками.

Итак, рассмотрена методика выбора наилучшего размера элемента приемника изображения (пикселя) ОЭК на этапе синтеза КСН. В этих целях разработан алгоритм экспресс-оценки разрешающей способности ОЭК КСН в зависимости от ее проектных параметров (диаметра, относительного фокусного расстояния, центрального экранирования) и возмущающих факторов (смазов, дефокусировки и дискретности приемника изображения). Показано, что для существующих ОЭК предельная разрешаемая частота для объекта среднего контраста  $K_{об} = 0,20$  составляет  $\nu_p = 0,65...0,70$  от предельной частоты среза ОС. В случае объекта абсолютного контраста ( $K_{об} = 1,0$ ) предельная разрешаемая частота увеличивается до  $\nu_p = 0,80...0,85$ .

На предельную распознаваемую частоту оказывает влияние размер пикселя приемни-

Таблица 3

### Оценка линейного разрешения на местности для различных КА

| КА           | Диаметр объектива, м | Размер пикселя ПЗС, мкм | Высота полета, км | Предельное угловое разрешение ОС, " | Геометрическое разрешение (проекция пикселя), м | Линейное разрешение на местности для объекта контраста с $K_{об} = 0,2$ , м |
|--------------|----------------------|-------------------------|-------------------|-------------------------------------|-------------------------------------------------|-----------------------------------------------------------------------------|
| Iconos-2     | 0,70                 | 12                      | 680               | 0,19                                | 0,63                                            | 0,94                                                                        |
| Quick Bird-2 | 0,60                 | 12                      | 450               | 0,22                                | 0,49                                            | 0,73                                                                        |
| OrbView-3    | 0,45                 | 6                       | 470               | 0,30                                | 0,68                                            | 1,28                                                                        |
| Eros-B       | 0,50                 | 7                       | 500               | 0,27                                | 0,65                                            | 1,23                                                                        |
| Pleiades     | 0,65                 | 13                      | 685               | 0,21                                | 0,69                                            | 1,02                                                                        |

влияние размер пикселя приемника ПЗС. Пиксели меньшего размера обладают меньшими контрастной чувствительностью и динамическим диапазоном, поэтому наилучшее значение размера пикселя для ОЭК КСН находится в диапазоне 9...12 мкм. Представленный способ оценки разрешения дает более точный результат, чем простейшая оценка по частоте Найквиста.

## Áèáëèîăđàôè÷ăñêèé ñïèñîê

1. Маламед Е.Р. Конструирование оптических приборов космического ба-  
 . СПбГИТМО (ТУ), 2002. 291 с.

2. **Занин К.А.** Выбор параметров оптико-электронной космической системы наблюдения по качеству изображения // Общероссийский научно-технический журнал "Полет". 2007. № 11. С. 30–37.

3. Валентюк А.Н., Предко К.Г. Оптическое изображение при дистанционном наблюдении. Минск: Наука и техника, 1991. 421 с.

4. Ллойд Дж. Системы тепловидения: пер. с англ. М.: Мир, 1978. 414 с.

5. **Балиев А.В., Макаров В.П., Москатиньев И.В., Самойлов С.Ю., Хайлов М.Н.** Методы обработки цифровых массивов видеоданных дистанционного зондирования Земли, обеспечивающие оценку и корректировку неравномерности скорости бега изображения в фокальной плоскости // Актуальные вопросы проектирования космических систем и комплексов: Сб. науч. трудов НПО им С.А. Лавочкина. Вып. 6. М.: Блок-Информ-Экспресс, 2005.

ветствует критерию разрешения по Рэлею). Значительно улучшить разрешение можно только путем ужесточения ограничений на смаз и расфокусировку изображения.

Таким образом, наилучшее значение размера пикселя для ОЭК КСН при современном развитии микроэлектроники и достигнутой глубине потенциальной ямы, очевидно, лежит в диапазоне 9...12 мкм. Уменьшение размера пикселя (менее 9 мкм) приводит к снижению разрешения, в то время как увеличение (более 12 мкм) сильно не улучшает разрешения при существенном росте габаритных размеров ОС.

В табл. 3 приводятся оценки разрешающей способности для основных зарубежных КСН. Полученные

# Аэродинамические характеристики корпуса дирижабля в неравномерном потоке

**Н.В. Семенчиков, Ц. Чжоу, О.В. Яковлевский**

*Приводятся результаты численных исследований обтекания гладкого оперенного и изолированного корпусов дирижабля установившимся неравномерным турбулентным потоком вязкого воздуха при различных углах атаки и скольжения. Получены распределения давления в различных меридиональных и поперечных сечениях тела, коэффициенты сил и моментов, действующих на оперенный и неоперенный корпус. Выявлено заметное влияние параметра неравномерности потока на аэродинамические характеристики корпуса дирижабля.*

**Ключевые слова:** аэродинамические характеристики; дирижабль; неравномерный дозвуковой поток.

**N.V. Semenchikov, J. Zhou, O.V. Yakovlevskyi. Aerodynamic Characteristics Of Airship's Body In A Non-Uniform Air Flow**

*Results of numerical analyses of the streamline of a smooth finned and separate airships body by steady non-uniform turbulent viscous air flow under different attack and slip angles are presented. Pressure distributions in various longitudinal and cross sections of the body, aerodynamic force and moment coefficients for finned and separate airship's body were obtained. An appreciable influence of non-uniform nature of the flow on aerodynamic characteristics of airship's body was revealed.*

**Key words:** aerodynamic characteristics; airship; non-uniform subsonic air flow.

**В** последние 25–30 лет наблюдается значительный рост интереса к аппаратам легче воздуха — аэростатам и дирижаблям. Дирижабли различного назначения созданы и эксплуатируются в Российской Федерации, США, Великобритании, Германии, Китае и других странах. Ведутся большие научные и проектные изыскания в области аппаратов легче воздуха. Создатели таких аппаратов сталкиваются с различными проблемами: научными, проектными, конструкторскими, производственно-технологическими и др. Одной из них является проблема движения дирижаблей вблизи земной поверхности, где могут наблюдаться сдвиговые ветровые потоки и режимы обдува аппарата в широком диапазоне углов скольжения. Для оценки реакции дирижабля на воздействие сдвигового ветрового потока необходимо располагать сведениями об аэродинамических характеристиках дирижабля и его элементов в неравномерном потоке.

Исследованию обтекания различных тел неравномерным потоком жидкости и газа посвящены, в частности, работы [2–7]. Большинство исследований выполнено для плоских течений [2, 4, 6, 7] или для крыльев большого удлинения, когда справедлива гипотеза плоских сечений [3], а также для бесконечных цилиндров и конусов [5]. Обтекание тел вращения и корпусов дирижаблей конечного удлинения неравномерным потоком практически не рассматривалось.

В данной статье представлены результаты расчетных исследований обтекания установившимся равномерным и сдвиговым турбулентным потоком вязкого воздуха оперенного и изолированного корпусов дирижабля. Основные расчеты выполнялись для углов атаки  $\alpha$  и скольжения  $\beta$  корпуса в диапазонах от 0 до 30°; в отдельных случаях угол атаки составлял 70°. Исследования проведены при скорости невозмущенного равномерного потока  $V_\infty = 19,44$  м/с. Число Рейнольдса, подсчитанное по длине корпуса дирижабля,  $Re = 5,3 \cdot 10^6$ .



**СЕМЕНЧИКОВ**  
Николай Витальевич —  
профессор МАИ, канди-  
дат техн. наук



**ЧЖОУ Цзяньхуа** —  
аспирант МАИ



**ЯКОВЛЕВСКИЙ**  
Олег Васильевич —  
профессор МАИ, кандидат  
техн. наук

Изолированный корпус представлял собой гладкое тело вращения без консолей оперения, пассажирской гондолы и винтомоторной группы. Координаты контура корпуса в плоскости  $Oxy$  связанной с ним системы координат с началом в вершине определялись соотношениями

$$x = L(1,8t - 0,8t^2); \quad y = 2D(\sqrt{t} - t),$$

где  $L$  — длина тела;  $t$  — параметр,  $0 \leq t \leq 1$ ;  $D$  — диаметр миделевого сечения тела. Удлинение тела  $\lambda_\phi = 4,0$ ; координаты центра объема тела в связанной системе координат:  $x = 0,45L$ ;  $y = 0$ ;  $z = 0$ .

Консоли оперения дирижабля имели симметричный профиль  $NACA\ 0008$ ; трапециевидную форму в плане; удлинение  $\lambda_k = 1,395$ ; сужение  $\eta_k = 1,5$ ; угол стреловидности по передней кромке  $\chi_{п.к} = 37^\circ$ . Относительная площадь двух консолей оперения с учетом их подфюзеляжной части  $\bar{S} = S/S_m = 0,925$ , где  $S_m$  — площадь миделевого сечения корпуса. Консоли оперения были ориентированы по схеме "х" относительно плоскости изменения углов атаки дирижабля при отсутствии его скольжения. Относительное расстояние от вершины бортовой хорды консолей до носка корпуса  $\bar{x}_k = x_k/L = 0,767$ . Гондола и винтомоторная группа на корпусе с оперением отсутствовали, а рули находились в неотклоненном положении.

При моделировании обтекания дирижабля сдвиговым потоком вязкого воздуха предполагалось, что скорость невозмущенного неравномерного потока изменяется в вертикальной плоскости по линейному закону:

$$V_x = V_\infty \left( 1 + \varepsilon \frac{y}{D} \right),$$

где  $\varepsilon$  — параметр неравномерности (сдвига);  $y$  — ордината точки.

В расчетах параметр  $\varepsilon$  изменялся в пределах от 0 до 0,15. Размер счетной области в направлении оси  $Oy$  составлял  $10D$ . Вне полосы сдвигового потока скорость невозмущенного потока принималась постоянной и равной ее значению на концах полосы сдвига скорости. Длина счетной области в направлении осей  $Ox$  и  $Oz$  составляла  $50D$  и  $10D$  соответственно.

Для решения задачи использовались осредненные по Рейнольдсу уравнения Навье—Стокса, записанные для пространственного течения [1] и замкнутые моделью турбулентности " $k-\omega$ ". На теле ставилось условие прилипания, на входе в счетную область задавалась скорость невозмущенного потока. Задача решалась численно. Расчетная сетка имела блочную

структуру. Структура счетной области выбиралась из условия минимизации числа ячеек, форма которых ухудшала сходимость и аппроксимацию. Для достоверного определения газодинамических параметров сетка была адаптирована к особенностям течения и имела сгущение у поверхности тела в области развитого пограничного слоя.

В результате расчетов были определены параметры потока в расчетных точках, относительные давления  $p/p_\infty$  в точках различных меридиональных и поперечных сечений корпуса дирижабля и консолей его оперения, коэффициенты сил и моментов, действующих на оперенную модель дирижабля и его изолированный корпус. При расчете коэффициентов аэродинамических сил и моментов использовалась декартова система координат, начало которой находилось в центре объема корпуса, а ось  $Ox$  была направлена вдоль продольной оси тела от носка корпуса к его кормовой части. Коэффициенты аэродинамических сил отнесены к  $W^{2/3}$ , где  $W$  — объем корпуса. Коэффициенты моментов подсчитаны относительно центра объема корпуса дирижабля и отнесены к его объему  $W$ .

На рис. 1, 2 представлены некоторые типичные результаты расчетов распределения относительного давления  $p/p_\infty$  в меридиональных сечениях изолированного и оперенного корпусов дирижабля, полученные для случая равномерного потока ( $\varepsilon = 0$ ). Видно, что зависимости  $p/p_\infty = f(x/L)$  при неосесимметричном обтекании ( $\alpha \neq 0$ ) существенно зависят от значения азимутального угла  $\Phi$ , определяющего положение сечения. Угол  $\Phi$  отсчитывается от плоскости симметрии на подветренной стороне тела (если рассматривать изменение положения тела по углу атаки).

Наличие оперения на корпусе приводит к изменению распределения давления по корпусу. Сопоставление распределений давления по изолированному и оперенному корпусам показывает (см. рис. 1), что при малых и умеренных углах атаки ( $\alpha \leq 20^\circ$ ) влияние оперения сказывается в основном в области, примыкающей к бортовой хорде оперения, что соответствует теории тонкого тела [8]. При больших углах атаки ( $\alpha \leq 30^\circ$ ) установка оперения на телах вращения малого и умеренного удлинений (в данном исследовании  $\lambda_\phi = 4,0$ ) влияет на распределение давления по корпусу на значительной его части, включая область вверх по потоку от бортовой хорды консолей (см. рис. 2). Поэтому теория тонкого тела для определения дополнительных сил, возникающих на корпусе под влиянием консолей оперения, в этом случае оказывается несправедливой или требуется введение значительных поправок к полученным результатам.

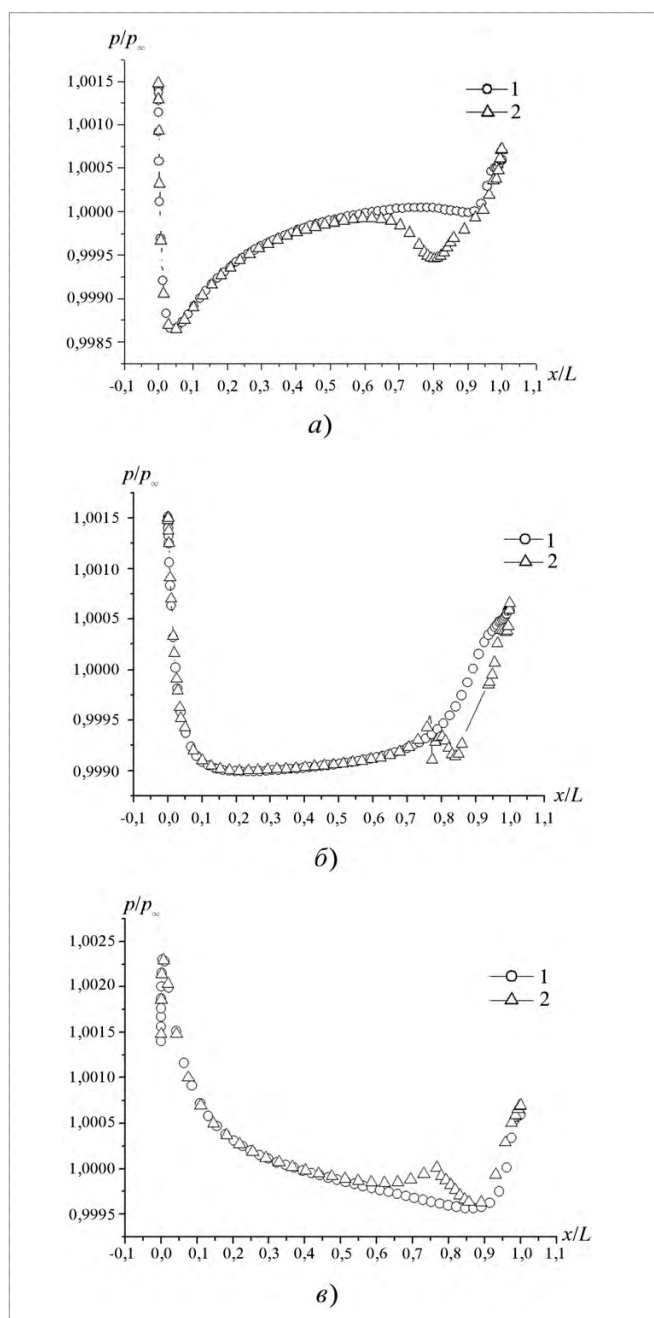


Рис. 1. Распределение относительного давления в различных меридиональных сечениях ( $\Phi = \text{var}$ ) корпуса в равномерном потоке при умеренных углах атаки и отсутствии скольжения ( $\alpha = 20^\circ$ ;  $\beta = 0$ ): а —  $\Phi = 0$ ; б —  $\Phi = 90^\circ$ ; в —  $\Phi = 180^\circ$ ; 1 — изолированный корпус; 2 — оперенный корпус

На рис. 3–4 представлены аналогичные зависимости, полученные в случае неравномерного потока. Видно, что неравномерность потока в плоскости изменения углов атаки не изменяет характера влияния консолей оперения на распределение давления в раз-

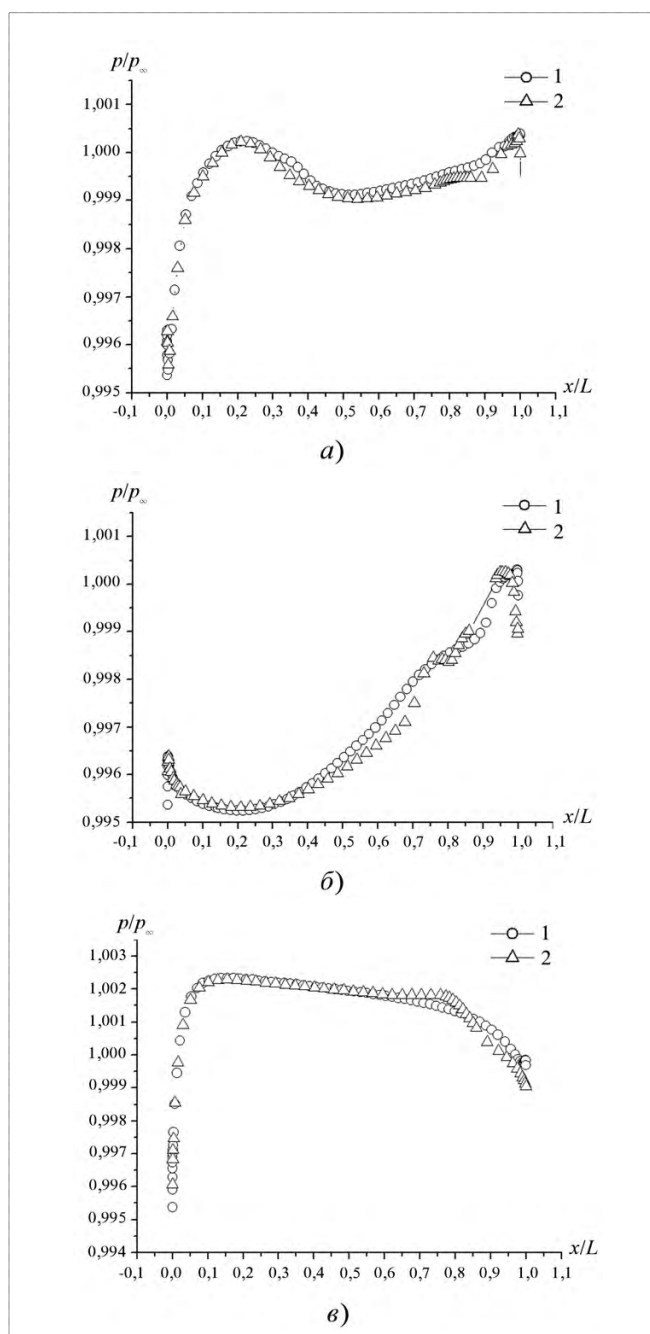
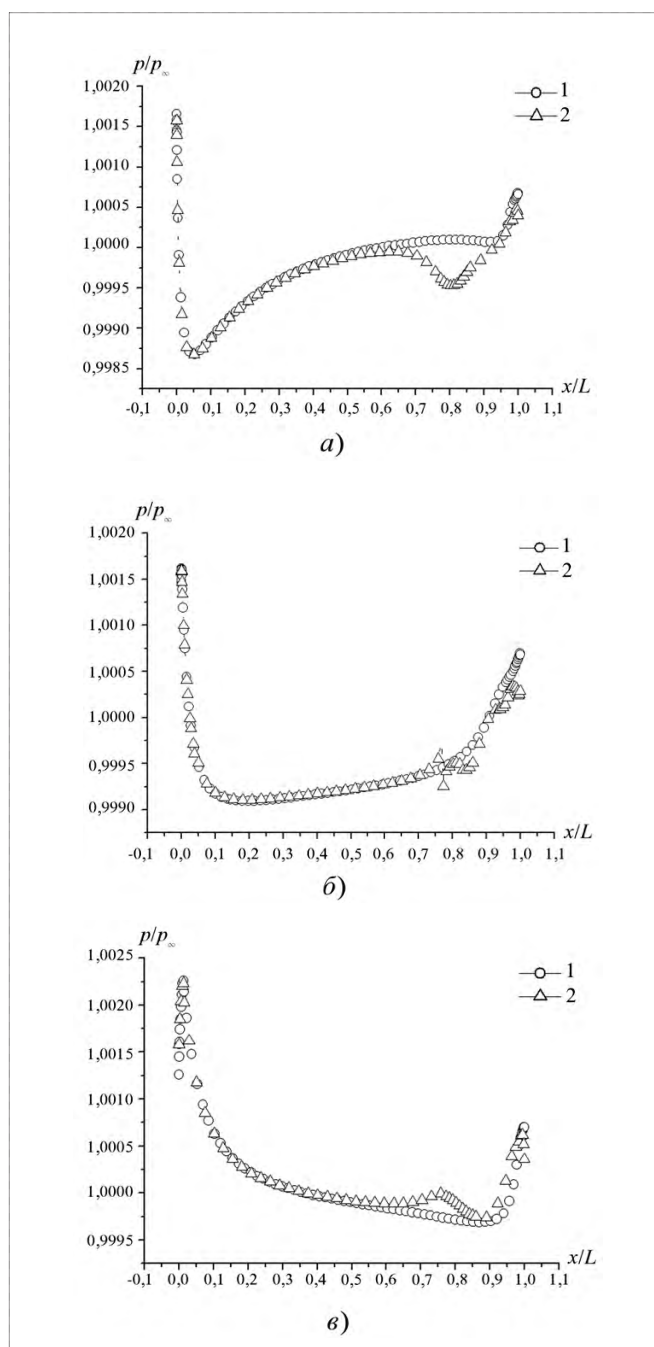


Рис. 2. Распределение относительного давления в различных меридиональных сечениях ( $\Phi = \text{var}$ ) корпуса в равномерном потоке при больших углах атаки и отсутствии скольжения ( $\alpha = 70^\circ$ ;  $\beta = 0$ ): а —  $\Phi = 0$ ; б —  $\Phi = 90^\circ$ ; в —  $\Phi = 180^\circ$ ; 1 — изолированный корпус; 2 — оперенный корпус

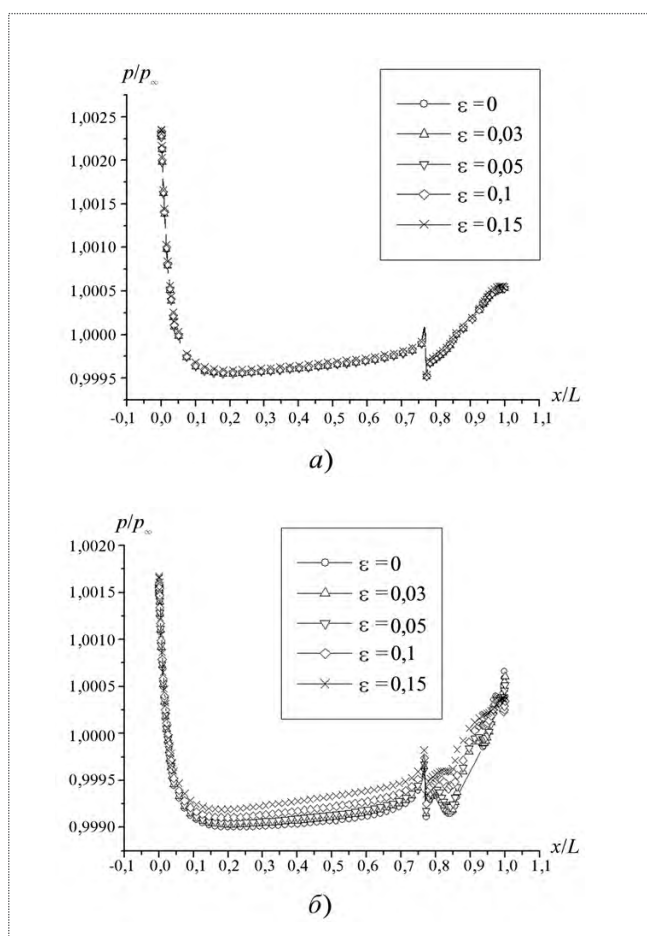
личных меридиональных сечениях корпуса как при малых, так и при больших углах атаки.

Влияние неравномерности сказывается на значениях относительного давления  $p/p_\infty$  в произвольной точке меридионального сечения при  $x/L = \text{const}$ , при-



**Рис. 3.** Распределение относительного давления в различных меридиональных сечениях ( $\Phi = \text{var}$ ) корпуса в неравномерном потоке ( $\epsilon = 0, 1$ ) при умеренных углах атаки и отсутствии скольжения ( $\alpha = 20^\circ; \beta = 0$ ): а —  $\Phi = 0^\circ$ ; б —  $\Phi = 90^\circ$ ; в —  $\Phi = 180^\circ$ ; 1 — изолированный корпус; 2 — оперенный корпус

чем с ростом угла атаки и параметра неравномерности  $\epsilon$  данное влияние усиливается. Это наблюдается как для наветренной, так и для подветренной стороны корпуса.



**Рис. 4.** Влияние параметра неравномерности  $\epsilon$  невозмущенного потока на распределение относительного давления  $p/p_\infty$  в меридиональном сечении  $\Phi = 90^\circ$  оперенного корпуса при различных углах атаки и отсутствии скольжения: а —  $\alpha = 0^\circ$ ; б —  $\alpha = 20^\circ$

Результаты интегрирования распределений сил давления и сил трения по корпусу и консолям оперения представлены на рис. 5–13 в виде зависимостей коэффициентов аэродинамических сил и моментов изолированного и оперенного корпусов от различных определяющих факторов и параметра неравномерности  $\epsilon$ .

Графики, приведенные на рис. 5, отражают влияние угла атаки (при изменении положения тела по тангажу при нулевом угле скольжения) и параметра  $\epsilon$  на значения коэффициентов продольной силы  $c_x$  изолированного и оперенного корпусов, а также разности этих коэффициентов  $\Delta c_x = c_{x \text{ оп}} - c_{x \text{ из}}$ , характеризующей влияние на коэффициент  $c_x$  установки оперения на корпус. Здесь  $c_{x \text{ оп}}$  — коэффициент продольной силы корпуса с оперением;  $c_{x \text{ из}}$  — аналогичный коэффициент для изолированного корпуса (без оперения). На

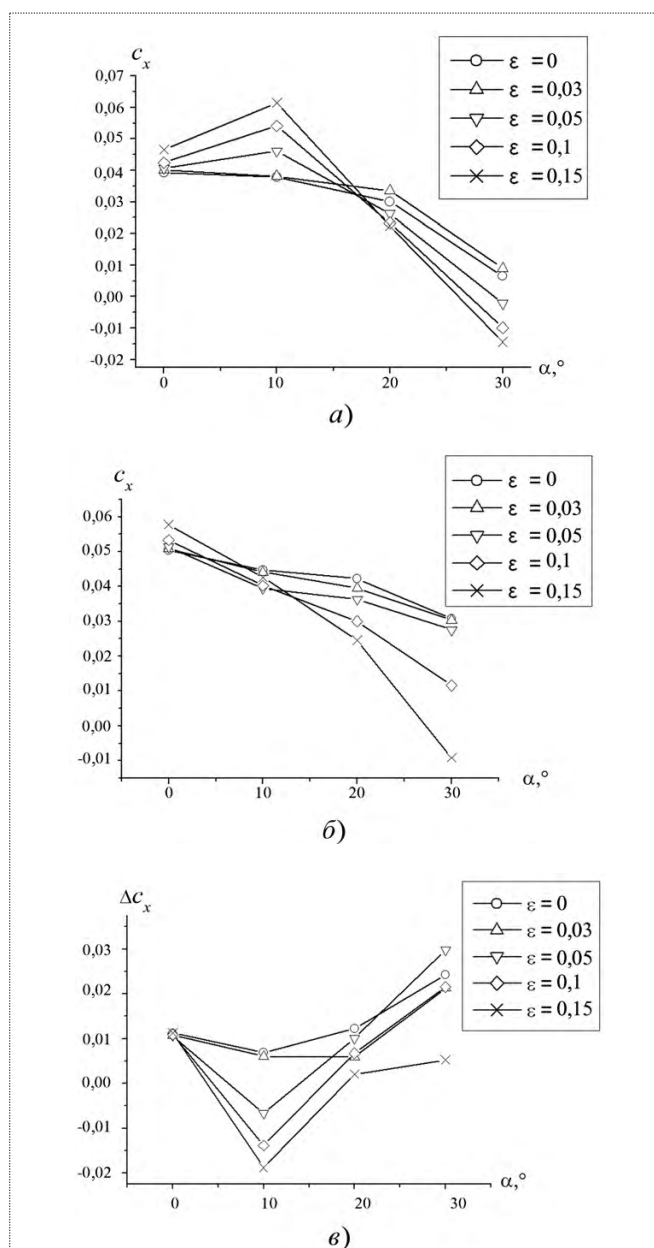


Рис. 5. Зависимости коэффициента продольной аэродинамической силы изолированного (а) и оперенного (б) корпусов и приращения  $\Delta c_x$  (в) от угла атаки и параметра неравномерности  $\epsilon$  при нулевом угле скольжения

рис. 6–7 приведены подобные графики для коэффициентов нормальной силы  $c_y$  и момента тангажа  $m_z$ . Приращения коэффициентов  $c_y$  и  $m_z$  (а далее и коэффициентов  $c_z$ ,  $m_y$  и  $m_x$ ) определены так же, как и для коэффициента продольной силы.

В случае изолированного корпуса при  $\epsilon = 0$  наблюдается типичная для тел вращения зависимость коэффициента продольной силы  $c_x$  от угла атаки, при которой этот коэффициент плавно уменьшается с ростом

угла атаки  $\alpha$  (примерно пропорционально  $\cos^2 \alpha$ ). При увеличении параметра неравномерности  $\epsilon$  от 0 до 0,15 на зависимостях  $c_x = f(\alpha, \epsilon)$  появляется характерный максимум (при  $\alpha = 10^\circ$ ), величина которого растет с увеличением параметра  $\epsilon$ . Интенсивность последующего (при  $\alpha > 10^\circ$ ) падения величин коэффициента  $c_x$  по углу атаки с ростом  $\epsilon$  также увеличивается (см. рис. 5, а).

Когда на корпус установлено оперение, этого максимума не наблюдается, а падение значений коэффициента  $c_x$  по углу атаки становится еще более заметным, чем в случае изолированного корпуса (см. рис. 5, б). Из графиков, приведенных на рис. 5, в, видно, что при равномерном потоке ( $\epsilon = 0$ ) установка оперения на корпус вызывает сначала небольшое падение  $\Delta c_x$  по углу атаки, а затем (при  $\alpha > 10^\circ$ ) рост. В случае неравномерного потока с увеличением параметра  $\epsilon$  приращения  $\Delta c_x$  сначала значительно уменьшаются, при  $\alpha = 10^\circ$  достигают минимальных отрицательных значений, а при дальнейшем увеличении угла атаки растут. Но при  $\epsilon \geq 0,1$  оперение способствует уменьшению коэффициента продольной силы по сравнению со случаем равномерного потока.

Зависимость коэффициента нормальной силы от угла атаки изолированного корпуса нелинейна по углу атаки и тоже является типичной для тел вращения при изменении углов  $\alpha$  от 0 до  $30^\circ$ . При изменении параметра  $\epsilon$  темп роста коэффициента  $c_y$  по углу атаки оказывается неодинаковым. Сначала (при  $\epsilon \leq 0,1$ ) он ослабевает по сравнению со случаем равномерного потока ( $\epsilon = 0$ ), а затем усиливается (см. рис. 6, а). Оперение, установленное на корпусе, существенно "сглаживает" влияние параметра неравномерности на  $c_y$  при углах атаки  $\alpha \leq 20^\circ$ . При  $\alpha > 10^\circ$  влияние параметра  $\epsilon$  на коэффициент нормальной силы оперенного тела становится более заметным. При этом рост параметра неравномерности при увеличении угла атаки приводит к уменьшению суммарного вклада собственной нормальной силы консолей оперения и дополнительных нормальных сил, возникающих из-за аэродинамической интерференции консолей и корпуса, в значения коэффициента нормальной силы оперенного корпуса (см. рис. 6, в).

При углах атаки  $\alpha \leq 10^\circ$  коэффициент момента тангажа изолированного корпуса практически не зависит от изменения параметра  $\epsilon$ . Однако при  $\alpha > 10^\circ$  увеличение  $\epsilon$  приводит к уменьшению абсолютных значений коэффициента момента тангажа, из-за чего нелинейность зависимости  $m_z = f(\alpha, \epsilon)$

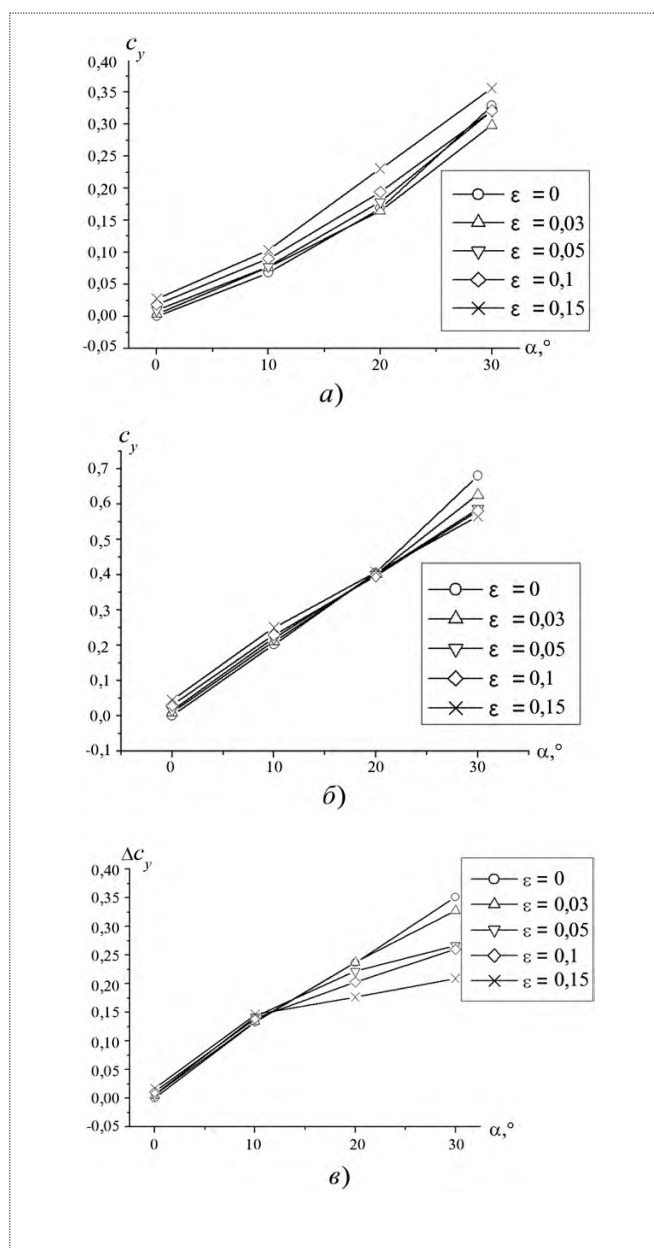


Рис. 6. Зависимости коэффициента нормальной аэродинамической силы изолированного (а) и оперенного (б) корпусов и приращения  $\Delta c_y$  (в) от угла атаки и параметра неравномерности  $\epsilon$  при отсутствии скольжения

усиливается (см. рис. 7, а). В случае оперенного корпуса рост параметра  $\epsilon$  способствует устранению характерного минимума  $m_z$  при углах атаки  $\alpha$ , близких к  $20^\circ$ . Приращения  $\Delta m_z$  с увеличением угла атаки растут, а повышение параметра  $\epsilon$  ослабляет это возрастание при  $\alpha > 10^\circ$  (см. рис. 7, в).

В рассмотренных выше случаях обтекание оперенного и изолированного корпусов происходило в

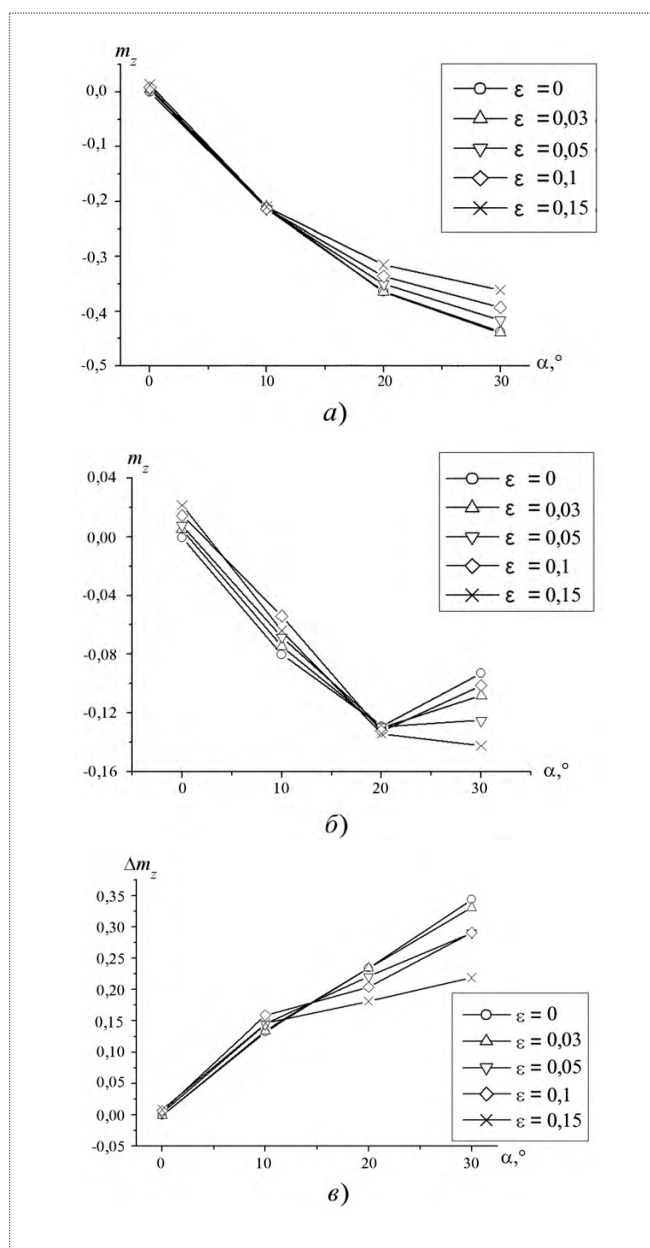


Рис. 7. Зависимости коэффициента аэродинамического момента тангажа неоперенного (а) и оперенного (б) корпусов и приращения  $\Delta m_z$  (в) от угла атаки и параметра неравномерности  $\epsilon$  при отсутствии скольжения

условиях симметрии распределения скоростей, сил давления и сил трения относительно плоскости изменения углов атаки (случай потери гидродинамической симметрии обтекания тела при больших углах атаки и отсутствии скольжения из-за несимметрии вихревых систем тела здесь не рассматривается). При изменении положения аппарата по углу скольжения при нулевом угле атаки неравномерность потока в

плоскости изменения углов атаки создает дополнительный эффект потери симметрии обтекания как неоперенного, так и оперенного тела относительно плоскости изменения углов скольжения.

На рис. 8–13 показаны зависимости коэффициентов аэродинамических сил и моментов изолированного корпуса и корпуса с оперением от углов скольжения и параметра  $\varepsilon$  (в плоскости изменения углов атаки) при нулевом угле атаки. Там же даны приращения аэродинамических коэффициентов, обусловленные влиянием оперения, при изменении углов скольжения и параметра неравномерности.

Из графиков, приведенных на рис. 8, видно, что влияние параметра неравномерности на коэффициент продольной силы изолированного корпуса при  $\beta = \text{var}$  оказывается даже более сильным, чем в случае изменения его угла атаки. И в данном случае при увеличении  $\varepsilon$  наблюдается максимум коэффициента  $c_x$  в окрестности  $\beta = 10^\circ$ . Но в отличие от рассмотренного ранее случая здесь рост параметра  $\varepsilon$  всегда сопровождается увеличением коэффициента продольной силы, при любых углах скольжения, отличных от нуля. Аналогичное влияние параметра  $\varepsilon$  имеет место и в случае оперенного корпуса (см. рис. 8, б) с той лишь разницей, что в данном случае наиболее сильное влияние этого параметра на значения коэффициента  $c_x$  наблюдается при небольших углах скольжения. Из графиков, приведенных на рис. 8, в, следует, что при углах  $\beta$ , близких к нулю, приращение  $\Delta c_x$ , обусловленное обтеканием оперения, не зависит от параметра неравномерности. В то же время, когда углы  $\beta$  и параметр  $\varepsilon$  растут, влияние оперения проявляется в существенном уменьшении коэффициента продольной силы оперенного корпуса по сравнению с его соответствующими значениями для изолированного корпуса.

При увеличении  $\varepsilon$  от 0 до 0,15 появляется отличная от нуля нормальная сила, действующая на корпус в неравномерном потоке (рис. 9, а, б), чего не наблюдается при равномерном потоке ( $\varepsilon = 0$ ). Этот эффект имеет место как для изолированного корпуса, так и для корпуса с оперением. Значения коэффициента этой силы невелики, но заметно возрастают с увеличением параметра  $\varepsilon$ . Однако суммарное приращение коэффициента нормальной силы, вызванное влиянием неравномерности в плоскости изменения углов атаки, оказалось близким к нулю (рис. 9, в).

Момент тангажа, обусловленный нормальной силой, в значительной степени зависит от параметра неравномерности  $\varepsilon$  (рис. 10, а, б). При малых углах

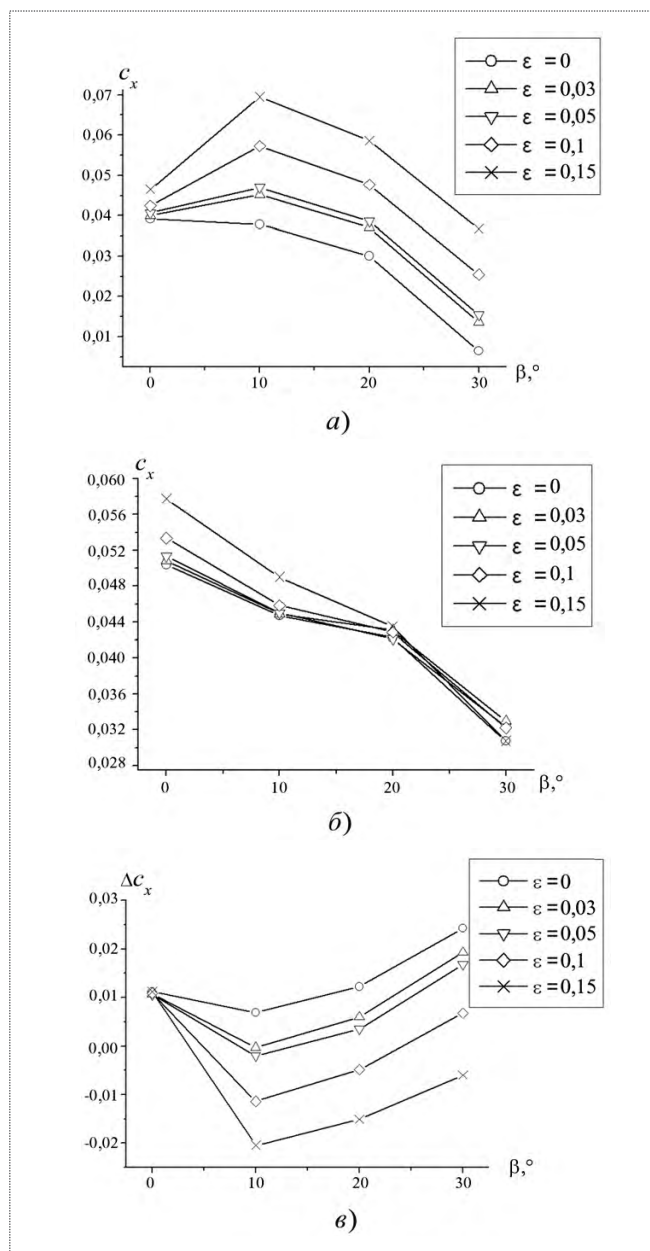


Рис. 8. Зависимости коэффициента продольной аэродинамической силы изолированного (а) и оперенного (б) корпусов и приращения  $\Delta c_x$  (в) от угла скольжения и параметра неравномерности  $\varepsilon$  при нулевом угле атаки

скольжения увеличение этого параметра приводит к появлению момента на пикирование как у изолированного, так и у оперенного корпуса. При больших углах  $\beta$  в сдвиговом потоке на корпус действует момент на кабрирование, абсолютная величина которого наиболее сильно растет с увеличением параметра неравномерности для неоперенного корпуса. Одна-

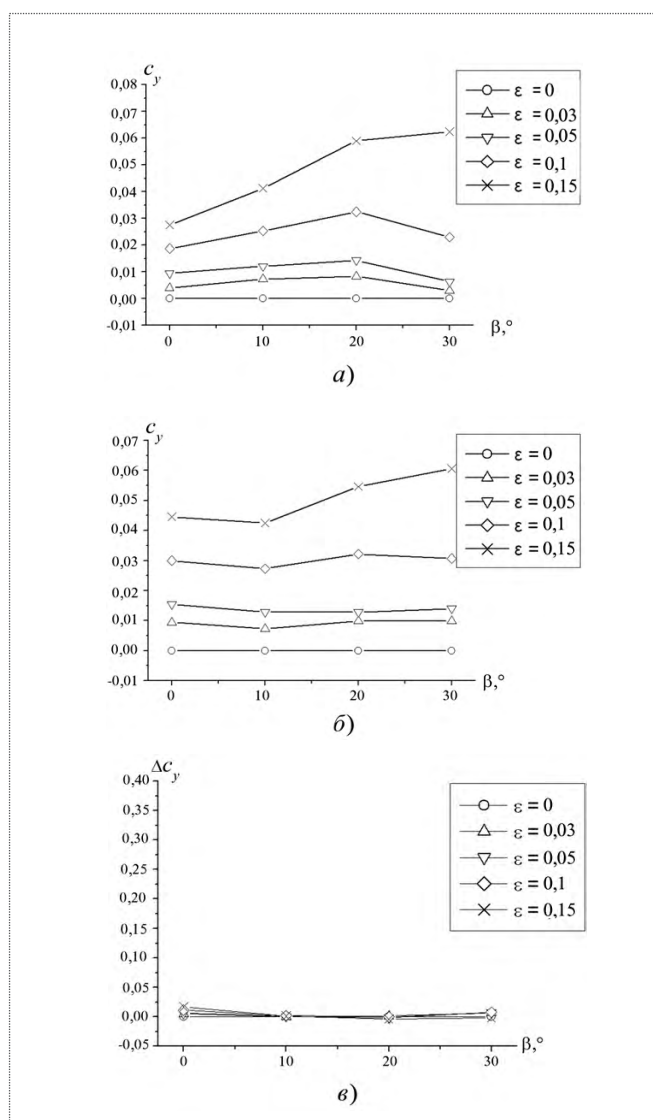


Рис. 9. Зависимости коэффициента нормальной аэродинамической силы изолированного (а) и оперенного (б) корпусов и приращения  $\Delta c_y$  (в) от угла скольжения и параметра неравномерности  $\epsilon$  при нулевом угле атаки

ко, как и в случае с нормальной силой, приращения момента тангажа, обусловленные наличием на корпусе оперения, практически не зависят от параметра неравномерности (рис. 10, в).

Коэффициент аэродинамической поперечной силы  $c_z$  сильно зависит от угла скольжения (рис. 11, а, б). У изолированного корпуса при  $\beta > 0$  с увеличением параметра неравномерности значение этого коэффициента уменьшается тем сильнее, чем больше угол скольжения (рис. 11, а). Если корпус оперенный, то влияние параметра неравномерности практически исчезает (рис. 11, б). Объясняется это тем, что сумма по-

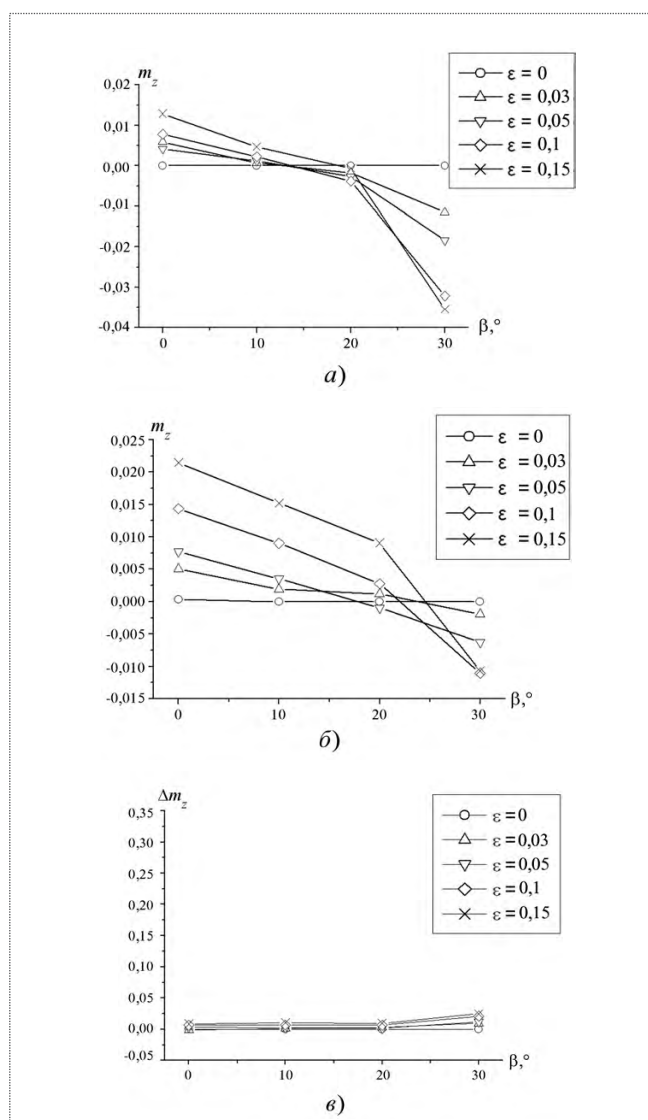


Рис. 10. Зависимости коэффициента аэродинамического момента тангажа изолированного (а) и оперенного (б) корпусов и приращения  $\Delta m_z$  (в) от угла скольжения и параметра неравномерности  $\epsilon$  при нулевом угле атаки

перечной силы изолированных консолей оперения и дополнительных поперечных сил, обусловленных аэродинамической интерференцией консолей и корпуса в неравномерном потоке, с увеличением параметра неравномерности и угла скольжения возрастает и компенсирует отмеченное выше падение поперечной силы изолированного корпуса (рис. 11, в).

Неравномерность потока влияет и на коэффициент момента рыскания как изолированного, так и оперенного корпуса (рис. 12, а, б). При больших  $\beta$  ( $\beta > 10...15^\circ$ ) увеличение параметра  $\epsilon$  приводит к росту значений коэффициента момента рыскания, но в раз-

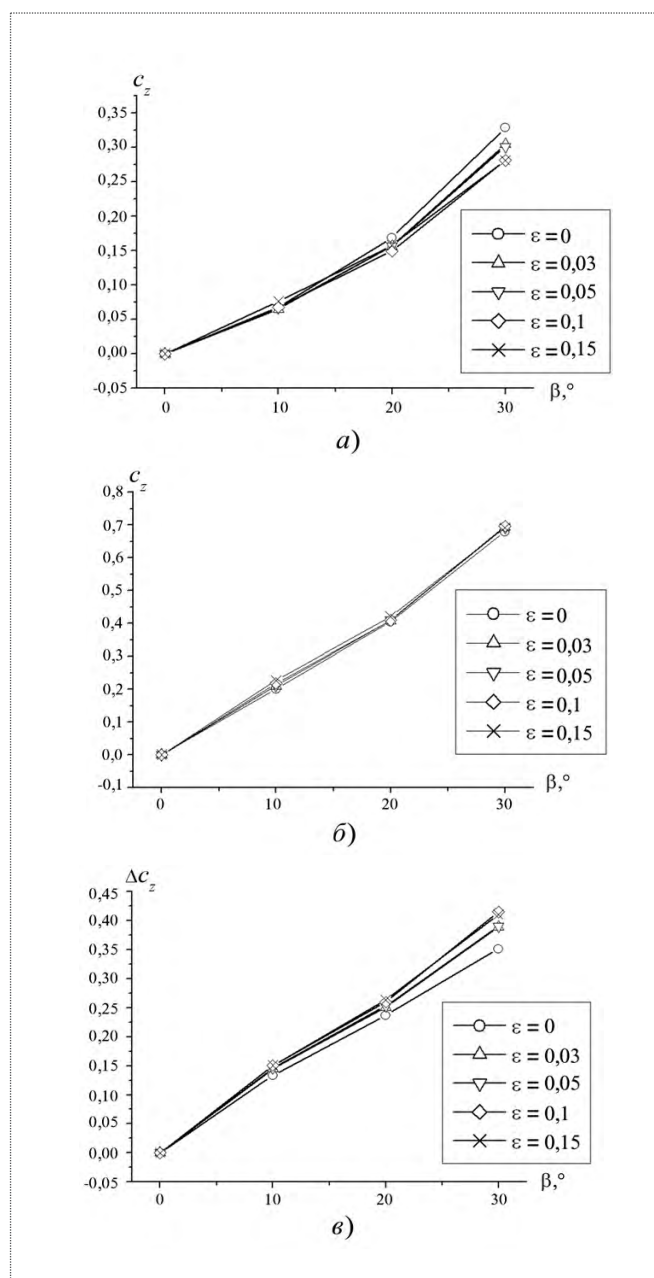


Рис. 11. Зависимости коэффициента поперечной аэродинамической силы изолированного (а) и оперенного (б) корпусов и приращения  $\Delta C_z$  (в) от угла скольжения и параметра неравномерности  $\epsilon$  при нулевом угле атаки

ной мере для оперенного и изолированного корпусов. Из графиков, приведенных на рис. 12, видно, что рост параметра неравномерности вызывает падение приращений  $\Delta m_y$ .

Особенностью обтекания изолированного и оперенного корпусов является появление момента крена, действующего на тело в неравномерном потоке

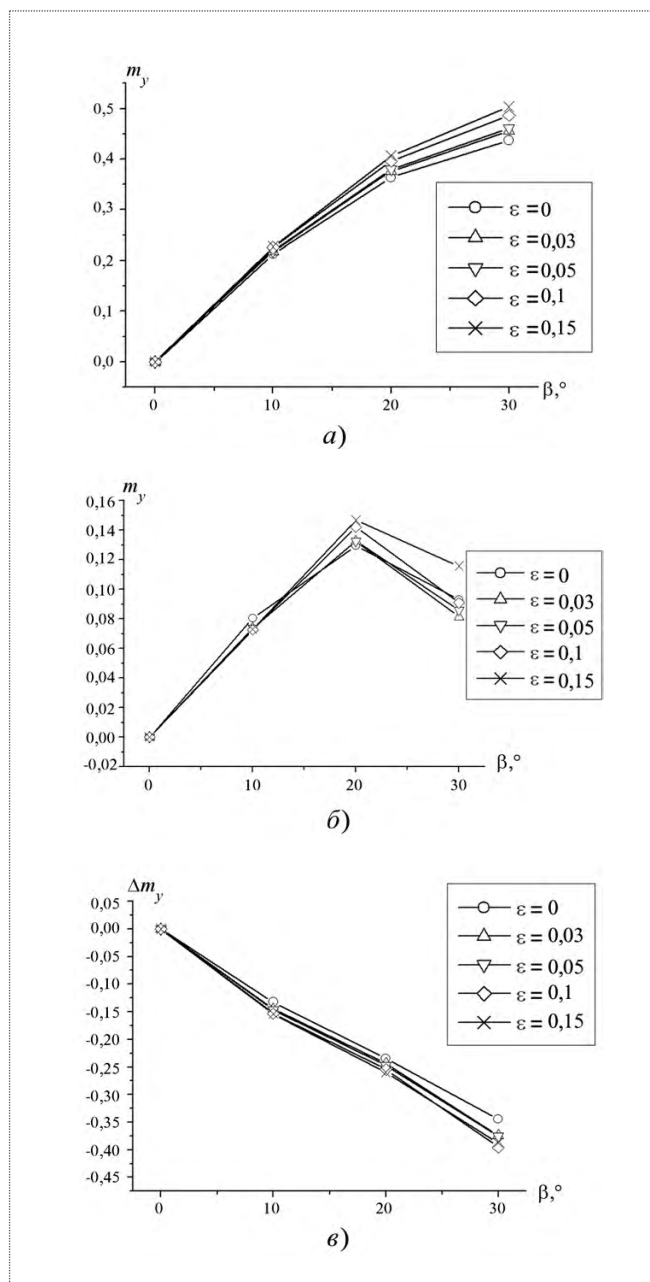


Рис. 12. Зависимости коэффициента аэродинамического момента рыскания изолированного (а) и оперенного (б) корпусов и приращения  $\Delta m_y$  (в) от угла скольжения и параметра неравномерности  $\epsilon$  при нулевом угле атаки

(рис. 13, а, б). В случае изолированного корпуса этот момент обусловлен влиянием лишь сил трения (силы давления на изолированном корпусе момента крена не создают) и его значение весьма мало. С ростом параметра  $\epsilon$  и угла скольжения значение момента крена растет, достигая максимума при  $\beta = 10...20^\circ$ . При  $\beta > 20^\circ$  и  $\epsilon \leq 0,1$  момент крена может изменить знак. Но

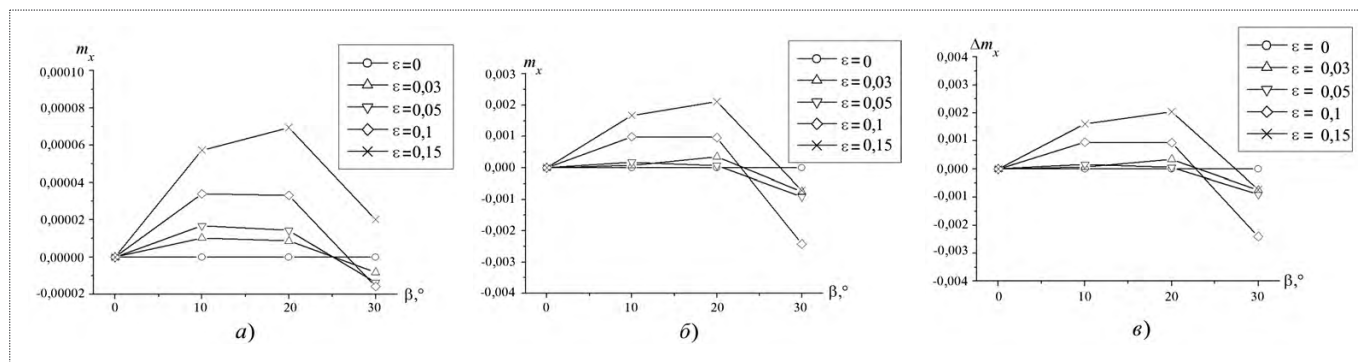


Рис. 13. Зависимости коэффициента аэродинамического момента крена изолированного (а) и оперенного (б) корпусов и приращения  $\Delta m_x$  (в) от угла скольжения и параметра неравномерности  $\varepsilon$  при нулевом угле атаки

при этом его абсолютная величина тоже растет с увеличением  $\varepsilon$  (рис. 13, а). Точно так же изменяется по  $\beta$  и  $\varepsilon$  и момент крена оперенного корпуса (рис. 13, б). Однако его абсолютная величина оказывается на два порядка выше, чем для изолированного корпуса. Связано это с тем, что главную роль в формировании момента крена оперенного корпуса в неравномерном потоке играют консоли оперения, что хорошо видно на графиках, приведенных на рис. 13, в. При этом характер изменения приращения  $\Delta m_x$  в зависимости от  $\beta$  и  $\varepsilon$  оказывается таким же, как и в случае зависимостей самих моментов крена от указанных параметров для изолированного и оперенного корпусов.

Подводя итоги проведенного расчетного исследования, можно отметить, что полученные количественные данные об аэродинамических характеристиках оперенного корпуса дирижабля позволяют составить представление о влиянии на них реальных факторов неравномерности потоков вблизи земной поверхности (сдвиг ветра и полет со скольжением). Выявленные эффекты необходимо учитывать при аэродинами-

ческом проектировании дирижаблей и при разработке средств управления их полетом.

#### Аэродинамика дирижаблей

1. Аэрогидромеханика / Е.Н. Бондарев, В.Т. Дубасов, Ю.А. Рыжов [и др.] М.: Машиностроение, 1993.
2. Кудрявцев А.Л., Плисов Н.Б. Численное исследование обтекания профиля крыла в вихревом потоке методом конечных элементов // Тр. ЛКИ. Проблемы гидродинамики судна. 1983.
3. Кудрявцев А.Л. Определение гидроаэродинамических характеристик крыла в неоднородном ограниченном потоке с помощью метода конечных элементов: Автореф. дис. ... канд. техн. наук. Л., ЛКИ. 1986.
4. Садовский В.С., Силицына Н.П. Численное исследование течения идеальной несжимаемой жидкости около кругового цилиндра и парабола при наличии постоянной завихренности вблизи поверхности тела // Тр. ЦАГИ. Вып. 1701. 1975.
5. Семенчиков Н.В. Вихревые системы и поперечные силы бесконечного скользящего цилиндра в неравномерном потоке. Деп. ВИНТИ № 8797-В87. 1987.
6. Цельник Д.С. Обтекание кругового цилиндра некоторыми вихревыми потоками с постоянной завихренностью // Изв. АН СССР. МЖГ. № 3. 1973.
7. Якимов Ю.Л. Движение цилиндра в произвольном плоском потоке идеальной несжимаемой жидкости / Изв. АН СССР. МЖГ. № 2. 1970.
8. Эшли Х., Лэндал М. Аэродинамика крыльев и корпусов летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1969.

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

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

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

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

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

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

Сдано в набор 30.01.09. Подписано в печать 23.03.09. Формат 60×88/8. Усл. печ. л. 7,84 (в т.ч. вкл. 0,49). Уч.-изд. л. 6,09 (в т.ч. вкл. 0,75). Зак. 267. 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