



**АВИАЦИЯ ♦ РАКЕТНАЯ ТЕХНИКА ♦ КОСМОНАВТИКА**

Журнал выходит ежемесячно

Выпускается с августа 1998 г.

**Г.В. НОВОЖИЛОВ** –

Главный редактор (авиация)

**А.С. КОРОТЕЕВ** –

Главный редактор (ракетная техника и космонавтика)

**Л.А. ГИЛЬБЕРГ** –

зам. Главного редактора

Члены

редакционной  
коллегии

В.В. АЛАВЕРДОВ

А.П. АЛЕКСАНДРОВ

Б.С. АЛЕШИН

В.Г. ДМИТРИЕВ

А.Н. ЗЕЛИН

Б.И. КАТОРГИН

П.И. КЛИМУК

Ю.Н. КОПТЕВ

А.А. ЛЕОНОВ

В.А. ЛОПОТА

А.М. МАТВЕЕНКО

С.В. МИХЕЕВ

Н.Ф. МОИСЕЕВ

Ф.Н. МЯСНИКОВ

Б.В. ОБНОСОВ

А.Н. ПЕРМИНОВ

М.А. ПОГОСЯН

Г.М. ПОЛИЩУК

О.Н. РУМЯНЦЕВА

Г.И. СЕВЕРИН

М.П. СИМОНОВ

В.В. ТЕРЕШКОВА

И.Б. ФЕДОРОВ

Е.А. ФЕДОСОВ

Ответственные  
секретари  
журнала

И.Н. МЫМРИНА

Д.Я. ЧЕРНИС

Редактор-

организатор

О.С. РОДЗЕВИЧ

Редакционный  
совет

А.М. МАТВЕЕНКО –  
председатель

О.М. АЛИФАНОВ

Н.А. АНФИМОВ

В.И. БАРКОВСКИЙ

И.В. БАРМИН

В.Ф. БЕЗЪЯЗЫЧНЫЙ

Б.В. БОДИН

В.В. БУЛАВКИН

А.Ф. ВОЙНОВ

А.Н. ГЕРАЩЕНКО

М.Б. ГУЗАИРОВ

В.А. ДАВЫДОВ

Г.Л. ДЕГТЯРЕВ

О.Ф. ДЕМЧЕНКО

Н.Н. ДОЛЖЕНКО

Ю.С. ЕЛИСЕЕВ

С.Ю. ЖЕЛТОВ

Л.М. ЗЕЛЕНый

А.И. КАНАЩЕНКОВ

В.А. КАРГОПОЛЬЦЕВ

А.Н. КИРИЛИН

В.А. КОМАРОВ

В.В. КРЫМОВ

Л.Н. ЛЫСЕНКО

В.А. МЕНЬШИКОВ

А.Ф. МОРОЗЕНКО

А.Г. МУНИН

Т.А. МУСАБАЕВ

В.Е. НЕСТЕРОВ

Н.А. ПИРОГОВ

К.М. ПИЧХАДЗЕ

В.А. ПОЛЕТАЕВ

П.Р. ПОПОВИЧ

В.А. ПОПОВКИН

Ю.А. РЫЖОВ

В.Г. СВЕТЛОВ

А.Н. СЕРЬЕЗНОВ

В.П. СОКОЛОВ

А.В. СОЛЛОГУБ

В.А. СОЛОВЬЕВ

Ю.С. СОЛОМОНОВ

А.И. ТАТУЕВ

Б.Е. ЧЕРТОК

И.С. ШЕВЧУК

**СОДЕРЖАНИЕ**

|                                                                                                                                                            |    |
|------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|----|
| <b>Коваленко Е.Н.</b> SSJ 100 – от мечты к полету                                                                                                          | 3  |
| <b>Каргопольцев В.А., Подобедов В.А.</b> Проблемы создания беспилотной гражданской авиации                                                                 | 12 |
| <b>Цыганков О.С.</b> Луна в ракурсе человеческого фактора                                                                                                  | 16 |
| <b>Головин Д.Л., Зыонг Куок Зунг.</b> Обеспечение качества при технологическом проектировании сложных авиационных конструкций                              | 24 |
| <b>Занин К.А.</b> Выбор параметров оптико-электронной космической системы наблюдения по качеству изображения                                               | 30 |
| <b>Володин В.В., Томилов Ю.М., Кулясов В.М., Глухов Д.А.</b> Анализ реализации концепции "полностью электрический самолет" на истребителе пятого поколения | 38 |
| <b>Богданов М.Б., Прохорцов А.В., Савельев В.В., Сухинин Б.В.</b> Интерферометрический метод определения параметров ориентации ЛА                          | 45 |
| <b>Герасимов С.А.</b> Эффект двойного плоского крыла                                                                                                       | 48 |
| <b>Миронов А.Д., Петров А.Н., Костюк А.И.</b> Безопасность полета и язык эксплуатационной документации                                                     | 50 |
| <b>Тарасов В.А., Баскаков В.Д., Королев А.Н., Герасимов Ю.В., Романенков В.А.</b> Выявление дефектов непрочекля в сотовых панелях космических аппаратов    | 56 |

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

*Мнение редакции не всегда совпадает с точкой зрения авторов статей.*

*За содержание рекламных материалов ответственность несет рекламодатель.*

Представители журнала:

г. Казань: Р.И. АДГАМОВ, тел. (843) 238-46-23  
ВВС РФ: А.В. ДРОБЫШЕВСКИЙ, тел. (495) 261-43-51  
г. Уфа: О.Б. СЕВЕРИНОВА, тел. (3472) 73-07-23  
Израиль: И.М. МОНАСТЫРСКИЙ, тел. (03659) 44-14  
Франция, Париж: Е.Л. ЧЕХОВ,  
тел. (10331) 47-49-28-05

Адрес редакции: 107076, Москва, Стромьинский пер., 4

Телефоны: 269-48-96; 268-49-69; 268-33-39

Факс: 269-48-97; 268-33-39

Адрес электронной почты: polet@mashin.ru

Адрес в интернете: http://www.mashin.ru



**AVIATION ♦ ROCKET TECHNOLOGY ♦ COSMONAUTICS**

The journal is issued monthly

Published since August 1998

**G.V. NOVOZHILOV –**

Editor-in-Chief (Aviation)

**A.S. KOROTEYEV –**

Editor-in-Chief (Rocket Technology  
and Cosmonautics)

**L.A. GILBERG –**

Deputy Editor-in-Chief

**Editorial**

**Board Members**

V.V. ALAVERDOV  
A.P. ALEKSANDROV  
B.S. ALESHIN  
V.G. DMITRIYEV  
A.N. ZELIN  
B.I. KATORGIN  
P.I. KLIMUK  
Yu.N. KOPTEV  
A.A. LEONOV  
V.A. LOPOTA  
A.M. MATVEYENKO  
S.V. MIKHEYEV  
N.F. MOISEEV  
F.N. MYASNIKOV  
B.V. OBNOSOV  
A.N. PERMINOV  
M.A. POGOSYAN  
G.M. POLISHCHUK  
O.N. RUMYANTSEVA  
G.I. SEVERIN  
M.P. SIMONOV  
V.V. TERESHKOVA  
I.B. FEDOROV  
E.A. FEDOSOV

**Executive secretaries  
of the journal**

I.N. MYMRINA  
D.Ya. TCHERNIS

**Editor Organizer**

O.S. RODZEVICH

**Editorial**

**Committee**

A.M. MATVEYENKO,  
Chairman  
O.M. ALIFANOV  
N.A. ANFIMOV  
V.I. BARKOVSKY  
I.V. BARMIN  
V.F. BEZYAZCHNYI  
B.V. BODIN  
V.V. BULAVKIN  
A.F. VOINOV  
A.N. GERASHCHENKO  
M.B. GUZAIROV  
V.A. DAVIDOV  
G.L. DEGTYAREV  
O.F. DEMCHENKO  
N.N. DOLZHENKOV  
Yu.S. ELISEYEV  
S.Yu. ZHELTOV  
L.M. ZELENY  
A.I. KANASHCHENKOV  
V.A. KARGOPOLTSEV  
A.N. KIRILIN  
V.A. KOMAROV  
V.V. KRYMOV  
L.N. LYSENKO  
V.A. MENSHIKOV  
A.F. MOROZENKO  
A.G. MUNIN  
T.A. MUSABAYEV  
V.E. NESTEROV  
N.A. PIROGOV  
K.M. PICHKHADZE  
V.A. POLETAYEV  
P.R. POPOVICH  
V.A. POPOVKIN  
Yu.A. RYZHOV  
V.G. SVETLOV  
A.N. SERYOZNOV  
V.P. SOKOLOV  
A.V. SOLLOGUB  
V.A. SOLOVEV  
Yu.S. SOLOMONOV  
A.I. TATUEV  
B.E. TCHERTOK  
I.S. SHEVCHUK

**Representatives of the journal:**

Kazan: R.I. ADGAMOV, phone (843) 238-46-23  
Russian AF: A.V. DROBYSHEVSKYI,  
phone (495) 261-43-51  
Ufa: O.B. SEVERINOVA, phone (3472) 73-07-23  
Israel: I.M. MONASTYRSKY, phone (03659) 44-14  
France, Paris: E.L. TCHEHOV, phone (10331) 47-49-28-05

## CONTENTS

|                                                                                                                                                                                                                            |    |
|----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|----|
| <b>Kovalenko E.N.</b> SSJ 100: From Dreams To Real Flight . . . . .                                                                                                                                                        | 3  |
| <b>Kargopol'tsev V.A., Podobedov V.A.</b> The Problems<br>Of Creation Of Unmanned Civil Aviation . . . . .                                                                                                                 | 12 |
| <b>Tsygankov O.S.</b> Moon From Human Factor Perspective . . . . .                                                                                                                                                         | 16 |
| <b>Golovin D.L., Zyong Kuok Zung.</b> Quality Management<br>During Preproduction Planning Of Complex<br>Aircraft Products . . . . .                                                                                        | 24 |
| <b>Zanin K.A.</b> Image Quality Based Selection Of Parameters<br>Of Optical-Electronic Space Observation System . . . . .                                                                                                  | 30 |
| <b>Volodin V.V., Tomilov Yu. M., Kulyasov V.M.,</b><br><b>Glukhov D.A.</b> Feasibility Of Full-Electric Aircraft Concept<br>Implementation In 5 <sup>th</sup> Generation Fighter. . . . .                                  | 38 |
| <b>Bogdanov M.B., Prokhortsov A.V., Saveliev V.V.,</b><br><b>Sukhinin B.V.</b> Interferometrical Principle Of Determination<br>Of Aircraft Positioning Parameters . . . . .                                                | 45 |
| <b>Gerasimov S.A.</b> Double-Plane Wing Effect . . . . .                                                                                                                                                                   | 48 |
| <b>Mironov A.D., Petrov A.N., Kostyuk A.I.</b> Flight Safety And<br>Language Of Maintenance Records . . . . .                                                                                                              | 50 |
| <b>Tarasov V.A., Baskakov V.D., Korolev A.N.,</b><br><b>Gerasimov Yu.V., Romanenkov V.A.</b> Radiowave<br>Identification Of Defects Of Insufficient Bonding<br>In Three Layer Honeycomb Panels Of Space Vehicles . . . . . | 56 |

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

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

**Address of the editorial office:** 107076, Moscow, Stromynsky Lane, 4  
**Phones:** 269-48-96; 268-49-69; 268-33-39  
**Fax:** 269-48-97; 268-33-39  
**E-mail address:** [polet@mashin.ru](mailto:polet@mashin.ru)  
**Internet address:** <http://www.mashin.ru>

УДК 629.7

# SSJ 100 – от мечты к полету

**Е.Н. Коваленко**

*Статья посвящена истории создания семейства региональных пассажирских самолетов SSJ 100, принципам, определившим облик самолетов семейства, особенностям организации работ при проектировании. Показаны основные конструктивные особенности планера и систем самолета. Приведены основные расчетные летно-технические характеристики самолетов семейства SSJ 100.*

## **E.N. Kovalenko. SSJ 100: From Dreams To Real Flight**

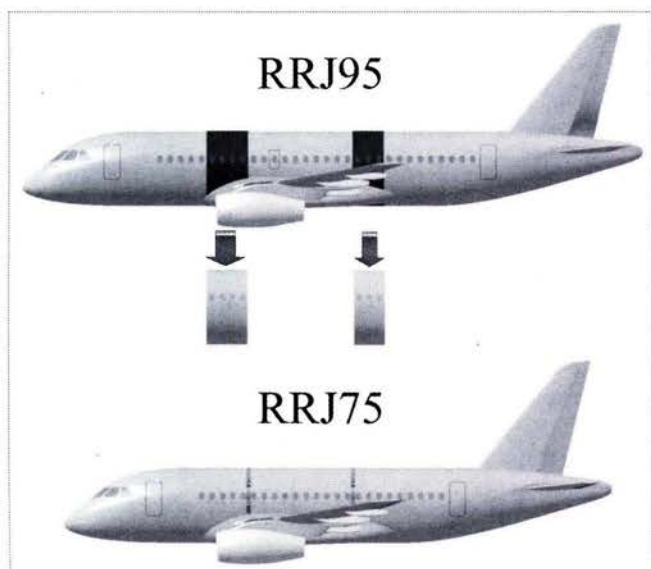
*The article highlights the development of the SSJ 100 regional airliner, focusing on the principles that lie in the groundwork of the aircraft specifications and design peculiarities. Furthermore, it goes into details over the design features of airframe and aircraft systems, describing scheduled performance of the SSJ 100 family.*

**В** 2002 г. компания "Сухой" участвовала в конкурсе технических предложений по созданию регионального самолета. Реакция была далеко не однозначная. Здесь и удивление — зачем им это нужно? — и совсем нелюбезное — хотят поживиться за счет государственного пирога. Удивление было еще большее, когда в марте 2003 г. именно компания "Сухой" стала победителем этого конкурса. Все объясняли деньгами самой компании. Но мало кто знал, что работа над проектом началась задолго до конкурса.

В начале нового века "Сухой" — одна из немногих в современной России компаний, которая сама зарабатывала деньги и платила регулярно достаточно приличную зарплату своим сотрудникам. Бренд истребителей "Су" и поставки самолетов за рубеж предоставляли такую возможность. Но в руководстве компании прекрасно понимали — это не может быть вечным. Нужно всерьез думать о завтрашнем дне. Ориентация только на военные программы в ближайшем будущем может завести в тупик. Причин много: на внешнем рынке в тендерах побеждают не каждый день. Изменился и сам мир. Теперь истребители не закупают тысячами. В этом нет необходимости, да и служат они долго. Диверсификация деятельности компании рассматривалась как стратегическое направление развития. Осталась только "самая малость" — уточнить направление вектора такого развития. Начали с солидных маркетинговых исследований, и не только силами специалистов самой компании. В результате определился выбор направления — семейство региональных самолетов, а не самолет одной размерности. Жизнь достаточно быстро подтвердила правильность такого выбора. Именно серьезность и глубина проработок и определили победу на конкурсе. Но это было только начало. Проблемы, которые предстояло решать, были одна серьезней другой. Здесь все пришлось делать одновременно. Создавать новый коллектив под эту задачу — не просто новое конструкторское бюро, а новую организацию с отделениями по продажам, послепродажному обслуживанию и многое другое, чего требовали новые условия, требовал рынок. Казалось бы, самое простое — путем реорганизации выделить новые подразделения под новые задачи. Но таким путем, скорее всего, разрушишь уже сложившуюся структуру, у которой свои задачи, своя специфика работы, и не укомплектуешь новую. Нужно было создавать все заново. Для генерального директора АВПК "Сухой" и ОКБ Сухого М.А. Погосьяна это было трудное и жесткое решение — набирать специалистов только со стороны, каждый перевод к "дочке" он рассматривал и разрешал лично сам, и только



**КОВАЛЕНКО**  
Евгений Николаевич — директор Дирекции по общему проектированию — заместитель главного конструктора ЗАО "Гражданские самолеты Сухого"



Конструктивно одна модель семейства RRJ от другой отличается на длину вставок

в исключительных случаях, когда не было другого выхода. Такими исключениями были перевод и назначение директором программы В.В. Субботина (ныне президент ГСС), главным конструктором Ю.В. Ивашечкина, еще нескольких опытных специалистов и руководителей. Из других конструкторских бюро, которые в тот момент были практически без работы, удалось привлечь опытных специалистов, имевших опыт проектирования пассажирских самолетов. Так сложился костяк, составивший ту "критическую массу", с которой начались "Гражданские самолеты Сухого" (ГСС) — самое молодое авиационное КБ в России. Именно этим костяком и был заложен проект семейства RRJ...

Следующая проблема — отсутствие опыта работы в условиях рынка, опыта взаимодействия с авиакомпаниями, особенно зарубежными. Здесь нужен опытный консультант. Именно на такую роль и согласилась компания "Боинг". Трудно переоценить ту помощь, которую оказали и продолжают оказывать специалисты этой компании. Здесь речь идет не о повышении уровня инженерной подготовки, а об особенностях процесса создания пассажирских самолетов, особенностях взаимодействия с потенциальными поставщиками, покупателями, особенностях создания новой техники в условиях современного рынка. Вопреки распространенному мнению, компания "Боинг" ничего не проектировала за нас или для нас, но выступала самым строгим оппонентом и аудитором наших решений. Большую помощь оказали опытные специалисты отечественных головных отраслевых институтов. Здесь были и традиционные формы сотрудничества, когда по заказу выполнялись исследовательские работы, привлекались и

отдельные специалисты. Помогали даже бывшие сотрудники ОКБ Сухого...

Следующая задача — это подготовка производства. Разработка проекта и техническое перевооружение производства осуществлялись по единому плану с применением современных CAD/CAM-технологий. Конструкция самолета изначально рассчитывалась под передовые технологии, обеспечивающие высокую производительность и стабильно высокое качество изготовления. Новое оборудование органично вписывалось в современную безбумажную технологию проектирования и изготовления самолета.

Как показали маркетинговые исследования, в ближайшие годы в мире ожидается значительный спрос на региональные самолеты от 60 до 100 мест. Аналогичная ситуация и в России, но потенциальный спрос здесь не столь велик, чтобы окупить расходы на программу. Нужно выходить на внешний рынок, а значит, продукт должен быть качественным, полностью соответствовать его требованиям.

Проще и дешевле было сосредоточить усилия на самолете одной размерности, но это сократило бы потенциальные возможности программы. В начале работы над проектом основной размерности виделся самолет размерности на 75 мест. По результатам рабочих встреч с представителями отечественных и зарубежных авиакомпаний центр тяжести был перенесен на размерность 95 и более мест при сохранении перспектив у самолетов меньшей размерности (авиакомпания резервировала за собой такое право в процессе будущего исполнения контракта). Такой подход покупателей — приемлемое решение для ГСС. При наличии самолета только одной размерности пришлось бы возвращаться к разработке новой модификации и еще более серьезным издержкам при подготовке производства.

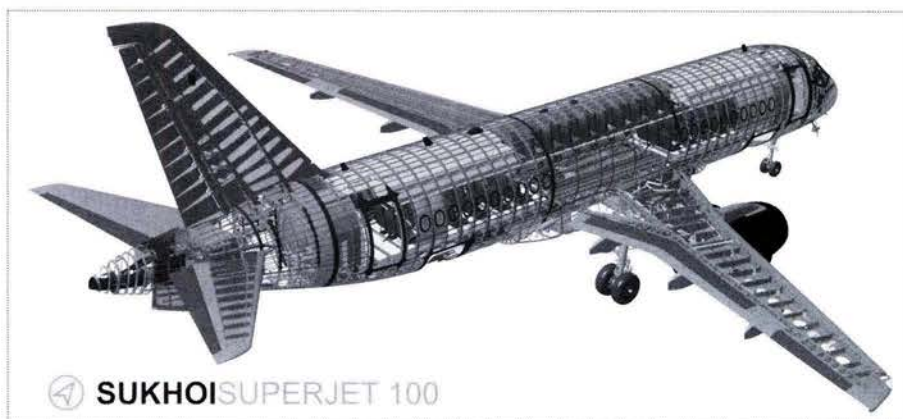
В чем же особенности семейства региональных самолетов? В результате многочисленных поисков и оценок к разработке было принято семейство из трех модификаций под общим названием RRJ — российские региональные самолеты, впоследствии сменившие название на SSJ 100. Это SSJ 100-60 на 60 мест (в начальной стадии RRJ-55), SSJ 100-75 на 75 мест соответственно, и 95-местный SSJ 100-95. Еще на ранней стадии проекта были приняты основные принципы унификации — на всех самолетах семейства должны быть общими крыло, двигатели, шасси и системы. Граничные условия определялись минимальной и максимальной размерностями. Так, параметры крыла диктовались 95-местным самолетом, а вынос двигателя вперед — обеспечением доступа к багажно-грузовому люку 60-местного самолета. Эта же модификация определяла и параметры оперения. Выбор параметров отбора воздуха от двига-

телей и требования к системе кондиционирования диктовались 95-местной модификацией. Большое значение придавалось обоснованию выбора поперечного сечения фюзеляжа. Здесь решались две задачи одновременно — минимизация омываемой поверхности и создание комфортных условий для пассажиров. Как показал анализ, оптимум находился между 4- и 5-рядной компоновкой с одним проходом для SSJ 100-60 и преимуществом 5-рядной компоновки для самолетов большей пассажировместимости. К

тому же, 4-рядная компоновка создавала туннельный эффект. Решение было принято в пользу 5-рядной компоновки. Тщательный подбор геометрии поперечного сечения позволил обеспечить комфорт пассажирам на уровне магистральных самолетов. После создания макета пассажирского салона с этим согласились не только представители авиакомпаний, но и специалисты предприятий-конкурентов.

Особое значение придавалось аэродинамическому проектированию крыла. Из-за значительного разброса удельной нагрузки в разных модификациях характеристика крейсерского аэродинамического качества должна сохраняться высокой в довольно широком диапазоне полетных значений коэффициента подъемной силы. И этого удалось добиться.

Нужно было компенсировать потери из-за недостаточного выноса двигателей вперед. Путем тща-



Электронный макет самолета SSJ 100-95

тельной профилировки крыла и пилона удалось решить и эту задачу.

Что касается аэродинамической схемы самолета, решение было однозначным в пользу низкоплана с двигателями под крылом.

Теперь о самом самолете, а точнее, самолетах семейства. Основным их отличием является длина фюзеляжа и, соответственно, длины трубопроводов и электрожгутов. Компоновка приборного оборудования и агрегатов систем полностью идентична на всех модификациях.

Кабина рассчитана на экипаж из двух человек, предусмотрено откидное кресло для инспектора. В кабине установлены две пассивные боковые ручки управления самолетом и обычные регулируемые педали. Кресла пилотов — откатываемые, регулируемые по росту, обо-

Основные расчетные характеристики самолетов семейства SSJ 100

| Характеристика                                              | SSJ 100-60B/LR | SSJ 100-75 B/LR | SSJ 100-95 B/LR |
|-------------------------------------------------------------|----------------|-----------------|-----------------|
| Длина самолета, м                                           | 23,94          | 26,44           | 29,94           |
| Высота, м                                                   | 10,28          | 10,28           | 10,28           |
| Размах крыла, м                                             | 27,8           | 27,8            | 27,8            |
| Площадь крыла, м <sup>2</sup>                               | 83,8           | 83,8            | 83,8            |
| Взлетная масса (макс.), кг                                  | 35790/38950    | 38820/42280     | 42520/45880     |
| Коммерческая нагрузка (макс.), кг                           | 7350           | 9130            | 12245           |
| Масса топлива (макс.), кг                                   | 9525/12665     | 9525/12665      | 9525/12665      |
| Тяга двигателя на взлете (макс.), кгс                       | 6725           | 6725/7660       | 7660            |
| Число Маха, крейсерское (при максимальной дальности полета) | 0,78           | 0,78            | 0,78            |
| Число Маха, крейсерское (макс.)                             | 0,81           | 0,81            | 0,81            |
| Взлетная дистанция, м                                       | 1280/1530      | 1524/1524       | 1530/1820       |
| Дальность полета, км                                        | 2730/4350      | 2960/4630       | 2960/4350       |
| Число пассажиров                                            | 60...68        | 75...83         | 95...103        |
| В — базовый вариант; LR — вариант большой дальности полета. |                |                 |                 |



Шаг кресел в 32 дюйма обеспечивает комфорт при росте пассажира 190 см

рудованы подлокотником для удобства пилотирования с помощью боковой ручки в полете. На приборной доске установлено пять цветных жидкокристаллических индикаторов с активной матрицей и резервный комплексный электронный прибор. По бокам приборной доски по требованию заказчика могут быть установлены один или два универсальных электронных планшета, на которые может быть выведена любая справочная информация, начиная от электронной документации по самолету, полетным картам и кончая телевизионной информацией от камер системы видеонаблюдения. На центральном пульте установлены рычаги управления двигателями, управление механизацией, воздушными тормозами, триммированием. Здесь же размещены пульты управления режимами и конфигурацией комплекса авионики и ее подсистемами. В потолочной части кабины установлен верхний пульт пилотов для управления самолетными системами. От пассажирского салона кабина отделена бронированной перегородкой и дверью, надежно защищающей экипаж от несанкционированного проникновения внутрь кабины и от огнестрельного оружия.

В пассажирском салоне в зависимости от модификации и исполнения (одно или двухклассная компоновка) и шага установки кресел могут быть размещены до 66 пассажиров на самолете модификации SSJ 100-60, до 83 пассажиров на SSJ 100-75 и до 103 на SSJ 100-95. Базовым принят шаг установки кресел 32 дюйма (812,8 мм) в экономклассе и 36 дюймов (914,4 мм) в бизнес-классе. По просьбе некоторых авиакомпаний проработан вариант установки кресел с шагом в 30 дюймов (762 мм). При соответствующей конструкции пассажирских кресел такая компоновка мало уступает

по комфорту 32-дюймовому ряду. Просторные багажные полки позволяют размещать дорожные сумки размером 10×16×24 дюйма. Предусмотрена установка специальных средств, обеспечивающих безопасную перевозку детей, крепление инвалидных колясок или носилок при перевозке лежащих больных. Вход в пассажирскую кабину может проводиться через две двери, расположенные на левом борту самолета. Основная входная дверь размером 1830×860 мм в передней части салона, вторая, размером 1650×765 мм, находится в задней части. Обслуживание кухонь производится через две сервисные двери размером 1650×765 мм, расположенные по правому борту самолета. Все двери оснащаются встроенными аварийными трапами. В переднем и заднем вестибюлях расположены места бортпроводников, буфетно-кухонные модули, туалетный модуль и гардеробы. От заднего вестибюля салон отделен перегородками. Предусмотрены места для четырех бортпроводников. Конкретное число мест бортпроводников, буфетов и туалетов определяет авиакомпания-заказчик.

Баки, основные агрегаты и панели наземного обслуживания систем водоснабжения и удаления отходов расположены в техническом отсеке в нижней хвостовой части герметичной зоны фюзеляжа.

Под пассажирским полом размещено два багажно-грузовых отсека высотой 40 дюймов (1016 мм), что соответствует эргономическим требованиям для работы в замкнутом пространстве в положении сидя на полу. Это обеспечивает удобную погрузку в навал. Доступ в отсеки осуществляется снаружи через грузовые люки, расположенные по правому борту фюзеляжа. Крышки люков, размером 890×1220 мм — пробкового типа, открываются наружу вверх. Окантовки проемов имеют накладки из износостойкого ударопрочного материала.

Багажно-грузовые отсеки оснащены системой вентиляции для обеспечения возможности перевозки животных, передний отсек — в стандартной конфигурации, задний — по желанию покупателя (опционально). В потолочных панелях грузовых отсеков установлены плафоны освещения, датчики обнаружения дыма и распыляющие устройства системы пожаротушения. Для фиксации груза и багажа и предотвращения их перемещения во время полета при неполной загрузке предусмотрены разделительные сети.

Для обеспечения доступа в технические отсеки и к элементам конструкции планера боковые и потолочные панели выполнены легкоъемными.

Интегратором оборудования пассажирской кабины и багажно-грузовых отсеков является американская компания "B/E Aerospace".

Конструкция планера самолета выполнена в основном из алюминиевых сплавов. Аэродинамические органы управления, щитки, закрылки и подфюзеляжный обтекатель — из композиционных материалов. Фюзеляж полумонококовой конструкции разбит на шесть конструктивно-технологических отсеков. Кабина, центральная и хвостовая часть фюзеляжа, а также отсек вспомогательной силовой установки одинаковы для всех модификаций. Длина отсеков, расположенных между центральной частью, кабиной и хвостовой частью фюзеляжа, зависит от модификации самолета.

Стреловидное крыло состоит из трех частей: центроплана, собираемого заодно с центральной частью фюзеляжа, и двух консолей. Их стыковка производится при окончательной сборке. Силовая конструкция крыла выполнена в виде двухлонжеронного кессона, с изломом по переднему лонжерону. Панели крыла, нервюры, полки и стенки лонжеронов фрезерованные. Практически весь объем кессона используется в качестве топливного бака.

На крыле установлены четырехсекционные предкрылки и двухсекционные простые однощелевые закрылки. Такая механизация обеспечивает требуемые взлетно-посадочные характеристики, она проста в производстве и в обслуживании, а главное, снижает уровень шума на местности. Поперечное управление по крену обеспечивается элеронами и интерцепторами. Трехсекционные интерцепторы могут быть использованы в режиме торможения на всех участках полета. Двухсекционные воздушные тормозные щитки используются только на посадке. Три внешние секции предкрылков оборудованы воздушно-тепловой противообледенительной системой.

Горизонтальное оперение состоит из поворотного стабилизатора и двух секций руля направления. Стабилизатор состоит из двух половинок, состыкованных по оси симметрии. Кессон стабилизатора двухлонжеронный, с изломом по переднему лонжерону. Секции руля направления изготавливаются из композиционных материалов.

Конструкция вертикального оперения аналогична конструкции горизонтального.

Основные опоры шасси могут быть выполнены в двух вариантах: в виде "спарки" (двухколесная стойка) или четырехколесной тележки. Колеса оборудованы тормозами, автоматически срабатывающими при прерванном взлете. При уборке колеса основных опор затормаживаются. Передняя стойка — управляемая электродистанционно, в ситуациях отказа становится свободно ориентируемой. Штатная уборка и выпуск шасси, а также штатное раскрытие замков обеспечивается первой гидросистемой. Аварийный выпуск шасси про-

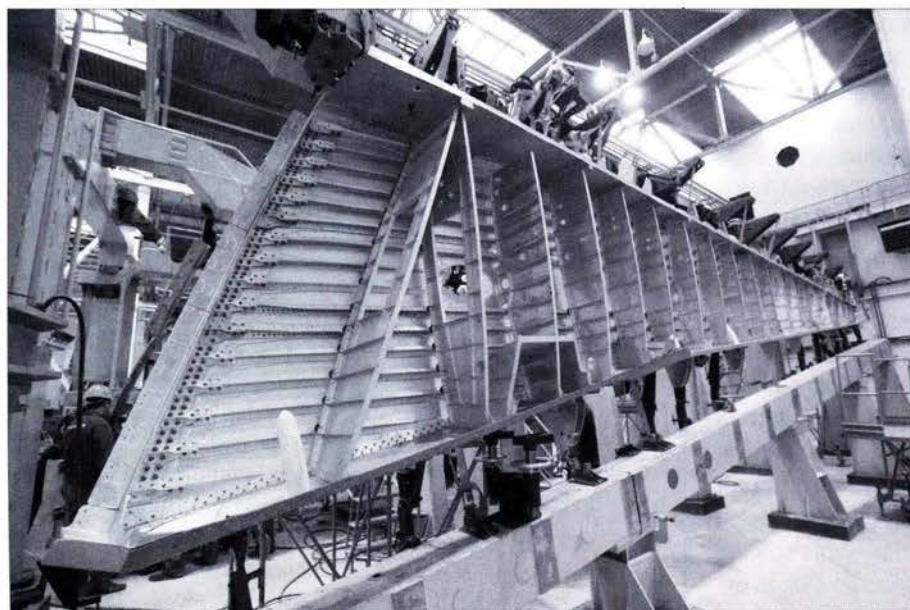


Даже приличных размеров дорожная сумка свободно размещается на багажной полке

изводится под собственным весом самих опор после снятия их с замков от второй гидросистемы.

На всех модификациях самолетов семейства установлен один и тот же двигатель SaM146 — двухконтурный, двухвальный, со смешением потоков на выходе внутреннего и наружного контуров. Двигатель оборудован системой реверсирования тяги. Его разработка и изготовление осуществляется совместным предприятием Power Jet, в состав которого входит французская фирма Snecma Moteurs и российское научно-производственное объединение "Сатурн". Двигатель оборудован электронной системой управления с полной ответственностью FADEC. Эта система обеспечивает оптимальное регулирование двигателя во всех условиях эксплуатации, а также контроль его работы с выдачей необходимой информации для индикации в кабине экипажа и в систему регистрации и технического обслуживания самолета. В зависимости от модификации самолета двигатель может быть настроен на один из двух режимов максимальной взлетной тяги. Стендовые испытания двигателя, начавшиеся в Рыбинске еще летом прошлого года, подтверждают его высокие расчетные характеристики.

Вспомогательная силовая установка (BCU) фирмы "Honeywell" RE-220 обеспечивает автономный запуск маршевых двигателей, а до запуска обеспечивает электропитанием все бортовые системы и позволяет поддерживать комфортные условия в пассажирском сало-



Консоль крыла на сборке

не. ВСУ работоспособна во всем диапазоне высот полета самолета и может быть использована при необходимости как дополнительный источник электроэнергии. На ней установлен генератор переменного тока такой же мощности, как и на маршевых двигателях.

Электродистанционная система управления — без механического резерва, не имеет аналогов в классе региональных самолетов по уровню функциональной насыщенности и надежности. Она обеспечивает высокий уровень автоматизации управления и защиту от выходов на опасные режимы на всех этапах полета. Система, совместно с комплексом бортового оборудования самолета, обеспечивает управление рулями высоты, элеронами, интерцепторами (в режимах поперечного управления) от пассивных боковых ручек и рулем направления от педалей. Управление перемещением стабилизатора и выпуск тормозных щитков происходит автоматически. Тем не менее, предусмотрена возможность и ручного управления. Управление механизацией — ручное, с автоматической коррекцией по скорости. В случае разрушения вала привода механизации система автоматически прекращает выпуск или уборку, оставляя механизацию крыла в положении, существовавшем на момент разрушения вала. Этим обеспечивается возможность безопасного завершения полета.

Управление элеронами, интерцепторами, тормозными щитками, рулем высоты и рулем направления осуществляется электрогидравлическими приводами. Управление предкрылками, закрылками и перемещение стабилизатора — электроприводами.

Вычислительная часть системы выполнена по схеме "двух бортов", т.е. разделена на две подсистемы, и имеет цифровые линии межмашинного обмена для передачи информации в вычислители другого борта с целью контроля данных и обеспечения их идентичности в разных каналах. Система обеспечивает заданные характеристики устойчивости и управляемости и легко адаптируема к любому варианту самолета с сохранением высокого уровня надежности.

Система дистанционного управления (СДУ) имеет три режима работы, определяемые состоянием (исправностью) собственных элементов и состоянием взаимодействующих систем. Основной режим реализуется при полной исправности элементов СДУ и взаимодействующих систем.

Упрощенный режим реализуется при отказе взаимодействующих систем. В этом случае осуществляется только часть функций. Переход из основного режима в упрощенный происходит автоматически, безударно в случае появления отказов во взаимодействующих системах. Минимальный режим реализуется при отказе элементов СДУ или взаимодействующих систем. В этом режиме обеспечивается прямое управление рулевыми поверхностями по простейшему алгоритму, позволяющему безопасно завершить полет. Переход в минимальный режим происходит также автоматически, безударно. Разработчиком и поставщиком системы управления является фирма "Liebherr Aerospace Lindenberg GmbH", Германия.

Заслуживает внимания интегрированный комплекс авионики разработки французской фирмы "Thales Avionics". Открытая архитектура с использованием последнего поколения интегральной модульной технологии, самолетной сети передачи данных и современной системы индикации в кабине экипажа обеспечивает максимальную гибкость и эффективность комплекса при конфигурировании под требования заказчика, а также возможность дальнейших модернизаций. Комплекс предусматривает решение всех задач автоматического управления полетом, навигации, связи, экранной индикации и сигнализации, параметрической и речевой аварийной регистрации и централизованного технического обслуживания. Основой комплекса являются двойной комплект вычислителей в виде "кабинета" и

коммутаторы Ethernet для управления самолетной сетью передачи данных.

Система автоматического управления полетом обеспечивает решение задач самолетовождения в горизонтальной и вертикальной плоскостях, в том числе точного захода на посадку по категории IIIa ИКАО. Своих приводов, кроме автомата тяги, система не имеет. Управляющие сигналы от двоянного автопилота подаются в систему дистанционного управления.

Система индикации в кабине состоит из пяти интеллектуальных индикаторов, подключенных к информационной сети. Однако от некоторых систем информация поступает на индикаторы напрямую по своим шинам. Предусмотрена как ручная, так и автоматическая реконфигурация экранов. Это позволяет менять форматы представляемой информации в зависимости от фазы полета или в случае отказа одного или даже двух индикаторов.

Бортовая система техобслуживания обеспечивает единую точку доступа к системам самолета с аэродромного терминала при всех линейных формах техобслуживания. В системе осуществляются сбор и обработка информации об отказах систем самолета как на земле, так и в полете, и обеспечивается интерактивный режим при поиске неисправности на борту при наземном обслуживании. При необходимости наборы базовых отчетов о текущем состоянии самолета могут быть получены авиакомпанией непосредственно в полете через систему автоматизированного обмена данных.

Верхний пульт внешне ничем не отличается от таковых на других самолетах. Разве что меньше по размерам (отсюда вытекает полная досягаемость для обоих пилотов всех органов управления), более эргономичен, добросовестно выполняя правило "темной" кабины. На самом деле это целая система управления самолетными системами. В техническом задании французской фирме "ЕСЕ" она так и называется: "Система пультов управления". Решаемые задачи вытекают из названия, вопрос в том, как это делается.

Сами пульты (щитки) управления представляют собой набор кнопок, переключателей, потенциометров и сигнализаторов, в том числе встроенных в эле-



Идет стыковка отсеков фюзеляжа, изготовленных в Новосибирске и в Комсомольске-на-Амуре

менты управления. Но их электрические цепи, за редким исключением, поступают не к системам, а к контроллерам пультов. Здесь сигналы обрабатываются и в соответствии с логикой включения/выключения нагрузок формируют команды блокам электронных управляемых выключателей-предохранителей, которые непосредственно управляют работой систем. При этом вычислители систем от контроллеров пультов (через концентраторы данных) получают информацию о состоянии органов управления. От блоков электронных управляемых выключателей в контроллеры поступает информация об исполнении команд, после обработки которой выдаются команды на включение соответствующих светосигнальных табло. Для повышения надежности блоки контроллеров, концентраторов и линии связи дублированы. Такое техническое решение позволило резко сократить количество и массу электрических жгутов, повысить мобильность реконфигурации управления системами.

Поскольку самолет полностью "электрический", надежность энергоснабжения для него жизненно важна. Основным источником питания является двухканальная система электроснабжения переменного тока 200/115 В частотой 400 Гц, работающая от генераторов переменного тока, установленных по одному на каждом двигателе. Вторичная система состоит из сети переменного трехфазного тока 115 В, 400 Гц и постоянного тока на базе трех выпрямительных устройств. В качестве аварийных источников постоянного тока используются аккумуляторные батареи, а переменного — выбра-



Первый собранный самолет SSJ 100 в ЦАГИ (г. Жуковский). Его назначение — подтвердить статическую прочность конструкции

сываемый в набегающий поток ветрогенератор (RAT). В качестве дополнительного источника переменного тока может быть использован электрогенератор вспомогательной силовой установки.

На земле предусмотрено использование аэродромного источника питания.

Гидросистема — трехканальная. Распределение каналов выполнено таким образом, что в случае отказа любых двух обеспечивается управляемость самолета в воздухе и при пробеге на земле.

Основные гидравлические насосы с механическим приводом первого и третьего каналов установлены на коробке приводов самолетных агрегатов соответственно левого и правого двигателей. В этих же каналах предусмотрены резервные станции с приводом от электродвигателей переменного тока, обеспечивающие гидропитанием в случае отказа основного насоса или маршевого двигателя. Кроме того, резервная станция первого канала автоматически включается на этапах взлета, посадки и при выпуске и уборке шасси.

Гидронасосные станции второго канала — электроприводные: основной привод осуществляется двигателем переменного тока, резервный — двигателем постоянного тока. Такое решение позволяет в случае отказа одновременно двух маршевых двигателей (именно двигателей, а не насосных станций) обеспечить подачу гидроэнергии в систему управления самолета от насосной станции, авто-

матически подключаемой к аккумуляторной батарее. После выпуска ветродвигателя, когда будет восстановлено питание переменным током, запускается станция с приводом от переменного тока. В принципе гидроаккумуляторы каждой из систем обеспечивают гидропитанием свои системы на 5–10 с больше, чем это нужно для подключения электропитания от ветродвигателя, но чтобы не рисковать, и принято такое решение. Весь процесс протекает автоматически, в течение 10–15 с, но может быть выполнен вручную пилотом. Все это позволяет сохранить управляемость самолета даже в такой ситуации. Пилот может не отвлекаться на реконфигурацию систем электро- и гидроснабжения, а сосредоточиться на запуске вспомогательной силовой установки с последующей попыткой запуска маршевого двигателя или на подготовке к посадке. Даже для такой маловероятной ситуации приняты все меры, чтобы со-

хранить живучесть жизненно важных систем самолета.

О некоторых особенностях других самолетных систем. Топливная система разработана специалистами ГСС. Агрегаты топливной системы, а также системы контроля и управления топливной системы разработаны фирмой "Intertechnique". Топливная система оборудована централизованной системой ручной и автоматической заправки и слива топлива. Предусмотрена нецентрализованная система заправки и слива через крыльевые топливные адаптеры. Система обеспечивает автономное бесперебойное питание маршевых двигателей и подачу топлива к ВСУ при работающих самолетных насосах подкачки на всех высотах и на самотеке до высот 8000 м. Обеспечивается выработка всего имеющегося топлива на борту в случае останова одного двигателя. Агрегаты и органы управления топливной системы позволяют вручную управлять поперечной балансировкой как в воздухе, так и на земле. Система измерения количества топлива дублированная. Она измеряет, вычисляет и выдает на индикацию суммарный запас топлива на борту от топливомерных датчиков в топливных баках и от датчика расхода, установленного на двигателе, формирует сигналы резервного остатка топлива, несанкционированной его утечки, повышенной погрешности измерения запаса топлива, предельной температуры топлива и сигнал о поперечном дисбалансе. Максимальное количество заправляемого топлива

определяется конфигурацией самолета — базовой (В) или большой дальности (LR).

Для повышения пожарной и взрывобезопасности в полете и на земле установлена система нейтрального газа, обеспечивающая подачу в топливные баки воздуха с пониженным содержанием кислорода.

Комплексная система кондиционирования воздуха обеспечивает отбор, подготовку и распределение воздуха в гермокабине, работу противообледенительной системы крыла, принудительное охлаждение оборудования в приборных отсеках и подачу воздуха на запуск двигателей. Для снижения отбора воздуха от двигателей система имеет линию рециркуляции воздуха. На земле, до запуска маршевых двигателей, система работает за счет отбора воздуха от ВСУ, может функционировать и от наземных источников воздуха высокого или низкого давления. Система автоматического регулирования давления построена на трехканальном электрическом выпускном клапане. В полете в кабине поддерживается давление, соответствующее высоте 2400 м.

Процесс воздухообмена организован таким образом, чтобы воздух из буфетов, туалетов и отсеков авионики не попадал в зоны размещения экипажа, борпроводников и пассажиров.

Основная подготовка воздуха производится в установках охлаждения на основе трехколесных турбоохладителей с влагоотделением на линии высокого давления. Применение турбоохладителей на газовых подшипниках обеспечивает ресурс и срок службы системы в течение всего жизненного цикла самолета без запланированных ремонтных работ.

Система кондиционирования воздуха (СКВ) обладает собственной системой управления, включающей в себя два двухканальных вычислителя, что обеспечивает высокий уровень автоматизации управления.

Разработчиком и поставщиком комплекса СКВ является фирма "Liebherr Aerospace" (Тулуза, Франция) при участии российской компании "Теплообменник".

Применение современных информационных технологий позволило интегрировать в единый процесс деятельность разработчиков самолета SSJ и систем и их

изготовителей как в России, так и за рубежом. В целях ускорения разработки проекта и повышения качества проектирования на территории ГСС вместе с российскими конструкторами работали конструкторские группы разработчиков систем самолета из Германии, Франции, Соединенных Штатов Америки, Канады и Англии. Одни приезжали на несколько месяцев, после завершения основного цикла взаимного определения и увязки своих систем уезжали к себе на родину для продолжения работ. Другие "застряли" в Москве на все время проектирования, осуществляя координацию действий своих фирм по нашему проекту. Трудно переоценить оперативность и качество такого взаимодействия.

Практически одновременно с разработкой проекта велась подготовка производства в Комсомольске-на-Амуре и Новосибирске на основе современного высокопроизводительного оборудования с программным управлением.

На начало апреля практически завершилась разработка моделей и документации на монтаж систем самолета. Детали с длительным циклом изготовления были запущены в производство намного раньше. Полным ходом идет изготовление первого самолета из четырех для летных испытаний. А еще раньше, в конце февраля, статический образец самолета SSJ 100-95 был доставлен "Русланом" в город Жуковский для проведения в ЦАГИ статических прочностных испытаний. Летчики-испытатели и инженеры-исследователи уже "налетали" не одну сотню часов на комплексном пилотажном стенде, проверяя и уточняя законы управления самолетом. На одном из главных стендов — "электронная птица" — должен быть проверен весь комплекс электрического и программного взаимодействия систем самолета, отработаны различные нештатные ситуации. Проект вступил в другую фазу. Ее цель — выход на летные испытания сначала первого, а затем еще трех самолетов SSJ 100-95. Этой четверке предстоит в сжатые сроки совершить порядка тысячи полетов по программе сертификации сначала в России, а затем в Европе.

Первые серийные самолеты, которые ждут заказчики, будут запущены в производство уже в этом году.





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



**ПОДОБЕДОВ**  
Владимир Александрович —  
профессор ВВИА  
им. проф. Н.Е. Жуковского,  
заслуженный деятель  
науки РФ, доктор техн.  
наук

## Проблемы создания беспилотной гражданской авиации

**В.А. Каргопольцев, В.А. Подобедов**

*В статье рассматриваются возможные сферы применения беспилотных авиационных комплексов гражданского назначения и требования к ним. Показано, что основными проблемами при создании гражданских беспилотных комплексов является обеспечение безопасности полетов и экономических показателей, соответствующих достигнутому в пилотируемой авиации. Решение этих проблем требует пополнения научно-технического задела авиационной промышленности в результате скоординированных усилий ряда организаций.*

**V.A. Kargopol'tsev, V.A. Podobedov. The Problems Of Creation Of Unmanned Civil Aviation**

*The requirements and application sphere for civil and commercial UAV are considered. The main problem here is to provide the flying safety and economical characteristics equal or higher, than traditional aircrafts have. To solve this problem coordinated projects of many design and science organizations are necessary.*

**П**остоянный детальный мониторинг ближнего космоса, воздушного пространства и земной поверхности становится настоятельной необходимостью для эффективного выполнения государствами своих функций — управления экономикой, вооруженными силами, защиты интересов государства и бизнеса от посягательств различного рода. В США и государствах Запада рассматривают гражданскую беспилотную авиацию как обязательный элемент глобальной информационной сети, создание которой считается жизненно важной задачей. Активное участие в организации и финансировании соответствующих работ принимают частные компании, в первую очередь топливно-энергетического комплекса, объекты которого имеют протяженность до миллионов километров и нуждаются в постоянном мониторинге, охране и защите.

Научно-исследовательские и опытно-конструкторские работы по созданию беспилотных летательных аппаратов (БЛА) гражданского назначения ведутся уже более десяти лет. В соответствии с зарубежной терминологией такие БЛА подразделяются на невоенные (civil UAV) и коммерческие (commercial UAV).

К классу гражданских БЛА (подклассу civil UAV) относят и летательные аппараты, предназначенные для решения задач силовых государственных и частных структур (патрулирование, охрана и защита различных зон и объектов). Эти БЛА, естественно, по ряду признаков близки к военным.

Разрабатываются гражданские модификации военных БЛА и специализированные беспилотные авиационные комплексы гражданского назначения (БАК ГН). Они предлагаются потенциальным потребителям и эпизодически используются в рамках экспериментальных исследований и в ходе опытной эксплуатации. На мировом и российском рынках авиатехники представлено немало образцов гражданских БЛА, однако прогнозируемые сроки начала "бума" беспилотной гражданской авиации и массовых продаж БАК ГН постоянно отодвигаются. Эта ситуация объясняется тем, что первоначаль-

чальный оптимизм разработчиков и потенциальных покупателей БАК ГН, основанный на успехах применения военных БЛА, сменяется все более взвешенным и осторожным подходом, что связано с выявлением, изучением и осознанием специфических требований к гражданским БЛА и возможностей их удовлетворения.

Требования к БАК ГН определяются возлагаемыми на них задачами и способами применения. По данным зарубежных исследований, наиболее вероятными областями использования БАК ГН являются:

- борьба с незаконной миграцией, производством и транспортировкой наркотиков;

- обеспечение действий по устранению последствий природных и техногенных бедствий и катастроф;

- контроль общественного порядка;

- мониторинг, охрана и защита объектов топливно-энергетического комплекса, транспорта и телекоммуникаций;

- экологический контроль;

- разведка, изучение и охрана природных ресурсов, картография;

- мониторинг атмосферы;

- обеспечение сельскохозяйственных работ.

Сферы возможного использования БАК ГН постоянно расширяются. Так, например, концерн Israel Aircraft Industries приступил к разработке транспортных, спасательных и пассажирских БЛА. Однако основное назначение БАК ГН — мониторинг различных объектов. Востребованность гражданских БЛА в этой области в значительной мере обусловлена тем, что используемые в настоящее время системы мониторинга не удовлетворяют потребителей информации по тем или иным важным показателям:

- космические системы — по показателям непрерывности и детальности наблюдения;

- авиационные системы — по экономическим показателям;

- наземные системы — по показателям производительности.

Большинство задач, возлагаемых на БАК ГН, могут быть решены пилотируемой авиацией, поэтому очевидно, что гражданские БЛА будут использоваться только в тех случаях, когда это оправданно экономически либо выполнение задания сопряжено с повышенной опасностью аварии или катастрофы.

Следует также отметить, что предусматривается как эпизодическое использование гражданских БЛА (действия в чрезвычайных ситуациях, отдельные научные исследования и т.п.), так и длительное регулярное (контроль состояния различных объектов топливно-энергетического комплекса, охрана и защита критически важных инфраструктур и т.д.).

Результаты демонстрационных испытаний и опытной эксплуатации БАК ГН позволяют утверждать, что большинство современных гражданских БЛА пригодны для решения только краткосрочных эпизодических задач, а для создания комплексов, способных успешно действовать на постоянной основе, необходимо решить ряд организационно-правовых и научно-технических проблем. Масштабность и сложность этих проблем такова, что они, как правило, рассматриваются в рамках специальных международных и национальных программ, направленных на повышение безопасности полетов и эффективности БАК ГН. Наиболее системно и скоординированно работы по созданию научной, технической, технологической, правовой и рыночной базы для массового производства и применения БАК ГН ведутся странами ЕЭС. Начиная с 2001 г. финансируются международные программы UAVNET, CAPECON и USICO и др., основными целями которых соответственно являются выявление критических технологий; определение технических обликов и ценовых моделей; правовое и техническое обеспечение безопасности эксплуатации БАК ГН. Результаты работ по этим программам общедоступны и широко обсуждаются. Предполагается, что по завершении международных программ в течение текущего десятилетия европейский рынок БАК ГН достигнет объема в миллиарды долларов.

Анализ результатов зарубежных и отечественных исследований БАК ГН позволяет сделать определенные предварительные выводы и сформулировать требования к гражданским БЛА.

Установлено, что:

- отечественный БАК ГН не может быть однородным в силу разнообразия решаемых задач и условий их выполнения, он должен включать БЛА различных типов (от микрокласса до высотных с большой продолжительностью полета);

- может найти массовое применение средневысотный БЛА умеренной размерности, близкий по обличью характеристикам к военным тактическим разведывательным БЛА;

- для выполнения эпизодических задач могут быть использованы существующие гражданские БЛА и модификации военных БЛА;

- для выполнения задач в течение продолжительного периода времени (патрулирование, постоянный мониторинг, охрана и защита важных объектов) удельные показатели эксплуатационной технологичности, надежности и безопасности полетов гражданских БЛА должны быть близки к соответствующим показателям, достигнутым в пилотируемой авиации.

Гражданские БЛА, предназначенные для регулярной и продолжительной эксплуатации, должны соот-

ветствовать весьма высоким требованиям, ранее не предъявлявшимся к военным БЛА и к опытным образцам гражданских БЛА. Эти требования в основном диктуются необходимостью снятия ограничений на использование гражданскими БЛА воздушного пространства и на повышение экономических показателей их применения. К перспективному БАК ГН, предназначенному для продолжительной регулярной эксплуатации и конкурентоспособному по отношению к пилотируемым авиационным комплексам, предъявляются следующие основные требования:

интеграция в существующие системы управления воздушным движением (УВД), наличие в составе БАК ГН систем, предотвращающих столкновения в воздухе и нанесение ущерба наземным объектам;

снижение стоимости (в 2–3 раза) и эксплуатационных расходов (в 2–5 раз) по сравнению с военными аналогами;

повышение надежности до уровня, превосходящего достигнутый в пилотируемой авиации (порядка 1000 и более часов налета на один отказ);

повышение кратности применения БЛА на несколько порядков (от 5–20 взлетов-посадок, обеспечиваемых большинством современных военных тактических БАК, до 1000).

К значительной части БАК ГН могут также предъявляться и иные требования, существенно влияющие на облик БЛА и комплекса в целом. Так, например, для российского БАК ГН, предназначенного для диагностики, охраны и защиты объектов топливно-энергетического комплекса, одним из важнейших требований является обеспечение работоспособности и эффективности в различных климатических зонах, в широком диапазоне метеословий и круглосуточно (в том числе и в условиях полярной ночи практически при отсутствии инфраструктуры для эксплуатации летательных аппаратов). Очевидно, что требования к БАК ГН противоречивы, а их выполнение сопряжено с необходимостью проведения широкого комплекса исследований и мероприятий.

Разработка нормативной базы и технических средств, с помощью которых должна быть решена задача организации полетов гражданских БЛА в воздушном пространстве, используемом военными летательными аппаратами и гражданскими воздушными судами (ВС), а также в непосредственной близости от населенных пунктов, уязвимых и опасных объектов, ведется под эгидой Международной организации гражданской авиации (ИКАО). Значительный объем работ выполняется комиссиями ряда Западных стран под совместным патронажем Федеральной авиационной администрации США и Евроконтроля. Разработку автоматизированных сис-

тем УВД и обеспечения безопасности полетов при эксплуатации БЛА ведут несколько международных консорциумов с участием НАСА, EADS и военных ведомств ряда стран. В России эта проблема находится в ведении Федеральной аэронавигационной службы.

Для разработки международных стандартов используются материалы проведенных исследований, в соответствии с которыми предусматривается, что:

управление полетами БЛА должно осуществляться в соответствии с существующими методами и средствами управления воздушным движением гражданских ВС;

предоставление и использование аэронавигационных услуг БЛА должны быть "прозрачными" для диспетчеров УВД и других пользователей воздушного пространства и не влиять на организацию воздушного движения;

нанесение ущерба населенным пунктам, уязвимым и опасным техническим объектам должно быть исключено благодаря применению на БЛА специальных бортовых систем, приводящихся в действие оператором наземного пункта дистанционного управления (НПДУ) и автоматически при потере контроля за положением БЛА или управления им.

Применительно к БАК ГН это означает, что в районах возможного нахождения ВС и в непосредственной близости от населенных пунктов, уязвимых и опасных технических объектов (к которым относятся и ряд протяженных объектов типа ЛЭП, трубопроводов) полет БЛА по программе без постоянного контроля с НПДУ невозможен. Оператор НПДУ должен постоянно иметь информацию о положении и состоянии БЛА и по команде диспетчера УВД перейти на дистанционное управление. Российская промышленность разработала аппаратуру для наблюдения и выполнения набора команд для управления полетами БЛА с учетом положений ИКАО, EUROCAE и Европейского института телекоммуникационных стандартов. Для целей наблюдения используется так называемое автоматическое зависимое наблюдение радиовещательного типа (АЗН-В), действующее в пределах прямой радиовидимости.

Комплект оборудования АЗН-В обеспечивает определение положения БЛА диспетчерами УВД, экипажами ВС и операторами НПДУ, а также прием информации о состоянии систем БЛА и передачу команд на выполнение БЛА стандартных маневров уклонения от столкновения и выхода из запретных зон.

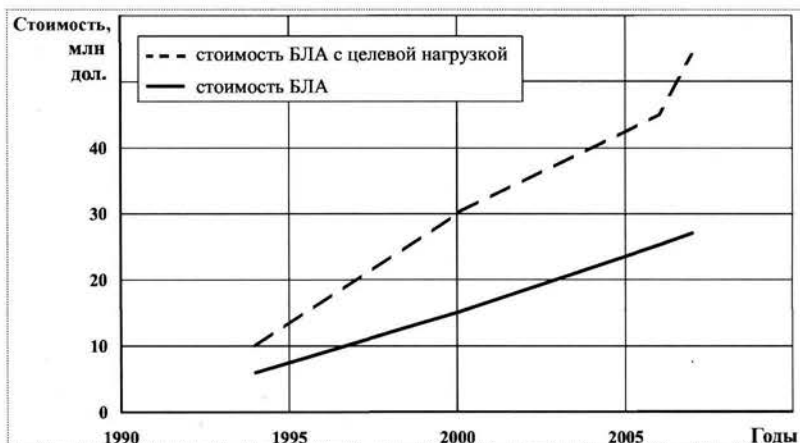
Выполнение требования недопущения ущерба наземным объектам обеспечивается путем оснащения БЛА автоматическими системами самоликвидации или парашютными системами безопасного спасения, сра-

батывающими при потере контроля за параметрами движения БЛА.

Требование снижения стоимости БАК ГН может быть выполнено благодаря их унификации, применению комплектующих общего назначения (включая импортные), совершенствованию технологии изготовления, разработке новых проектно-конструкторских решений. При проведении соответствующих работ необходимо учитывать, что, как показывает практика, стоимость БЛА по мере уточнения предъявляемых к нему требований и проведения доработок резко возрастает. Так, например, за период создания и развития БЛА Global Hawk его стоимость возросла более чем в 4 раза, и особенно резко в момент его модификации для выполнения как гражданских, так и военных задач (см. рисунок).

Выполнение требований по повышению надежности, кратности применения и снижения аварийности гражданских БЛА возможно в результате реализации ряда новых технических решений. Анализ мирового и отечественного опыта эксплуатации военных БЛА показывает, что значительное число аварий БЛА происходит на этапе посадки из-за ошибок операторов и в результате поломок БЛА при неудачном парашютном приземлении; около 50 % потерь БЛА обусловлено отказами системы управления и силовой установки; более 10 % потерь связано с потерей связи БЛА и НПДУ. Из указанного следует, что для БАК ГН наряду со стандартными способами повышения надежности и снижения аварийности (дублирование, резервирование, сертификация агрегатов и компонентов и т.д.) целесообразно предусматривать осуществление взлета и посадки по-самолетному с использованием соответствующих автоматических систем, так как требования мобильности и применения с неподготовленных площадок в большинстве случаев представляются избыточными. Район эксплуатации гражданских БЛА может быть оборудован аэродромами, стационарными ретрансляторами и другими объектами необходимой инфраструктуры, что существенно облегчает решение задач повышения безопасности полетов, увеличения летного ресурса и в конечном счете снижения затрат. Значительное снижение аварийности возможно при использовании БЛА короткого и вертикального взлета и посадки, адаптивных к условиям базирования и применения.

Научно-технический задел российской авиационной промышленности достаточен для того, чтобы при-



Изменение стоимости БЛА Global Hawk с 1994 по 2007 г.

ступить к разработке перспективных БАК ГН, однако их эффективное применение возможно только при решении ряда проблем более широкого характера. К числу проблем беспилотной авиации общенационального масштаба можно отнести такие, как создание информационной сети и подготовка кадров. Существенным препятствием на пути к использованию возможностей БЛА являются ограничения по пропускной способности телекоммуникационных каналов. Так, например, во время операции НАТО в Афганистане передавать информацию потребителям в режиме реального масштаба времени удавалось только с трех БЛА — двух Predator и одного Global Hawk. Создание и эксплуатация перспективных БАК ГН экономически оправдана при их массовом выпуске и применении, что потребует привлечения значительного числа специалистов различного профиля, подготовка которых в настоящее время не ведется.

В целом можно заключить, что будущее отечественной гражданской беспилотной авиации связано с решением комплекса сложных научно-технических и организационных проблем на уровне общенациональной программы. Для выполнения этой программы необходима кооперация ряда организаций науки и промышленности, а также государственных и бизнес-структур. Как показывает мировой опыт и сложившаяся отечественная практика создания авиационной техники, ядро такого объединения должны составить организации, потенциал которых позволяет вести многодисциплинарные исследования и выполнять системные разработки, т.е. ведущие НИИ, ОКБ, вузы.

*Работа выполнена при поддержке гранта РФФИ № 06-08-01264.*



**ЦЫГАНКОВ**  
Олег Семенович —  
ведущий научный сотрудник  
РКК "Энергия" им.  
С.П. Королева, академик  
Российской академии  
космонавтики им.  
К.Э. Циолковского,  
доктор техн. наук

## Луна в ракурсе человеческого фактора

**О.С. Цыганков**

*Сведения, полученные за истекшие 40 лет о поверхности Луны по результатам работ, проведенных у нас в стране в 1960-е гг., и американской программы "Аполлон" позволяют сформулировать ряд задач по освоению Луны и оптимизации действий космонавтов на ее поверхности.*

### **O.S. Tsygankov. Moon From Human Factor Perspective**

*The knowledge about the Moon surface gained in the past 40 years based on the results of the work in Russia in 1960s and in the USA in the course of the Apollo program will help formulate objectives and goals of the Moon exploration program, and particularly optimize procedures of cosmonaut operations on its surface.*

Существует распространенное и устоявшееся в среде специалистов мнение, что следующим крупным шагом в освоении космического пространства может стать колонизация Луны и ее включение в сферу хозяйственной деятельности человечества. Это мнение сформировалось отнюдь не в начавшемся тысячелетии и не после заявлений, прозвучавших в США в конце 2004 г. о "возвращении" на Луну. Советско-американская "лунная гонка", как ее назвал академик Б.Е. Черток, началась полетом аппарата "Луна-1" в 1959 г. при С.П. Королеве, продолжилась в 1966 г. мягкой посадкой аппарата "Луна-9" на поверхность Луны, характер грунта которой был предсказан С.П. Королевым еще в 1964 г. (рис. 1). Далее в 1970 г. была осуществлена доставка образцов лунного грунта аппаратом "Луна-16". Однако в связи с высадкой на Луну американцев и по ряду объективных и субъективных причин, одной из которых была проблема с ракетой-носителем, советская лунная программа была свернута.

Отличие от названной проблемы остается малоизвестным и малообсуждаемым тот факт, что по программе Н1—Л-3 был создан лунный скафандр "Кречет-94" (НПП "Звезда"), разработан комплект геологических инструментов (ГЕОХИ им. В.И. Вернадского, СКБ Мингеологии СССР) при непосредственном участии РКК "Энергия" им. С.П. Королева (тогда ЦКБЭМ). В ЛИИ им. М.М. Громова в условиях смоделированной лунной тяжести (0,16 g) во время полета на самолете Ту-104К упомянутыми организациями была отработана методика действий экипажа с применением инструментов и приборов на макете-аналоге лунного грунта (рис. 2). Работы по этому направлению были прерваны в 1969 г., когда готовность к обеспечению внекорабельной деятельности (ВКД) на поверхности Луны, по мнению автора как непосредственного участника работ, составляла ~ 80 %.

Почему работы по обеспечению деятельности людей на поверхности Луны следует продолжить уже сейчас?

Во-первых, технические средства индивидуального применения требуют приспособленности к работе в скафандре, а методика их использования должна быть настолько отшлифована, что колонисты могли бы легко ее усвоить в качестве навыка или даже жизненной привычки. Этот процесс продолжителен во времени.

Есть и второй аспект. В данной статье показано, что на видимой стороне Луны благоприятных участков для горно-технической разработки не так уж много. Надежды на

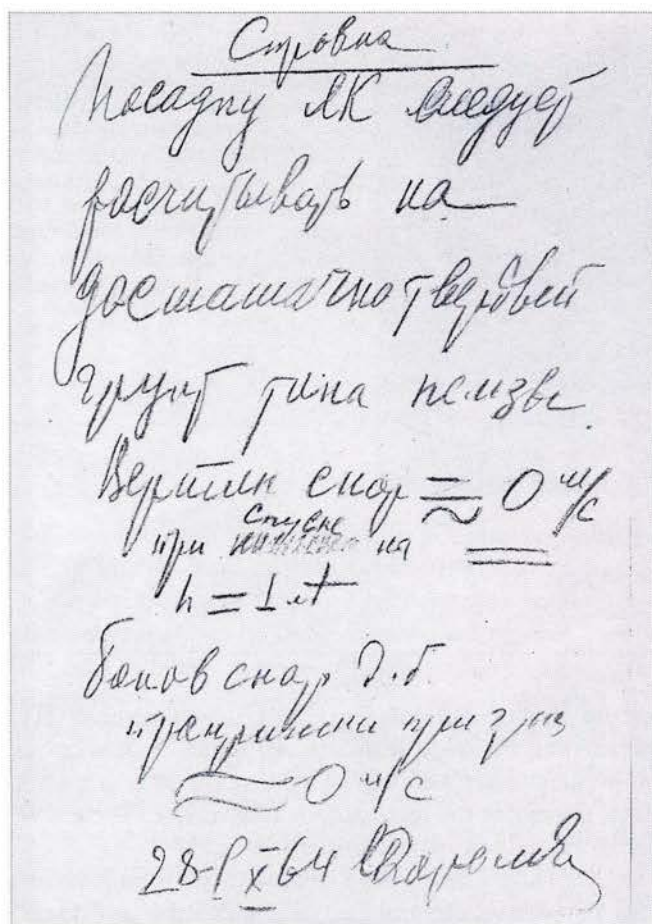


Рис. 1. Справка относительно грунта Луны, составленная С.П. Королевым в 1964 г.

международное сотрудничество, особенно с НАСА, по колонизации Луны в условиях политической и национальной разобщенности не представляются автору оптимистичными. Луна попадает в сферу геополитики, становится ее объектом. Если более одного государства будут располагать научно-техническим потенциалом для регулярных полетов на Луну, то нельзя исключить факт появления политической карты Луны. Это приведет к новой юридической действительности. Возможно возникновение межгосударственных правовых проблем, которые придется разрешать до или в процессе колонизации Луны, предпочтительно бесконфликтным путем. Этому предположению можно, казалось бы, противопоставить опыт использования Антарктиды. Однако в Антарктиде пока не добываются и не экспортируются никакие реальные ценности. В противном случае, надо полагать, и эксплуатация Антарктиды выглядела бы по-другому. Предпосылки к этому уже имеются: несмотря на соглашения о международном сотрудничестве, сложилась ситуация, в которой мы не имеем правовой возможности взять пробы из обнару-

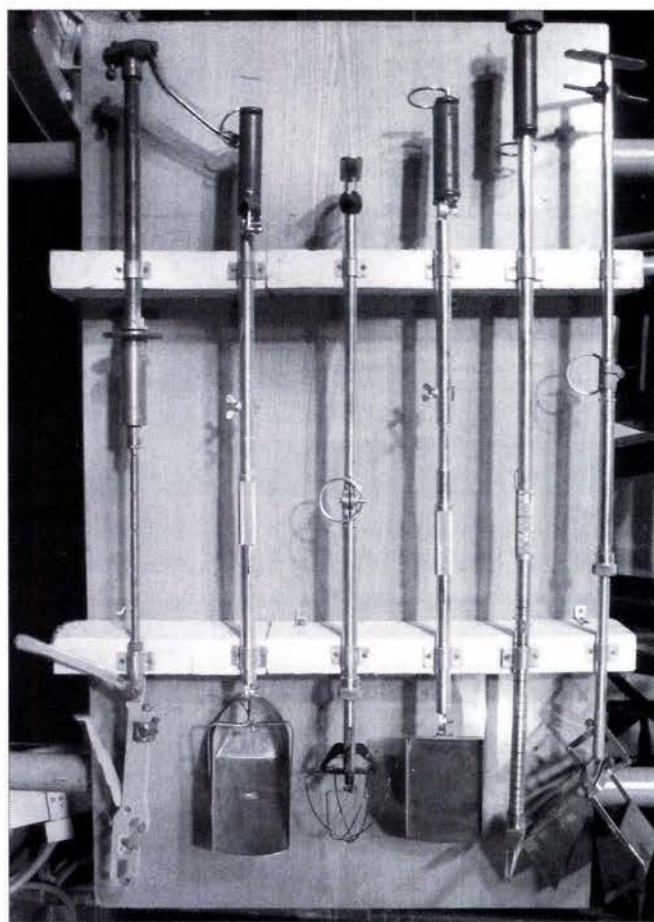


Рис. 2. Комплект отечественных селенологических инструментов, разработанный по программе Н1-Л-3

женного подледного озера пресной воды. Именно поэтому задел по обеспечению ВКД на поверхности Луны обеспечит успешность отечественной миссии освоения естественного спутника Земли и станет весомым вкладом в международную программу.

С Земли можно наблюдать примерно 59 % лунной поверхности, из которых 18 % — лишь при благоприятных либрациях; остальная часть лунной поверхности (41 %) никогда не видна с Земли. По-видимому, именно видимая сторона Луны и станет первоочередным районом колонизации человечеством спутника Земли. Параметры Луны в сопоставлении с Землей, которые будут определять трудовую активность колонистов, представлены в таблице.

Поверхность Луны покрыта горными хребтами с вершинами, достигающими 8...9 км. Самая большая лунная вершина высотой 9 км составляет 1/200 лунного радиуса. Вершины гор у Южного полюса всегда освещены Солнцем, Северный полюс Луны лежит на дне одного из больших кратеров.

Т а б л и ц а

| Параметр                                                  | Луна                  | Земля            | Соотношение Луна:Земля |
|-----------------------------------------------------------|-----------------------|------------------|------------------------|
| Сила тяжести (относительно земной)                        | 1/6                   | 1,0              | 0,16                   |
| Видимый горизонт на равнине, км                           | 1,81                  | 3,83             | 0,47                   |
| Запаздывание радиосигнала, с                              | 2,56                  | 2,56             | 1                      |
| Продолжительность суток, земные сут                       | 29,5                  | 1,0              | 29,5                   |
| Световой солнечный период, ч/год                          | ~4380                 | ~4380            | 1                      |
| Плотность грунта, г/см <sup>3</sup>                       | 3,34                  | 5,52             | 0,61                   |
| Ускорение свободного падения, см/с <sup>2</sup>           | 162                   | 981              | 0,16                   |
| Давление у поверхности, мм рт.ст.                         | $14,7 \cdot 10^{-13}$ | 740              | $2 \cdot 10^{-15}$     |
| Максимальная дневная и минимальная ночная температуры, °С | +130                  | +70              | 1,71                   |
|                                                           | -150                  | -96              | 1,52                   |
| Радиус, км                                                | 1738                  | 6378             | 0,27                   |
| Площадь поверхности полная, км <sup>2</sup>               | $3,8 \cdot 10^7$      | $5,1 \cdot 10^8$ | 0,07                   |
| Площадь поверхности видимой части, км <sup>2</sup>        | $1,5 \cdot 10^7$      | —                | —                      |
| Площадь морей на видимой части, км <sup>2</sup>           | $4,7 \cdot 10^6$      | —                | —                      |

Основные образования на поверхности Луны классифицируются следующим образом. В глобальном масштабе выделяются моря, талассоиды (обширные впадины), материки и горные хребты. Среди рельефообразующих объектов — кратеры, кратерные цепочки, светлые лучи, извилистые борозды. Моря отличаются от материков преимущественно равнинным характером поверхности, меньшей концентрацией крупных кратеров. Лунные моря занимают ~ 16 % всей поверхности, причем на видимой полусфере ~ 13 %, на обратной стороне ~ 3 %.

В районах морей, наиболее благоприятных для посадки и горно-технической разработки, кратеры диаметром 2...2000 м занимают более 30 % поверхности. К примеру, на участке Моря Спокойствия размером 300×300 км приблизительно 1/5 часть его поверхности занята неприемлемыми для разработки образованиями. Удобные для разработки участки поверхности составляют  $2,6 \cdot 10^6$  км<sup>2</sup>, что в ~ 3,5 раза меньше площади Антарктиды. Это совсем немного для целей развернутого освоения недр Луны.

Глобальные макрогеологические структуры лишь опосредствованно будут влиять на трудовую деятельность космонавта на Луне. А вот локальный ландшафт в зоне радиусом до 5 км, микрорельеф поверхности, свойства грунта под подошвами ботинок скафандра непосредственно определяют позу космонавта и способ передвижения, требования к скафандру и оборудованию, технологию выполнения рабочих операций.

*Устойчивость положения тела космонавта относительно вертикали.* У космонавта, одетого в скафандр,

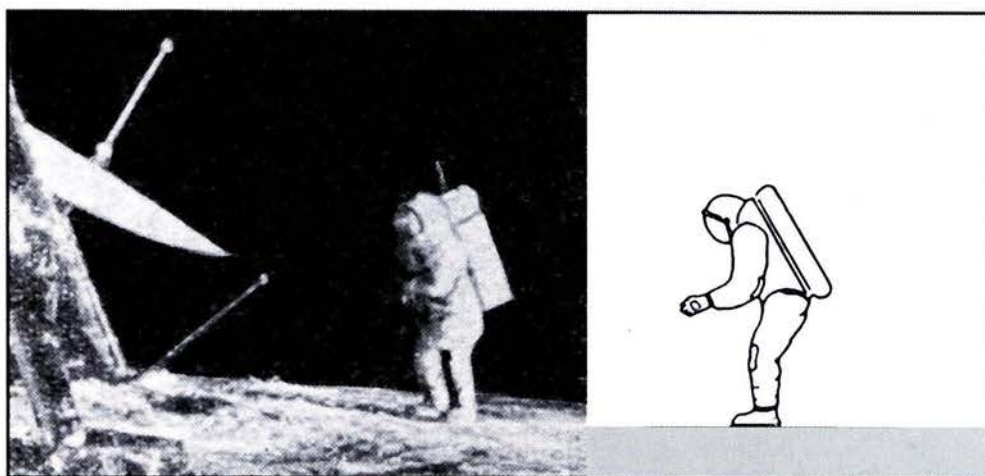
стоящего на ровной поверхности, центр тяжести (ЦТ) перемещается вверх и несколько назад. Чтобы сохранять равновесие, необходим некоторый наклон вперед. При создании отечественного скафандра "Кречет-94" была учтена эта необходимость (рис. 3).

Сущность статической задачи удержания равновесия человеком, стоящим на склоне, сводится к приведению проекции ЦТ тела на площадь опоры, определяемую площадью стоп и поверхностью между ними. Лимитирующими факторами в таком процессе являются угол трения между подошвами ботинок и грунтом и анатомо-физиологические возможности человека: объем угловых движений в суставах, сила мышц, координация движений. Преодоление конструктивных трудностей при разработке скафандра определяет игнорирование ряда биомеханических требований. Наложение связей в виде шарниров скафандра на подвижные сочленения человека ограничивают возможности движения и гибкости космонавта и приводят к снижению его устойчивости на склонах. При практическом обездвиживании позвоночных сочленений в существующих скафандрах повышается значимость движений голеностопных суставов в процессе удержания равновесия на склоне. Следует учитывать также общее изменение функциональной загрузки ног на Луне по сравнению с условиями невесомости.

По результатам исследований, проведенных в рамках отечественной программы Л-3, устойчивость в скафандре "Кречет-94" сохранялась космонавтом без дополнительных усилий на склонах до 14°. Более крутые склоны требовали от космонавта осторожных дейст-

Рис. 3. Характерное наклонное положение тела человека на поверхности в условиях лунной тяжести:

*a* — астронавт в скафандре EV на поверхности Луны ("Аполлон-12", 1969 г.); *b* — испытатель в скафандре "Кречет-94" в условиях смоделированной лунной тяжести во время полета на самолете Ту-104К (1969 г.)



вий, на склонах более  $20^\circ$  могла потребоваться страховка с помощью фала другим космонавтом.

**Телоперемещение.** Переход от состояния покоя в состояние движения на Луне заметно медленнее, чем в условиях земной тяжести. Чтобы набрать желаемую скорость с первого шага, нужно сделать 3...4 шага с ускорением или сразу сильно наклониться вперед и энергично оттолкнуться. Выявлено и испытано несколько способов передвижения: хождение, подскоки при ходьбе и вприпрыжку. Хождение удобно для перемещения вблизи посадочного модуля, а также при переноске грузов; скорость хождения до 0,5 м/с. При большей скорости космонавт с каждым шагом подсакивает и взлетает вверх, при этом ноги в условиях лунной тяжести двигаются медленно, ходьба, по словам Н. Армстронга, напоминает бег жирафа в замедленной съемке, ноги несколько не устают, как будто идешь все время с горы. При перемещении вприпрыжку космонавт обеими ногами отталкивается одновременно. Этот способ эффективен при перемещении на сравнительно большие расстояния, при этом достигается скорость 1...1,5 м/с, а на отдельных участках и до 2 м/с. Остановиться при передвижении удается не сразу, а только после 1...2 шагов или 3...4 подскоков. На поворотах движения космонавта замедляются, в частности, из-за небольшого сцепления подошв ботинок скафандра с лунным грунтом.

Глубина следа ботинка от 1 до 15...30 см на валах кратеров. При глубоком погружении подошвы ботинок скафандра в грунт в процессе ходьбы необходимо высоко поднимать ноги. При неглубоком погружении возможно скольжение вбок, особенно на поверхности скальных обломков. Прыжки вверх с сохранением самоконтроля за движением возможны на высоту до 1 м.

**Падения.** При нарушении равновесия падение можно предотвратить шагом в сторону наклона (рис. 4), но

шаги в сторону затруднены ограниченной подвижностью скафандра. Скорость падений мала и падения для человека в скафандре не являются травмоопасными, но повреждение элементов скафандра при контакте со скальными обломками исключить нельзя. При падении лицом вниз можно легко подняться на ноги самостоятельно. При падении на спину необходима помощь другого космонавта или применение специальных приемов. В отечественной программе были отработаны

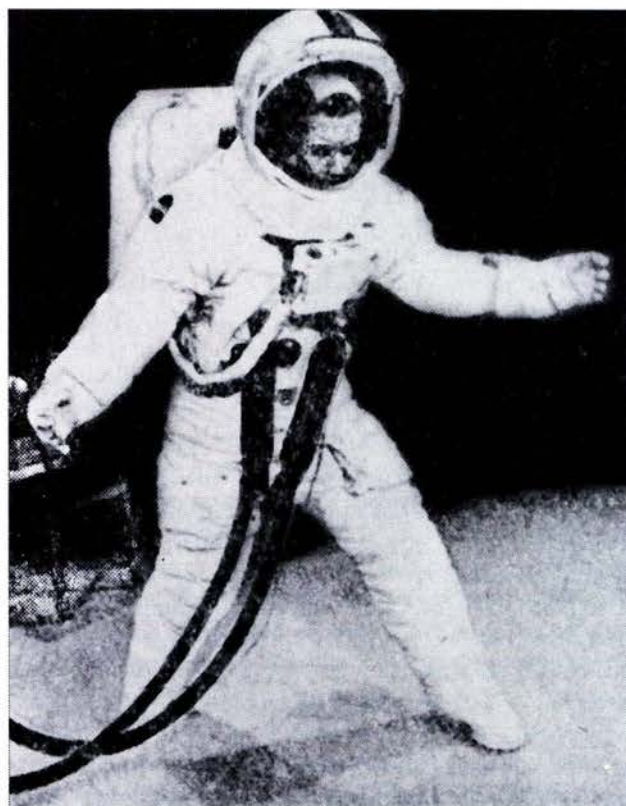


Рис. 4. Шаг в сторону для предотвращения падения при нарушении равновесия

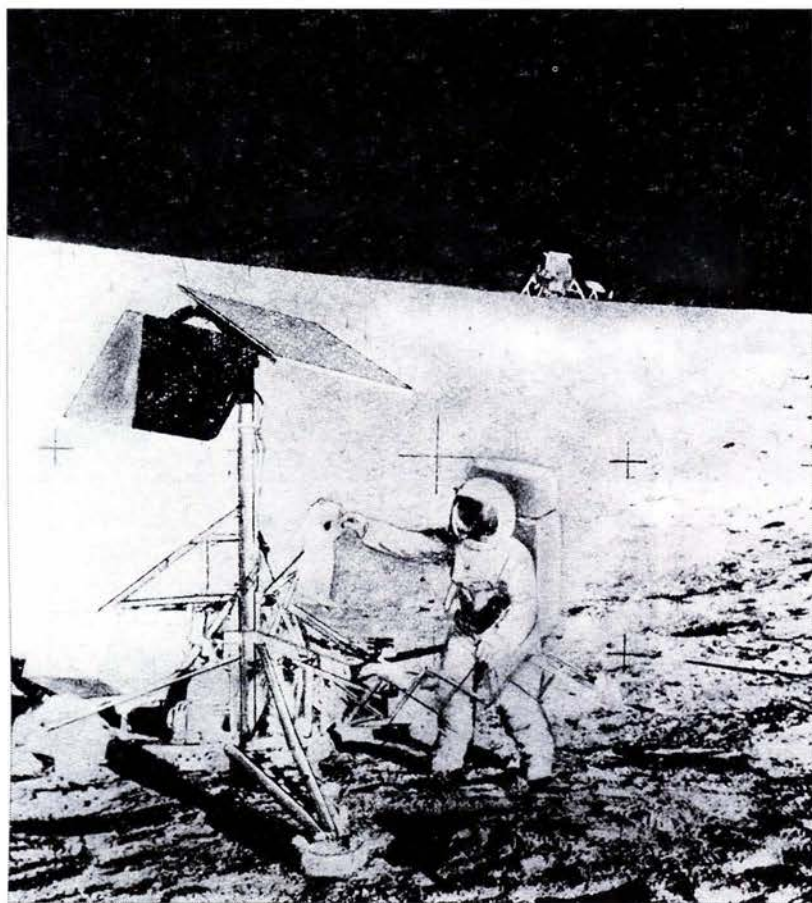


Рис. 5. Астронавт у аппарата "Сервейер-3" (на заднем плане в 300 м виден посадочный модуль "Аполлон-12")

методика и средства выполнения действий в этом случае. Однако при медленном падении можно успеть повернуться лицом к поверхности и встать на ноги.

**Транспорт.** Средняя скорость луномобиля — 6...8 км/ч, иногда до 12 км/ч. На некоторых участках ощущалась сильная тряска. При поездках члены экипажа длительное время находились в положении сидя или полусидя. Поэтому скафандр должен обладать подвижностью для занятия такой позы.

**Пыль.** Пылевато-песчаный грунт прилипает к обуви, скафандру, всем предметам подобно угольной пыли. От уроненного в грунт предмета поднимается облако пыли как от взрыва. Очень много пыли подымается при движении луномобиля. Струя пыли с колес била вверх и сыпалась дождем. Попытки стряхнуть пыль со скафандра успеха не имели. Астронавты чистили друг друга у трапа 15 минут, однако занесли много запыленных предметов в кабину. Острый запах пыли заполнил кабину, пылинки раздражали носовые проходы, вызывали чихание. Запах лунной пыли характеризуется как запах гари или отстрелянного пистона.

**Освещенность.** Уровень освещенности на Луне, как в безоблачный день на Земле. Тени густые, но не черные. Солнечный свет отражается от склонов кратеров, обеспечивая хорошую видимость. Цвет ландшафта едва заметен или не определяется вообще и напоминает цвет сухого цемента или песчаного пляжа. При движении прямо на Солнце с углом его возвышения над горизонтом до  $10^\circ$  оно слепит глаза. При более высоком положении Солнца от него хорошо защищает опущенный козырек гермошлема.

**Ориентирование.** Определение расстояний на Луне затруднено из-за изменений картины рельефа в зависимости от высоты Солнца над горизонтом. При малой высоте Солнца некоторые элементы рельефа видятся совсем близкими. При подъеме Солнца на большую высоту выясняется, что они находятся на расстоянии 4,5 км. Небольшая высота Солнца над горизонтом искажает характер склона кратера. Так при высоте Солнца  $\sim 5^\circ$  кажущаяся крутизна склона составляла  $30...40^\circ$ , когда Солнце поднялось на  $\sim 15^\circ$ , определили крутизну склона в  $12^\circ$ . Неровности горизонта в сочетании с небольшой силой тяжести затрудняют определение вертикали, точность не превышает  $5^\circ$ .

Важное значение имеет расстояние от линии видимого горизонта до наблюдателя.

На лунной равнине расстояние от точки, расположенной на высоте 1 м от поверхности, до линии видимого горизонта определяется следующим образом:  $l = \sqrt{(R_1 - 0,001)^2 - R_1^2} = 1,81$  км. Для сравнения на Земле с учетом рефракции в земной атмосфере аналогичная величина  $L = 3,83$  км.

Большую часть неправильностей рельефа составляют валы кратеров. Характер микрорельефа на удаленных от наблюдателя к горизонту участках остается неясен. Отчетливо выраженная неровность лунной поверхности скрадывает истинное расстояние до удаленных форм рельефа. Наблюдается тенденция к занижению расстояния и сложности в выдерживании направления при неясности ориентиров. "Неровности создают такое впечатление, какое бывает у человека, плывущего по сильно взволнованному морю" (Н. Армстронг). Сложность задачи визуальной ориентировки усугубляется однотонностью рельефа, однообразными возвышенностями и кратерами. Практически это сокращает дальность прямой видимости до 300...500 м (рис. 5).

Визуальную ориентировку можно вести в условиях лунного дня достаточно уверенно. Наверное визуальная

ориентировка возможна и в области, освещаемой солнечным светом, отраженным Землей, так как площадь видимого диска Земли в небе Луны в 14 раз больше, чем площадь диска Луны в небе Земли. Свет полной Земли освещает Луну в 60...80 раз ярче, чем свет полной Луны, освещающей Землю. Этого может оказаться достаточно для того, чтобы рассмотреть детали лунной поверхности или проводить какие-либо работы.

Очевидно, что экипаж должен быть снабжен оптическими приборами типа бинокля с угломерной сеткой и дальномером, в том числе и для ночного видения.

**Навигация.** После прилунения посадочных аппаратов требуется уточнение их селенографических координат; при передвижении мобильных аппаратов и космонавтов необходимо определять параметры движения: курс, скорость, отклонение от намеченного маршрута. Для решения навигационных задач придется учитывать отличительные особенности — отсутствие заметного магнитного поля, особенности рельефа. Наземные радиотехнические системы, используя радиоинтерферометрический способ измерений, могут с высокой точностью определять селенографические координаты объектов на видимой части поверхности Луны.

На Луне сохраняется возможность использования радиосистем, работающих в УКВ-диапазоне, с помощью которых измеряются два параметра: дальность до объекта и его азимут. Такие системы эффективны только в пределах прямой видимости. За счет большей кривизны поверхности Луны по сравнению с кривизной земной поверхности, их дальность действия будет намного меньше. Увеличение высоты антенны на 10 м обеспечивает приращение дальности действия системы в среднем на 3 км. Дальность действия можно увеличить, размещая антенны на природных возвышениях.

Навигационные задачи могут решаться на Луне с помощью разностно-дальномерных систем, которые будут располагаться на поверхности и работать в автоматическом режиме, используя длинные или средние волны.

На Луне благоприятные условия для применения астрономических методов навигации. Однако за счет уменьшенного в 6 раз ускорения силы тяжести по сравнению с земным у космонавтов будут трудности в применении астрономических приборов, в которых используется маятниковая вертикаль, так как даже небольшие ускорения прибора будут отводить маятник (пузырек уровня) от направления отвесной линии, что вызовет достаточно большие ошибки.

Непросто определить на Луне курс движения мобильного аппарата или космонавта. На Луне нельзя применять магнитный способ измерения, а при реали-

зации астрономического метода возникают трудности из-за малой угловой скорости вращения Луны.

**Связь.** Задержка радиосигнала при связи с Землей составляет 2,56 с. На видимой стороне Луны связь космонавтов с Землей и между собой может осуществляться через посадочный модуль, как ретранслятор. Связь в УКВ-диапазоне осуществляется только в пределах прямой радиовидимости и затрудняется при спуске одного из космонавтов в кратер. Тогда второй космонавт должен оставаться на краю кратера и использовать свой комплект радиооборудования в качестве ретранслятора. Антенна высотой 10 м обеспечивает дальность действия УКВ-связи до 3 км.

Как очевидно, следует рассматривать использование спутников связи и навигационных спутников Луны. Поскольку селеностационарная орбита физически не существует, такие спутники могут быть размещены в точках либрации.

**Деятельность экипажа.** Ниже рассматриваются необходимые и вероятные целевые действия и операции, выполняемые экипажем в процессе ВКД на поверхности Луны.

После прилунения и снятия готовности к аварийному старту осуществляется подготовка ко внекорабельной деятельности с учетом времени на адаптацию и отдых. В экспедициях "Аполлон" выход на поверхность осуществлялся не менее, чем через ~ 7 часов после посадки.

Спуск на поверхность осуществляется поочередно с интервалом 15...20 мин, производится осмотр посадочного модуля, определяется степень эрозии грунта после воздействия на него факела двигателей.

При прилунении для посадочного модуля допустимым может считаться склон 15°. Неудобство проведения операций в кабине при наклонном положении, трудности при выгрузке оборудования могут вызвать отклонения от графика ВКД.

Сбор партии образцов на случай срочного старта, затем — основной партии образцов. Сбор образцов происходит документированно: фотографируется образец на грунте, грунт после взятия образца, а также описывается его положение на грунте и характеристики окружающего участка. При фотографировании гномон должен обязательно попадать в кадр. Особые так называемые образцы Дня творения (Genesis rock) — крупные камни — нужно перевернуть для осмотра нижней их стороны и грунта под ними. Целевое использование инструментов: взятие сыпучих проб (требует аккуратных движений совком, так как даже при небольших ускорениях песок не удерживается в совке); применение пенетromетра вручную (прилагаемое усилие до 220 Н); забивание грунтоносов и отбойка скальных образцов

молотком (возможны затруднения в выборе положения для нанесения резкого и прицельного удара); рытье траншеи глубиной 15...35 см; применение электрического колонкового бура с реактивным вращательным моментом 25 Н·м, передаваемым на руки исполнителя (для повышения эффективности бурения необходимо налегать на него тяжестью тела); для извлечения бурава из скальных пород используются специальные приспособления.

Перенос грузов осуществляется различными способами. Можно переносить в руках оборудование для экспериментов, вес которых на Земле ~ 75 кгс, на Луне составляет ~ 12 кгс. Для переноски оборудование можно дополнительно закреплять на ранце с помощью другого астронавта. Дополнительный груз в некоторых случаях оказывается даже полезным, так как с увеличением веса возрастает сила трения между подошвами и грунтом, создается большая устойчивость.

**Физическая нагрузка экипажа.** Излишне уплотненный график ВКД экспедиции "А-11" в совокупности с затрудненной связью с орбитальным модулем через Землю создавал напряженную обстановку для экипажа. Энергозатраты экипажа составляли 225...350 ккал/ч, при норме 275...300 ккал/ч. Для экипажа "А-16" был подготовлен менее напряженный график ВКД с чередованием работы и отдыха. Член экипажа "А-17" Х. Шмитт отметил, что при переносе груза ему пришлось отдыхать через каждые 50...60 м.

Циклограмма ВКД для первого выхода на поверхность Луны должна носить щадящий характер. По мнению Н. Армстронга, экипажу следует предоставлять 10 минут для акклиматизации на поверхности Луны. Эта рекомендация совпадает с отечественной методикой проведения ВКД в условиях невесомости. Медики считают, что для первичной адаптации к лунному тяготению требуется 8 часов, максимально допустимая продолжительность выхода должна составлять 6 часов. Причем лимитирующими факторами длительности деятельности являются жажда и высокий пульс. Если решить проблему питья и приема пищи, то ВКД может продолжаться до 8 часов.

Отдых и сон до первого выхода, между выходами и после завершающего выхода до взлета должны составлять от 8 до 12 часов.

Безопасность космонавта является объектом внимания и ответственности специалистов при разработке конструкций и программы действий для каждого момента времени. Некоторые опасности (угрозы безопасности) обусловлены спецификой природы Луны. От воздействия пыли у Х. Шмитта начали протираться перчатки всего за три выхода на поверхность по 7 часов

каждый. На рукоятке геологического молотка стерся слой резины. Абразивный эффект от попадания пыли в узлы трения является реальной опасностью и причиной вероятных отказов.

Передвижение по склонам обуславливает необходимость особой осторожности, в том числе и по причине возможного скольжения подошв ботинок скафандра, снижения устойчивости на склонах. Обрушение и скатывание камней представляет собой угрозу безопасности экипажа.

Падение с площадки на трапе у выходного люка с высоты 7 м длилось бы ~3 с, скорость в момент контакта с поверхностью составила бы ~5 м/с, что следует рассматривать при неопределенном положении тела как угрозу безопасности.

Еще одна ситуация, которую можно было бы рассматривать как курьезную, если бы она не являла собой серьезную проблему. А. Бин из озорства подбросил упаковку одного из приборов. По его словам, она достигла высоты 100 м. Легко подсчитать, что время падения предмета с этой высоты равно  $t = \sqrt{2S/g_{\text{л}}} \approx 11$  с. Так как время взлета на эту высоту такое же, то предмет упадет на поверхность только через 22 с. За это сравнительно большое время космонавт может отвлечься, переключиться на какое-либо срочное, неотложное действие. Скорость падения предмета достигнет 17,8 м/с. Если допустить, что масса предмета хотя бы 100 г, то это равносильно попаданию в условиях Земли небольшого камня в лобовое стекло автомобиля при скорости 65 км/ч. Такую ситуацию никак нельзя назвать безопасной для человека в скафандре.

Потенциально опасные факторы и ситуации будут выявляться в процессе подготовки и с началом работ в реальной обстановке на Луне. На их основе будут разработаны правила и меры безопасности, как это сделано и существует для ВКД в условиях невесомости.

**Человек или автомат на Луне.** Дискуссии по этой проблеме давно пришли к выводу о целесообразности или однозначного выбора, или сочетания человека и техники в зависимости от задач, среды функционирования и ожидаемого результата. Необходимость и эффективность деятельности экипажей долговременных орбитальных станций убедительно доказана полетами ОС "Салют-1, -4, -5, -6, -7", "Скайлэб", орбитального комплекса "Мир", МКС. И если исследование дальних миров действительно целесообразно выполнять автоматическими аппаратами, то освоение их может быть осуществлено только непосредственно человеком. В отношении Луны речь идет об ее колонизации в качестве седь-

мого континента Земли. Следовательно, изучение Луны в интересах промышленного освоения должно проводиться человеком.

Мнение о необходимости и важности непосредственного участия космонавтов в научных исследованиях на Луне было подтверждено американскими экспедициями. Десятки раз астронавты с помощью простейших средств исправляли неполадки, которые сорвали бы выполнение задачи автоматическими аппаратами, без их участия не удалось бы установить на Луне приборы в наиболее подходящем месте, обеспечить их нормальное функционирование. Астронавт Х. Шмитт, как геолог-профессионал, мог быстро интерпретировать все увиденное в определениях и терминах геологической науки и корректировать ход исследований.

Можно обоснованно и уверенно заявить, что роль человека в освоении Луны будет главной и не может быть заменена автоматами, но должна проходить при использовании последних достижений техники.

#### Список литературы

1. **Ракетная** и космическая техника. № 7, 17.02.1969; № 32, 11.08.1969; № 7—9, 02.03.1970; № 49—51, 02.03.1970.
2. **Армстронг Н.** Исследование лунной поверхности // Земля и Вселенная. 1970. № 5.
3. **"Луна-16"** о лунном грунте / Л.С. Тарасов и др. // Земля и Вселенная. 1970. № 6.
4. **Ежегодник БСЭ.** 1971, 1972, 1973, 1980. М.: Сов. энцикл.
5. **Черкасов И.И., Шварёв В.В.** Грунтоведение Луны. М.: Наука, 1979.
6. **Цыганков О.С.** Технологическая деятельность на начальном этапе промышленного освоения недр Луны // Полет. 2006. № 7.



ДАЙДЖЕСТ    ДАЙДЖЕСТ    ДАЙДЖЕСТ    ДАЙДЖЕСТ    ДАЙДЖЕСТ    ДАЙДЖЕСТ    ДАЙДЖЕСТ

### Роскосмос планирует построить постоянную базу на Луне

Глава Роскосмоса А.Н. Перминов считает, что на Луне будет построена постоянная российская обитаемая база. "На Луне мы планируем в будущем построить свою обитаемую базу, соорудить орбитальную станцию и открыть маршрут для космических транспортных средств "Земля—Луна—Земля".

Базы дадут нам возможность проведения астрономических и астрофизических исследований. С них мы сможем лучше контролировать космическое пространство, чем с Земли. При наблюдении за опасными астероидами с Луны нам уже не мешает земная атмосфера. Немаловажны и исследования ресурсного потенциала нашего ближайшего спутника. Кроме того, на Луне мы сможем более эффективно подготовиться к полету на Марс. Не исключено, что Луна станет своеобразным форпостом на пути к Красной планете. Здесь мы будем отрабатывать новые образцы космической техники, а также навыки будущих марсианских путешественников", — сказал А.Н. Перминов.

По его словам, до 2015 г. планируется реализовать автоматические беспилотные рейсы по программе "Луна—Глоб". "В период с 2016 по 2025 г. планируется запустить на Луну автоматические аппараты для поиска более удобных для нас областей на поверхности спутника. А после 2026 г. туда уже полетят люди. С 2027 по 2032 г. на Луне должна действовать обитаемая база," — сказал А.Н. Перминов. Он отметил, что марсианская программа исследований предусматривает изучение природных ресурсов планеты и поиск на ней жизни. Кроме того, она должна помочь ответить на вопросы о происхождении Солнечной системы. Отвечая на вопрос, когда россияне смогут высадиться на Марс, А.Н. Перминов сказал: "Я думаю, после 2040 г."

Глава Роскосмоса отметил, что в деле освоения Луны и Марса России выгодно сотрудничать с разными странами. "Независимо от того, что некоторые страны, к примеру США или Китай, более технически подготовлены, чем другие, мы не замыкаемся только на них. Нам очень ценно сотрудничество с Европейским космическим агентством, Индией, Японией и прочими странами", — сказал А.Н. Перминов.

*Вестник Интерфакс — АВН № 35 (310), 2007 г.*

### В России разрабатывается новая зенитная управляемая ракета пятого поколения для системы С-400

В России завершается разработка новой зенитной управляемой ракеты нового поколения для ракетной системы С-400 "Триумф". В настоящее время данная ракета, получившая условное наименование Х-96, уже проходит испытания. По мнению специалистов, возможности данной зенитной ракеты дальнего действия принципиально отличаются от ныне существующих образцов. Она сможет преодолевать любые радиоэлектронные помехи и ПРО противника, будет способна действовать на любых сухопутных и морских театрах военных действий, поражать баллистические и крылатые ракеты на любой траектории полета. Эта ракета будет также способна получать целеуказания из космоса. Поражающая дальность ракеты — более 500 км.

*Вестник Интерфакс — АВН № 34 (309), 2007 г.*



**ГОЛОВИН**  
Дмитрий Леонидович —  
доцент кафедры МАИ,  
кандидат техн. наук



**ЗЫОНГ**  
Куок Зунг —  
аспирант МАИ

## Обеспечение качества при технологическом проектировании сложных авиационных конструкций

**Д.А. Головин, Зыонг Куок Зунг**

*В статье изложены основные принципы построения системы обеспечения качества при технологическом проектировании сложного наукоемкого изделия. Рассмотрены вопросы создания подсистемы обеспечения качества проекта в рамках CALS/ИПИ-технологий путем встраивания в общий процесс проектирования систем формирования множества технологических решений и многокритериального оценивания и принятия решений на основе метода анализа иерархий.*

**D.L. Golovin, Zyong Kuok Zung. Quality Management During Preproduction Planning Of Complex Aircraft Products**

*The article describes the main principles behind the development of a reliable quality management system at the preproduction planning phase of complex science-consuming products. Furthermore, it scrutinizes how a subsystem for quality management can be set up based on CALS/IPI technologies by integrating the following elements into the general project development process: databank of technological solutions, multiple criteria assessment and solution adoption based on hierarchical analysis.*

**О**беспечение требуемого качества продукции на различных этапах жизненного цикла является одной из целей реализации концепции CALS/ИПИ-технологий.

Применение интегрированной информационной среды позволяет по-новому организовать информационную поддержку при технологическом проектировании сложного наукоемкого изделия.

Основной задачей технологического проектирования является создание проекта материализации высококачественного изделия на основе последних научно-технических достижений. При этом решается множество частных задач: обеспечение технологичности изделия; проектирование технологических процессов (сборки, монтажа, изготовления деталей, контроля и испытаний); проектирование и увязка технологического оснащения; обеспечение точности, надежности и стабильности технологических процессов.

Качество технологического проекта сложного изделия существенным образом влияет на качество производимой продукции.

Ключевую роль в процессе создания технологического проекта занимают системы автоматизированного формирования вариантов решений, системы оценивания и выбора оптимальных решений.

Для эффективного управления проектами система технологического проектирования должна быть четко структурирована. Суть структуризации (декомпозиции) сводится к разбивке проекта на отдельные стадии, которыми можно управлять.

Стратегическое (целевое) планирование представляет собой процесс разработки стратегических, укрупненных, долгосрочных планов по совершенствованию изделия.

На этом этапе могут быть использованы различные методы дополнительного анализа в системах управления качеством (рис. 1). Например, метод SWOT-анализа (Strengths,

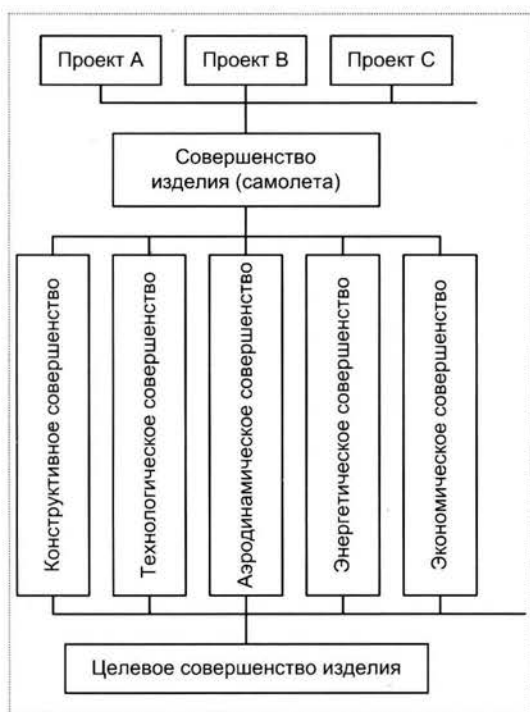


Рис. 1. Стратегическое планирование качества изделия

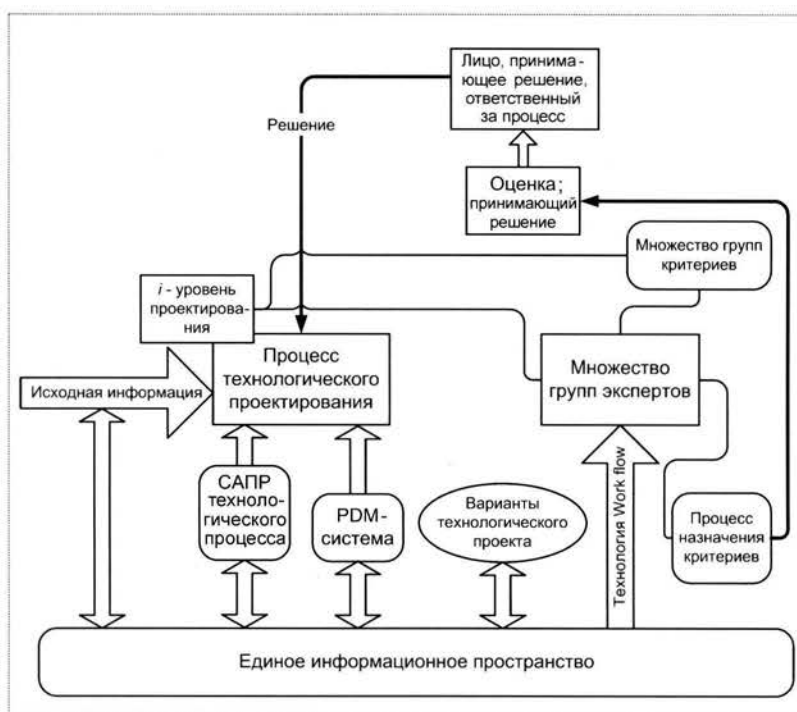


Рис. 2. Схема подсистемы обеспечения качества технологического проекта

Weaknesses, Opportunities and Threats – преимущества, слабые стороны, возможности, угрозы).

Детальное (оперативное, тактическое) планирование связано с разработкой тактических, детальных планов (подцелей) для оперативного управления технологическим проектированием на уровне ответственных исполнителей подразделений.

Структуризация (декомпозиция) работ по созданию технологического проекта на отдельные части позволяет строить матрицы ответственности. Которые представляют собой форму описания распределения ответственности по реализации работ с указанием задач каждого из подразделений и ответственного по проекту.

Организационные подразделения связаны между собой информационными потоками, посредством которых передается плановая и фактическая управленческая и техническая информация. Для целей технологического проектирования предлагается встроить в общий процесс проектирования подсистему обеспечения качества, которая содержит следующие основные элементы: систему формирования множества технологических решений и систему оценивания и принятия оптимальных решений (рис. 2).

Процесс принятия решения – это процесс выбора оптимального (удовлетворительного) решения из альтернативных вариантов. Система поддержки принятия решений – это соединение комплекса программных средств, имитационных, статистических и аналитических моделей процессов и работ по проекту для подготовки решений по его реализации. Ее целью является организация и управление принятия решений при разработке и реализации проектов на основе современных технологий обработки информации.

#### *Модель формирования множества технологических решений*

Как отмечалось ранее, одним из элементов подсистемы обеспечения качества проекта является система формирования множества технологических решений.

На рис. 3 представлена типовая структурированная иерархическая модель технологического проектирования, на основе которой строится автоматизированная система формирования альтернативных вариантов технологических решений.

Под моделью технологического проектирования изделия понимается специальная конструкция, созданная на основе множества моделей процессов, используемых при производстве частей изделия и изделия в целом.

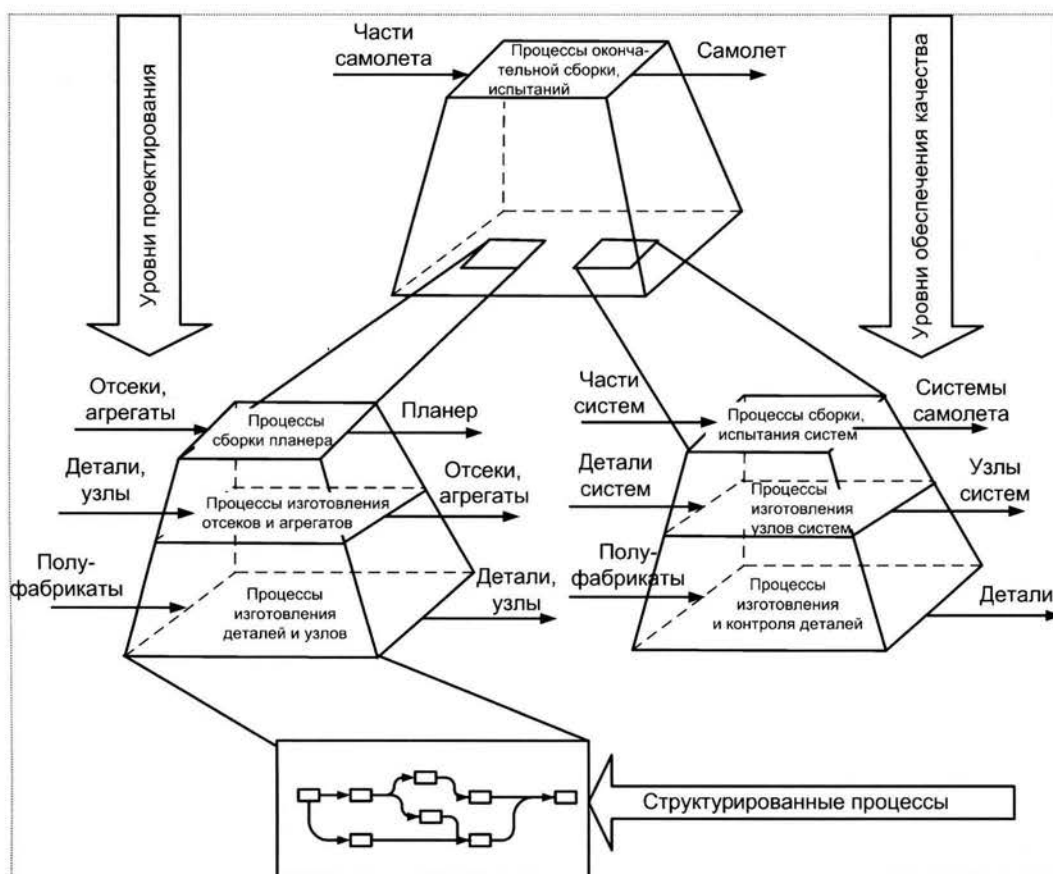


Рис. 3. Модель технологического проектирования

Конструкция модели технологического проектирования должна иметь следующие характеристики:

- являться иерархической системой с вертикальной декомпозицией на подсистемы решения задач на различных уровнях абстрагирования;

- обладать полной или частичной упорядоченностью процессов на каждом уровне;

- допускать возможность использования структурированных процессов для автоматизированного проектирования процесса материализации конкретного изделия.

Построение такой сложной конструкции, как модель технологического проектирования, требует разрешения методологических и математических проблем по информационному изображению предметов и процессов.

Для информационного изображения процессов и предметов и их построения требуются модели особого вида — системно-множественные, так как строится модель не единичного процесса, а модель множества процессов, структур, предметов.

При построении таких моделей на первое место выдвигаются вопросы методологии, включающие логико-философские аспекты и принципы структуризации процессов и предметов.

#### Принцип структуризации процессов и предметов.

Системный подход, являющийся методологией современных исследований, предполагает комплексное рассмотрение процессов и предметов: рассмотрение процесса как целостного образования; выявление составляющих частей и связей; анализ функций частей и их функциональных связей; обоснованной целесообразности степени информационного описания процесса или предмета.

Конечной целью системного анализа является построение системно-множественных математических моделей для практического использования.

Принцип регулярности. Существуют регулярные структуры технологических процессов, предметов технологии, а также регулярные отношения и функциональные взаимосвязи между процессами и предметами, которые позволяют осуществлять предваритель-

ную систематизацию проектных технологических знаний.

**Принцип декомпозиции процессов.** Технологический процесс как сложная система может быть подвергнут декомпозиции на подпроцессы — на предметы и действия.

Другой формой декомпозиции процесса является выделение предметов, участвующих в процессе, по схеме:

*предметы*  $\Rightarrow$  *имя действия*, где  $\Rightarrow$  — отношение предметов участвуют в процессе.

Предметы, в свою очередь, можно оценивать как целостные образования и производить их декомпозицию на части, рассматривая при этом свойства частей, связи и отношения между частями, образующими целое. Принцип декомпозиции позволяет образовывать классы предметов, производить подробный анализ наличия свойств, отношений, качеств и в конечном итоге строить информационное изображение предметов или их частей.

Наиболее общей формой информационного изображения процессов и предметов являются конструкции, созданные на основе использования исчисления предикатов и методов его расширения.

Для информационного изображения процессов и предметов можно использовать идеализированный объект:

$$I = \langle V, S, \Sigma, R \rangle,$$

где  $V$  — множество элементов  $v^i$ , принадлежащих  $V$ ;  $S: V \rightarrow V'$  — правило подобия;  $R$  — правило объединения элементов  $v^i$  в структуру  $\Sigma$ , т.е. бинарные отношения  $R_i(v^i, v^j)$ .

В качестве элементов  $v^i$ , принадлежащих  $V$ , используем:  $v^1$  — имя предмета;  $v^2$  — имя процесса;  $v^3$  — свойство (предмета, процесса);  $v^4$  — качество (предмета, процесса);  $v^5$  — параметр;  $v^6$  — решающее правило;  $v^7$  — ограничение;  $v^8$  — функциональная связь;  $v^9$  — отношение.

Информационное изображение процессов и предметов представим в виде графа  $G = \langle V, R \rangle$ , где  $v^i$ , принадлежащее  $V$ , — множество вершин графа;  $r^i$ , принадлежащее  $R$ , — множество соединений вершин (двуместный предикат  $r_i(v^i, v^j)$ ).

При построении идеализированных объектов используем следующие бинарные отношения:  $r_1(v^{1-2}, \lambda)$  — названия, где  $\lambda$  — реальный предмет или процесс;  $r_2(v^1, v^2)$  — использования элементом  $v^1$  элемента  $v^2$ ;  $r_3(v^1, v^2)$  — предмет  $v^1$  участвует в процессе

$v^2$ ;  $r_4(v^1, v^2)$  — предмет  $v^1$  преобразуется процессом  $v^2$ ;  $r_5(v^{1-2}, v^{1-2})$  — подпроцесс (предмет)  $v^{1-2}$  является частью процесса (предмета)  $v^{1-2}$ ;  $r_6(v^3, v^{1-2})$  — элемент принадлежит (характеризует) элементу  $v^{1-2}$ ;  $r_7(v^{1-2}, v^4)$  — элемент  $v^{1-2}$  оценивается элементом  $v^4$ ;  $r_8(v^3, v^4)$  — элемент  $v^3$  является частью элемента  $v^4$ ;  $r_9(v^5, v^6)$  — элемент  $v^5$  характеризует  $v^6$ ;  $r_{10}(v^6, v^3)$  — элемент  $v^6$  определяет наличие  $v^3$ ;  $r_{11}(v^5, v^6)$  — элемент  $v^5$  соотносится с (проверяется) элементом  $v^6$ ;  $r_{12}(v^7, v^5)$  — элемент  $v^7$  ограничивает  $v^5$ ;  $r_{13}(v^5, v^8)$  — элемент  $v^5$  принадлежит  $v^8$ , а  $v^9$  — отношение между элементами  $v^{1-2}, v^3, v^4$ .

В качестве формального аппарата действий с идеализированными объектами используют алгебраическую систему:

$$\langle J, W_p, W_1 \rangle,$$

где  $J$  — множество носителей;  $W_p$  — множество предикатов;  $W_1$  — множество функций.

В качестве множества  $W_p$  принимают двуместные предикаты отношения:  $R_1$  — следования;  $R_2$  — предшествования;  $R_3$  — предопределения;  $R_4$  — включения;  $R_5$  — части к целому;  $R_6$  — абстрагирования;  $R_7$  — детализации;  $R_8$  — определения;  $R_9$  — равенства;  $R_{10}$  — превосхождения;  $R_{11}$  — формирования качества;  $R_{12}$  — соответствия;  $R_{13}$  — использования.

Для каждого отношения формируются свойства рефлексивности, симметричности, транзитивности и т.п.

В качестве множества  $W_1$  используют множество функциональных зависимостей, которые считаются значимыми при построении модели процессов.

При оперировании с идеализированными объектами используется ряд условий.

Условие следования процессов (предметов). Если свойства процессов (предметов) находятся в отношении предшествования, то процессы (предметы) следуют друг за другом:

$$\forall v^{1-2}, \exists v_2^{1-2} \exists v_1^3 (v_1^{1-2}) \exists v_2^3 (v_2^{1-2}) [v_1^3 (v_1^{1-2}) \wedge \wedge v_2^3 (v_2^{1-2}) \wedge R_2(v_1^3, v_2^3) \rightarrow R_1(v_1^{1-2}, v_2^{1-2})].$$

Условие предопределения предметов. Если свойства первого предмета требуют наличия свойств второго предмета, то наличие первого предмета предопределяет наличие второго предмета:

$$\forall v_1^2, \exists v_2^2 \exists v_{11}^3 \exists v_{21}^3 [v_{11}^3 (v_1^2) \wedge v_{21}^3 (v_2^2) \wedge \wedge R_3(v_{11}^3, v_{21}^3) \rightarrow R_3(v_1^3, v_2^3)].$$



Рис. 4. Схема назначения критериев при технологическом проектировании

Система содержательных условий добавляется к обычным логическим аксиомам теории первого порядка исчисления предикатов и позволяет сформулировать ряд теорем, которые являются основой для разработки алгоритмов.

#### Модель оценивания и принятия технологических решений

На стадии выполнения проекта необходимо обеспечить сбор фактических данных о состоянии работ, оптимально представить их для анализа, обеспечить обмен информацией и взаимодействие между участниками проекта, выбрать оптимальное технологическое решение. Для выполнения этих функций применяется специально разработанное программное обеспечение.

На качество технологического проекта влияет множество факторов, которые необходимо учитывать на различных стадиях проектирования. После формирования множества альтернативных вариантов технологических решений их необходимо оценить и выбрать решение, отвечающее заданным критериям. Формирование системы критериев для оценивания технологического проекта является сложной творческой задачей. Ее сложность опре-

деляют многообразие оцениваемых процессов и предметов, их тесная взаимосвязь и противоречивость требований (критериев) (рис. 4).

Для создания системы показателей качества необходимо, чтобы показатели имели количественное выражение; отражали сдвиги, характеризующие развитие рассматриваемого технологического проекта; обеспечивали оценку проекта с учетом влияния уровней проектирования. При экспертной оценке технологических проектных предложений наряду с количественными возможно применение качественных критериев-показателей. В этом случае числовое значение качественных критериев-показателей заменяется экспертной оценкой.

В работе используются общие показатели качества — точность, взаимозаменяемость, технологичность, стандартизация, надежность, технологическая себестоимость, и частные — например, качество поверхностного слоя. Разработана трехмерная таксономия факторов успеха технологического проекта (рис. 5).

Для многокритериальной оценки альтернативных проектных вариантов используется метод иерархического парного сравнения. Метод анализа иерархий является одним из самых мощных и эффективных методов экспертизы и принятия решений. Предложенный Томасом Саати [4], данный метод объединяет идею парного сравнения

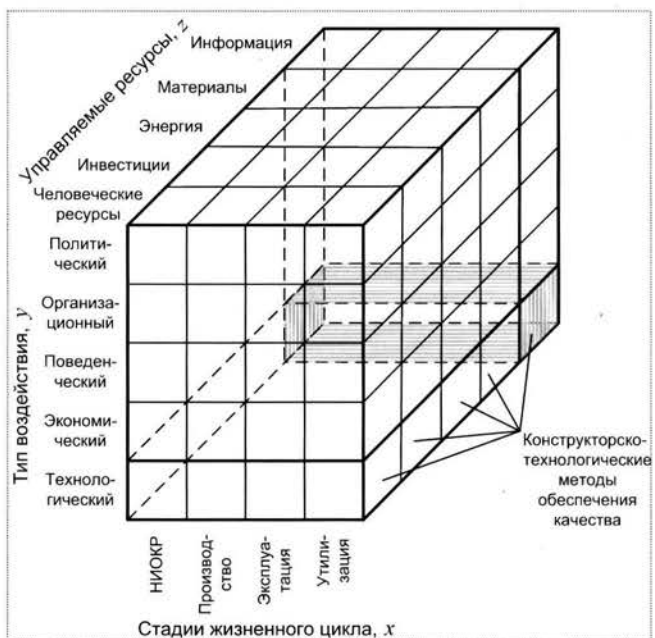


Рис. 5. Трехмерная таксономия факторов успеха технологического проекта

объектов с аналитическим подходом к формированию оценочного решения. Аналитический подход, опирающийся на алгебраическую теорию матриц, позволяет по результатам парных сравнений построить упорядоченный ряд объектов по одному или совокупности иерархически связанных показателей (признаков сравнения) и тем самым определить лучший вариант. Метод анализа иерархий имеет важное достоинство — он ориентирован на анализ и оценку сложных иерархических структур, каковым и является сложный технологический проект. Другими преимуществами метода анализа иерархий являются ориентированность на решение задач (экспертизу) с использованием качественных, неформальных характеристик; универсальность по отношению к широкому классу технологических задач; наличие механизмов контроля согласованности решений экспертов; простота проведения экспертизы любым числом экспертов. Эти преимущества особенно важны на первых стадиях разработки технологического проекта.

Применение метода анализа иерархий к решению задачи оценки качества технологических проектных предложений включает три основных этапа:

иерархическое представление задачи экспертизы, в которой нижний уровень иерархии представлен альтернативами (проектными предложениями), верхний уровень иерархии — целью (оценкой качества технологического проекта). Промежуточные уровни иерархии занимают критерии — единичные и комплексные показатели качества, по которым производится сравнение проектных предложений;

проведение парных сравнений для определения количественной оценки влияния элементов каждого

уровня иерархии (альтернатив, критериев) на каждый элемент верхнего уровня иерархии (критерий, цель);

получение приоритетов, количественно характеризующих степень влияния альтернатив (оцениваемых проектных предложений) через критерии (систему единичных и комплексных показателей качества) на цель — оценку качества технологического проекта.

Таким образом, обеспечение качества при технологическом проектировании сложного наукоемкого изделия может быть достигнуто в рамках CALS/ИПИ-технологий путем встраивания в общий процесс проектирования подсистемы обеспечения качества, основными элементами которой являются система формирования множества технологических решений и система многокритериального оценивания и принятия оптимальных решений на основе метода анализа иерархий. Разработанное программное обеспечение показало высокую эффективность проектирования по новой методологии при высоком уровне показателей качества основных групп.

#### Список литературы

1. Моисеев Ю.А., Чельшев С.В. Методические основы технологической отработки сложных изделий на надежность. Монография. М.: Госпредприятие "МИТ", 2001.
2. Технологические основы обеспечения качества машин / под ред. К.С. Колесникова. М.: Машиностроение, 1990.
3. Брахман Т.Р. Многокритериальность и выбор альтернативы в технике. М.: Радио и связь, 1984.
4. Саати Т. Принятие решений. Метод анализа иерархий. М.: Радио и связь, 1993.
5. Чударев П.Ф., Головин Д.Л., Комаров Ю.Ю. Автоматизированное проектирование технологических процессов авиационного производства. М.: изд-во МАИ, 1991.



ДАЙДЖЕСТ    ДАЙДЖЕСТ    ДАЙДЖЕСТ    ДАЙДЖЕСТ    ДАЙДЖЕСТ    ДАЙДЖЕСТ    ДАЙДЖЕСТ

#### Создаваемый РСК "МиГ" ударный беспилотный летательный аппарат будет оснащен двигателем разработки ОАО "Климов"

ОАО "Климов" ведет разработку двигателя для нового ударного беспилотного аппарата "Скат", макет которого впервые был представлен Российской самолетостроительной корпорацией "МиГ" на авиасалоне МАКС-2007. Силовая установка нового беспилотного летательного аппарата разрабатывается специалистами ОАО "Климов" на базе бесфорсажной модификации турбореактивного двигателя РД-33. Новый двигатель тягой около 5000 кгс позволит БПЛА "Скат" развивать скорость более 800 км/ч у земли и нести боевую нагрузку до 2 т. Практический потолок "Ската" — более 12 тыс. метров, дальность полета — до 4 тыс. километров. В арсенале "беспилотника" будут две ракеты класса "воздух—поверхность" или противорадиолокационные ракеты. Аппарат также будет способен применять две корректируемые авиационные бомбы калибров 250 и 500 кг.

ОАО "Климов" имеет многолетний опыт создания силовых установок для БПЛА. В 1970-х гг. в ОКБ "Климова" был разработан двигатель ТР3-117 для силовой установки разведывательного аппарата Ту-143 "Рейс", а затем его модификации "Рейс-Д".

Вестник Интерфакс — АВН № 34 (309), 2007 г.



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

# Выбор параметров оптико-электронной космической системы наблюдения по качеству изображения

**К.А. Занин**

*В статье рассмотрена методика выбора проектных параметров оптико-электронной космической системы наблюдения (КСН) по критерию эквивалентной полосы пропускания на примерах выбора размера пикселей приемника изображения, центрального экранирования оптической системы и масштаба увеличения устройства отображения.*

**K.A. Zanin. Image Quality Based Selection Of Parameters Of Optical-Electronic Space Observation System**

*The article offers a methodology for selecting design parameters of an optical-electronic space observation system based on the criterion of equivalent band pass, with the size of image receiver pixels, the size of the central screening of the optical system and the magnification capacity of the imaging system taken as examples.*

**В** качестве основного критерия оценки качества космических систем наблюдения (КСН) наряду с производительностью системы и временными показателями, характеризующими оперативность, наиболее часто используется пространственная разрешающая способность. Применение разрешающей способности в качестве критерия достаточно удобно, так как она имеет понятный физический смысл минимально разрешаемого объекта. Для расчета разрешающей способности и при ее экспериментальной оценке используются свойства линейности оптической системы. В таком случае изобразительные свойства оптической системы характеризует функция передачи модуляции (ФПМ) системы. ФПМ является функцией, зависящей от пространственной частоты. Ее можно представить как произведение ФПМ составляющих звеньев оптико-электронного комплекса (ОЭК) [1]:

$$T_{\text{ОЭК}}(\nu) = \prod_{i=1}^n T_i(\nu), \quad (1)$$

где  $T_1(\nu) \dots T_n(\nu)$  — ФПМ всех элементов оптико-электронного тракта, включая дисплеи отображения и глаза оператора. Совокупность всех элементов, участвующих в приеме и преобразовании информации от объекта наблюдения до конечного изображения, называется также сквозным информационным трактом.

Оптическая система имеет свойства фильтра высоких частот и не пропускает пространственные частоты более предела разрешения. Таким образом, пространственная разрешающая способность фактически определяется частотой среза  $\nu_{\text{ср}}$ , на которой ФПМ падает до критического значения  $K_p$ . Зная ФПМ системы  $T_{\text{ОЭК}}$ , контраст наблюдаемого объекта  $K_{\text{об}}$  и контрастную чувствительность приемника изображения  $K_p$ , можно найти разрешающую способность системы из уравнения (1):

$$K_p(\nu_{\text{ср}}) = T_{\text{ОЭК}}(\nu_{\text{ср}}) K_{\text{об}}(\nu_{\text{ср}}). \quad (2)$$

Предельная пространственная частота (разрешающая способность) не является полной характеристикой качества изображения. Считается, что оптико-электронные системы, имеющие высокую разрешающую способность, лучше передают любые по величине детали и дают более качественное изображение, чем системы с низкой разрешающей способностью. На практике же системы с высокой разрешающей способностью могут плохо воспроизводить детали, размеры которых заметно выше предельно разрешаемых и, наоборот, системы с более низким разрешением могут качественно воспроизводить без потери контраста крупные детали. Для учета этих факторов на основе ФПМ существует ряд дополнительных критериев: число воспроизводимых градаций яркости, визуальная резкость (острота), число информации в изображении и др.

Обычно согласование ФПМ отдельных элементов сквозного информационного тракта  $T_1(v) \dots T_n(v)$  проводится по критерию Котельникова–Найквиста, обеспечивающего воспроизведение предельных разрешаемых частот. Однако для достижения высокого качества изображения по другим критериям в процессе проектирования оптико-электронной системы требуется выбрать согласованные зависимости ФПМ различных его элементов.

#### Критерии оценки качества изображения

Большинство дополнительных критериев качества изображения основаны на оценке полосы пропускаемых частот. Формулировку трех основных критериев качества изображения дал Линфут [3], это критерии правильности изображения, относительного содержания структуры и корреляции. Все три критерия взаимосвязаны между собой и основаны на сравнении полосы пространственных частот объекта наблюдения на входе и выходе оптико-электронной системы.

Наиболее интересным с точки зрения качества изображения является критерий относительного содержания структуры, который характеризует субъективное восприятие человеком четкости и резкости (остроты) изображения.

При равномерном распределении плотности спектра объекта относительное содержание структуры изображения также называется эквивалентной полосой частот – процент пространственных частот объекта, воспроизводимых системой:

$$S = \int T_{\text{ОЭК}}(v)^2 dv. \quad (3)$$

Величина  $S$  характеризует среднее значение эквивалентной ширины полосы пропускания частот системы. Большим значениям  $S$  соответствует более широ-

кая полоса пропускания частот и, соответственно, более резкое визуальное изображение.

На эквивалентную полосу пропускания оптико-электронной системы в основном оказывает влияние центральное экранирование оптической системы, характерное для двухзеркальных соосных схем типа Ричи–Кретьена; размер пикселя приемника изображения и масштаб увеличения изображения при просмотре. Рассмотрим влияние этих факторов подробнее.

#### Выбор размера пикселя приемника изображения с учетом эквивалентной полосы пропускания системы

Для того чтобы в полной мере использовать возможности оптической системы по разрешающей способности, согласно теореме отсчетов Котельникова–Шеннона, частота отсчетов приемника оптико-электронной системы  $v_s$  должна, по крайней мере, вдвое превосходить максимальную частоту  $v_{\max}$  в спектре изображения [1]:

$$v_s \geq 2v_{\max}. \quad (4)$$

Радиус диска (кружка) Эри в дифракционном изображении точечного источника, полученного оптической системой с апертурой круговой формы, соответствует значению

$$r_{06} = 1,22\lambda N, \quad (5)$$

где  $N$  – относительное фокусное расстояние.

Пространственная частота отсчетов ПЗС матрицы  $v_s \approx \frac{1}{\delta_n}$ , предельная пространственная частота оптиче-

ской системы  $v_{\max} = \frac{1}{1,22\lambda N}$  и угловая частота  $f_{\text{oc}} = \frac{v_{\max}}{F}$ .

В соответствии с теоремой Котельникова–Шеннона условие выбора размера пикселя следующее:

$$\delta_n \leq \frac{1}{2} 1,22\lambda N. \quad (6)$$

Условие (6) означает, что в согласованной системе регистрации в пределах радиуса дифракционного изображения следует расположить не менее двух пикселей приемника света. Сравнительные значения относительного отверстия и размера пикселя для различных космических систем наблюдения приведены в табл. 1. Как видно из таблицы, при разработке КСН критерий выбора размера пикселя по сравнению с критерием Котельникова–Найквиста ослаблен примерно в 2 раза:

$$\delta_n \leq 1,22\lambda N. \quad (7)$$

Параметры оптико-электронной системы различных типов КА

| Название КА | Диаметр объектива, м | Относительное фокусное расстояние | Размер пикселя, мкм | Дифракционный радиус кружка рассеивания, мкм | Угловое разрешение, " |
|-------------|----------------------|-----------------------------------|---------------------|----------------------------------------------|-----------------------|
| Iconos-2    | 0,7                  | 14,3                              | 12                  | 11,3                                         | 0,23                  |
| Quick Bird  | 0,6                  | 14,7                              | 12                  | 11,7                                         | 0,27                  |
| OrbView-3   | 0,45                 | 6,7                               | 6                   | 5,3                                          | 0,36                  |
| Eros-B      | 0,5                  | 10                                | 7                   | 7,9                                          | 0,33                  |
| Pleiades    | 0,65                 | 15,3                              | 13                  | 12,1                                         | 0,25                  |

Расположение одного пикселя в пределах радиуса кружка Эри для КСН обусловлено тем, что для типичного современного приемника изображения с размером чувствительного элемента 5...10 мкм выполнение условия (6) ведет к существенному удлинению эквивалентного фокусного расстояния и возрастанию массы и габаритов оптической системы соответственно.

При дальнейшем увеличении размера пикселя разрешение быстро становится недопустимо низким по сравнению с достижимым дифракционным пределом.

Как правило, в процессе синтеза КСН конкретные значения относительного фокусного расстояния и размера пикселя заданы некоторым рядом значений, уже реализованных в конкретных технических аналогах. Поэтому возникает вопрос, насколько могут ухудшиться показатели качества системы, если соотношения размеров кружка Эри и пикселя приемника не будут строго удовлетворять условиям (6) или (7). Наиболее наглядно влияние увеличения размера пикселя по сравнению с условием (6) на ухудшение характеристик

системы можно оценить по эквивалентной полосе пропускания  $S$ .

В простейшем случае ФПМ оптико-электронной системы можно представить как произведение ФПМ идеального объектива и приемника изображения:

$$T_{\text{оэк}}(v) = T_{\text{об}}(v)T_{\text{пзс}}(v).$$

Приближенное значение ФПМ для идеального объектива без учета центрального экранирования на длине волны  $\lambda$  [2] описывается функцией

$$T_{\text{об}}(v) = \frac{2}{\pi} (\arccos(\lambda N v) - \lambda N v \sqrt{1 - (\lambda N v)^2}), \quad (8)$$

где  $N = \frac{F}{D}$  — относительное фокусное расстояние;  $\lambda$  — средняя длина волны;  $F$  — фокусное расстояние объектива;  $D$  — диаметр объектива.

Если элементы матрицы имеют форму примыкающих друг к другу квадратов со стороной  $\delta_n$  и распределение чувствительности внутри элемента постоянно, то ФПМ матрицы  $T_{\text{пзс}}$  описывается выражением

$$T_{\text{пзс}}(v) = \left| \frac{\sin \pi \delta_n v}{\pi \delta_n v} \right|. \quad (9)$$

На рис. 1 показаны графики зависимостей ФПМ оптической системы от числа пикселей в кружке Эри.

Полоса пропускания системы с учетом ФПМ ПЗС матрицы и оптической системы соответствует:

$$S(\delta_n) = \int_0^{v_{\text{max}}} (T_{\text{об}}(v)T_{\text{пзс}}(v, \delta_n))^2 dv. \quad (10)$$

На рис. 2 показана зависимость коэффициента снижения полосы пропускания оптико-электронной системы от числа пикселей, расположенных в пределах радиуса кружка рассеивания Эри. Из рисунка видно, что

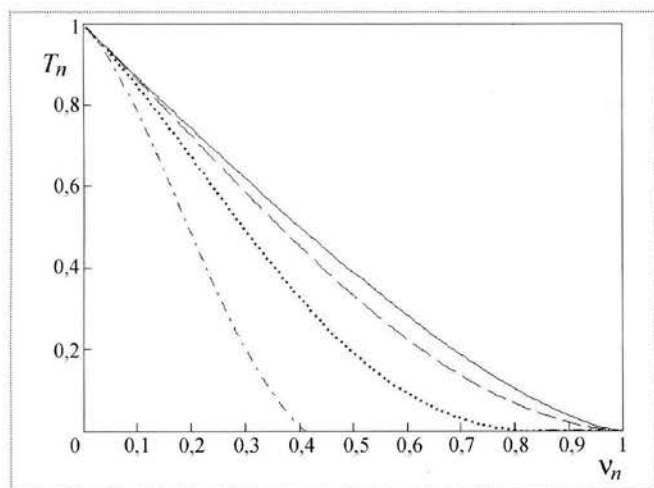


Рис. 1. Зависимость ФПМ системы объектив — приемник от числа пикселей в кружке Эри:

—  $T_n$  — идеальная ФПМ оптической системы; —  $T_n \cdot T_{M_n} = 1$  пикселям; —  $T_n \cdot T_{M_n} = 2$  пикселям; —  $T_n \cdot T_{M_n} = 0,5$  пикселя

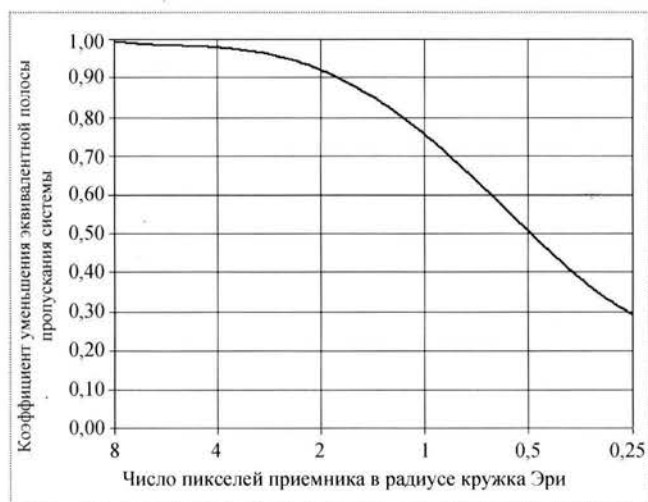


Рис. 2. Зависимость коэффициента снижения эквивалентной полосы пропускания оптико-электронной системы от числа пикселей приемника в кружке Эри

при использовании критерия (6) полоса пропускания снижается до 0,9 от ее идеального значения. В случае использования критерия (7) полоса пропускания уменьшается до 0,75. Дальнейшее увеличение размера пикселя до одного пикселя, вписанного в диаметр кружка Эри, приводит к снижению полосы пропускания до 0,5 и более. Следовательно, для полного использования полосы частот изображения дифракционного качества следует расположить от 1 до 2 пикселей приемника.

На практике оптико-электронная система может не иметь идеального дифракционного качества в силу действия различных остаточных aberrаций и разъюстировки, вызванной погрешностью изготовления. На изображение также действует смаз и остаточная расфокусировка. Таким образом, можно считать, что удовлетворительные значения полосы пропускания оптико-электронной системы сохраняются вплоть до выполнения условия (8).

Влияние линейного центрального экранирования оптической системы на коэффициент снижения эквивалентной полосы пропускания системы показано на рис. 3.

Из рис. 3 видно, что центральное экранирование существенно влияет на эквивалентную полосу пропускания частот. При центральном экранировании до 0,35 сохраняется удовлетворительный коэффициент снижения полосы до 0,7.

Уменьшение центрального экранирования до 0,2 может улучшить коэффициент пропускания полосы частот до 0,9. Однако при уменьшении центрального

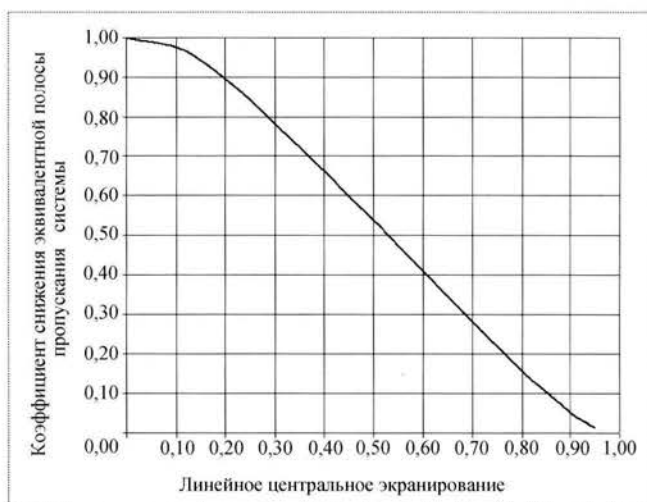


Рис. 3. Влияние центрального экранирования на коэффициент снижения эквивалентной полосы пропускания оптико-электронной системы

экранирования в зеркальных схемах существенно уменьшается и поле зрения.

*Выбор масштаба увеличения устройства отображения с учетом особенности восприятия изображения человеком*

Оценка качества функционирования космических систем наблюдения обычно проводится не только по степени удовлетворения отдельных показателей, например разрешающей способности, требованиям тактико-технического задания, но и по эстетическому качеству конечного изображения.

Способы представления изображения КСН могут быть различными, например представление на дисплее компьютера. Однако наиболее лучшим способом отражения информации по-прежнему является представление изображения на бумажном носителе. При рассмотрении человеком изображения основное влияние на визуальное качество информации также оказывает эквивалентная полоса воспроизводимых частот  $S$ . Эквивалентная полоса частот, воспроизводимых глазом человека, зависит от масштаба увеличения, расстояния до просматриваемого изображения и освещенности. Рассмотрим способ выбора наилучшего масштаба увеличения при отображении информации.

Для исследования этих свойств в общую передаточную функцию системы включается ФПМ глаза. В работе [2] предлагается выбирать масштаб линейного увеличения устройства отображения таким образом, чтобы максимум интересующих частот, или максимум распознаваемой пространственной частоты, располагался на максимуме пространственной чувствительности глаза.

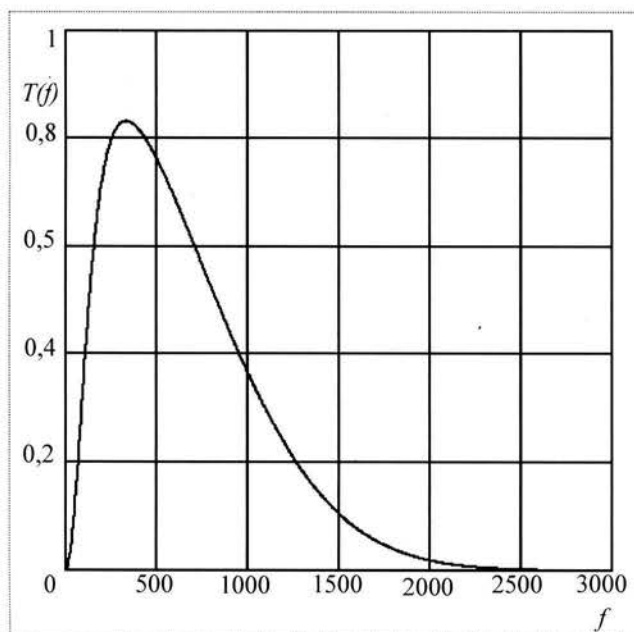


Рис. 4. Функция передачи модуляции глаза человека

В общем случае масштаб линейного увеличения прибора отображения  $M$  выбирается таким образом, чтобы обеспечить максимум полосы пропускания системы с учетом ФПМ глаза:

$$M^* = \arg \max_M N_e(M) = \arg \max_M \int_0^\infty (T_{\text{оэк}}(v) T_{\text{гл}}(v, M))^2 dv. \quad (11)$$

Выполнение данного условия в среднем обеспечивает максимум полосы пропускания  $N_e$  всей системы и наилучший показатель корреляции  $K$ .

Результаты экспериментальных исследований ФПМ глаза, которые проводились путем измерения разрешения пороговым методом по тест-объекту с синусоидальным распределением яркости, представлены в работе [2]. Функция передачи модуляции глаза человека зависит от дифракции света на зрачке, размеров чувствительных элементов сетчатки, aberrаций хрусталика (сферическая, хроматическая, астигматизм), расфокусировки. В процессе восприятия человеком изображения большую роль также играют движения глаза, рецепторная связь глаза, передача и обработка зрительной информации в мозге.

Контрастная чувствительность глаза оператора мала при постоянном сигнале, резко возрастает до максимума на низких частотах и плавно снижается по экспоненциальному закону на высоких частотах, что представлено на рис. 4.

При низких уровнях яркости — менее  $20 \text{ кд/м}^2$  — максимума ФПМ не наблюдается, зрачок оператора расширен и преобладают aberrации хрусталика. При средних уровнях яркости —  $70 \dots 140 \text{ кд/м}^2$  — в обработку информации включаются функции мозга и свойства сетчатки глаза, качество видения изображения улучшается. Средняя ФПМ глаза в наилучших условиях наблюдения для всей области частот соответствует условию  $70 \dots 140 \text{ кд/м}^2$  и может быть вычислена при помощи аппроксимирующей функции:

$$T_{\text{гл}}(f) = \left( 1 - \left( 1 + \left( \frac{f}{f_0} \right)^2 \right)^{-2} \right) \exp \left( - \left( \frac{f}{f_1} \right)^2 \right), \quad (12)$$

где  $f_0 = 200 \text{ рад}^{-1}$ ,  $f_1 = 1000 \text{ рад}^{-1}$  — характерные угловые частоты.

Рассмотрим согласование характеристик ФПМ системы с учетом свойств глаза оператора. Связь пространственной и угловой частоты зависит от расстояния комфортного наблюдения. На рис. 5 показана схема преобразования масштабов изображения при наблюдении. На указанном рисунке  $F$  — фокусное расстояние оптической системы,  $m$ ;  $\gamma_{\text{об}}$  — угловое разрешение оптической системы, рад;  $\gamma_{\text{зр}}$  — угловое разрешение глаза человека, при котором достигаются наилучшие условия передачи контрастов, рад;  $r_{\text{об}}$  — радиус кружка рассеивания оптической системы, м;  $r_{\text{зр}}$  — линейный радиус кружка рассеивания на отображаемом изображении, м;  $l_{\text{зр}}$  — расстояние, с которого произво-

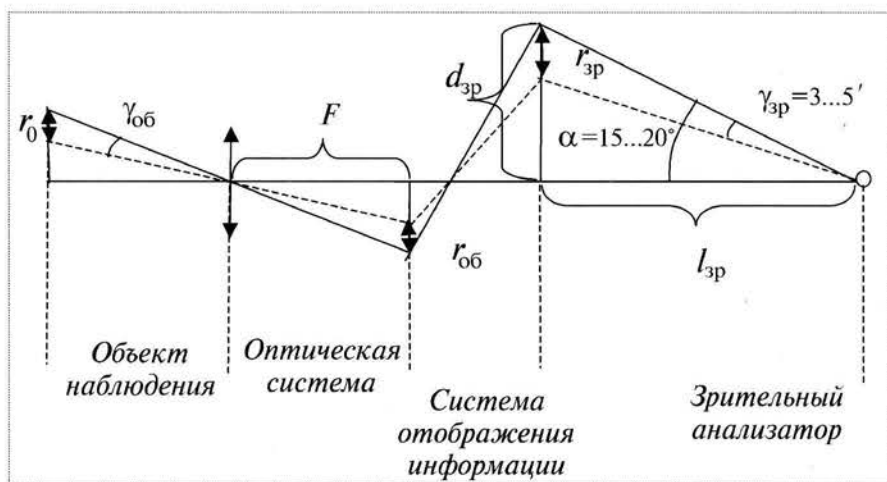


Рис. 5. Схема согласования масштабов при зрительном восприятии изображения

дится просмотр изображения,  $m$ ;  $d_{зр}$  — размер наибольшей стороны отображаемого изображения, м.

Поле зрения глаза, в пределах которого достигается хорошее качество видения изображения, составляет примерно  $30^\circ$  по углу места и  $40^\circ$  по азимуту. Такое поле применяется в различных задачах отображения видимой информации. Оно соответствует общепринятому соотношению сторон кадра 4 к 3, обеспечивающему наилучшие эстетические аспекты восприятия изображения человеком.

Масштаб увеличения (линейное увеличение) системы отображения информации [4]

$$M = \frac{r_{зр}}{r_{об}}. \quad (13)$$

Угловое увеличение  $\Gamma$  всей оптико-электронной системы [4]

$$\Gamma = \frac{\gamma_{зр}}{\gamma_{об}} = \frac{r_{зр}}{r_{об}} \frac{F}{l_{зр}} = M \frac{F}{l_{зр}}. \quad (14)$$

Минимальное расстояние комфортного просмотра отпечатка  $l_{зр}$  достигается при заполнении указанного поля зрения:

$$l_{зр} \approx \frac{d_{зр}}{2 \operatorname{tg}\left(\frac{\alpha}{2}\right)} \approx 1,4 d_{зр}. \quad (15)$$

Угловая частота на отображаемом изображении зависит от радиуса кружка рассеивания  $r_{зр}$  и расстояния просмотра  $l_{зр}$ :

$$f_{зр} = \frac{l_{зр} n_p}{2 r_{зр}}, \quad (16)$$

где  $n_p$  — число пикселей приемника изображения, вписанных в радиус кружка рассеивания, с учетом условия (8) будем далее полагать  $n_p = 1$ . Таким образом, радиус кружка рассеивания  $r_{зр}$ , обеспечивающий требуемую передачу контраста на рассматриваемом изображении, может быть вычислен по формуле

$$r_{зр} \approx \frac{l_{зр}}{2 f_{зр}}. \quad (17)$$

Из рассмотрения функции модуляции глаза следует, что максимум ФПМ глаза в условиях, характерных для индикаторных устройств при освещенностях  $70 \text{ кд/м}^2$ , наблюдается в области частот  $100...400 \text{ рад}^{-1}$

( $8...30'$ ). Максимальная разрешающая способность глаза, подтвержденная экспериментально, составляет  $3440 \text{ рад}^{-1}$  ( $1'$ ).

В ходе различных исследований [2] показано, что увеличение граничной частоты элемента разрешения выше  $800...1100 \text{ рад}^{-1}$  ( $5...3'$ ), так же как и уменьшение менее  $100 \text{ рад}^{-1}$  ( $30'$ ) приводит к резкому ухудшению передачи контраста глазом человека. Таким образом, хорошие результаты для глаза оператора по передаче контрастности пространственных частот объектов и одновременно градаций яркости можно получить, если спектр угловых пространственных частот расположен в пределах полосы частот  $100...1100 \text{ рад}^{-1}$ . Среднее значение, соответствующее максимуму ФПМ глаза, соответствует примерно  $200...400 \text{ рад}^{-1}$ .

В то же время оптическая система не пропускает пространственные частоты более  $\nu_{\max}$  и угловые более  $f_{\text{ос}} = \frac{\nu_{\max}}{F}$ . Отношение угловой разрешаемой частоты  $f_{\text{ос}}$  оптической системы к угловому увеличению  $\Gamma$  на устройстве отображения должно удовлетворять граничным условиям:

$$f_{\min} \leq \frac{f_{\text{ос}}}{\Gamma} \leq f_{\max}, \quad (18)$$

где  $f_{\min} = 100 \text{ рад}^{-1}$ ;  $f_{\max} = 1100 \text{ рад}^{-1}$  и наилучшее значение  $f_{\text{ср}} = 400 \text{ рад}^{-1}$ . Соответственно, масштаб увеличения

$$M \approx \frac{l_{зр}}{F_{об}} \frac{f_{\text{ос}}}{f_{зр}}. \quad (19)$$

Точное значение радиуса кружка рассеивания или отображаемой угловой частоты может быть выбрано путем решения задачи оптимального согласования ФПМ глаза и оптической системы (13).

Однако для практики удобно использовать два способа согласования углового и линейного увеличения с разрешаемой угловой частотой:

максимальная граничная угловая частота оптической системы равна граничной частоте ФПМ глаза оператора:

$$\frac{f_{об}}{\Gamma} = 1100 \text{ рад}^{-1}, \quad M \approx \frac{l_{зр}}{F_{об}} \frac{f_{\text{ос}}}{1100}; \quad (20)$$

максимальная угловая частота оптической системы располагается на максимуме ФПМ глаза оператора:

Наилучший масштаб увеличения  $M$  для различных типов КА

| Название КА | Разрешаемая угловая частота $f_{об}$ , рад <sup>-1</sup> | Максимальное полезное увеличение $\Gamma$ ( $f_{зр} = 1100$ рад <sup>-1</sup> ) | Масштаб увеличения $M$ в зависимости от размера изображения (расстояния наилучшего зрения), см |         |           |           |
|-------------|----------------------------------------------------------|---------------------------------------------------------------------------------|------------------------------------------------------------------------------------------------|---------|-----------|-----------|
|             |                                                          |                                                                                 | 20 (28)                                                                                        | 60 (56) | 120 (168) | 240 (336) |
| Iconos-2    | 882723,8                                                 | 802                                                                             | 22,4                                                                                           | 67,3    | 134,7     | 269,4     |
| Quick Bird  | 756620,4                                                 | 688                                                                             | 21,8                                                                                           | 65,5    | 131,0     | 262,0     |
| OrbView-3   | 567465,3                                                 | 516                                                                             | 47,9                                                                                           | 143,7   | 287,5     | 574,9     |
| Eros-B      | 630517,0                                                 | 573                                                                             | 32,1                                                                                           | 96,3    | 192,6     | 385,2     |
| Pleiades    | 819672,1                                                 | 745                                                                             | 21,0                                                                                           | 62,9    | 125,9     | 251,8     |

$$\frac{f_{об}}{\Gamma} = 400 \text{ рад}^{-1}, M \approx \frac{l_{зр}}{F_{об}} \frac{f_{об}}{400}. \quad (21)$$

При первом способе обеспечивается хорошая передача полосы частот, отображаемой оптической системой. Значения масштаба увеличения  $M$  по условию (20) для различных космических систем наблюдения приводятся в табл. 2. При втором способе улучшается распознавание предельных частот, но полоса пропускания частот глазом оператора используется неполностью, и острота (резкость) изображения может снижаться.

На практике для улучшения распознавания предельных частот диапазон угловых увеличений должен выбираться так, чтобы они находились в диапазоне наблюдаемых угловых частот от 200 до 400 рад<sup>-1</sup>.

Соответствующее граничное условие для отображаемого кружка рассеивания следующее:

$$\frac{l_{зр}}{800} \leq r_{зр} \leq \frac{l_{зр}}{400}. \quad (22)$$

В качестве информационного критерия удобно ввести показатель числа элементов — пикселей или точек, отображаемых на кадре

$$N_n = 2 \frac{\alpha}{\gamma_{зр}} = 2 \alpha f \approx 600 \dots 1600. \quad (23)$$

Для граничной частоты  $f_{max} = 1100$  рад<sup>-1</sup> можно рекомендовать отображение 1600 точек (элементов разрешения) на одном кадре по длинной стороне, для наилучших условий наблюдения по разрешаемой частоте — 600 точек. В качестве одного из показателей обеспечения качественной передачи контраста и разрешения в литературе иногда используется отношение фокусного расстояния к диаметру кружка рассеивания

оптической системы. Этот показатель также тесно связан с особенностями ФПМ глаза человека.

Отношение фокусного расстояния объектива к диаметру кружка рассеивания на устройстве отображения с учетом углового увеличения в процентном соотношении равно

$$k_{кр} \% = 100 \frac{2r_{об}}{F} = 100 \frac{1}{L f_{об}}. \quad (24)$$

Например, для хорошей передачи контраста в области частот 200...400 рад<sup>-1</sup> диапазон процентного отношения радиуса кружка рассеивания к фокусному расстоянию должен составлять:

$$k_{кр} \geq \frac{0,5 \dots 0,25 \%}{L}. \quad (25)$$

Данное условие хорошо согласуется с исследованиями, проведенными при разработке знаменитого портретного объектива "Никола Персейд" (патент DRP 3272059), отличающегося хорошей тональной передачей. В исследовании предлагалось выбирать диапазон значений диаметра кружка рассеивания объектива в случае углового увеличения  $\Gamma = 1$  в пределах

$$0,5 \% \geq k_{кр} \geq 0,25 \%. \quad (26)$$

Выбор углового увеличения  $\Gamma = 1$  был обусловлен тем, что при данном угловом увеличении достигается наиболее естественное восприятие фотографического изображения в силу наименьших искажений перспективы [4].

Итоговый размер отпечатка изображения может оцениваться исходя из двух условий:

рассматривание изображения происходит целиком, отпечаток заполняет поле зрения 30 на 40°;

рассматривание изображения происходит по частям с расстояния комфортного зрения.

В первом случае выбор кружка рассеивания и масштаба увеличения трудностей не вызывает и проводится так, чтобы отпечаток с заданным размером занимал целиком все поле зрения 30 на 40°. Требуемый масштаб увеличения выбирается соотношениями (20) или (21).

Во втором случае просмотр большого отпечатка производится по частям путем перемещения поля зрения. При этом расстояние просмотра, если нет других ограничений, например по минимальному возможному расстоянию до отпечатка на выставочном стенде, может составлять 20...30 см, т.е. в 1,5...2 раза больше ограничения ближней аккомодации глаза. В случае рассмотрения отпечатка изображения с расстояния 20...30 см можно рекомендовать располагать пиксели оптико-электронной системы с плотностью 11...7 на 1 мм отпечатка, что примерно соответствует общепринятой плотности печати 300 точек на дюйм. Для обеспечения комфортного рассмотрения мельчайших подробностей отпечатка изображения плотность расположения пикселей следует выбирать 4...3 пикселя на 1 мм отпечатка, что соответствует плотности печати 75...100 точек на дюйм.

Анализ современного состояния космических систем наблюдения показывает, что повышение качества КСН происходит не только за счет улучшения их разре-

шающей способности, но и путем повышения измерительных свойств информации и оперативности выполнения заявок. Большинство современных КСН имеют разрешающую способность, близкую к предельно возможной, ограниченной только диаметром их оптической системы. Поэтому дальнейшее улучшение качества информации может проводиться по критерию числа воспроизводимых градаций яркости, визуальной резкости (остроты) изображения, полноты передачи информации об объекте.

В связи с этим актуальной проблемой является разработка методов выбора проектных параметров информационного тракта оптико-электронной системы КСН по интегральному критерию качества, учитывающей не только разрешающие способности, но и число воспроизводимых градаций яркости, визуальной резкости и т.д.

*Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ, проект № 07-08-00763.*

#### Список литературы

1. Валентюк А.Н., Предко К.Г. Оптическое изображение при дистанционном наблюдении. Минск: Наука и техника, 1991.
2. Ллойд Дж. Системы тепловидения. М.: Мир, 1978.
3. Фризер Х. Фотографическая регистрация информации. М.: Мир, 1978.
4. Чуриловский В.Н. Теория оптических приборов. М.: Машиностроение, 1966.



ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ

### Российские ученые планируют эксперимент по управлению в космосе наноспутником с помощью смс-сообщений

"Российский научно-исследовательский институт космического приборостроения (РНИИ КП) в 2008 г. планирует запустить на орбиту технологический наноспутник, управление которым будет вестись посредством смс-сообщений", — сообщил на межотраслевом научно-техническом совете "Микротехнологии в космосе" заместитель гендиректора РНИИ КП Арнольд Селиванов. "Управление аппаратом будет осуществляться через обычный ноутбук, подключенный к спутниковому телефону системы "Глобал-Стар". Спутнику будет присвоен телефонный номер, но во время звонка с ним будет вестись не голосовое соединение, а отправка коротких текстовых сообщений вроде привычных нам смс", — сказал он. Кроме того, по словам А. Селиванова, во время полета наноспутника также планируется отработать технологию управления аппаратом через интернет и с помощью радиоволн ультракороткого диапазона.

Еще два аналогичных спутника будут запущены в 2008–2009 гг. Цель их полета — мониторинг зон повышенной грозовой активности в приэкваториальных областях Земли, эксперименты по регистрации предвестников землетрясений и тайфунов. В 2008–2009 гг. РНИИ КП также планирует вывести на орбиту наноспутник, на котором будет отработана новая спутниковая платформа. Впоследствии она, по словам А. Селиванова, может стать основой для целой серии наноспутников. В 2009–2011 гг. институт совместно с Бременским университетом планирует на новом наноспутнике отработать систему управления через телефонные системы "Глобал-Стар", "Орб-Комм" и др.

А. Селиванов отметил, что наиболее интересные опыты будут проведены на трех наноспутниках, запуск которых запланирован в 2009–2012 гг. На них в РНИИ КП планируется установить оборудование и материалы, созданные с использованием нанотехнологий. Запуск таких спутников может быть осуществлен с борта Международной космической станции (МКС), куда они будут доставляться грузовым кораблем "Прогресс".

А. Селиванов напомнил, что в 2005 г. российский космонавт Салинжан Шарипов во время выхода в открытый космос с борта МКС вручную запустил в сторону Земли наноспутник ТНС-0№1 разработки РНИИ КП, который проработал на орбите два с половиной месяца, после чего сгорел в плотных слоях атмосферы. В настоящее время проектируется простейшая пусковая установка, которую планируется установить на поверхности МКС и которая не будет требовать участия космонавтов в запуске аппаратов на орбиту.

*Вестник Интерфакс — АВН № 37 (312), 2007 г.*



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



**ТОМИЛОВ**  
Юрий Михайлович —  
начальник лаборатории  
ГосНИИАС, кандидат техн.  
наук



**КУЛАСОВ**  
Валерий Михайлович —  
ведущий инженер  
ГосНИИАС



**ГЛУХОВ**  
Дмитрий Анатольевич —  
инженер ГосНИИАС

## Анализ реализации концепции "полностью электрический самолет" на истребителе пятого поколения

**В.В. Володин, Ю.М. Томилов, В.М. Кулясов,  
Д.А. Глухов**

*В статье приведен принципиально новый тип системы управления самолета. С учетом влияния, которое этот тип системы управления оказывает на оборудование самолета в целом, данное проектное решение связывается с концепцией "полностью электрический самолет". Рассматривается вопрос применения данной системы управления на истребителях пятого поколения и влияние этой системы на летно-технические характеристики самолета.*

**V.V. Volodin, Yu.M. Tomilov, V.M. Kulyasov, D.A. Glukhov. Feasibility Of Full-Electric Aircraft Concept Implementation In 5<sup>th</sup> Generation Fighter**

*The article reviews a totally new type of aircraft control system. Taking into account the effect, such a control system has on other aircraft systems and units, this technology forms the basis of the new full-electric aircraft concept. The article thinks over chances of this system application in fifth-generation fighter aircraft, giving a review of how the system may influence aircraft flight performance.*

**П**ереход к истребителям нового поколения опирается на определенную инновационную основу, обеспечивающую получение новых свойств и функциональных возможностей боевого самолета. Так было при переходе к истребителям третьего поколения, когда накопленные научные достижения позволили сделать боевую авиацию сверхзвуковой, при создании истребителей четвертого поколения, которые превратились из носителей авиационного оружия в авиационные боевые комплексы. Это наблюдается и сегодня при переходе к истребителям пятого поколения, которые сочетают последние научно-технические достижения: технологии информационной малозаметности, сверхманевренности, комплексной обработки информации, информационной интеграции систем авионики и т.д.

С некоторых пор в поле зрения разработчиков истребителей пятого поколения ряд технологий, относящихся к общесамолетному оборудованию. Особое место среди них занимает использование так называемой электрогидростатической системы управления (electro-hydrostatic actuation system — EHAS). В отечественной практике подобной системе наиболее соответствует ее определение как системы управления с автономными гидроприводами. Однако определение ЕНА-системы уже получило большое распространение, поэтому воспользуемся наименованием, соответствующим принятому в мировой практике.

Электрогидростатическая система (ЭГС-система) управления рассматривается обычно как дальнейшее развитие электродистанционной системы управления (ЭД-системы). По сравнению с гидромеханической системой (ГМ-системой) в ЭГС-системе исключается не только механическая проводка управления, что характерно и для ЭД-системы, но и центральная гидросистема, которая заменяется рядом минигидросистем, скомплексированных с гидроприводами. Их работа обеспечивается электросистемой, которая реализует управляющий сигнал, приходящий на гидропривод, в давление, создаваемое его минигидросистемой. В каналах воздействий, не требующих высокой скоро-

сти исполнения (например, в каналах уборки-выпуска закрылков, предкрылков, шасси и т.д.), гидроприводы могут исключаться полностью, заменяясь электроприводами. В связи с этим идея использования ЭГС-системы управления получила в авиации наименование концепции "полностью электрический самолет" (all electrical aircraft).

Рассматриваемая концепция прошла две стадии своего развития, связанные с решением проектных задач синтеза и анализа: как это сделать и что это позволит обеспечить. Можно считать, что положительный итог синтеза концепции "полностью электрический самолет" сегодня уже является в авиации фактом свершившимся. Европейские разработчики фирмы "Эрбас" успешно реализовали эту концепцию на аэробусе сверхбольшой вместимости А-380 [1]. Китайские специалисты обосновали при использовании ЭГС-системы возможность получения динамических показателей процесса управления боевым самолетом, как и при использовании ЭД-системы управления [2]. А американские разработчики фирмы "Локхид Мартин" использовали ЭГС-систему управления при создании истребителя пятого поколения F-35.

На рис. 1 показан один из исполнительных элементов ЭГС-системы управления истребителя F-35, используемый для привода флаперонов и стабилизатора самолета. В состав конструкции этого устройства помимо двойного гидропривода и минигидросистемы входит также электронный блок (темная коробка сверху), управляющий работой всего устройства [3].

В реализации концепции "полностью электрический самолет" основное внимание сегодня направлено на задачу анализа для оценки выгод, которые могут быть получены при переходе на ЭГС-систему управления, и выявления области рационального использования этой концепции. Учитывая масштабность этой задачи, ограничимся ее приложением к проектированию только самолетов-истребителей из-за ряда особенностей постановки по сравнению с проектированием пассажирских самолетов и самолетов большой размерности.

Очевидно, что исполнительные элементы ЭГС-системы представляют собой качественно более сложные устройства по сравнению с бустерами, используемыми для управления рулевыми поверхностями. Поэтому переход от гидромеханической или электродистанционной системы к электрогидростатической системе управления приводит к существенному (по имеющимся данным опытных проработок, более чем к двукратному) увеличению массы исполнительных элементов. Однако переход от ГМ-системы к ЭД-системе управления влечет за собой снижение массы проводки управления (по



Рис. 1. Исполнительный элемент ЭГС-системы управления самолета F-35 на испытательном стенде

статистике примерно двукратное). О суммарном эффекте этих влияний можно говорить только с учетом соотношения величин массы проводки управления и исполнительных элементов в общей массе системы управления самолетом. А оно весьма различно для самолетов разной весовой размерности.

Анализ статистических оценок показывает, что для тактических боевых самолетов типа истребители, отличающихся высокими скоростными и/или маневренными свойствами, на исполнительные элементы ГМ-системы приходится в среднем 70 % массы системы управления, на проводку управления — 30 %. Для самолетов большой размерности типа бомбардировщики это соотношение имеет обратный вид. Значит, при переходе с ГМ- на ЭГС-систему управления масса системы управления в целом на самолетах большой размерности (типа авиалайнеры или бомбардировщики) сохраняется примерно на том же уровне. На истребителях масса системы управления возрастет.

Однако рассматривая данный вопрос, необходимо учитывать, что при переходе к ЭГС-системе управления на истребителях снижается масса некоторых других систем оборудования, прежде всего масса гидросистемы. Это связано с практически полным исключением этой системы из состава оборудования. В некоторой степени снижается также масса системы охлаждения и кондиционирования из-за уменьшения нагрузки на эту систему. Так что, в рамках всего комплекса систем общесамолетного оборудования положительный весовой эффект перехода от ГМ-системы к ЭГС-системе управления может иметь место не только для самолетов большой размерности, но и для малоразмерных самолетов типа истребители. Общее снижение массы оборудования может

быть трансформировано в увеличение запаса топлива с помощью соответствующих проектных мероприятий и тем самым вызвать улучшение летно-технических характеристик самолета. Кроме того, исключение из состава оборудования ряда устройств гидросистемы избавляет от необходимости некоторых весьма трудоемких профилактических работ и существенно упрощает эксплуатацию боевого самолета в условиях передового базирования. Эффект от этого выражается в снижении стоимости эксплуатации и, соответственно, уменьшении стоимости жизненного цикла изделия в целом.

Для боевых самолетов переход к ЭГС-системе управления имеет еще одну составляющую, которая влияет на такой показатель, как боевая живучесть самолета. Это косвенное влияние, проявляющееся при комплексном рассмотрении всех систем, задействованных в реализации процесса управления самолетом в полете. Главное проявление этого влияния связано с исключением из состава оборудования ряда элементов гидросистемы самолета, в первую очередь гидропроводки, вероятность повреждения которой в боевых условиях весьма велика [3].

Позитивный эффект при переходе на ЭГС-систему управления и его влияние на эффективностно-стоимостную оценку самолета в целом хорошо известен и понятен. Тем не менее, из всех разработок истребителей пятого поколения, а их к сегодняшнему дню имеется уже немало, интерес к такой системе управления проявили только американские и китайские компании, да и то не во всех разработках. Даже в рамках программы JSF, где возможность использования на самолете ЭГС-системы управления была поддержана специально проведенными проектными исследованиями, на реализацию этого решения пошла только фирма "Локхид Мартин", применив такую систему на самолете F-35. Конкурировавшая с ней фирма "Боинг" в своем альтернативном варианте истребителя пятого поколения продолжила линию традиционных проектных решений, предусмотрев использование ЭД-системы управления и обеспечивающей ее функционирование гидросистемы с рабочим давлением 350 атм.

Причиной такого положения является не только новизна и отсутствие достаточного опыта применения ЭГС-системы управления на боевых самолетах. В определенной степени это связано с тем, что анализ позитивного эффекта, обусловленного переходом на ЭГС-систему управления, является до сих пор малоизученным. Достоверность оценок в отношении массы самолета неочевидна, а оценок влияния типа системы управления на показатели боевой живучести не существует вообще. Кроме того, оценка рассматриваемого эффекта зависит

от размерности боевого самолета, которая также не является достаточно изученной. Все это делает актуальным проведение расчетного анализа, направленного на изучение эффекта применения ЭГС-системы управления на истребителе пятого поколения.

Для изучения влияния использования указанной системы управления на летно-технические характеристики истребителя воспользуемся одним из расчетных алгоритмов системы автоматизированных проектных исследований АСНИ-САПР АБК [5], используемых для анализа влияния различных факторов на массу общесамолетного оборудования. В общем виде рассматриваемый алгоритм может быть представлен как

$$m_{\text{упр}} = k_1 F_1(S_{\text{упр}}, q_{\text{max}}, n_y) + k_2 F_2(l_{\text{кр}}, l_{\text{ф}}), \quad (1)$$

$$m_{\text{гс}} = k_3 F_3(S_{\text{упр}}, q_{\text{max}}, n_y, l_{\text{кр}}, l_{\text{ф}}) + k_4 F_4(S_{\text{мех}}, l_{\text{кр}}, l_{\text{ф}}), \quad (2)$$

$$m_{\text{о/к}} = (1 + k_4) F_5\left(n_{\text{эк}}, m_{\text{брэо}}, m_{\text{гс}}, \frac{m_0}{\Sigma P_{\text{max}}}\right), \quad (3)$$

где  $m_{\text{упр}}$ ,  $m_{\text{гс}}$ ,  $m_{\text{о/к}}$  — массы системы управления, гидросистемы и системы охлаждения и кондиционирования соответственно;  $S_{\text{упр}}$ ,  $S_{\text{мех}}$  — суммарные площади органов аэродинамического управления и механизации крыла соответственно;  $q_{\text{max}}$  — максимальный скоростной напор;  $n_y$  — максимальная эксплуатационная перегрузка;  $l_{\text{кр}}$ ,  $l_{\text{ф}}$  — размах крыла и длина фюзеляжа соответственно;  $n_{\text{эк}}$  — число членов экипажа;  $m_{\text{брэо}}$  — масса бортового радиоэлектронного оборудования;  $m_0$  — нормальная взлетная масса самолета;  $\Sigma P_{\text{max}}$  — суммарная тяга двигателя в режиме "максимальный";  $F_1, F_2, F_3, F_4, F_5$  — эмпирические функции, определяющие зависимость массы отдельных подсистем оборудования от определяющих их факторов;  $k_1, k_2, k_3$  — коэффициенты, учитывающие тип системы управления:

$k_1 = 1$  для ГМ- и ЭД-систем и  $k_1 = 2,5$  для ЭГС-системы управления;

$k_2 = 1$  для ГМ-системы и  $k_2 = 0,5$  для ЭД- и ЭГС-систем управления;

$k_3 = 1$  для ГМ- и ЭД-систем управления и  $k_3 = 0$  для ЭГС-системы управления.

Заметим, что масса системы управления, определяемая зависимостью (1), не включает в себя массу электронных блоков, относящихся к системе повышения устойчивости. Учет этих компонентов оборудования в комплексном алгоритме весового расчета, принятом в АСНИ-САПР АБК, включается в расчет массы системы автоматического управления самолетом.

Оценка точности расчета алгоритма, представленного зависимостями (1...3), проведенная на примерах боевых самолетов с ГМ-системой управления, позво-

ляет считать, что 90%-я предельная погрешность расчетных данных составляет менее 30 %. А оценка точности расчета массы ЭГС-системы управления (на пока еще единственном в этой области примере — истребителе F-35) составляет менее 10 %. Такую точность алгоритма можно считать приемлемой для общего изучения вопросов проектирования боевого самолета на стадии формирования его технического облика.

Анализ влияния типа системы управления на весовые характеристики истребителя приведен на рис. 2. На рис. 2, а для 13 самолетов тактической авиации, три из которых являются истребителями пятого поколения (F-22, F-35A и F-35C), расчетные значения массы системы управления, определяемые зависимостью (1) для случая ЭД-системы  $(m_{cy})^{эд}$  и ЭГС-системы  $(m_{cy})^{эс}$ , представлены в нормированном виде по отношению к массе, которую имеет для этих случаев ГМ-система управления  $(m_{cy})^{гм}$ . На рис. 2, б аналогичные результаты расчетного анализа, полученные с использованием в целом алгоритма (1...3), рассмотрены применительно ко всему комплексу оборудования, на массу которого влияет тип системы управления. Переход от ГМ-системы к ЭД-системе управления снижает массу этого компонента оборудования в среднем на 15 % (см. рис. 2, а). Переход к ЭГС-системе управления увеличивает по отношению к ГМ-системе массу этого компонента оборудования в 1,5...2,0 раза. При этом целесообразно подчеркнуть отсутствие какой-либо зависимости от взлетной массы самолета ( $m_0$ ) в пределах рассматриваемого диапазона.

На уровне более комплексной оценки весового эффекта замены ГМ-системы на другие типы системы управления имеет место общая тенденция уменьшения массы оборудования самолета (см. рис. 2, б). Переход к ЭД-системе дает снижение общей массы рассматриваемых компонентов оборудования на 5...10 % вне зависимости от взлетной массы самолета. При переходе к ЭГС-системе обеспечивается дополнительный выигрыш в массе оборудования, причем зависящий от величины ( $m_0$ ). По сравнению с гидромеханической системой управления этот положительный эффект имеет место во всем диапазоне масс, а по сравнению с ЭД-системой — при взлетной массе самолета более 10 т. Для самолетов-истребителей со взлетной массой порядка 25...30 т снижение общей массы рассматриваемого оборудования при переходе от ЭД-системы к ЭГС-системе управления составит примерно 20...25 %. Для истребителей F-35A и F-35C подобный переход является реализованным новшеством, и замена ЭД-системы на ЭГС-систему управления обеспечила снижение массы рассматриваемого оборудования на 25 %.

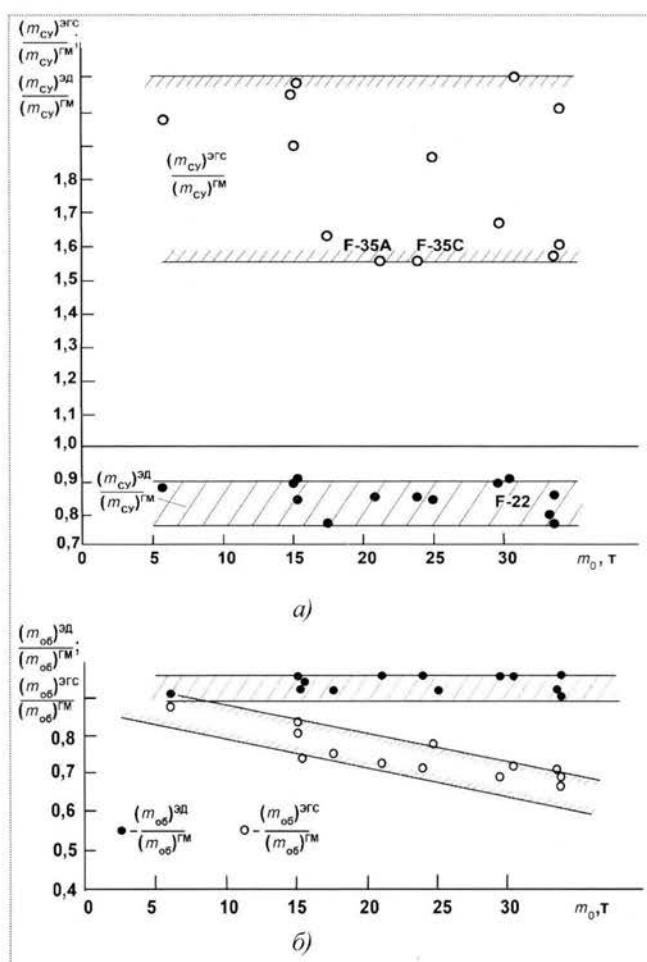


Рис. 2. Влияние типа системы управления самолетом: а — на массу самой системы управления; б — на комплекс систем общего оборудования в целом

Снижение массы оборудования представляет интерес в связи с тем, что дает возможность увеличения полезной нагрузки, в том числе запаса топлива на борту самолета без увеличения его взлетной массы. Применительно к истребителям пятого поколения эта возможность представляет особый интерес, поскольку ее реализация не вызывает никаких технических трудностей. Проектирование всех истребителей пятого поколения ведется из расчета неполной заправки топливом внутренних топливных баков в конфигурации полезной нагрузки, соответствующей нормальной взлетной массе самолета. В связи с этим любое уменьшение массы пустого самолета, достигнутое за счет ее составляющих, относящихся к планеру, силовой установке или оборудованию, может быть без труда переведено в соответствующее увеличение запаса топлива при той же величине нормальной взлетной массы. В свою очередь с помощью соответствующих алгоритмов расчета летно-техниче-

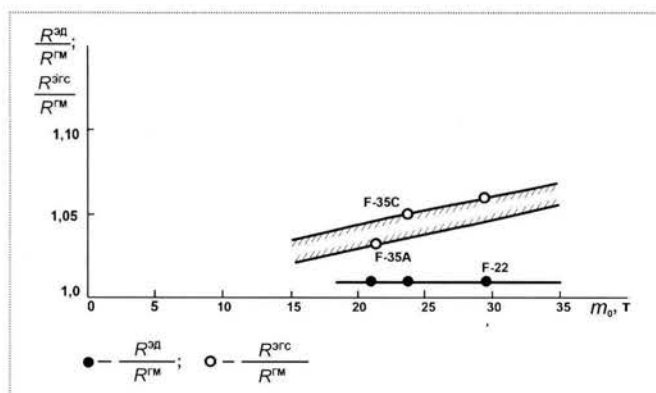


Рис. 3. Влияние типа системы управления самолетом на реализуемую величину боевого радиуса действия ( $m_0 = \text{const}$ ;  $m_T = \text{var}$ )

ских характеристик самолета увеличение запаса топлива может быть переведено в оценку увеличения боевого радиуса действия истребителя.

Подобная оценка эффекта перехода на ЭГС-систему управления приведена на рис. 3. На рисунке представлены полученные с использованием АСНИ—САПР АБК расчетные оценки боевого радиуса действия трех истребителей пятого поколения (F-22, F-35A и F-35C) при установке на них электродистанционной ( $R^{эд}$ ) или электрогидростатической ( $R^{эгс}$ ) системы управления, про- нормированные по отношению к боевому радиусу действия, который имели бы эти самолеты при той же взлетной массе в случае использования гидромеханической системы управления ( $R^{гм}$ ). Выполнение условия постоянства взлетной массы самолета при различных типах системы управления обеспечивалось соответствующим варьированием в расчетах массы топлива ( $m_T$ ). Использование на боевом самолете ЭД-системы вместо ГМ-системы управления дает практически незаметный эффект в увеличении боевого радиуса действия (см. рис. 3). Однако этот эффект становится заметным при переходе к ЭГС-системе управления. При переходе от электродистанционной к электрогидростатической системе управления увеличение боевого радиуса действия истребителя составляет 4...5 %.

Как уже отмечалось выше, переход от ЭД-системы к ЭГС-системе управления существенным образом может влиять на уязвимость боевого самолета. Это связано с тем, что из-за разветвленности гидропроводки и необходимости дублирования гидросистемы ее площадь уязвимости с учетом габаритов средства поражения (осколки, пули) и накрытия самолета полем поражающих элементов (осколочные боевые части, оско-

льно-фугасные снаряды авиационных и наземных комплексов) достаточно велика. Кроме того, при определении площади уязвимости трубопроводов к диаметру трубопровода гидросистемы добавляется один диаметр поражающего элемента, так как для разрушения трубопровода достаточно "зацепить" его боковой поверхностью поражающего элемента. Оценки воздействия осколочных элементов боевых частей управляемых ракет "воздух—воздух" и "земля—воздух" на различные боевые самолеты показывают, что вероятность одновременного поражения трубопроводов двух дублирующих друг друга гидросистем достаточно высока и составляет от 0,3 до 0,8. В связи с этим применение автономных гидроагрегатов в ЭГС-системе может в целом уменьшить вероятность поражения системы управления боевого самолета в 1,5...2 раза.

Применение ЭГС-системы управления создает также возможность для защиты системы управления боевого самолета за счет разнесения электропроводки, ее частичной защиты и дублирования источников питания, а также и за счет бронирования отдельных агрегатов системы. С учетом этого обстоятельства уменьшение вероятности поражения системы управления при переходе к ЭГС-системе может быть оценено как четырехкратное.

Не менее значительным фактором, влияющим на уязвимость и потери боевых самолетов, является возникновение пожара при попадании поражающих средств в элементы гидросистемы вследствие применения в ней горючих жидкостей. Так, при использовании гидрожидкости типа АМГ-10 вероятность пожара при пробитии трубопровода близка к 1,0. Анализ данных о применении в военных конфликтах вертолетов показывает, что при боевых повреждениях вертолетов в 30...60 % всех случаев возникает пожар, в том числе и из-за поврежденной гидросистемы. Переход к ЭГС-системе управления позволяет полностью "обнулить" эту составляющую общей вероятности поражения боевого самолета.



Рис. 4. Фрагмент структуры критериальной оценки доступность по средствам

Все вышесказанное соответствующим образом влияет и на повышение непоражаемости боевого самолета. Вероятность непоражения истребителя при выполнении им боевого задания ( $W_{ин}^{ин}$ ) может быть связана с вероятностью поражения системы управления ( $W_{cy}^n$ ), возникновения пожара на борту истребителя при огневом воздействии противника ( $W_n^n$ ):

$$W_{ин}^{ин} = 1 - \Psi(W_{cy}^n, W_n^n, \dots), \quad (4)$$

где  $\Psi$  — некоторая статистическая величина, зависящая от многих факторов, характеризующих истребитель как авиационный боевой комплекс и зависящая от условий его боевого применения.

В плане анализа реализации концепции "полностью электрический самолет" при создании истребителей пятого поколения представляет интерес конкретизация зависимости (4). Однако это задача дополнительных исследований и тема для специальных публикаций.

Что же определило применение ЭГС-системы на истребителе F-35 и почему применение подобной системы управления не наблюдается на других истребителях пятого поколения? Следует рассмотреть этот вопрос с позиции системного подхода к разработке истребителя пятого поколения. Наиболее очевидным проявлением системного подхода в зарубежной практике стало появление метода критериальной оценки — доступность по средствам (affordability). Он начал использоваться при разработке истребителя F-22, но в полной мере получил применение в программе JSF при создании истребителя F-35. Определив этот метод как эффективно-стоимостной подход в анализе разрабатываемых изделий, его можно характеризовать как комплексное рассмотрение эффективности. В этом методе разносторонне учитываются различные характеристики изделия, определяющие эффективность его применения в какой-либо системе, а также возможность практической реализации этой эффективности. Последняя связана с эксплуатационными характеристиками изделия, их соответствием возможностям системы, элементом которой является разрабатываемое изделие. Эффективность применения изделия оценивается показателями, определяющими не только разрабатываемое изделие, но и систему в целом.

При использовании данного метода в проектном анализе боевого самолета оценка доступность по средствам опирается на показатели, определяющие стоимость и эффективность боевого формирования, в рамках которого предстоит использование этого самолета. Причем оценка этих показателей проводится применительно не к статическому состоянию боевого формирования, а применительно к определенному процессу его функ-

ционирования, что позволяет оценить стоимость и эффективность изделия в рамках всего его жизненного цикла. Очевидно, что проведение данной оценки возможно лишь в случае, когда используемый алгоритм оценки боевого самолета учитывает все связи и влияния, существующие между параметрами самолета и показателями стоимости и эффективности боевой системы в целом. Результаты, получаемые с использованием критериальной оценки доступность по средствам, могут качественно отличаться от тех, которые получены при изолированном рассмотрении проектных решений, в частности по системе управления. Как видно из рис. 2, а, масса ЭГС-системы управления существенно выше ГМ-и ЭД-системы управления. Однако на рис. 2, б видно, что результаты оценки весовой эффективности проектных решений по системе управления качественно меняются при выходе на критерии оценки более высокого уровня. Например, оценки массы комплекса тех систем оборудования, на характеристики которых в силу наличия определенных связей могут оказывать влияние проектные решения, применяемые в системе управления.

Учет в максимальной степени подобных связей при эффективно-стоимостном анализе проектных решений по боевому самолету и его системам стали одной из особенностей проектной разработки американских истребителей пятого поколения — многофункционального истребителя F-22 и ударного истребителя F-35. Наверняка, такой учет имел место и в разработке системы управления этих самолетов. Его содержание может быть установлено на основании конкретизации оценки доступность по средствам частных критериев, играющих роль при выборе типа системы управления боевого самолета. Такая конкретизация приведена на рис. 4, где в рамках общей структуры критериальной оценки доступность по средствам выделены частные критерии, имеющие отношение к рассматриваемому вопросу. С использованием данного фрагмента критериальной оценки сравнение альтернативных проектных решений по системе управления боевого самолета относительно некоторого эталона может выглядеть как определение величины

$$\Delta = \frac{1 + \Delta\Theta}{1 + \Delta C} = \frac{1 + \sum_i A_i \Delta\Theta_i}{1 + \sum_j B_j \Delta C_j}, \quad (5)$$

где  $\Delta\Theta$ ,  $\Delta C$  — относительные приоритетности отдельных проектных решений по частным критериям эффективного и стоимостного характера;  $A$ ,  $B$  — весовые коэффициенты, определяющие роль частных крите-

риев в общей оценке приоритетности;  $0, i, j$  — частные критерии.

Согласно принятой здесь схеме эффективностно-стоимостного критерия наилучшим является проектное решение, характеризующееся наибольшей величиной  $\Delta$ . Существует также и вопрос реализуемости проектного решения, который в этой статье не рассматривается.

Опираясь на данные проведенного анализа, можно считать, что величина  $\Delta_{\Sigma}$  для критериев возможности поражения противника и собственной непоражаемости имеет значения  $0,03...0,05$ . Имеющиеся оценки, представленные специалистами фирмы "Локхид Мартин", позволяют принять в качестве величины  $\Delta_{\Sigma}$  для критериев собственной стоимости самолета и стоимости эксплуатации значения  $-0,05$  и  $-0,03$  соответственно [4]. Все эти значения характеризуют приоритетность ЭГС-системы по сравнению с ЭД-системой управления, принятой в качестве эталона. Подставив эти значения в выражение (5), и считая, что роль всех частных критериев одинакова, предпочтительность ЭГС-системы по сравнению с ЭД-системой управления можно оценить величиной большей 1,18. Иными словами, реализация концепции "полностью электрический самолет" при создании истребителей пятого поколения может дать почти 20%-е повышение комплексной эффективностно-стоимостной оценки самолета.

Более точное определение величины  $\Delta$  требует рассмотрения вопроса о величине весовых коэффициентов  $A_i, B_j$ . Возможно, именно большая величина весового коэффициента, соответствующего учету собственной

непоражаемости самолета, обусловила для ударного истребителя F-35 такую величину  $\Delta$ , при которой преимущества использования ЭГС-системы управления перевесили те проблемы, с которыми связана реализация этого проектного решения.

Подводя итог, отметим, что использование электрогидростатической системы управления, достаточно нового проектного решения в авиационном проектировании, получило применение в разработке истребителей пятого поколения на примере создания в США ударного истребителя F-35. Оценка практического эффекта при реализации этого проектного решения, являющегося частью общей концепции "полностью электрический самолет", невозможна без комплексного учета всех проявлений этого эффекта. Такой учет реализуется при системном подходе к разработке боевого самолета, когда в полной мере могут быть оценены все влияния, связывающие проектные решения по отдельным компонентам самолета с комплексным критерием его эффективностно-стоимостной оценки.

#### Список литературы

1. Research on Dual-Variable Integrated Electro-Hydrostatic actuator // Chinese Journal of Aeronauts. Feb. 2006.
2. More Electric Aircraft // Avionics Magazine. Oct. 2001.
3. Big Step for F-35A // Aviation Week and Space Technology. 2006, N. 9/1.
4. Power by Wire // Avionics Magazine. May 2001.
5. Володин В.В. Опыт создания и использования АСНИ-САПР АБК / Тр. первой международной авиакосмической конференции "Человек-Земля-Космос". Т. 2. М., Российская инженерная академия, 1995.



**ДАЙДЖЕСТ** **ДАЙДЖЕСТ** **ДАЙДЖЕСТ** **ДАЙДЖЕСТ** **ДАЙДЖЕСТ** **ДАЙДЖЕСТ**

#### НА БАЗЕ ВЕРТОЛЕТА "АНСАТ" В ПЕРСПЕКТИВЕ МОЖЕТ БЫТЬ СОЗДАН БЕСПИЛОТНЫЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫЙ АППАРАТ

"Конструктивные особенности легкого многоцелевого вертолета "Ансат" разработки Казанского вертолетного завода позволяют создать на его базе беспилотный летательный аппарат", — сообщил главный конструктор Алексей Степанов. "Ансат" оснащен электрической системой управления. Поэтому компьютер может заменить летчика", — пояснил главный конструктор. По его словам, в перспективе вертолет класса "Ансат", т.е. массой 3...4 т, может быть востребован в качестве разведывательно-ударного беспилотного летательного аппарата. Особенно такой аппарат будет актуален в условиях так называемых локальных конфликтов, когда отсутствует ясно обозначенная линия фронта, и враг может быть всюду.

Вертолет "Ансат" рассчитан на одного пилота и девять пассажиров. Максимальная взлетная масса — 3,3 т, максимальный груз в кабине — 1 т. Крейсерская скорость вертолета — 250 км/ч. Практический потолок — 5700 м. Максимальная дальность — 635 км. "Ансат" оснащен двумя двигателями PW-207K канадской фирмы Pratt & Whitney. Взлетная мощность 630 л.с. Планируется, что вертолет сможет применяться в различных вариантах, в том числе в виде учебного, поисково-спасательного, медицинского. Перспективными планами развития программы "Ансат" предусмотрено создание вертолета "Ансат-3" большей грузоподъемности, который будет оснащаться отечественными авиадвигателями ВК-800 мощностью до 800 л.с., создаваемыми компанией "Климов".

Вестник Интерфакс — АВН № 34 (309), 2007 г.

# Интерферометрический метод определения параметров ориентации ЛА

**М.Б. Богданов, А.В. Прохорцов, В.В. Савельев, Б.В. Сухинин**

*Рассматривается интерферометрический метод определения параметров ориентации летательного аппарата с помощью спутниковой навигационной системы. Показано, что если воспользоваться показаниями инерциальной навигационной системы о координатах местонахождения летательного аппарата или информацией о координатах точки старта, то число спутников, необходимых для определения параметров ориентации интерферометрическим методом, может быть уменьшено с четырех до двух. Предложен алгоритм вычисления параметров ориентации.*

**M.B. Bogdanov, A.V. Prokhortsov, V.V. Saveliev, B.V. Sukhinin.**  
Interferometrical Principle Of Determination Of Aircraft Positioning Parameters

*The article casts light on the interferometric principle of aircraft positioning with the help of a satellite navigation system. Furthermore, it provides proof to the fact that if coordinates of aircraft current position or its launch site are taken from an inertial navigation system, then the number of satellites required to position the aircraft using the interferometric approach will reduce from four to two. An algorithm to count positioning parameters is also described.*

**В** основе предлагаемого метода определения угловой ориентации летательного аппарата (ЛА) лежит фазовый интерферометрический принцип.

В отличие от известного интерферометрического [1] метода, при определении параметров ориентации ЛА по показаниям спутниковых навигационных систем достаточно принимать сигналы только от двух спутников и использовать информацию о координатах ЛА от инерциальной навигационной системы. Вместо информации о координатах ЛА может быть использована информация о точке старта.

Установим на ЛА антенны  $A, B, C, D$  таким образом, чтобы направления векторов  $\overline{AB}$  и  $\overline{CD}$  совпадали с направлением осей связанной с ЛА системы координат. Антенн может быть три и более. Для понимания сущности предлагаемого способа рассмотрим четыре антенны, не лежащие на одной прямой. Они могут располагаться на ЛА произвольным образом и принимать сигналы от двух спутников  $S1$  и  $S2$ .

Углы между направлениями на спутники  $S1$  и  $S2$  и базами антенн  $AB$  и  $CD$  определяют в соответствии с формулами [1]

$$\begin{aligned} \cos \alpha_1 &= \frac{\Delta \varphi_{11} \lambda_1}{2 \pi d_1}; & \cos \beta_1 &= \frac{\Delta \varphi_{12} \lambda_1}{2 \pi d_2}; \\ \cos \alpha_2 &= \frac{\Delta \varphi_{21} \lambda_2}{2 \pi d_1}; & \cos \beta_2 &= \frac{\Delta \varphi_{22} \lambda_2}{2 \pi d_2}, \end{aligned} \quad (1)$$

где  $\alpha_1$  — угол между вектором  $\overline{AB}$  и направлением на спутник  $S1$ ;  $\alpha_2$  — угол между вектором  $\overline{AB}$  и направлением на спутник  $S2$ ;  $\beta_1$  — угол между вектором  $\overline{CD}$  и направлением на спутник  $S1$ ;  $\beta_2$  — угол между вектором  $\overline{CD}$  и направлением на спутник  $S2$ ;  $\lambda_1$  — длина волны сигналов, излучаемых спутником  $S1$ ;  $\lambda_2$  — длина волны сигналов, излучаемых спутником  $S2$ ;  $\Delta \varphi_{11}$  — разность фаз сигналов, принимаемых антеннами  $A$  и  $B$  от спутника  $S1$ ;  $\Delta \varphi_{21}$  — разность фаз сигналов, принимаемых антеннами  $A$  и  $B$  от спутника  $S2$ ;  $\Delta \varphi_{12}$  — разность фаз сигналов, принимаемых антеннами  $C$  и  $D$  от спутника  $S1$ ;



**БОГДАНОВ**  
Максим Борисович —  
доцент ГОУ ВПО "Тульский  
государственный универси-  
тет", кандидат техн. наук



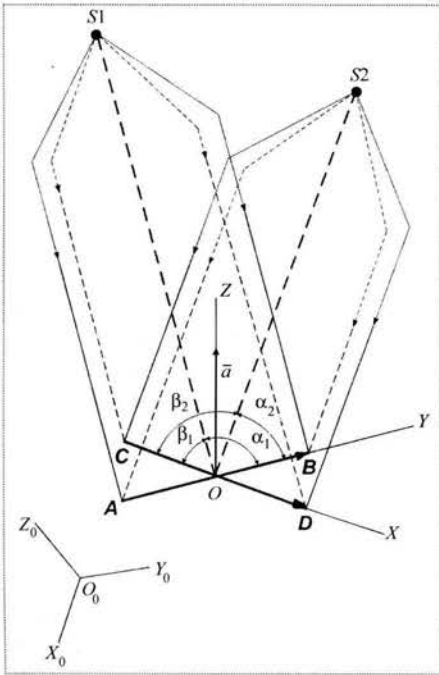
**ПРОХОРЦОВ**  
Алексей Вячеславович —  
ассистент ГОУ ВПО "Туль-  
ский государственный уни-  
верситет", кандидат техн.  
наук



**САВЕЛЬЕВ**  
Валерий Викторович —  
профессор ГОУ ВПО "Туль-  
ский государственный уни-  
верситет", заведующий ка-  
федрой, доктор техн. наук



**СУХИНИН**  
Борис Владимирович —  
заместитель главного конст-  
руктора — директор Туль-  
ского филиала ФГУП "Кон-  
структорское бюро машино-  
строения", профессор, док-  
тор техн. наук



Определение угло-  
вой ориентации ЛА  
с помощью двух  
спутников

$\Delta\varphi_{22}$  — разность фаз сигналов, принимаемых антеннами  $C$  и  $D$  от спутника  $S2$ ;  $d_1$  — расстояние между антеннами  $A$  и  $B$ ;  $d_2$  — расстояние между антеннами  $C$  и  $D$ .

Зная координаты спутников  $S1(x_1, y_1, z_1)$ ,  $S2(x_2, y_2, z_2)$  и ЛА, т.е. точки  $O(x, y, z)$ , в геоцентрической системе координат (СК) вычисляют направления на спутники, т.е. векторы  $\overline{OS1}\{x_1 - x; y_1 - y; z_1 - z\}$  и  $\overline{OS2}\{x_2 - x; y_2 - y; z_2 - z\}$ .

Зададим векторы  $\overline{AB}$  и  $\overline{CD}$ , определяющие положения двух осей связанной с ЛА системы координат по отношению к геоцентрической СК [2]:

$$\overline{AB}\{l1; m1; n1\}, \overline{CD}\{l2; m2; n2\}.$$

Запишем выражения, характеризующие углы между следующими векторами:

между  $\overline{OS1}$  и  $\overline{AB}$ :

$$\cos \alpha_1 = \frac{(x_1 - x)l1 + (y_1 - y)m1 + (z_1 - z)n1}{\sqrt{(x_1 - x)^2 + (y_1 - y)^2 + (z_1 - z)^2} \sqrt{l1^2 + m1^2 + n1^2}}; \quad (2)$$

между  $\overline{OS2}$  и  $\overline{AB}$ :

$$\cos \alpha_2 = \frac{(x_2 - x)l1 + (y_2 - y)m1 + (z_2 - z)n1}{\sqrt{(x_2 - x)^2 + (y_2 - y)^2 + (z_2 - z)^2} \sqrt{l1^2 + m1^2 + n1^2}}; \quad (3)$$

между  $\overline{OS1}$  и  $\overline{CD}$ :

$$\cos \beta_1 = \frac{(x_1 - x)l2 + (y_1 - y)m2 + (z_1 - z)n2}{\sqrt{(x_1 - x)^2 + (y_1 - y)^2 + (z_1 - z)^2} \sqrt{l2^2 + m2^2 + n2^2}}; \quad (4)$$

между  $\overline{OS2}$  и  $\overline{CD}$ :

$$\cos \beta_2 = \frac{(x_2 - x)l2 + (y_2 - y)m2 + (z_2 - z)n2}{\sqrt{(x_2 - x)^2 + (y_2 - y)^2 + (z_2 - z)^2} \sqrt{l2^2 + m2^2 + n2^2}}. \quad (5)$$

Из условия перпендикулярности  $\overline{AB}$  и  $\overline{CD}$  запишем:

$$l1l2 + m1m2 + n1n2 = 0. \quad (6)$$

Векторы  $\overline{AB}$  и  $\overline{CD}$  имеют определенную длину  $d_1$  и  $d_2$  соответственно, поэтому

$$l1^2 + m1^2 + n1^2 = d_1^2; l2^2 + m2^2 + n2^2 = d_2^2. \quad (7)$$

Решая систему уравнений (2)–(7) с учетом формул (1), находим  $l1, m1, n1$  и  $l2, m2, n2$  векторов  $\overline{AB}\{l1; m1; n1\}, \overline{CD}\{l2; m2; n2\}$ . Положение третьей оси связанной с ЛА системы координат  $\vec{a}$  можно найти как векторное произведение векторов  $\overline{CD}$  и  $\overline{AB}$ :

$$\vec{a} = [\overline{CD} \times \overline{AB}],$$

т.е.  $\vec{a} = \{(m2n1 - n2m1); (l2n1 - n2l1); (l2m1 - m2l1)\}$ .

Таким образом, получили три компланарных вектора  $\overline{AB}, \overline{CD}$  и  $\vec{a}$ , которые совпадают с осями связанной с ЛА системы координат и определяют ориентацию ЛА относительно геоцентрической СК.

Можно составить матрицу направляющих косинусов  $C_0$ , характеризующую разворот связанной с ЛА системы координат  $OXYZ$  [3] (причем положительное направление оси  $OX$  совпадает с направлением  $\overline{CD}$ , положительное направление оси  $OY$  совпадает с направлением  $\overline{AB}$ , а положительное направление оси  $OZ$  совпадает с направлением  $\vec{a}$ ) относительно земной системы координат  $O_0X_0Y_0Z_0$ :

$$\begin{matrix} & OX & OY & OZ \\ O_0X_0 & c_{11}^0 & c_{12}^0 & c_{13}^0 \\ O_0Y_0 & c_{21}^0 & c_{22}^0 & c_{23}^0 \\ O_0Z_0 & c_{31}^0 & c_{32}^0 & c_{33}^0 \end{matrix},$$

где

$$\begin{aligned} c_{11}^0 &= \frac{l2}{\sqrt{l2^2 + m2^2 + n2^2}}; c_{21}^0 = \frac{m2}{\sqrt{l2^2 + m2^2 + n2^2}}; \\ c_{31}^0 &= \frac{n2}{\sqrt{l2^2 + m2^2 + n2^2}}; c_{12}^0 = \frac{l1}{\sqrt{l1^2 + m1^2 + n1^2}}; \\ c_{22}^0 &= \frac{m1}{\sqrt{l1^2 + m1^2 + n1^2}}; c_{32}^0 = \frac{n1}{\sqrt{l1^2 + m1^2 + n1^2}}; \\ c_{13}^0 &= \frac{(m2n1 - n2m1)}{\sqrt{(m2n1 - n2m1)^2 + (l2n1 - n2l1)^2 + (l2m1 - m2l1)^2}}; \\ c_{23}^0 &= \frac{(l2n1 - n2l1)}{\sqrt{(m2n1 - n2m1)^2 + (l2n1 - n2l1)^2 + (l2m1 - m2l1)^2}}; \\ c_{33}^0 &= \frac{(l2m1 - m2l1)}{\sqrt{(m2n1 - n2m1)^2 + (l2n1 - n2l1)^2 + (l2m1 - m2l1)^2}}. \end{aligned}$$

Определено положение связанной с ЛА системы координат относительно геоцентрической СК. Для того чтобы найти положение связанной СК относительно нормальной подвижной СК, поступим следующим образом.

Положение нормальной подвижной СК [3]  $OX_g Y_g Z_g$  относительно геоцентрической  $O_0 X_0 Y_0 Z_0$  в момент старта ЛА определяется матрицей  $C_g$ :

$$\begin{array}{ccc} & OX_g & OY_g & OZ_g \\ O_0 X_0 & c_{11}^g & c_{12}^g & c_{13}^g \\ O_0 Y_0 & c_{21}^g & c_{22}^g & c_{23}^g \\ O_0 Z_0 & c_{31}^g & c_{32}^g & c_{33}^g \end{array}.$$

Положение связанной СК относительно нормальной подвижной определяется матрицей  $C = C_0(C_g)^T$ :

$$\begin{array}{ccc} & OX & OY & OZ \\ OX_g & c_{11} & c_{12} & c_{13} \\ OY_g & c_{21} & c_{22} & c_{23} \\ OZ_g & c_{31} & c_{32} & c_{33} \end{array},$$

где  $(C_g)^T$  — транспонированная матрица  $C_g$ .  
Здесь

$$\begin{aligned} c_{11} &= c_{11}^0 c_{11}^g + c_{12}^0 c_{12}^g + c_{13}^0 c_{13}^g; \\ c_{21} &= c_{21}^0 c_{11}^g + c_{22}^0 c_{12}^g + c_{23}^0 c_{13}^g; \\ c_{31} &= c_{31}^0 c_{11}^g + c_{32}^0 c_{12}^g + c_{33}^0 c_{13}^g; \\ c_{12} &= c_{11}^0 c_{21}^g + c_{12}^0 c_{22}^g + c_{13}^0 c_{23}^g; \\ c_{22} &= c_{21}^0 c_{21}^g + c_{22}^0 c_{22}^g + c_{23}^0 c_{23}^g; \\ c_{32} &= c_{31}^0 c_{21}^g + c_{32}^0 c_{22}^g + c_{33}^0 c_{23}^g; \\ c_{13} &= c_{11}^0 c_{31}^g + c_{12}^0 c_{32}^g + c_{13}^0 c_{33}^g; \\ c_{23} &= c_{21}^0 c_{31}^g + c_{22}^0 c_{32}^g + c_{23}^0 c_{33}^g; \\ c_{33} &= c_{31}^0 c_{31}^g + c_{32}^0 c_{32}^g + c_{33}^0 c_{33}^g. \end{aligned}$$

Углы курса  $\psi$ , тангажа  $\vartheta$  и крена  $\gamma$  можно найти из соотношений [4]

$$\psi = \arctg \frac{-c_{31}}{c_{11}}; \quad \vartheta = \arcsin c_{21}; \quad \gamma = \arctg \frac{-c_{23}}{c_{22}}.$$

На данный способ определения параметров ориентации по сигналам спутниковых навигационных систем получен патент на изобретение [5]. Проведем оценку точности этого способа.

Погрешность рассматриваемого метода складывается из погрешности фазового интерферометрического метода определения параметров ориентации и погрешности, обусловленной неточным знанием координат ЛА.

В связи с тем, что спутники находятся на высоких орбитах (20 000 км), точность знания их координат может быть невысокой. Погрешность в определении параметров ориентации, обусловленная неточным знанием координат ЛА ( $\pm 100$  м), составляет  $\pm 1''$

$\left( \Delta = \arctg \frac{100}{20\,000\,000} \right)$ . Если имеется информация только о точке старта ЛА, но нет информации о его текущих координатах и он летит на дальности не более 20 км, то погрешность в определении параметров ориентации составит  $\pm 3'$ . Таким образом, даже при значительной погрешности в определении координат ЛА использование для определения параметров ориентации ЛА рассматриваемого метода позволяет получить приемлемую точность.

Таким образом, точность определения параметров ориентации предлагаемым методом практически совпадает с точностью определения параметров ориентации фазовым интерферометрическим методом, а к его достоинствам следует отнести возможность использования информации от меньшего числа спутников. Это повышает надежность системы, поскольку обнаружить два спутника всегда проще, чем четыре и более. Вместе с тем при использовании предложенного метода сохраняется и недостаток, присущий фазовому интерферометрическому методу, — проблема неоднозначности фазовых измерений.

#### Список литературы

1. Абросимов В.Н., Алексеева В.Н., Гребенко Ю.А. и др. Использование системы NAVSTAR для определения угловой ориентации объектов // Зарубежная радиоэлектроника. 1989. № 2. С. 46–53.
2. ГОСТ Р 51794–2001. Аппаратура радионавигационная глобальной спутниковой системы и глобальной системы позиционирования. Системы координат. Методы преобразования координат определяемых точек. Госстандарт России. М., 2001.
3. ГОСТ 20058–80. Динамика ЛА в атмосфере. Термины, определения и обозначения. М.: Изд-во стандартов, 1981. 52 с.
4. Гирскопические системы. Ч. II. Гирскопические приборы и системы / под ред. Д.С. Пельпора. М.: Высш. шк., 1971. 488 с.
5. Богданов М.Б., Прохорцов А.В., Савельев В.В. Способ определения угловой ориентации объекта. Пат. 2276384 РФ, МПК 7 G 01 S 5/00. Оpubл. 10.05.2006, Бюл. № 13. Приоритет 27.04.04.



**ГЕРАСИМОВ**  
Сергей Анатольевич —  
доцент кафедры общей  
физики  
Ростовского-на-Дону  
государственного универ-  
ситета,  
кандидат физ.-мат. наук

## Эффект двойного плоского крыла

**С.А. Герасимов**

*В статье рассматривается проблема создания летательного аппарата с кольцевым крылом. Приведены результаты измерений подъемной силы, создаваемой плоским экранированным крылом, для трех способов радиального обдува.*

**S.A. Gerasimov. Double-Plane Wing Effect**

*The article reviews efforts to develop a circular-wing aircraft, and the lift force generated by the flat screened wing for the three variants of radial airflow.*

**Б**ыстрых успехов в создании летательного аппарата с активным кольцевым крылом, похоже, добиться не удалось [1, 2]. Предстоит длительная работа: сначала подробное экспериментальное и теоретическое исследование кольцевого крыла с радиальным, не боковым, обдувом, а только после этого создание полноразмерного действующего летательного аппарата. В противном случае мы неизбежно "зациклимся" на модернизации так называемой летающей платформы [3], по существу, представляющей собой упрощенный, иногда многороторный вариант вертолета. Кольцевое крыло в таких устройствах пока играет лишь декоративную роль. Более того, предварительные измерения показали, что часто в таких летательных аппаратах кольцевое крыло играет негативную роль — уменьшает тягу воздушного винта [4]. Не сбылись ожидания и в отношении эффекта Коанда [5, 6]. Для того чтобы это явление стало доминирующим в создании подъемной силы, мощность двигателя, создающего тягу, должна быть настолько большой, что полный отказ от крыла становится вполне понятным. При этом количественный вклад кольцевого крыла в полную подъемную силу так и остался неизученным. С другой стороны, установлено, что кольцевое крыло в ряде случаев может не только компенсировать тягу винта, но и способно создать отличный от нуля профицит подъемной силы [4]. Никакого отношения к данной работе не имеет и так называемый двигатель Шаубергера [7]. Даже если этот летательный аппарат на самом деле существовал и действовал, тарелкообразный корпус данного устройства играл далеко не функциональную роль.

Стендовый вариант летательного аппарата (рис. 1) представляет собой плоское крыло 1 диаметром  $D$ , на расстоянии  $h$  от которого находится плоский кольцевой экран 2 с внешним диаметром  $d$  и внутренним —  $c$ . Внутренний диаметр экрана совпадает с диаметром тонкостенного цилиндра, образующего канал 3 высотой  $H$ . Точно такой же цилиндр с каналом 4 вмонтирован в крыло снизу. Двухсекционный симметричный шестиплостный винт 5, разделенный диафрагмой 6, имеет высоту, равную  $h$ , и размещен в пространстве между крылом и экраном. Это дает возможность рассматривать симметричный обдув крыла — диафрагма практически полностью исключает поток воздуха из верхнего канала в нижний, и наоборот. Сделано это с единственной целью: измерить подъемную силу, создаваемую крылом, а не воздушным винтом. Именно по этой причине к предварительным результатам [4] нужно относиться крайне осторожно. Тяга такого воздушного винта, разумеется, чрезвычайно мала. Однако та же сила для каждой секции не только не равна нулю, но и имеет достаточно большое значение. С одной стороны, удвоенное значение  $|F_x|$  этой силы может служить эталоном, с помощью которого измеряется подъемная сила всего летательного аппарата. С другой стороны, эта сила позволяет оценить среднюю скорость воздуха в каждом канале. При всех измерениях, результаты которых приведены на рис. 2, средняя скорость воздуха в каждом канале составляла около 1 м/с. Другие параметры установки:  $h/D = 0,13$ ;  $H/D = 0,13$ ;  $c/D = 0,27$ .

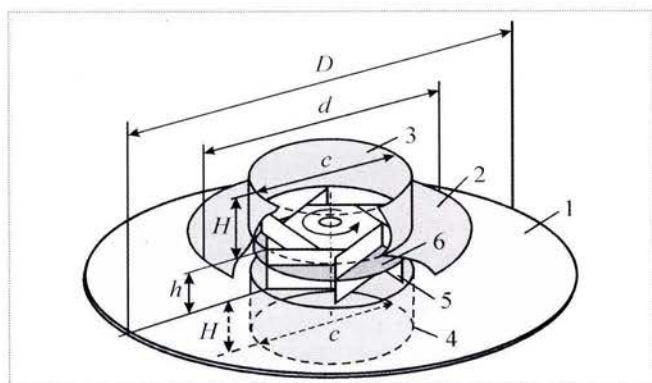


Рис. 1. Летательный аппарат с радиальным симметричным обдувом кольцевого крыла:

1 – крыло; 2 – экран; 3 – верхний канал; 4 – нижний канал; 5 – двойной симметричный воздушный винт; 6 – диафрагма

Представление экспериментальных результатов в виде относительных величин достаточно удобно. Они в равной степени относятся как к модели с диаметром крыла  $D = 0,3$  м, так и к летательному аппарату любых реальных размеров, разумеется, если для таких устройств применимо свойство автомодельности [8]. Результаты измерений, проведенных для трех вариантов обдува (диафрагма находится ниже обеих секций воздушного винта (рис. 2, а), расположена между секциями (рис. 2, б) и заслоняет верхний канал (рис. 2, в)), были достаточно неожиданными. Самым выгодным и оптимистическим оказался симметричный обдув, соответствующий расположению диафрагмы между секциями воздушного винта. В этом случае полная подъемная сила почти вдвое превышает удвоенную тягу одной секции. Причем надо учитывать, что увеличение высоты одной секции воздушного винта в полтора раза приводит к уменьшению ее тяги при прочих равных условиях более чем в два раза. Диапазон, где подъемная сила существенно превышает тягу, оказался достаточно узким, и, что особенно важно, при малых диаметрах экрана подъемная сила отрицательна. Возможно поэтому в современных конструкциях летающих платформ крыло и экран отсутствуют вообще. Не проглядели ли конструкторы летательных аппаратов нетрадиционных схем [9] это весьма необычное свойство кольцевого крыла? Не исключено, что применение в таких летательных аппаратах обычного воздушного винта, обладающего большой тягой, но малым значением эффективной ометаемой площади [10], нецелесообразно. Впрочем, не следует быть категоричным. У данного способа полета может оказаться множество принципиальных недостатков.

Весьма необычно ведет себя кольцевое крыло и при других вариантах обдува. При обдуве крыла как сверху (рис. 2, а), так и снизу (рис. 2, в) подъемная сила направлена в сторону, противоположную тяге воздушного винта. Кроме того, в случае когда диаметр экрана

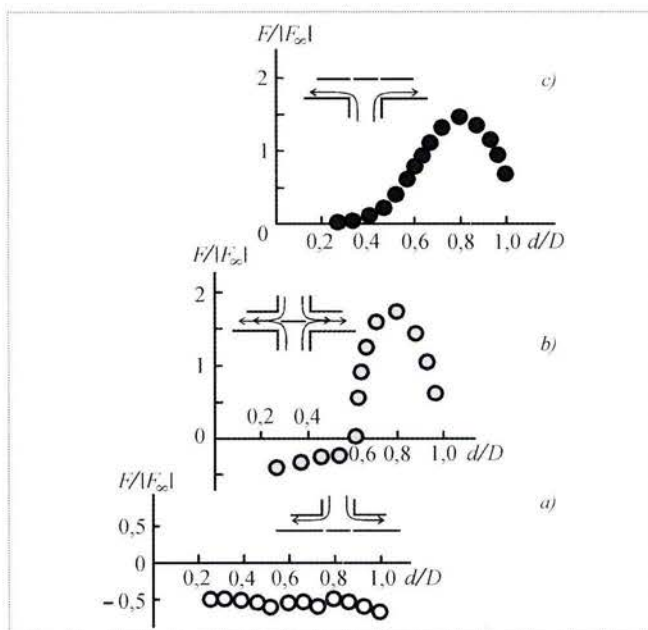


Рис. 2. Зависимость подъемной силы двойного кольцевого крыла от диаметра экрана для трех вариантов обдува

совпадает с диаметром крыла, система становится симметричной. А раз так, то подъемные силы для этих двух вариантов обдува при  $d = D$  должны различаться только знаком, и это действительно так. Данный факт может являться подтверждением корректности и адекватности экспериментальных результатов.

К сожалению, теоретически описать рассмотренный эффект пока невозможно. Простой интерпретации [11, 12] здесь недостаточно. А значит, необходимы подробные и обширные экспериментальные исследования.

#### Список литературы

1. Zuk B. Avrocar: Canada's Flying Saucer. Ontario: Boston Mills Press, 2001. 128 p.
2. Zolpette G. Spying Saucer // Scientific American. 1997. № 6. P. 40–41.
3. Goebel G. Twin Rotors Propel Personal Aircraft // Machine Design. 1997. Vol. 19. № 8. P. 31–32.
4. Герасимов С.А. Подъемная сила плоского кольцевого крыла // Техника и технология. 2006. № 3. С. 18–22.
5. Фабер Т.Е. Гидроаэродинамика. М.: Постмаркет, 2001. 543 с.
6. Смирнов Г. Забытый эффект аэродинамики // Техника молодежи. 1967. № 1. С. 12–13.
7. Arsenyev E. Shauger's device // New Energy Technologies. 2002. № 5(8). P. 20–29.
8. Седов Л.И. Механика сплошных сред. Т. 1. М.: Лань, 2004. 528 с.
9. Бауэрс П. Летательные аппараты нетрадиционных схем. М.: Мир, 1991. 320 с.
10. Sabzehparvar M. In-Flight Thrust Measurements of Propeller-Driven Airplanes // Journal of Aircraft. 2005. Vol. 42. № 6. P. 1543–1547.
11. Стасенко А.Л. Физика полета. М.: Наука, 1988. 144 с.
12. Anderson D., Eberhardt S. Understanding Flight. 2001. New York: McGraw-Hill. 240 p.



**МИРОНОВ**  
Арсений Дмитриевич —  
главный научный сотрудник  
ЛИИ им. М.М. Громова,  
доктор техн. наук



**ПЕТРОВ**  
Андрей Николаевич —  
начальник научно-исследовательского  
отделения  
ЛИИ им. М.М. Громова,  
кандидат техн. наук



**КОСТЮК**  
Александр Иванович —  
заслуженный  
летчик-испытатель РФ

## Безопасность полета и язык эксплуатационной документации

**А.Д. Миронов, А.Н. Петров, А.И. Костюк**

*Рассматривается влияние рабочего языка персонала и эксплуатационной документации авиационной техники на безопасность полета. Особое внимание уделено правовым аспектам выпуска и оборота документации по эксплуатации воздушных судов. Показана необходимость гармонизации российской авиационной эксплуатационной документации с международными аналогами.*

**A.D. Mironov, A.N. Petrov, A.I. Kostyuk. Flight Safety And Language Of Maintenance Records**

*The article reviews the influence of the language used by personnel and in maintenance records with respect to aircraft flight safety. Special attention is attached to legal aspects and aircraft maintenance records' official circulation. The article emphasizes the need to align the Russian aircraft maintenance documents with foreign analogies.*

**Б**ольшое влияние на безопасность полета так называемого человеческого фактора признано авиационным сообществом. Доля катастроф, связанных с человеческим фактором, достаточно велика — не менее 50 % от их общего числа. Человеческий фактор — широкое понятие, и некоторые его составляющие могут позитивно влиять на безопасность полета. В статье рассматриваются аспекты влияния на безопасность полетов одной из важных таких составляющих, а именно рабочего языка авиационного персонала и документации, регламентирующей эксплуатацию авиационной техники (АТ).

Рассматриваемый круг проблем связан с принятием решения либо о переводе на русский язык документации на импортируемую АТ, либо об обучении авиационного персонала иностранному языку и работе с документацией на чужом языке. Поскольку АТ является техникой повышенной опасности, то есть риск, что при усложнении условий эксплуатации летчик ошибется вследствие "выпадения" из памяти иностранной лексики или путаницы в оборотах чужого языка (это может случиться и в нормальных условиях работы). С другой стороны, перевод большого объема документации тоже может вести к ошибкам, не говоря уже о затратах, связанных с переводом и изданием национальных версий документации. Существуют также важные правовые аспекты, связанные с ответственностью за содержание документации на иностранном языке и ее юридическим статусом.

### Речь участников авиационных радиотелефонных переговоров

Проблема качества речи при радиообмене в авиации возникла давно. Некоторые пути ее решения содержатся в Приложении 10 к Чикагской конвенции (ИКАО) [1], где записано следующее:

"5.2.1.2.1. Радиотелефонный обмен воздух — земля должен выполняться на языке, нормально используемом станцией на земле, или на английском языке.

5.2.1.2.2. Английский язык должен применяться при обращении к любой авиационной станции, для всех наземных станций, обслуживающих конкретные аэропорты, маршруты и этапы, используемые для международных авиационных служб".

В Приложении 1 ИКАО [2] сформулированы требования к профессионализму речи: "1.2.9.4. С марта 2008 г. пилоты самолетов и вертолетов, диспетчеры УВД и операторы авиационных станций должны демонстрировать способность говорить и понимать язык, применяемый при радиотелефонной связи на уровне, указанном в требованиях к профессионализму речи, приведенных в Дополнении". Указанное Дополнение содержит шесть уровней профессионализма речи, уровень 4 назван рабочим и служит минимальным критерием для выдачи свидетельства лицу в составе авиационного персонала.

В связи с новыми требованиями ИКАО российские полномочные органы (Росаэронавигация, Ространснадзор и др.) уделяют особое внимание готовности авиационного персонала к работе на английском языке на уровне 4. В начале 2006 г. было выпущено специальное распоряжение руководителя Росаэронавигации, в июне 2006 г. в Москве проведен международный семинар по авиационному английскому языку, а чуть позднее в информационном сборнике "Проблемы безопасности полетов" [3] опубликовано обращение генерального директора ФГУП "Госкорпорация по ОрВД" по этому вопросу. Все это свидетельствует об актуальности проблемы массового овладения авиационным английским языком.

#### **Язык документации по эксплуатации воздушных судов**

В отличие от требований к речи при радиообмене до настоящего времени не существует всеобъемлющих международных и отечественных требований к языку документации, регламентирующей эксплуатацию воздушных судов (ВС). Можно утверждать, что этот вид информации в той же мере, что и радиообмен, важен для экипажа, так как в определенных условиях он может вызвать усложнение полетной ситуации вплоть до аварийной.

Рассмотрим случай полета в одних и тех же условиях, например на одинаковых самолетах "Боинг", американского и российского экипажей. Американский экипаж располагает всей документацией на родном английском языке, а для российского же эксплуатационная информация изложена на неродном языке. Очевидно, что российский экипаж находится в менее благоприятных условиях, чем американский. Это может остро проявиться в особой ситуации, возникшей неожиданно, развивающейся скоротечно и вызвавшей стресс.

Специалистам-психологам известно, что информация на чужом языке теряется из памяти значительно чаще, чем информация на родном. Особенно часто это происходит в стрессовых ситуациях и при утомлении человека. Вот что писал по этому вопросу выдающийся

психоаналитик З. Фрейд в начале XX в.: "Слова, обычно употребляемые в нашем родном языке, по-видимому, защищены от забывания в пределах нормально функционирующей памяти. Иначе обстоит дело, как известно, со словами иностранными. Предрасположение к забыванию их существует по отношению ко всем частям речи, и первая ступень функционального расстройства сказывается в той неравномерности, с какой мы располагаем запасом иностранных слов в зависимости от нашего текущего состояния и от степени усталости" [4].

Позднее было обнаружено, что часто забываются не только слова на неродном языке, но и целые предложения и понятия, могут теряться из памяти значения слов в текстах. При этом в авиационной практике даже небольшой сбой в понимании какой-либо важной информации непременно вызовет дополнительное психологическое напряжение у экипажа, которое спровоцирует дальнейшую потерю воспринимаемой информации. В длительном полете текущее состояние экипажа (степень усталости) может заметно ухудшаться. Поэтому в рассмотренном выше примере для российского экипажа вероятность ошибок всегда больше, т.е. уровень безопасности ниже.

Косвенным подтверждением наличия такого языкового барьера может служить многолетняя статистика ИКАО распределения авиационных катастроф по регионам мира. Наилучшие уровни безопасности полетов достигнуты в США, Канаде, Великобритании, Австралии — в государствах, где английский язык является государственным или основным. В неанглоговорящих странах, использующих АТ с эксплуатационной информацией на английском языке (страны Африки и частично Азии), показатели безопасности заметно ниже. Можно допустить, что это различие связано с недостатками инфраструктуры, дисциплины и культуры персонала, но полностью исключать влияние языкового барьера нет оснований.

#### **Правовые аспекты выпуска и оборота документации по эксплуатации воздушных судов**

Без сомнения, документация, регламентирующая эксплуатацию ВС, важна для безопасности полетов. Вместе с тем отечественная нормативная база и, в частности, терминология в этой области имеют проблемы. Единая система конструкторской документации (ЕСКД) предусматривает ряд взаимосвязанных видов документации, в том числе эксплуатационную документацию (ЭД) как часть рабочей конструкторской документации (КД), предназначенную для изучения конструкции изделия и правил его эксплуатации, и техническую документацию (ТД), необходимую и достаточную для непосредственного использования на

каждой стадии жизненного цикла изделия от его создания до утилизации. При этом ЭД — это документация разработчика АТ, входящая в комплект КД и являющаяся частью типовой конструкции АТ; ЭД как часть КД может быть использована, но изначально не предназначена для непосредственного выполнения по ней летной или технической эксплуатации АТ.

В международной практике и в гражданской авиации СССР сложилось разделение ЭД разработчика АТ и той технической (производственной) документации, по которой непосредственно осуществляется эксплуатация АТ. Документация, предназначенная для выполнения полетов, обслуживания и ремонта АТ в авиакомпании персоналом эксплуатанта, готовилась данным эксплуатантом и от его имени представлялась на утверждение в полномочные органы гражданской авиации государств и регистрации ВС. Такое разделение было утрачено в отечественной гражданской авиации при перестройке, и теперь необходимо исправлять это положение.

Можно предположить, что отсутствие подробных требований к языку документации в отечественной и международной гражданской авиации объясняется тем, что исторически международное авиационное сообщество и авиация СССР были ориентированы исключительно на собственное производство АТ без учета широких возможностей взаимопроникновения импортной АТ на каждый из указанных рынков. В российской гражданской авиации эта проблема в последнее время обостряется в связи с интенсивным пополнением парка иностранными ВС с документацией на английском языке. Отсутствие должных международных и российских нормативов по этому вопросу является потенциальной угрозой безопасности полетов.

Возникает естественное требование: приобретать самолеты зарубежного производства с комплектом ЭД на русском языке. Со стороны руководителей авиакомпаний можно ожидать два принципиальных возражения. Первое заключается в том, что экипажи, совершающие международные полеты, в любом случае должны владеть английским языком на уровне 4, о чем говорилось выше, и языковой проблемы для них не должно существовать. Однако это не учитывает свойство человека отключаться от иностранного языка и переходить на родной язык в критических ситуациях. Тем более, что в полете члены экипажа между собой говорят на родном языке.

Кроме того, наземный авиационный персонал для обслуживания ВС также будет вынужден пользоваться информацией на неродном языке, поэтому от него также потребуются освоение английского языка на высоком уровне. Но вероятность хорошего владения английским языком данными специалистами, которых

значительно больше, чем летного состава, может оказаться ниже. Вследствие этого в процессе обслуживания возможны ошибки языкового происхождения и выпуск в полет плохо подготовленного (т.е. потенциально опасного) ВС.

Другое возражение против перевода документации обычно аргументируется затратами на перевод. Специального внимания требует организация систематического и быстрого перевода текущей оперативной информации, в частности вносимых в тексты документов (руководств и др.) изменений.

Многие ставят под сомнение достоверность переводной документации (идентичность перевода и оригинала). Однако в случае использования оригинальной (англоязычной) документации ответственность за достоверность перевода переносится на экипаж, выполняющий перевод оперативно, в полете, за ограниченное время, нередко в состоянии утомления, а иногда и стресса. Достоверность перевода при этом может быть ниже, чем при его выполнении заранее, на земле. Поэтому необходимо облегчать восприятие персоналом в первую очередь оперативной эксплуатационной информации путем ее перевода на родной язык.

Шаги в данном направлении есть, хотя пока преобладает практика использования англоязычной документации. Например, авиакомпания "Аэрофлот" осуществляет перевод информационно-методических материалов корпорации "Аэрбас" на русский язык. Для самолета "Сухой Супер Джет-100" эксплуатационная документация готовится на русском языке и будет переводиться на английский для зарубежных покупателей (будет две версии ЭД). При освоении первыми российскими эксплуатантами самолета BAe-146 его ЭД была переведена на русский язык.

Известны следующие решения, принимавшиеся зарубежными эксплуатантами в отношении перевода документации:

авиакомпания "Иберия" (Испания) при приобретении первых самолетов B-747 частично перевела свое Руководство по летной эксплуатации (Operations Manual, разделы "Аварийные процедуры", "Ненормальные процедуры" и часть контрольных карт) на испанский язык; другие разделы, не содержащие срочной информации, использовались на английском языке;

в авиакомпании JAL учебная документация по самолетам "Боинг" используется на двух языках: английском и японском;

в авиакомпании FINNAIR существует практика использования технологических карт на английском и финском языках, при этом карты на английском языке используются для ведения учета работ и инспектирования, а на финском — для работы специалистов.

Действующие европейские требования к эксплуатантам [5] предусматривают как право национального законодателя регулировать язык документации, так и право эксплуатанта использовать документацию на своем языке: "OPS 1.1040(c) — Если иное ... не предусмотрено национальным законом, эксплуатант должен подготовить руководство по производству полетов на английском языке. В дополнение эксплуатант может перевести и использовать данное Руководство или его части на другом языке". Это дает возможность эксплуатантам в разных государствах ЕС сделать документацию по эксплуатации ВС более доступной для своего авиационного персонала, что важно для безопасности. В отличие от этого в России возможность разработки документации эксплуатантами, включая перевод, нормативными документами не оговорена.

Конституция Российской Федерации в ст. 26 предусматривает "право на пользование родным языком, на свободный выбор языка общения, воспитания, обучения и творчества", т.е. ограничение этого права гражданина в форме его обязанности работать по документации на чужом языке противоречит Конституции, а ст. 68 устанавливает, что "государственным языком РФ на всей ее территории является русский язык". Однако Гражданский (1996 г.) и Воздушный (1997 г.) кодексы РФ не содержат норм в отношении рабочего языка технической документации. Федеральный закон "О государственном языке РФ" (2005 г.) не содержит прямых норм для рассматриваемой нами области. Есть только отсылка в ст. 3 к "иным законам":

"Статья 3. Сферы использования государственного языка РФ.

1. Государственный язык РФ подлежит обязательному использованию: ...

4) в конституционном, гражданском, уголовном, административном судопроизводстве, судопроизводстве в арбитражных судах...;

.....

11) в иных определенных федеральными законами сферах..."

То есть для использования нормы п. 11 ст. 3 нужна ее конкретизация в законе или постановлении правительства. Такое Постановление Правительства РФ № 1037 от 15 августа 1997 г. "О мерах по обеспечению наличия на ввозимых на территорию РФ непродовольственных товарах информации на русском языке", которое можно трактовать как обязательную норму по представлению технической (эксплуатационной) документации на русском языке, принято:

"В целях усиления контроля за обеспечением качества и безопасностью... импортных непродовольственных товаров...:

1. Установить, что с 1 июля 1998 г. запрещается продажа на территории РФ импортных непродовольственных товаров без информации о них на русском языке. Наличие информации ... на русском языке обеспечивается организациями и индивидуальными предпринимателями, осуществляющими их импорт в РФ.

Информация о непродовольственных товарах ... должна содержать следующие сведения на русском языке: ...

назначение (область использования), основные свойства и характеристики;

правила и условия эффективного и безопасного использования;

иные сведения о товарах в соответствии с законодательством РФ, требованиями государственных стандартов к отдельным видам непродовольственных товаров и правилами их продажи.

Информация должна быть ... изложена в технической (эксплуатационной) документации, прилагаемой к товару..."

Однако существующая повсеместная практика использования документации на английском языке свидетельствует о том, что данное постановление в авиации не применяется. О правомерности сложившейся ситуации должны судить правоохранительные органы.

Наряду с проблемой, связанной со статусом языка, существует и проблема ответственности за недостатки документации, связанная с тем, что отечественная практика авиационной деятельности сформирована практически без учета ее гражданско-правовых аспектов и регулировалась воздушным законодательством без учета разнообразия форм собственности и рыночного регулирования. В международной же практике сформировался баланс воздушного и гражданского законодательств в сфере авиации.

Регулирование в данной области основано на разделении ответственности в части соблюдения воздушного законодательства на основе гражданско-правовых отношений. То есть собственник и владелец (эксплуатант) АТ обременяются обязанностями согласно воздушному законодательству. Применительно к документации по эксплуатации АТ это означает, что разработчик (поставщик) АТ несет бремя соблюдения всех норм летной годности и сертификации ЭД для своей продукции. Однако его обязанности заканчиваются в момент передачи сертифицированной продукции в комплекте с ЭД ее покупателю. Далее возникают обязанности собственника (владельца, эксплуатанта) АТ по обеспечению соответствия своей документации по эксплуатации требованиям воздушного законодательства государств регистрации и эксплуатанта ВС.

К сожалению, ни гражданское, ни воздушное законодательство России не содержит четких норм по этому вопросу.

#### **О необходимости гармонизации российской эксплуатационной документации с международными аналогами**

Языковые проблемы документации связаны с проблемами регламентации ее построения и оборота. До последнего времени в гражданской авиации РФ использовалось только понятие "Руководство по летной эксплуатации" (РЛЭ), роль и содержание которого определялись по-разному в двух нормативных документах. По ГОСТ 24867–81 [6]: "РЛЭ является основной ТД, определяющей ... правила летной эксплуатации; методику и технику выполнения полета; особенности пилотирования". С другой стороны, Авиационные правила АП-25 [7] в § 25.1581 до недавнего времени определяли РЛЭ как ЭД, которая "включает в себя следующие сведения: (1) информацию, требуемую в §§ 25.1583...25.1587; (2) другую информацию, необходимую для безопасной эксплуатации вследствие особенностей конструкции, эксплуатации и пилотирования". Далее, в §§ 25.1583...25.1587 излагаются эксплуатационные ограничения, процедуры при эксплуатации самолета и сведения о летных характеристиках. Все это совпадает с содержанием аналогичных параграфов Федеральных авиационных правил США FAR-25 [8], объединенных подзаголовком "Летное руководство" (Airplane Flight Manual-AFM).

В Приложении 8 ИКАО [9] также используется понятие "Flight Manual", или "летное руководство", неверно переведенное в русской версии этого документа как "руководство по летной эксплуатации" и впоследствии так и примененное в тексте Авиационных правил АП-25. Глава 3 Приложения 8 применительно ко всем ВС гласит:

"3.4. Ограничения, устанавливаемые для ВС, и информация.

К каждому ВС прилагается летное руководство, таблицы, схемы или другие документы, содержащие утвержденные ограничения, в пределах которых это ВС считается годным к полетам... При этом предоставляются также дополнительные инструкции и информация, необходимые для обеспечения его безопасной эксплуатации".

В гл. 9 Приложения 8 применительно ко всем тяжелым самолетам указывается следующее:

"9.5. Летное руководство самолета.

Обеспечивается предоставление летного руководства самолета. В руководстве четко и ясно указывается, к какому конкретному самолету или серии самолетов оно

относится. Летное руководство включает, по крайней мере, ограничения, информацию и правила, предписанные в настоящей главе".

Требования к эксплуатантам ВС (включая вопросы документации по эксплуатации ВС) сведены в Приложение 6 ИКАО [10], которое вводит в качестве основного документа эксплуатанта Руководство по производству полетов (РПП):

"4.2.2. Руководство по производству полетов.

4.2.2.1. В соответствии с Добавлением 2 эксплуатант обеспечивает наличие РПП для использования соответствующим персоналом, занимающимся вопросами производства полетов... РПП по мере необходимости ... пересматривается с целью обновления содержащейся в нем информации. В каждом случае, когда вносятся изменения..., об этом сообщается всему персоналу, которому надлежит пользоваться этим руководством.

.....  
4.2.5. Контрольные карты.

Контрольные карты ... применяются летными экипажами до, во время и после всех этапов полета, а также в аварийной обстановке для того, чтобы обеспечить соблюдение эксплуатационных правил, содержащихся в РЛЭ для экипажа и летном руководстве ВС или других документах, связанных с сертификатом летной годности, а также в других частях РПП..."

Отметим, что в приведенных выше цитатах из стандартов ИКАО авторами внесены исправления в перевод, поскольку существующие официальные русские тексты Приложений 6 и 8 содержат ошибки в переводе двух важных терминов:

Flight Manual (он же Aircraft Flight Manual-AFM) – переведен не дословно, а как "руководство по летной эксплуатации" вместо более правильного "летное руководство";

Operating Manual (он же Flight Crew Operating Manual-FCOM) – переведен как "руководство по эксплуатации ВС" вместо "РЛЭ для экипажа".

Указанные недостатки необходимо устранить в официальном переводе на русский язык Приложений 6 и 8. Кроме того, следует внести соответствующие изменения во все нормативные документы, касающиеся документации по летной эксплуатации ВС гражданской авиации (АП-25, АП-23 и др.). Поправкой 6 к Авиационным правилам АП-25 (2007 г.) указанное терминологическое несоответствие понятия РЛЭ в АП-25 понятию "летное руководство" (ЛР) в Приложении 8 ИКАО и FAR-25 уже устраняется. В тексте АП-25 термин "руководство по летной эксплуатации" заменяется на "летное руководство".

ГОСТ 24867–81, действующий еще со времен СССР, предусматривает выпуск разработчиком единого для всех эксплуатантов "РЛЭ самолета данного типа" в установленной форме и в определенном порядке. Никаких указаний о возможности отклонений от этого порядка в стандарте нет. В то же время из изложенного выше можно видеть, что международными стандартами предусмотрен существенно более гибкий порядок разработки документации по эксплуатации. В соответствии с этим порядком эксплуатант вместе с ВС получает от разработчика утвержденную ЭД, на ее основе сам разрабатывает свою ТД и представляет ее на утверждение в полномочный орган по сертификации. Таким образом, содержание РПП для ВС одного и того же типа в разных авиакомпаниях может различаться.

Действующее в России НПП ГА–85 [11] так же, как и ГОСТ 24867–81, исходит из требования о едином РЛЭ для ВС одного типа у всех эксплуатантов. Особо отметим, что в НПП ГА–85 также нет указаний об особенностях использования РЛЭ и другой документации по эксплуатации на иностранном языке или о необходимости их перевода на русский язык. Из этого следует, что персонал должен владеть английским языком, даже если ВС иностранного производства эксплуатируется в России на внутренних линиях, когда к экипажу не предъявляются требования знания английского языка.

К сожалению, Авиационные правила (часть АП-21) "Процедуры сертификации авиационной техники" [12] не защищают российских эксплуатантов импортируемой АТ от использования в документации чужого языка. В п. 4.7.5 АП-21 содержится норма: "Заявки на выдачу сертификата типа и другие материалы и документы представляются в Авиарегистр на русском или английском языке". Это предопределяет необходимость знания английского языка как специалистами Авиационного регистра Межгосударственного авиационного комитета, так и будущих эксплуатантов и, с другой стороны, свидетельствует об актуальности перевода документации на русский язык как способа снижения отрицательного влияния человеческого фактора на безопасность полетов.

В заключение можно констатировать следующее.

Отечественное законодательство не содержит четких норм в отношении рабочего языка документации по эксплуатации АТ. В правовом отношении не отрегулированы ни вопросы обязательности перевода документации или разрешения использования ее на иностранном языке, ни вопросы ответственности за недостатки содержания документации, используемой эксплуатантами ВС.

Конституция РФ прямо предусматривает "право на пользование родным языком". Ограничение этого

права гражданина в форме обязанности работать по документации на чужом языке противоречит Конституции и при этом законодательно не урегулировано.

Предоставление авиационному персоналу, эксплуатирующему АТ зарубежного производства, по крайней мере, наиболее важной части рабочей документации на русском языке в форматах, принятых в международной гражданской авиации, будет способствовать лучшей восприимчивости информации и повышению безопасности полетов. Затраты на это относительно невелики по сравнению с затратами, связанными с гибелью ВС, людей и груза на борту, а также потерями имиджа эксплуатанта и разработчика при катастрофе ВС. При переходе к электронной документации эти затраты будут еще меньше.

Специального рассмотрения требует вопрос оценки влияния на безопасность полета рабочего языка графической и речевой информации в кабине экипажа. Выдача на импортированных ВС такой информации на английском языке по рассмотренным выше причинам может также приводить к ошибкам ее восприятия, особенно в стрессовых ситуациях или при утомлении членов экипажа.

#### Список литературы

1. Приложение 10 к Чикагской конвенции. Авиационная связь. Том II. ИКАО, 2001.
2. Приложение 1 к Чикагской конвенции. Выдача свидетельств авиационному персоналу. ИКАО, 2001.
3. Проблемы безопасности полетов. М., ВИНТИ. 2006. № 12.
4. Фрейд З. Забывание иностранных слов: сб. Психология памяти. М.: МГУ, 1979.
5. Council Regulation (EEC) № 3922/91 of 16 December 1991. Annex III Common Technical Requirements and Administrative Procedures Applicable to Commercial Transportation by Aircraft. Part OPS 1 – Commercial Air Transportation (Aeroplanes). EC, 2007.
6. ГОСТ 24867–81. Руководство по летной эксплуатации самолетов (вертолетов) гражданской авиации. М.: Изд-во стандартов, 1989.
7. Нормы летной годности гражданских самолетов транспортной категории. Авиационные правила АП-25, 2003.
8. US Federal Aviation Regulations. Part 25 – Airworthiness Standards: Transport Category Airplanes. USA GPO, 2002.
9. Приложение 8 к Чикагской конвенции: летная годность воздушных судов. ИКАО, 2001.
10. Приложение 6 к Чикагской конвенции. Эксплуатация воздушных судов. ИКАО, 2001.
11. Наставление по производству полетов в гражданской авиации СССР. М.: Возд. транспорт, 1985.
12. Процедуры сертификации авиационной техники. Авиационные правила АП-21. М.: Авиаиздат, 1999.

## Выявление дефектов непрочности в сотовых панелях космических аппаратов

**В.А. Тарасов, В.Д. Баскаков, А.Н. Королев, Ю.В. Герасимов, В.А. Романенков**

*Предложена новая схема радиоволнового метода контроля для выявления дефектов непрочности между элементами в сотовых панелях космических аппаратов. Разработан критерий численной оценки дефекта и предложен алгоритм контроля реальных крупногабаритных сотовых панелей в производственных условиях.*

**V.A. Tarasov, V.D. Baskakov, A.N. Korolev, Yu.V. Gerasimov, V.A. Romanenkov.** Radiowave Identification Of Defects Of Insufficient Bonding In Three Layer Honeycomb Panels Of Space Vehicles

*A new scheme of radiowave method of testing insufficient glueing defects in honeycomb panels between the panels elements is suggested. A criterium of numerical estimation of defects is developed. A testing algorithm of existing large scale honeycomb panels under operating conditions is proposed.*

**П**овышение качества и надежности выпускаемой продукции является одной из важнейших проблем современного машиностроения. Особенно остро она стоит в отраслях промышленности, производящих изделия ответственного назначения, где аварии, вызванные применением дефектных деталей и узлов, связаны с большими материальными потерями и человеческими жертвами. К таким изделиям относятся, в частности, многослойные сотовые панели, широко используемые в современных космических аппаратах.

В производстве сложных многослойных конструкций применяются методы неразрушающего контроля, ориентированные на определенные типы материалов: электроемкостный метод контроля — для неметаллических материалов, магнитный — для ферромагнитных материалов, вихретоковый — для электропроводящих, акустический — для материалов, обладающих небольшим затуханием звука соответствующей частоты [1].

Вследствие недостаточной чувствительности большинства методов неразрушающего контроля по выявлению скрытых дефектов в сложных многослойных конструкциях, например, из-за несплошности материалов, дефектов выполнения разъемных и неразъемных соединений существует потребность в разработке высокочувствительных универсальных методов и средств неразрушающего контроля многослойных конструкций, позволяющих идентифицировать производственные и эксплуатационные дефекты в объектах контроля с требуемой точностью.

Рассматриваемый здесь радиоволновой метод неразрушающего контроля основан на регистрации сканирующим широкополосным приемником спектров радиоволнового излучения, возникающего вследствие возбуждения переменных высокочастотных токов в объекте контроля или его отдельных элементах, помещенных между гибкими обкладками емкостного рабочего датчика, и последующем анализе получаемых спектров. Метод реализован в специализированном аппаратно-программном комплексе (рис. 1) [1, 2].



**ТАРАСОВ Владимир Алексеевич** — заведующий кафедрой МГТУ им. Н.Э. Баумана, профессор, доктор техн. наук



**БАСКАКОВ Владимир Дмитриевич** — доцент МГТУ им. Н.Э. Баумана, кандидат техн. наук



**КОРОЛЕВ Александр Николаевич** — ассистент МГТУ им. Н.Э. Баумана



**ГЕРАСИМОВ Юрий Викторович** — доцент МГТУ им. Н.Э. Баумана, кандидат физ.-мат. наук



**РОМАНЕНКОВ Владимир Алексеевич** — заместитель главного технолога ЗАО ЗЭМ РКК "Энергия"

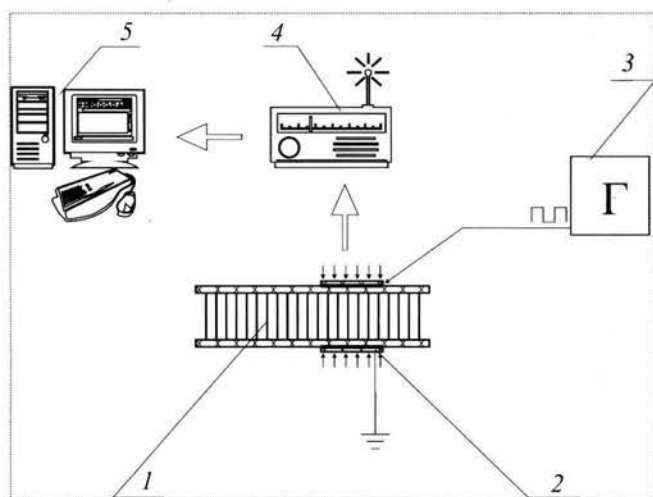


Рис. 1. Схема контроля трехслойных панелей:

1 – объект контроля (трехслойная панель); 2 – обкладки емкостного рабочего датчика; 3 – генератор высокочастотного напряжения; 4 – сканирующий приемник; 5 – персональный компьютер

При контроле в трехслойной панели с помощью генератора высокочастотного напряжения возбуждают электромагнитное поле, в результате чего в объекте контроля возникают макротоки и характерные для емкостного датчика токи смещения. Возбуждение производят через конденсатор, между обкладками которого располагается контролируемый объект.

Каждая обкладка конденсатора состоит из проводящей и диэлектрической пластин. Данные пластины выкладываются по контуру исследуемого объекта. Поэтому поле, излучаемое объектом, а следовательно, и спектральные характеристики становятся объектно-ориентированными, т.е. сам объект становится излучателем электромагнитных волн.

Для позиционирования неоднородностей и деталей исследуемых объектов пластины выполняются из набора отдельных элементов, а в целях сканирования неоднородностей по этим элементам и распределения сигналов по отдельным элементам используется сканирующее устройство, управляемое с помощью аппаратно-программного комплекса.

Наличие двух диэлектрических пластин, через которые проводится возбуждение в контролируемом объекте электромагнитного поля внешним электромагнитным излучением, сводит до минимума отражения от их внешних поверхностей. При этом уровень возбуждения поверхностных волн является минимальным, что обеспечивает повышение разрешающей способности обнаружения дефектов. Защиту аппаратуры и объекта контроля от внешних электромагнитных полей обеспечивают специальные экраны.

Аппаратно-программный комплекс работает следующим образом (см. рис. 1): на объект контроля 1 устанавливают емкостной рабочий датчик 2, который вместе с генератором переменного высокочастотного напряжения 3 составляет электромагнитный колебательный контур. На пластины подают переменное высокочастотное напряжение, фиксируют электромагнитное излучение от объекта контроля в радиоволновом диапазоне приемной антенной, связанной со сканирующим устройством 4, и обрабатывают сигнал со сканирующего устройства на персональном компьютере 5 путем сравнения сигнала, поступающего от объекта контроля, с типовыми сигналами, полученными от бездефектных объектов и от объектов с типовыми дефектами.

В данном случае объектом контроля являются образцы трехслойной панели, используемой в телекоммуникационных спутниках. Панель состоит из двух несущих слоев (плоских обшивок), пространство между которыми заполнено металлическими сотами и закладными элементами: втулки, бобышки, теплопередающие узлы. Торцы панели закрыты металлическим профилем. Элементы конструкции склеены между собой. Панели выполнены бездефектными и с искусственно созданными дефектами непрочлея, имитирующими производственные погрешности (табл. 1).

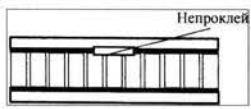
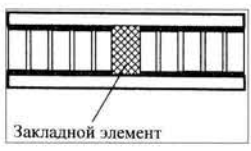
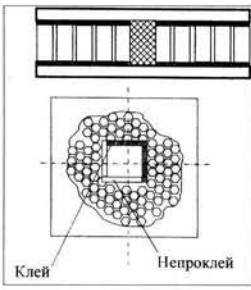
В качестве емкостного рабочего датчика выступала сборная конструкция, состоящая из металлических колец и тонких электрических пластин, размещаемых под кольцами. Металлические кольца имели малый (18 мм), средний (60 мм) и большой (110 мм) диаметры.

Типовые радиосигналы (спектры), полученные от образцов трехслойных панелей с различными конструктивными элементами, представлены на рис. 2.

Для получения количественных оценок, характеризующих отличие сигналов от бездефектных и дефектных образцов, проведено разложение в ряд Фурье огибающих линий спектров. Огибающие линии аппроксимировались первыми восемью гармониками тригонометрического ряда (рис. 3). Из рис. 3 видно, что сигналы отличаются друг от друга по амплитуде и взаимно смещены по фазе (см. рис. 3). Многократно проведенные эксперименты показывают, что разница сигналов по амплитуде не является устойчивым признаком отличия дефектных образцов от бездефектных. В то же время одностороннее, относительное смещение сигналов по частоте (сигнал от дефектного образца смещается влево относительно сигнала от бездефектного образца) наблюдается в каждой серии измерений и может служить признаком наличия дефекта непрочлея в многослойной конструкции.

Для определения взаимосвязи размера дефекта и размера контролируемых колец проведен статистиче-

Образцы трехслойных сотовых панелей

| № образца | Схема                                                                              | Материалы и размеры                                                                                                                                         | Примечание                                                                |
|-----------|------------------------------------------------------------------------------------|-------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|---------------------------------------------------------------------------|
| 1         |   | Обшивка — лист Д16АТ-0,5<br>Пленочный клей ВК-41<br>Сотовый наполнитель АМг-2-Н-2,5-30<br>210×320 мм                                                        | Нет дефектов непрочлея                                                    |
| 2         |   | Обшивка — лист Д16АТ-0,5<br>Пленочный клей ВК-41<br>Сотовый наполнитель АМг-2-Н-2,5-30<br>210×320 мм                                                        | Имеет непрочлея Ø 10 мм (фторопластовое кольцо толщиной 2 мм)             |
| 3         |   | Обшивка — лист Д16АТ-0,5<br>Пленочный клей ВК-41, ВКВ-3, ВК-41Т<br>Сотовый наполнитель АМг-2-Н-2,5-30<br>Закладной элемент — бобышка 15×15 мм<br>210×210 мм | Нет дефектов непрочлея                                                    |
| 4         |  | Обшивка — лист Д16АТ-0,5<br>Пленочный клей ВК-41, ВКВ-3, ВК-41Т<br>Сотовый наполнитель АМг-2-Н-2,5-30<br>Имитатор тепловой трубы<br>210×210 мм              | Имеет непрочлея 50 % между бобышкой и сотовым наполнителем (толщина 3 мм) |

ский анализ результатов измерений. В качестве выборочной совокупности параметров выступали значения разности фаз  $X_i$  огибающих сигналов дефектного образца относительно бездефектного в  $i$ -й точке. На рис. 3 показаны характерные точки, между которыми определялась разность фаз. Статистическая обработка значений  $X_i$  проводилась по результатам нескольких пар измерений радиосигналов от дефектных и бездефектных образцов (табл. 2).

Из графиков, приведенных на рис. 4, видно, что с увеличением радиуса кольца среднее значение разности фаз между дефектными и бездефектными образцами уменьшается. Это указывает на снижение чувствительности метода контроля к технологическим дефектам непрочлея. В соответствии с полученными результатами можно рекомендовать кольца в качестве составного элемента емкостного датчика радиоволнового контроля. При этом диаметр кольца должен быть равен размеру предельно допустимого дефекта непрочлея.

Таким образом, целесообразна следующая последовательность контроля трехслойных панелей.

1. Разрабатываются и изготавливаются образцы панелей с характерными конструктивными элементами и искусственно созданными предельно допустимыми технологическими дефектами непрочлея.

2. Формируются база данных огибающих радиосигналов, полученных от образцов, и база данных фазовых смещений, характерных для конкретных значений дефектов непрочлея в различных областях трехслойных панелей.

3. Реальная панель, размеры которой могут составлять до нескольких метров в плане, накрывается диэлектрической пленкой с нанесенной на нее равномерной сеткой с квадратной ячейкой. Размер ячейки соответствует величине предельно допустимого дефекта непрочлея.

4. Датчик устанавливается в узлах сетки; в каждом из них фиксируется радиоволновой сигнал. При автоматизированном контроле функции сетки может вы-

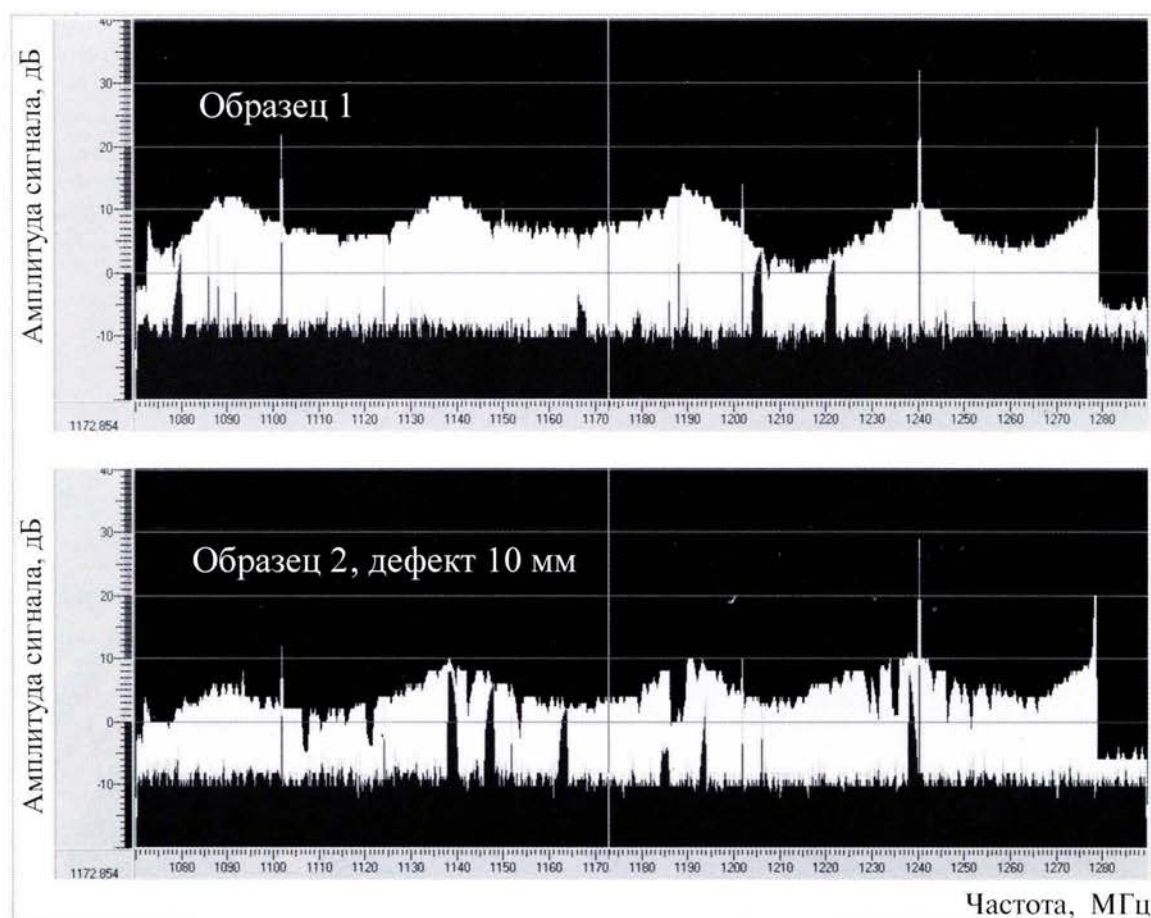


Рис. 2. Типовые радиосигналы, полученные от образцов 1 и 2, приведенных в табл. 1 (контроль большими кольцами)

полнять координатный стол, обеспечивающий дискретные перемещения панели по двум координатным осям.

5. Массив радиоволновых сигналов подвергается математической обработке. При этом строятся огибающие сигналов и оцениваются их фазовые смещения относительно бездефектных образцов.

6. Сравнивая полученные фазовые смещения со смещениями, характерными для предельно допустимых дефектов непрочлея, дают заключение о дефектности объекта контроля в каждой точке (области).

Итак, установлен признак наличия дефекта непрочлея трехслойных панелей при радиоволновом контроле — это величина смещения по фазе сигналов от дефектного и бездефектного образцов. Предложен алгоритм радиоволнового контроля качества склейки реальных

крупногабаритных панелей в производственных условиях.

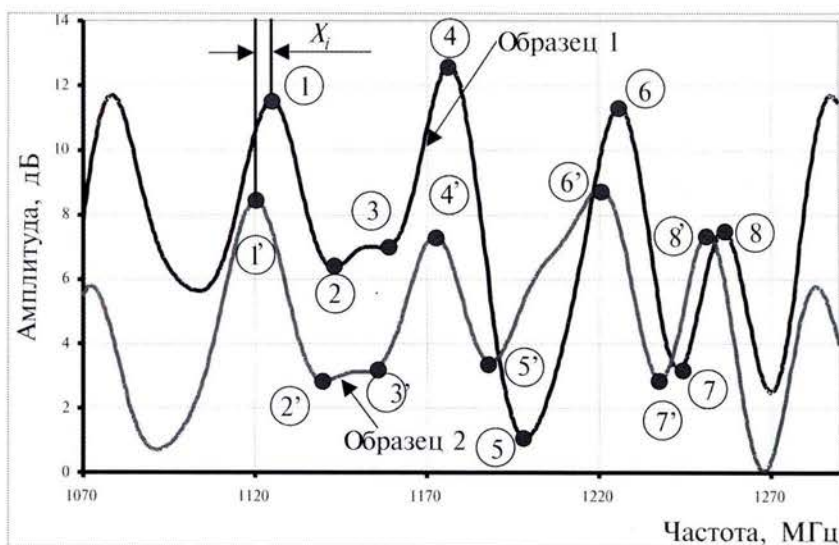
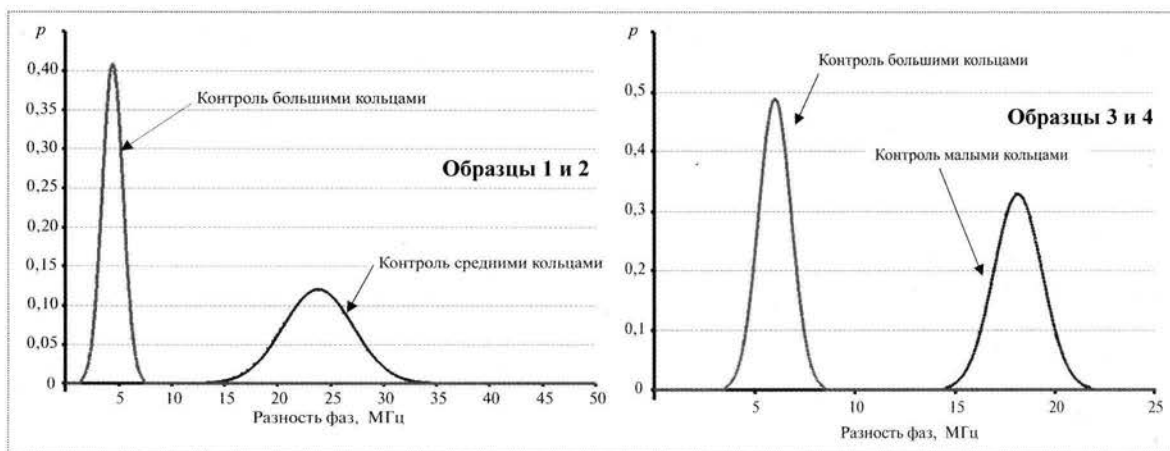


Рис. 3. Представление огибающих линий спектров образцов 1 и 2 восемью первыми гармониками ряда Фурье (контроль большими кольцами)

Результаты статистической обработки

| Статистическая характеристика, МГц                  | Образцы 1 и 2  |                | Образцы 3 и 4 |                |
|-----------------------------------------------------|----------------|----------------|---------------|----------------|
|                                                     | Средние кольца | Большие кольца | Малые кольца  | Большие кольца |
| Среднее                                             | 23,8333        | 4,4286         | 18,1429       | 6,0000         |
| Стандартное отклонение                              | 3,3116         | 0,9759         | 1,2150        | 0,8165         |
| Медиана                                             | 23,0000        | 4,0000         | 18,0000       | 6,0000         |
| Мода                                                | 23,0000        | 4,0000         | 17,0000       | 6,0000         |
| Экспесс                                             | 3,4321         | 0,0420         | -1,5253       | 1,5000         |
| Асимметричность                                     | 1,4575         | 0,2767         | 0,4142        | 0,0000         |
| Доверительный интервал при уровне надежности 95,0 % | 2,6498         | 0,7229         | 0,9001        | 0,8002         |
| Вариация (безразмерная величина)                    | 0,1389         | 0,2204         | 0,0670        | 0,1361         |

Рис. 4. Распределение плотности вероятности  $p$  разности фаз



Список литературы

1. Неразрушающий контроль и диагностика: Справочник / В.В. Клюев, Ф.Р. Соснин, В.Н. Филинов и др.; под ред. В.В. Клюева. М.: Машиностроение, 1995. 488 с.

2. Тарасов В.А., Баскаков В.Д., Герасимов Ю.В., Королев А.Н. Идентификация структурированных систем и физических объектов с помощью радиоволнового метода контроля // Physical Interpretation of relativity theory: Proceedings of International Meeting. Moscow, 30 June – 3 July 2003. Moscow, Liverpool, Suderland, 2003. 370 p.

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

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

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

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

Редакторы О.Г. Красильникова, И.Н. Мырина, Д.Я. Чернис, Е.В. Гагулина  
Технический редактор Т.И. Андреева. Корректоры Л.И. Сажина, Л.Е. Сонюшкина

Сдано в набор 27.08.07. Подписано в печать 08.10.07. Формат 60×88/8. Усл. печ. л. 7,35. Уч.-изд. л. 7,91. Зак. 325. Свободная цена. Оригинал-макет и электронная версия подготовлены в ОАО "Издательство "Машиностроение".  
Отпечатано в ООО "Подольская Периодика". 142110, Московская обл., г. Подольск, ул. Кирова, д. 15