

© Ècäàòåëüñòâî "Ì àø éí î ñòðî áí èå", Î áù åðî ññèéññèé Í àó÷í -òåðí è÷åññèé æòðí àë "Ï Î ëåò", 2008



**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  
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  
S.L. CHERNYSHEV

**Executive secretaries  
of the journal**

I.N. MYMRINA  
D.Ya. TCHERNIS

**Editor Organizer**  
Î.S. RODZEVICH

**Editorial  
Committee**

A.M. MATVEYENKO,  
Chairman  
O.M. ALIFANOV  
N.A. ANFIMOV  
V.I. BARKOVSKY  
I.V. BARMIN  
V.E. BARSUK  
V.F. BEZYZYCHNYI  
B.V. BODIN  
A.F. VOINOV  
A.N. GERASHCHENKO  
Yu.F. GORTYSHOV  
M.B. GUZAIROV  
V.A. DAVIDOV  
G.L. DEGTAREV  
O.F. DEMCHENKO  
N.N. DOLZHENKOV  
Yu.S. ELISEYEV  
S.Yu. ZHELTOV  
L.M. ZELENY  
A.N. KIRILIN  
V.A. KOMAROV  
V.V. KRYMOV  
L.N. LYSENKO  
V.A. MENSHIKOV  
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. SOLOV'EV  
Yu.S. SOLOMONOV  
A.I. TATUEV  
V.V. TSYBLIEV  
B.E. TCHERTOK  
I.S. SHEVCHUK

**CONTENTS**

|                                                                                                                                                                |    |
|----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|----|
| <b>Dolzhenkov N.N., Abidin V.B.</b> To The Preliminary Design Of Naval Fighter . . . . .                                                                       | 3  |
| <b>Efanov V.V., Semunkina V.I.</b> Choosing Of The Orbit Type For Space Survey Optical-Electronic Systems . . . . .                                            | 12 |
| <b>Abraimov N.V., Eliseyev Yu.S., Shkretov Yu.P., Teryokhin A.M.</b> Advanced Technologies For The Protection Of Turbine Blades Against Gas Corrosion. . . . . | 17 |
| <b>Bizyaev R.V., Morozov V.A., Batalin N.N., Belkin A.A.</b> Application Of Advanced Method Of After-Session Data Processing During LV Bench Tests . . . . .   | 25 |
| <b>Makarov N.N.</b> Synthesizing Algorithms For Operation Of Airborne Equipment Monitoring And Control System . . . . .                                        | 31 |
| <b>Kopylov I.A.</b> The New Technologies Using For Estimation A Flight-Navigation Complex Of Flying Vehicles During A Flight Tests . . . . .                   | 39 |
| <b>Bodin O.N., Kuzmin A.V.</b> Representation And Display Of 3D Objects . . . . .                                                                              | 49 |
| <b>Piralishvili Sh.A., Veretennikov S.V., Gugssa Fasil Ali.</b> Control Of Boundary Layer Separation In Combustion Chamber Throat . . . . .                    | 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.*

**Representatives of the journal:**

Kazan: R.I. ADGAMOV, phone (843) 238-46-23  
Roscosmos: A.A. VOROBIOV, phone (495) 975-45-86  
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

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

УДК 629.7

# О формировании технического облика корабельного истребителя

**Н.Н. Долженков, В.Б. Абинин**

*Рассматривается комплекс факторов, влияющих на обоснование рационального уровня взлетно-посадочных характеристик при формировании технического облика корабельного истребителя. Показано, что корабельный истребитель короткого взлета и вертикальной посадки, имеющий унифицированные с базовым истребителем обычного взлета и посадки планер и силовую установку, самолетные системы, комплекс бортового оборудования и вооружение, обеспечивает эффективную реализацию всего диапазона боевых задач аналогичных обычных истребителей аэродромного базирования и корабельных истребителей трамплинного/катапультного взлета и аэрофинишной посадки, стоящих на вооружении истребительной авиации ВВС, истребительной авиации ВМФ берегового и корабельного базирования, и способен заменить все эти истребители во всем диапазоне их применения.*

**N.N. Dolzhenkov, V.B. Abidin. To The Preliminary Design Of Naval Fighter**

*A combination of factors influencing on judicious take-off and landing performance level substantiation on the preliminary design of naval fighter is considered. Unified on most fundamental parameters, conventional take-off and landing land-based fighter, catapult (ski-jump) take-off and arrested landing naval fighter and short take-off and vertical landing (STOVL) naval fighter performance is compared. It is demonstrated that STOVL naval fighter performance permits it a capability to perform all the considered design combat missions set of land-based and naval fighters and consequently can supersede all of them.*

Современный этап развития морской авиации и флота авианесущих кораблей (АНК) неразрывно связан с новыми экономическими и геополитическими реалиями и тенденциями, которые диктуют все более и более высокие требования к эффективности, гибкости, мобильности и живучести военной техники, ее адаптируемости к характеристикам вооруженных конфликтов всех уровней, с любым противником, в любом регионе мира. Корабельные истребители (КИ) должны эффективно действовать на морских (океанских) театрах военных действий (М(О)ТВД) по воздушным, наземным и надводным целям как с АНК (с моря), так и с береговых аэродромов и площадок (с суши), обеспечивая контроль заданного воздушного пространства в мирное время и господство в воздухе над районами боевых действий, решая в составе корабельных, береговых или смешанных группировок авиации ВМФ (ВМФ и ВВС) задачи типа флот против флота, флот против берега, берег против флота, берег против берега. Отсюда следует, что перспективный КИ должен действовать в значительно более широком диапазоне боевых задач и условий применения, чем специализированные истребители аэродромного базирования и КИ трамплинного (катапультного) взлета и аэрофинишной посадки в отдельности. Поэтому при уровне показателя "эффективность—стоимость" такого перспективного КИ не хуже показателей каждого из указанных специализированных истребителей становится рациональным его межвидовое применение как единого перспективного истребителя.

Относительный объем и содержание каждого из приведенных выше типов задач в течение жизненного цикла КИ и АНК могут изменяться в широких пределах. Поэтому при формировании технического облика КИ должна учитываться их адаптируемость к изменению условий боевого применения в течение жизненного цикла.

Необходимо обеспечить с учетом прогнозируемого диапазона количественно-качественного соотношения сил на ТВД оптимальное развертывание группировки КИ в течение



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



**АБИДИН**  
Вадим Борисович —  
ведущий конструктор  
ОАО "ОКБ  
им. А.С. Яковлева"

конфликта по плотности и расположению относительно районов боевых действий для достижения максимально возможных преимуществ за счет:

опережающих действий (сокращения времени реакции);

увеличения числа боевых вылетов и нагрузки за одинаковое время операции (сокращения времени боевого цикла);

повышения выживаемости в местах оперативного базирования при повреждении (выведении из строя) АНК и аэродромов;

расширения пространственных возможностей и оперативности применения корабельной авиации на одном и нескольких М(О)ТВД независимо от наличия и состояния базовых АНК и береговых аэродромов;

снижения влияния геофизических факторов (климата, времени года и суток, метеоусловий, состояния моря и т.п.).

Многовариантность условий возможных М(О)ТВД, необходимость обеспечения эффективности и выживаемости требуют от КИ способности вести боевые действия не только с базовых АНК, но и с оперативных площадок на других кораблях, судах и морских платформах, а также с береговых площадок на плацдармах, островах и дрейфующих льдах.

Таким образом, эффективность группировки КИ определяется эффективностью системы "группировка КИ — система базирования", которая в свою очередь при прочих равных условиях определяется взлетно-посадочными характеристиками (ВПХ) истребителей. Более того, ВПХ являются определяющими при формировании не только технического облика КИ и АНК, но также основных принципов и тактики боевого применения системы "корабельная группировка — группировка КИ".

Следовательно, для обеспечения требуемой эффективности и гибкости боевого применения КИ должны обладать выдающимися ВПХ при сохранении остальных основных технических характеристик на уровне характеристик обычных истребителей.

Наиболее рациональным с учетом всех приведенных выше и других ключевых факторов, в том числе экономических возможностей страны, является создание на основе существующих истребителей (или проектов истребителей) обычного взлета и посадки (ОВП) их модификаций короткого взлета и вертикальной посадки (КВВП).

### **Технологии КИ КВВП**

В современных проектах истребителей КВВП четко прослеживается общая эволюция принципов создания таких самолетов в направлении их максимальной конструктивно-компоновочной, аэродинамической, технологической и эксплуатационной унификации с аналогич-

ными истребителями ОВП при сохранении преимуществ, вносимых технологией КВВП. Это сводит к минимуму увеличение стоимости НИОКР и серийного производства истребителей КВВП. Примером может служить созданное по программе JSF семейство истребителей F-35 (рис. 1). Характеристики самолетов этого семейства по данным [6] приведены в табл. 1.

Следует обратить внимание (см. прим. к табл. 1), что несмотря на низкое объемное совершенство силовой установки с выносным подъемным вентилятором, примененной в истребителе КВВП F-35B, боевые радиусы этого самолета и истребителя ОВП F-35A аэродромного базирования вследствие больших типовых резервных запасов топлива у самолетов ОВП и меньших — у самолетов КВВП будут почти одинаковы.

Применение отработанных технических решений также обеспечивает создание истребителя КВВП в предельно сжатые сроки с минимальными дополнительными затратами и уровнями технического и финансового рисков. Современный уровень технологии КВВП позволяет создавать универсальные (межвидовые) самолеты для сухопутного и корабельного базирования как на основе новых проектов, так и в результате модификации существующих самолетов ОВП аэродромного базирования, что существенно сокращает затраты времени и других ресурсов на НИОКР. В качестве примера на рис. 2 и в табл. 2 приведены три модификации истребителя размерности Су-27: исходная — фронтовой истребитель (ФИ) ОВП, гипотетическая — ФИ/КИ КВВП с комбинированной силовой установкой (два подъемных (ПД) и два подъемно-маршевых (ПМД) двигателя) и корабельная (Су-33).

Опыт показывает, что при создании истребителей КВВП объем работ и затрат на НИОКР, непосредственно связанных с технологиями КВВП, относительно невелик. Поэтому основной объем работ по созданию перспективного истребителя КВВП может возлагаться даже на ОКБ, не имеющие опыта разработки самолетов КВВП. Подобный подход применяется в международной программе JSF. Это же относится и к созданию истребителей КВВП как модификаций истребителей ОВП.

### **Технические и боевые возможности КИ КВВП**

Современные и перспективные истребители КВВП, используемые в качестве многоцелевых "сухопутных" и корабельных истребителей, обладают следующими основными техническими качествами и возможностями по сравнению с аналогичными КИ трамплинного (катапультного) взлета и аэрофинишной посадки:

- высокой взлетной и посадочной тяговооруженностью в сочетании с управляемой пространственной системой векторов тяги, что обеспечивает возможность вы-

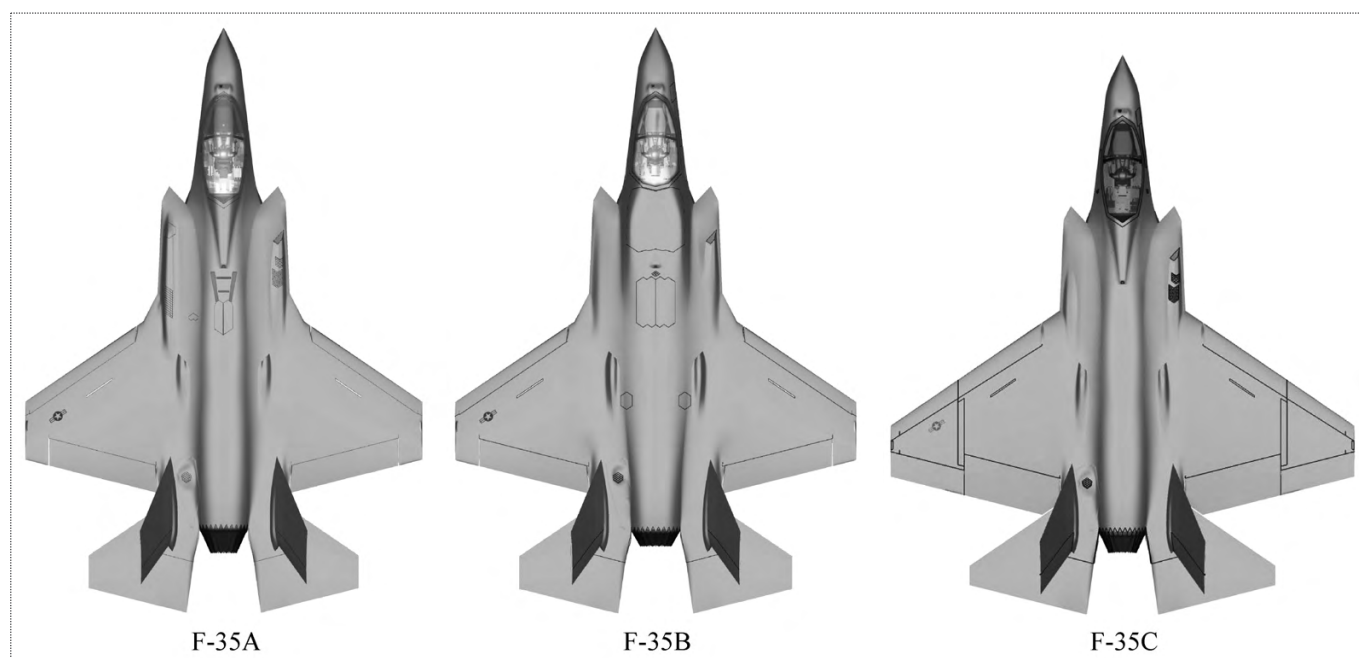


Рис. 1. Унифицированные истребители семейства F-35

Таблица 1

| Характеристики                                                                                                                                            | F-35A<br>ОВП<br>аэродромного базиро-<br>вания | F-35B<br>КВВП<br>аэродромного и кора-<br>бельного базирования | F-35C<br>ОВП<br>корабельного<br>базирования |
|-----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-----------------------------------------------|---------------------------------------------------------------|---------------------------------------------|
| Основные размеры:                                                                                                                                         |                                               |                                                               |                                             |
| размах крыла, м                                                                                                                                           | 10,67                                         | 10,67                                                         | 13,11/9,47                                  |
| размах хвостового оперения, м                                                                                                                             | 7,29                                          | 7,29                                                          | 8,64                                        |
| длина, м                                                                                                                                                  | 15,67                                         | 15,59                                                         | 15,67                                       |
| высота, м                                                                                                                                                 | 4,57                                          | 4,57                                                          | 4,72                                        |
| площадь крыла, м <sup>2</sup>                                                                                                                             | 42,7                                          | 42,7                                                          | 62,06                                       |
| Массы, кг:                                                                                                                                                |                                               |                                                               |                                             |
| пустого самолета                                                                                                                                          | 12 020                                        | 13 608                                                        | 13 608                                      |
| топлива максимальная во внутренних баках                                                                                                                  | 8165                                          | 5897                                                          | 8618                                        |
| боевой нагрузки максимальная                                                                                                                              | >9000                                         | >9000                                                         | >9000                                       |
| взлетная нормальная                                                                                                                                       | 22 600                                        | 21 100                                                        | 24 700                                      |
| взлетная максимальная                                                                                                                                     | 29 710                                        | 28 830                                                        | 30 320                                      |
| Удельные нагрузки:                                                                                                                                        |                                               |                                                               |                                             |
| нагрузка на крыло нормальная, кг/м <sup>2</sup>                                                                                                           | 529                                           | 494                                                           | 429                                         |
| нагрузка на крыло максимальная, кг/м <sup>2</sup>                                                                                                         | 695,2                                         | 674,0                                                         | 526,4                                       |
| тяговооруженность при нормальной взлетной массе                                                                                                           | 0,8                                           | 0,86                                                          | 0,73                                        |
| тяговооруженность при максимальной взлетной массе                                                                                                         | 0,67                                          | 0,67                                                          | 0,67                                        |
| Скорость полета максимальная, число М                                                                                                                     | 1,6                                           | 1,6                                                           | 1,6                                         |
| Боевой радиус максимальный, км                                                                                                                            | 1013 (870)                                    | 833 (833)                                                     | 1296 (1040)                                 |
| Стоимость, млн дол. 2003 г. (2005 г.)                                                                                                                     | 45 (50)                                       | 60                                                            | 60                                          |
| Первоначальный объем производства для США и Великобритании, ед.                                                                                           | 1763                                          | 759                                                           | 480                                         |
| Примечание. Для боевого радиуса в скобках приведена оценка его реального уровня с учетом типовых резервных запасов топлива для каждого варианта самолета. |                                               |                                                               |                                             |

бора способа взлета и посадки от обычных до взлета без разбега и посадки без пробега при полной управляемости самолета на всех режимах полета;

- меньшим увеличением массы пустого самолета при модификации из самолета аэродромного базирования и меньшими потребными резервными запасами топлива, т.е. при одинаковой взлетной массе — большей массой полезной нагрузки (топливо для крейсерских и боевых режимов полета и боевая нагрузка);

- меньшими скоростями отрыва при взлете и касания при посадке;

- значительной вертикальной составляющей вектора тяги силовой установки, что при взлете с коротким разбегом разгружает шасси и в сочетании с малыми скоростями отрыва позволяет выполнять разбег по неровным поверхностям и поверхностям с низкой несущей способностью.

Так, из табл. 2 следует, что истребитель КВВП имеет большую массу пустого самолета и меньший объем внутренних топливных баков, чем исходный истребитель ОВП. Однако, как показано в [2], благодаря меньшему требуемому резервному запасу топлива истребитель

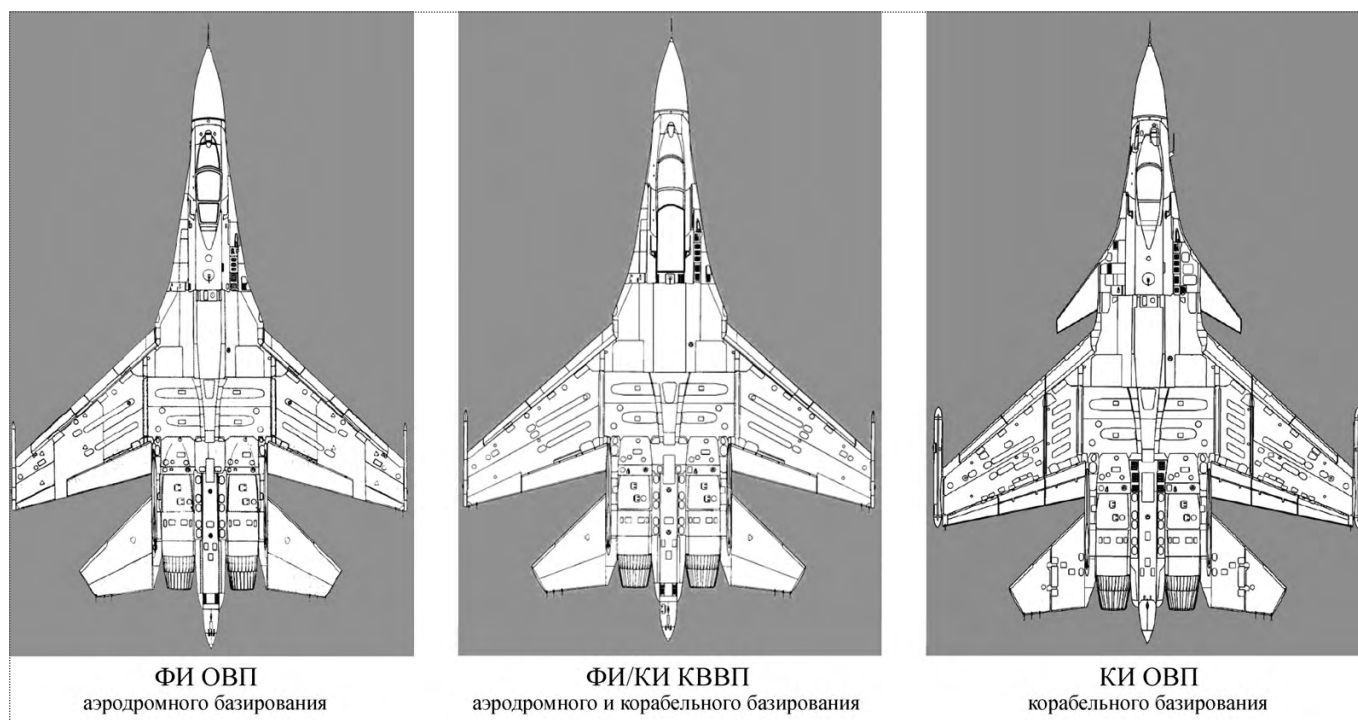
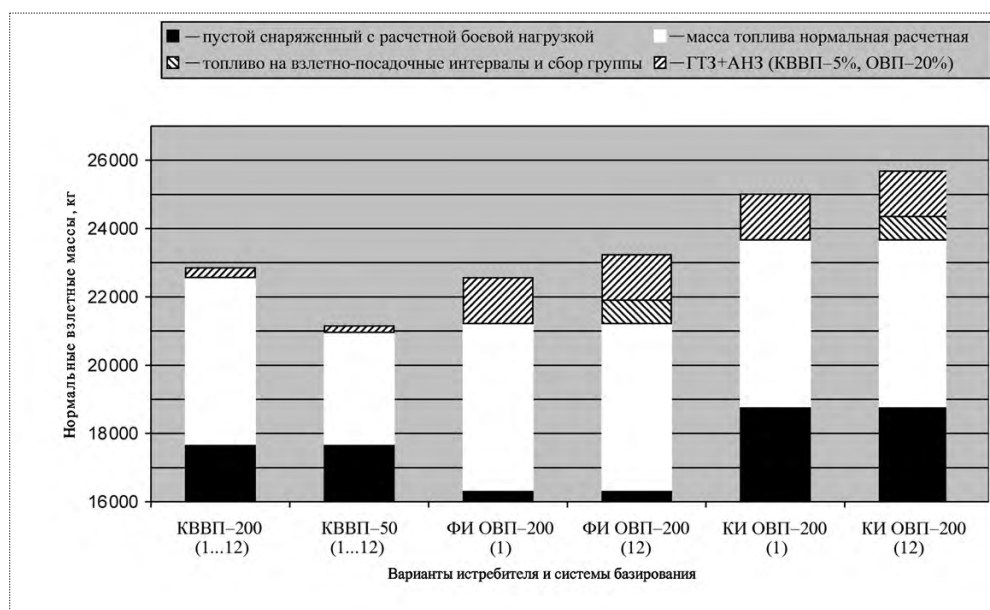


Рис. 2. Модификации истребителя размерности Су-27 — фронтовой и корабельный истребители ОВП и фронтовой/корабельный истребитель КВВП

Таблица 2

| Характеристики                                         | ФИ ОВП<br>аэродромного базирования | ФИ/КИ КВВП<br>аэродромного и корабель-<br>ного базирования | КИ ОВП<br>корабельного базирования |
|--------------------------------------------------------|------------------------------------|------------------------------------------------------------|------------------------------------|
| Относительные массы:                                   |                                    |                                                            |                                    |
| взлетная максимальная                                  | 1,0                                | 1,0                                                        | 1,0                                |
| боевой нагрузки максимальная                           | 1,0                                | 1,0                                                        | 1,0                                |
| пустого самолета                                       | 1,0                                | 1,08...1,10                                                | 1,15...1,20                        |
| топлива максимальная во внутренних баках, в том числе: | 1,0                                | 0,85                                                       | 1,0                                |
| резервного                                             | 0,2...0,4                          | 0,05...0,1                                                 | 0,2...0,4                          |
| расходуемого                                           | 0,6...0,8                          | 0,75...0,80                                                | 0,6...0,8                          |

Рис. 3. Эквивалентные нормальные взлетные массы фронтовых и корабельных истребителей ОВП и КВВП



КВВП имеет максимальный располагаемый запас топлива (а значит, максимальные дальность и радиус полета) не меньше, а даже больше, чем у исходного и корабельного истребителей ОВП. КИ ОВП имеет еще большую массу пустого самолета, чем истребитель КВВП.

Преимущества истребителя КВВП по взлетным (а значит, и полетным) массам отражены на рис. 3. В обозначениях истребителей, используемых на рисунке, после тире указано расстояние до линии боевого соприкосновения (ЛБС), в скобках — число самолетов; ГТЗ и АНЗ — гарантированный технический и аэронавигационный запасы топлива соответственно. Принято, что независимо от концепции базирования самолеты имеют одинаковую боевую нагрузку. Хотя для обеспечения одинаковой вероятности выхода в район боевых действий истребителю, действующему с основных аэродромов, необходимо предусмотреть большее дополнительное вооружение и больше топлива на неплановые воздушные бои с истребителями противника, чем истребителю, действующему с передовых площадок, или значительное увеличение наряда самолетов прикрытия.

При таких допущениях и решении одинаковых боевых задач эквивалентные массы истребителей определяются потребными на полет и резервными запасами топлива. На рис. 3 представлены результаты расчетов для одного из вариантов исходных данных по расходам топлива на пассивных режимах (руление, последовательные взлет и посадка, сбор в воздухе, ожидание и т.п.) и резервным запасам топлива, общие качественные картины при расчете по другим вариантам аналогичны.

Видно, что при решении одинаковых боевых задач с основного аэродрома взлетная масса одиночного истребителя КВВП меньше, чем у истребителя ОВП и значи-

тельно меньше, чем у КИ. При решении боевых задач в составе подразделения (эскадрильи) эта разница еще больше увеличивается вследствие роста потребных запасов топлива на пассивных режимах. При решении тех же боевых задач истребителем КВВП с передовых площадок его эквивалентная взлетная масса становится существенно меньше, что позволяет еще больше сократить требуемую длину разбега и получить дополнительные преимущества в маневренном воздушном бою.

Сравнительная энергетика силовых установок (СУ) истребителей КВВП и ОВП при различных углах отклонения вектора тяги ПД ( $\beta = 20^\circ; 30^\circ; 55^\circ$ ) на режимах разбега и отрыва приведена на рис. 4, а зависимость вертикальной составляющей вектора тяги СУ истребителя КВВП от угла тангажа — на рис. 5.

Рассмотренные качества истребителей КВВП обуславливают их основные преимущества перед аналогичными КИ трамплинного (катапультного) взлета и аэрофинишной посадки, приведенные ниже.

**Преимущества по летно-техническим характеристикам:**

- при одинаковой взлетной массе — меньшие скорость отрыва и длина разбега, равный или больший радиус полета, большая глубина полета за ЛБС;
- при одинаковых длине разбега и пробеге — значительно большие допустимая взлетная и посадочная массы (и, соответственно, взлетная и посадочная полезные нагрузки);
- при одинаковых боевых задачах — меньшие полетная масса (т.е. большая тяговооруженность) и удельная нагрузка на крыло на крейсерских и боевых режимах полета;

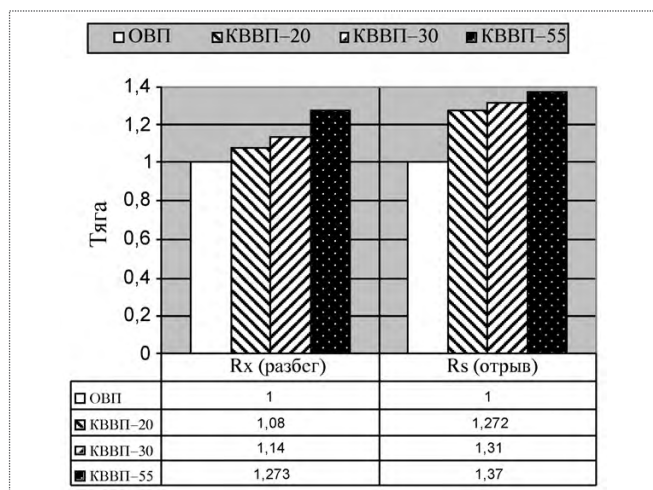


Рис. 4. Тяга СУ корабельных истребителей КВВП по отношению к тяге СУ истребителей ОВП:

$R_x$  — горизонтальная составляющая вектора тяги;  $R_s$  — суммарная тяга; в обозначениях КВВП после тире указано значение угла отклонения вектора тяги  $\beta$

- устойчивый полет и маневрирование на дозволительных режимах, повышенная управляемость на режимах сверхманевренности;

- отсутствие жестких ограничений и требований по траекториям посадки и специальному оборудованию посадочных площадок, меньшие требования по точности посадки (при технически реализуемой точности посадки до  $\pm 0,1$  м).

В качестве примера на рис. 6...8 приводятся сравнительные взлетные характеристики истребителей КВВП и ОВП. На рис. 6 показаны длины разбега по взлетно-посадочной полосе (ВПП) истребителей ОВП и КВВП. На рис. 7 приводятся длины разбега истребителя КВВП по

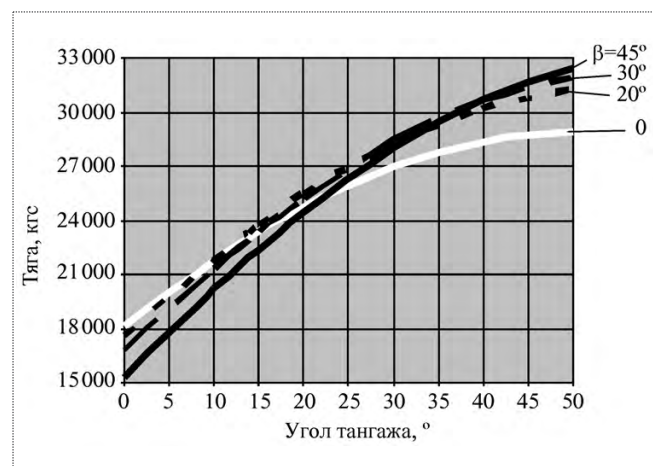


Рис. 5. Зависимость вертикальной составляющей вектора тяги от угла тангажа

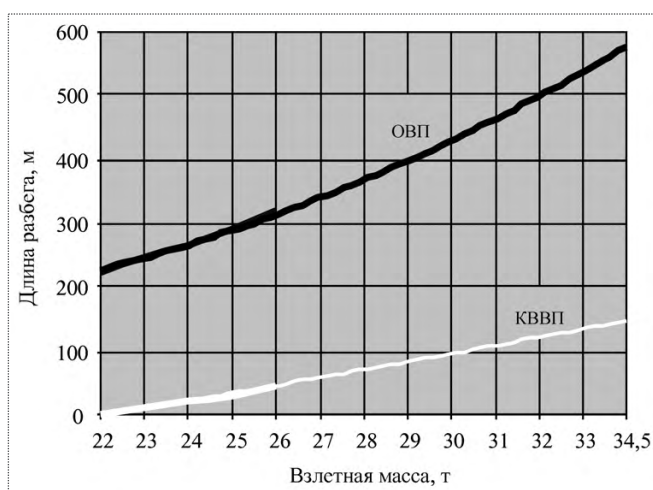


Рис. 6. Зависимость от взлетной массы длины разбега истребителей ОВП и КВВП по ВПП

ВПП и при сходе с полетной палубы (ПП) корабля с увеличенными углами тангажа.

Преимущество истребителей КВВП по взлетной массе и над аналогичными истребителями ОВП при взлете с ВПП (углы тангажа при отрыве до  $15^\circ$ ) и с плоской полетной палубы (углы тангажа после схода — до  $30^\circ$ ) в зависимости от скорости отрыва очевидно из сравнения двух групп кривых, приведенных на рис. 8.

Анализ приведенных взлетных характеристик позволяет сделать следующие выводы:

1. Применение комбинированной СУ на унифицированном истребителе КВВП по сравнению с базовым истребителем ОВП обеспечивает:

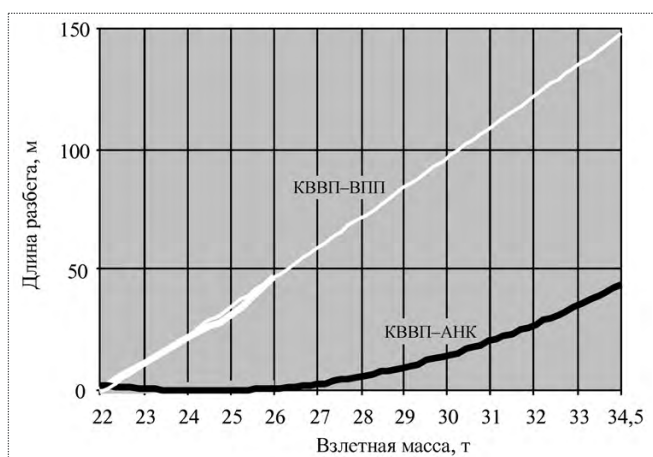


Рис. 7. Зависимость от взлетной массы длины разбега истребителей КВВП по ВПП и ПП АНК

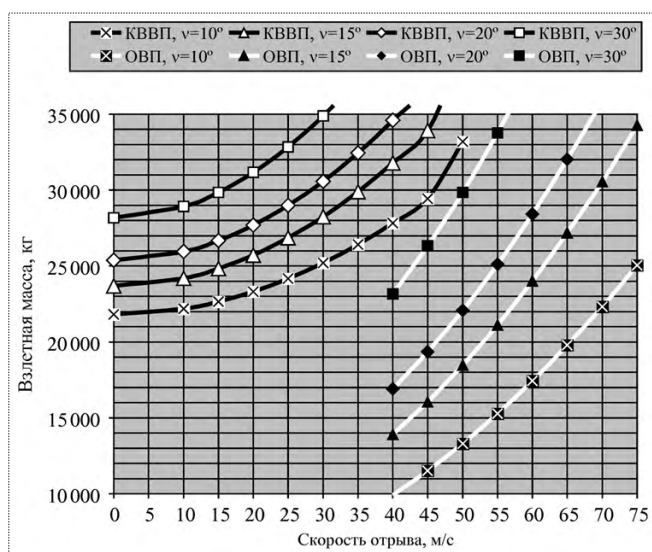


Рис. 8. Зависимости взлетной массы корабельных истребителей КВВП и ОВП от скорости и угла тангажа  $\nu$  при отрыве (угол вектора тяги ПД равен  $20^\circ$ )

при взлетных массах до 23 т свободный взлет без разбега;

в диапазоне взлетных масс 24...34,5 т сокращение длины разбега с 265...580 м до 22...145 м (в 12...3,9 раза) при коротком разбеге;

в диапазоне взлетных масс 24...34,5 т снижение нагрузки на крыло, шасси и ВПП до уровня 6...16,5 т (в 4...2 раза) при коротком разбеге, что значительно облегчает взлет с поврежденных и неровных поверхностей, в том числе грунтовых, имеющих низкую несущую способность.

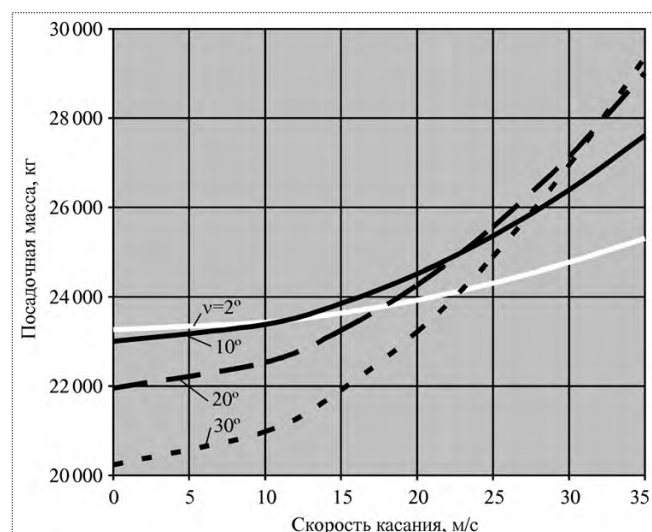


Рис. 9. Зависимость посадочной массы истребителя КВВП от скорости касания и угла тангажа  $\nu$  при заходе на посадку и посадке

2. При взлете с плоской ПП АНК с высоким надводным бортом или взлетно-посадочной площадки морских платформ при отсутствии скорости результирующего воздушного потока над ПП обеспечиваются:

в диапазоне взлетных масс 22...28 т взлет с длиной разбега 2,5...3,5 м (для достижения скорости безопасного схода с ПП 8...9 м/с);

в диапазоне взлетных масс 28...34,5 т взлет с длиной разбега 3,5...45 м (при скоростях схода с ПП 9...29 м/с).

На рис. 9 и 10 показаны посадочные характеристики истребителя КВВП при вертикальной и короткой посадке с различными посадочными массами. Видно, что истребитель КВВП может выполнять вертикальную посадку с массой около 23 т или посадку с длиной пробега около 50 м и массой около 25 т.

Преимущества истребителей КВВП в летно-технических характеристиках, в свою очередь, определяют преимущества и по другим основным характеристикам [3, 4, 5], в частности:

**преимущества по оперативно-тактическим характеристикам:**

- меньшие размеры полетной палубы или большую размерность (и боевые возможности) самолета КВВП при обеспечении палубных операций авиагрупп равной численности или обеспечение палубных операций авиагрупп в 1,5...2,5 раза большей численности с полетных палуб одинакового размера;

- в 3...5 раз большие темпы взлета, что обеспечивает меньшее время выхода группы на рубеж или выход на более удаленный рубеж, а при заданном времени выхода на рубеж — подъем группы большей численности или полет на более экономичных и скрытных (бесфорсажных) режимах;

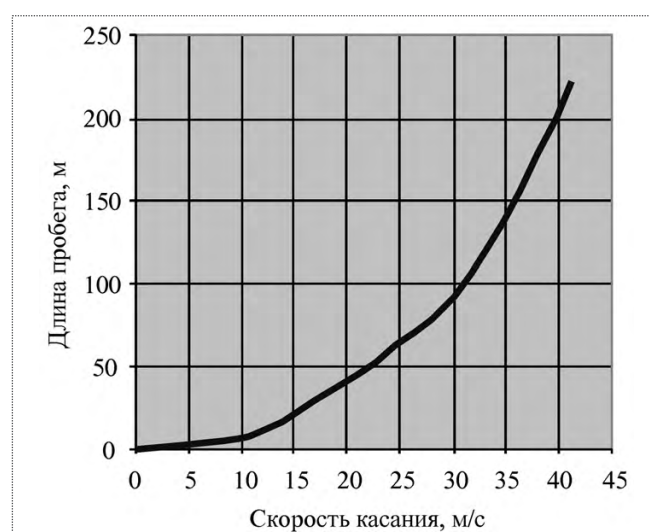


Рис. 10. Зависимость длины пробега КИ КВВП от скорости касания

- меньшее время боевого цикла, большее число боевых вылетов за одинаковые периоды времени (за счет высокого темпа взлета и посадки, а также разворачивания и действий с оптимизируемой в ходе боевых операций системы площадок на море и суше);

- возможность базирования и боевых действий с АНК, оснащенных и не оснащенных трамплинами (катапультами), с дооборудованных контейнеровозов, морских исследовательских и добывающих платформ, мелких островов и дрейфующих льдов, участков аэродромов и автомобильных дорог и т.п.;

**преимущества по эксплуатационным характеристикам:**

- меньшие ограничения по метеоусловиям (метеоминимумы, качка, заливание, обледенение и загрязнение ВПП, палубы и т.д.) и вектору скорости воздушного потока;

- функциональное резервирование (аэродинамических органов управления и создания подъемной силы газодинамическими органами на взлетно-посадочных и крейсерских режимах; шасси) и обеспечение возможности экстренной вынужденной и аварийной посадки на площадки, подобные вертолетным;

- менее тяжелые последствия летных происшествий на взлетно-посадочных режимах;

- незначительные отличия техники пилотирования на взлетно-посадочных режимах при базировании на сухопутных и корабельных площадках, т.е. сокращенные программы и более простые технические средства обучения, переучивания и восстановления навыков пилотирования корабельных и "сухопутных" летчиков.

Для прогнозируемых диапазонов условий эксплуатации и боевого применения повышение ВПХ современного и перспективного пилотируемого или беспилотного истребителя до уровня КВВП и сопутствующее расширение диапазона возможных конфигураций оказывают значительное влияние на весь комплекс боевых эксплуатационных и экономических характеристик самолета, что требует радикального пересмотра и корректировки применяемых на начальных этапах проектирования принципов сравнительной оценки истребителей ОВП и КВВП, унифицированных между собой и предназначенных для решения одинаковой совокупности расчетных боевых задач (РБЗ).

Указанный комплекс характеристик включает в себя:

боевые возможности (диапазон, область, совокупность решаемых РБЗ, возможности межвидового применения);

техническую эффективность (энерговооруженность, тяговооруженность, дальность полета, ВПХ, маневренность, разгонные характеристики, скороподъ-

емность, время взлета с набором заданных высоты и скорости и т. п.);

боевую эффективность (боевой потенциал) одиночных истребителей ОВП и КВВП и их оперативно-тактических и стратегических формирований (число боевых вылетов за равные промежутки времени, суммарная боевая нагрузка за равные интервалы времени, нанесенный/предотвращенный ущерб, подлетное время/время реакции, радиус и площадь области боевого воздействия, глубина полета за ЛБС, вероятность своевременного выхода в район боевых действий, боевые потери, круглосуточность, всепогодность, в том числе с учетом мореходности АНК, и военно-географические условия применения, характеристики разворачивания на ТВД и др.);

- эксплуатационную эффективность (продолжительность и трудоемкость технического обслуживания и ремонта за одинаковое число полетов, объем расходуемых ресурсов, требуемые резервы запчастей, показатели отказов, попадания посторонних предметов, рециркуляции горячих газов, интенсивность расходования ресурса прочности элементов конструкции и т.п.);

- возможности и характеристики неядерного сдерживания (влияние присутствия/действий формирований истребителей ОВП и КВВП на развитие — ускорение/замедление (торможение), стабилизацию/дестабилизацию — военно-политической обстановки в условиях назревающего и текущего вооруженного конфликта);

- безопасность полетов (показатели отказов и аварийности);

- экономическую эффективность (стоимость эксплуатации и стоимость жизненного цикла заданной продолжительности, остаточная стоимость по остаточному ресурсу и т.п.);

- эффективность НИОКР (время и затраты до достижения заданного для принятия на вооружение уровня эксплуатационных характеристик);

- показатели "эффективность—стоимость" для эксплуатации и решения РБЗ в течение жизненного цикла (в мирное время и в боевых условиях).

По всему этому комплексу характеристик современные и перспективные унифицированные пилотируемые и беспилотные истребители на базе трансформируемых истребителей КВВП не уступают истребителям ОВП. При этом наличие ВПХ, обеспечивающих вертикальную посадку при нормальной посадочной массе, становится обязательным условием для перспективных пилотируемых и беспилотных истребителей, обеспечивающим не только реализацию, но и значительное расширение диапазона их боевых возможностей, межвидовое применение и повышение боевого потенциала по сравнению с аналогичными истребителями ОВП. В целом корабельный истребитель КВВП, имеющий унифицированные с базовым истреби-

телем ОВП планер и силовую установку, самолетные системы, комплекс бортового оборудования и вооружение, обеспечивает эффективную реализацию всего диапазона боевых задач аналогичных истребителей ОВП (истребителей ОВП аэродромного базирования и КИ трамплинного/катапультного взлета и аэрофинишной посадки), стоящих на вооружении истребительной авиации ВВС, истребительной авиации ВМФ берегового и корабельного базирования, и способен заменить все эти истребители во всем диапазоне их применения.

## Ñĩ è ñ î ê ë è ò ả ð à ò ó ð ù

1. **Долженков Н.Н., Абидин В.Б.** К вопросу о формировании технического облика корабельного истребителя: тез. докл. Военно-научная конференция "Морская авиация ВМФ России. Перспективы и приоритеты". Военно-морская академия им. Н.Г. Куз-

нецова. 23 марта 2006 г. // Оборонный заказ (спецвыпуск "Морской газеты"), СПб. 2006. № 9.

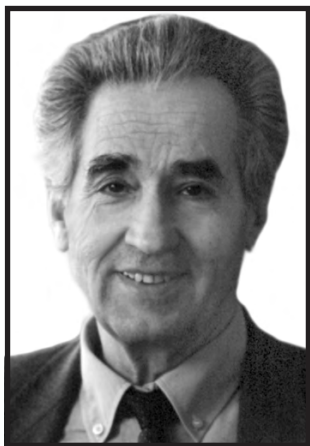
2. Матвеев А.И., Абидин В.Б. Особенности сравнительной оценки массовых характеристик самолетов короткого взлета и вертикальной посадки и обычного взлета и посадки // Полет. 2003. № 12.

3. **Матвеев А.И., Абилин В.Б.** Сравнение пространственно-временных характеристик истребителей обычного взлета и посадки и короткого взлета и вертикальной посадки. Международная конференция "Авиация и космонавтика—2003", МАИ. 3—9.11.2003 г. // Труды МАИ (электронный журнал — <http://www.mai.ru>). Вып. № 15. 25 марта 2004.

4. **Абидин В.Б.** Корабельная авиация России: вступление в новый век // *Аэрокосмическое обозрение*. 2006. № 1.

5. **Абидин В.Б.** Главное свойство истребителя // Вестник Воздушного Флота. 2006. № 3, 4.

6. **Jane's All the World's Aircraft.** Jane's Information Group. Coulsdon, UK, 2004–2005, 2006–2007.

[illegible]

Ãàé Èëüè÷ ÑǺÂǺĐÈ Í

**(24.07.1926 – 07.02.2008)**

Yòì áúè èðóííúé ó-áíúé è éííñòðóèòíð á íáèàñòè ñíçààíèy ñèñòáì æèçíáíááñíá-áíèy èáò-èéíá è éíñ-í ííáàðíá, ñðááñòá ñíáñáíèy yèèíàæá è íáññàæèðíá íðè áààðèyò èáòàðáèuíúð àííàðàòíá, ñèñòáì áíçà-íðáàèè òííèèáíí á ííèáòá, ñðááñòá càùèòú èáòàðáèuíúð àííàðàòíá íò ííæàðà è áçòúáà.

Í ra dóeíatáñbáí í è òè íáíñòðáñbáííí ò-áñòè Æ.È. Ñááðòéíà áúèè ñíçáíí ò òàèèá ííèèàèúí òá èç-  
 áàèè, èàè èàðàíóèúí íà èðáñèí èíñí è-áñèèò èíðáàèá "Áíñòíè", øèpçíàáy èàí áðà è ñèàòáíàð àèý íáðáíí  
 á í èðá áúðíàà -áèíààèà à íòèòòòé èíñí ñí, ñèàòáíàð àèý áíáèíðááàèúí íé ááyòàèúí íñòè òðè íáñèòæèà-  
 íèè è ðáí í íòá áíèáíàðáí áíí òð áèòàèúí òð ñòáí òèè, òñòáí íàèà àèý íáðáí áúáíèý è íáíáàðèðíàáíèý èíñ-  
 í ííààðà à èíñí è-áñèí í òíñòðáíñòá. Ðàçðááíðáí íáðàçòú áàèàòéíííé òáðíèèè, ííçáíèýp ùèá íááñíá-  
 -èòú ááçííàñííñòú ííèáðíà, ííáúñèòú ý òáèòèáííñòú áíááííáí òðè íáíáíèý ñàí íèáðíà çà ñ-áò ñíððáíáíèý  
 áúñíèíáí òðíáíý ðááíòíñííñáííñòè íèèíòíà, á òíí -èñèá à ýñòðáíàèúí òð òñèíàèýò ííèáðà.

Ààé Èèuè÷ áúê îáíèì èç îðãáíèçàòîðîâ è ðóéíâîæòáéáé èàòááðû ñèñòáì æèçíáíááñîâ÷áíèý è ááçí-  
íàñííñòè òíèáòîâ â ìíèíâñèì ààèàòèíííì èíñòèòóò. Íí ààòð áíèáá 170 íàò÷íóò ðááíò è èçíáðòòá-  
íéé, ðýäà ìíííðòàòèé è ó÷ááíóò òíñíáéé.

Èçààòàìèùñòâî "l àðèíîòðíáíèà" è ðàààèòèð æóðíàèà "ííèàò" ñâyçùààèî ñÀààì Èèùè-àì íííàíèàòíàà òâíð-àññèíà ñíòðóáíè-àñòâî è òàíèùá äððæàññèèà îòííðáíèý. Íàì áóáàò î-áíú íá òààòòàòù ýòíâî ñààòèíâî è òàèàíòèèâíâî -áèíââèà.

Редакционная коллегия,  
редакционный совет  
и редакция журнала "Полет"



**ЕФАНОВ**  
Владимир Владимирович —  
заместитель по науке  
главного конструктора  
ОКБ ФГУП "НПО  
им. С.А. Лавочкина",  
профессор,  
доктор техн. наук



**СЕМУНКИНА**  
Валентина Ивановна —  
начальник  
отдела ФГУП "НПО  
им. С.А. Лавочкина",  
кандидат техн. наук

## Выбор типа орбит космических систем оптико-электронного наблюдения

**В.В. Ефанов, В.И. Семункина**

*Сравниваются возможности достижения высокой производительности космическими системами, построенными на орбитах двух типов: солнечно-синхронной и орбите без постоянной солнечной ориентации (БПСО).*

*Показано, что наиболее предпочтительными с точки зрения достижения максимальной производительности являются орбиты БПСО.*

**V.V. Efanov, V.I. Semunkina. Choosing Of The Orbit Type For Space Survey Optical-Electronic Systems**

*Comparison of possibilities to reach productivity by space systems, built at orbits of two types: sun-synchronous and orbit without constant solar orientation (WCSO) is being performed.*

*It is shown, that the most preferable are WCSO orbits from point of view of maximal productivity value achieving.*

**В**ыполнение требований к космическим системам оптико-электронного наблюдения (КСОЭН) по целевому назначению определяется орбитальным построением, в том числе выбором типа орбит. Важным этапом при этом является выбор показателей эффективности, которые отражают назначение системы, возможность выполнения поставленных задач, зависят от варианта орбитального построения и чувствительны к его изменению [1, 2].

Наиболее важными показателями эффективности КСОЭН являются:

производительность  $KA \Theta_{KA}$  (объем достоверной информации, получаемой за определенный промежуток времени);

периодичность наблюдения  $T_{пер}$  (интервал времени между последовательными наблюдениями одного и того же объекта или количество наблюдений этого объекта за определенный промежуток времени);

оперативность доставки информации  $\tau_{оп}$  (интервал времени от момента начала наблюдения объекта до момента передачи полученной информации на наземный пункт);

качество получаемой информации  $L$  (пространственное разрешение);

стоимость  $C_{КС}$ , которую в первом приближении можно связать с числом аппаратов  $N$  в орбитальной группировке.

Поскольку эти показатели эффективности зависят от параметров орбитальной структуры, то они могут быть использованы при формировании критериев оптимальности для выбора рационального варианта орбитального построения КСОЭН [3].

Исходя из требований к рассматриваемой КСОЭН, максимальные значения таких показателей эффективности, как производительность  $\Theta_{КА}$ , периодичность наблюдения  $T_{пер}$  и оперативность  $\tau_{оп}$ , которые в наибольшей степени зависят от орбитального построения, могут выступать в роли критериев оптимальности.

Для облегчения решения задачи и ухода от ее многокритериальной постановки следует воспользоваться наиболее важным в этом случае показателем эффективно-

сти. По нашему мнению, таковым показателем является производительность системы  $\Theta_{КА}$  с ограничениями на остальные показатели  $T_{пер}$ ,  $\tau_{оп}$ ,  $L$ . Другими словами, поскольку для рассматриваемых КСОЭН основной целью функционирования является достижение максимальной производительности  $\Theta_{КА}$ , за критерий предпочтения принимается

$$\Theta_{КА}(X^*) = \max \Theta_{КА}(X_i), \quad (1)$$

где  $X_i$  — множество возможных вариантов;  $X^*$  — оптимальный (предпочтительный) вариант орбитального построения.

На остальные показатели эффективности накладываются следующие ограничения:

$$T_{пер} \leq \bar{T}_{пер}; \tau_{оп} \leq \bar{\tau}_{оп}; L \leq \bar{L}. \quad (2)$$

Здесь  $\bar{T}_{пер}$ ,  $\bar{\tau}_{оп}$ ,  $\bar{L}$  — допустимые требованиями ТТЗ значения показателей.

Матрица орбитальных параметров имеет вид

$$X_i = \begin{Bmatrix} a_1 & e_1 & i_1 & \Omega_{\gamma 1} & \omega_1 & \lambda_{\gamma 1} \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ a_n & e_n & i_n & \Omega_{\gamma n} & \omega_n & \lambda_{\gamma n} \end{Bmatrix},$$

где  $a_n$  — большая полуось орбиты  $n$ -го КА;  $e_n$  — эксцентриситет орбиты  $n$ -го КА;  $i_n$  — наклонение орбиты  $n$ -го КА;  $\Omega_{\gamma n}$  — долгота восходящего узла орбиты  $n$ -го КА в абсолютном пространстве;  $\omega_n$  — аргумент перигея орбиты  $n$ -го КА;  $\lambda_{\gamma n}$  — географическая долгота восходящего узла  $n$ -го КА;  $n = 1, \dots, N$  — число КА в орбитальной группировке.

Таким образом, задача ставится в следующей формулировке:

определить начальные значения орбитальных параметров  $X_0^* = \{a^*, e^*, i^*, \Omega_j^*, \omega^*, \lambda^*\}$ , обеспечивающие максимальное значение производительности  $\Theta_{КА}$  при выполнении ограничений по общему составу орбитальной группировки  $N$ , разрешению на местности  $L$ , периодичности наблюдения  $T_{пер}$  и оперативности доставки информации  $\tau_{оп}$  в течение определенного интервала времени  $t$ . Или необходимо провести сравнение альтернативных вариантов и выбрать оптимальный для достижения требуемой эффективности КСОЭН, построенных на орбитах различного типа по критерию (1) при ограничениях (2).

Рассмотрим баллистическое построение КСОЭН на базе КА, находящихся на двух типах изомаршрутных эллиптических (или круговых) орбит с периодом повторения трассы, равным одним суткам, и пример-

но одинаковой высотой в апогее и перигее, отличающихся лишь величиной наклонения  $i$ . Высота орбиты находится в диапазоне 500...3000 км.

Наклонение определяет перемещение (прецессию) узла орбиты вдоль экватора с запада на восток при  $i = 90...180^\circ$  (тип 1) и в обратном направлении, если  $i$  не превышает  $90^\circ$  (тип 2).

Среди орбит первого типа, выбирая высоту орбиты и ее наклонение, можно обеспечить равенство угловой скорости прецессии узла орбиты и угловой скорости перемещения Солнца. В этом случае получаем орбиту с постоянной ориентацией ее плоскости относительно Солнца [4] — солнечно-синхронную орбиту (ССО).

Орбиту с наклонением менее  $90^\circ$  и с переменной ориентацией ее плоскости относительно Солнца назовем по аналогии "без постоянной солнечной ориентации" (БПСО).

Принимаем, что КА, расположенные на различных типах орбит, имеют одни и те же характеристики (например, по массе, бортовым системам), оснащены оптико-электронной аппаратурой (телескопами) с одинаковыми характеристиками (по фокусному расстоянию, размеру элемента разрешения, углу поля зрения). Число КА в составе КСОЭН на каждом из типов орбит равно единице.

Для начала сравним (табл. 1) баллистическое построение отечественных и зарубежных КСОЭН [3, 5] с точки зрения типа орбит. Видим, что зарубежные системы построены в основном на солнечно-синхронных орбитах. В России же был успешный опыт наблюдения районов с орбит с наклонением  $63,4...70^\circ$  (БПСО).

В литературе много говорится о преимуществах ССО. Однако следует отметить, что преимущества, обычно отмечаемые для ССО, такие, как возможность наблюдения Земли в одно и то же местное время, примерно постоянные углы возвышения Солнца в точке наблюдения (табл. 2), для отдельных потребителей являются недостатками. Это объясняется тем, что для некоторых объектов наблюдения требуется различная солнечная освещенность для выявления определенных признаков этих объектов.

Кроме того, недостатками ССО являются вращение линии апсид, невозможность наблюдения недоступных районов как при начальном построении орбитальной системы, так и в дальнейшем. Это объясняется тем, что угол между плоскостью орбиты и Солнцем на протяжении всего срока функционирования КА остается практически постоянным и, следовательно, освещены лишь те районы, находящиеся по трассе полета, которые выбраны для наблюдения вначале.

Таблица 1

Сравнение баллистического построения КСОЭН по типам орбит

| Название КА (страна)   | Баллистическое построение: высота, км | Тип орбиты | Название КА (страна)    | Баллистическое построение: высота, км | Тип орбиты |
|------------------------|---------------------------------------|------------|-------------------------|---------------------------------------|------------|
| Ресурс-ДК (Россия)     | 350...607                             | БПСО       | SPOT-5 (Франция)        | 822                                   | ССО        |
| IKONOS (США)           | 680                                   | ССО        | FORMOSAT (Тайвань)      | 891                                   | —"         |
| QuickBird-2 (США)      | 450                                   | —"         | KOMPSAT-2 (Корея)       | 685                                   | —"         |
| OrbView-3 (США)        | 470                                   | —"         | IRS-1C/1D/P6/P5 (Индия) | 817/(373-823)/817/618                 | —"         |
| LANDSAT-7 (США)        | 705                                   | —"         | PLEIADES (Франция)      | 694                                   | —"         |
| AQUA (США)             | 705                                   | —"         | WorldView-1 (США)       | 450                                   | —"         |
| EO-1 (США)             | 705                                   | —"         | WorldView-2 (США)       | 770                                   | —"         |
| ALOS (Япония)          | 692                                   | —"         | GeoEye-1 (США)          | 684                                   | —"         |
| Eros-A, B, C (Израиль) | 480...600                             | —"         | Аркон-1 (Россия)        | 1500...2800                           | БПСО       |

Напротив, орбиты БПСО дают возможность наблюдения практически всех районов, над которыми проходит трасса КА в течение срока активного существования, а местное время съемки может изменяться в очень широких пределах. Как видно из табл. 2, наиболее предпочтительными с точки зрения характеристик наблюдения районов для определенных потребителей являются орбиты БПСО.

Возвратимся к общей постановке задачи. Для выбора предпочтительного варианта по критерию (1) с по-

мощью имитационной модели функционирования КА был проведен расчет производительности КА  $\Theta_{КА}$ . Определяющими параметрами, которые существенно влияют на результат решения задачи и являются исходными данными для построения модели и проведения вычислений, будут следующие:

- баллистическое построение  $\{N, X\}$ ;
- характеристики КА  $\{M_{КА}, t_{сущ}, \Phi\}$ ;
- параметры целевой аппаратуры  $\{f, lrm, \gamma, v_{с.б.и}\}$ ;

Таблица 2

Сравнение свойств двух типов орбит

| Свойство орбиты                                                                                                                                        | ССО     |        | БПСО    |        |
|--------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|---------|--------|---------|--------|
|                                                                                                                                                        | Наличие | Оценка | Наличие | Оценка |
| Возможность наблюдения Земли в одно и то же местное время                                                                                              | Имеется | —      | Нет     | +      |
| Практически неизменная величина угла возвышения Солнца в точке съемки (изменение солнечной освещенности районов наблюдения в течение года минимальное) | Имеется | —      | Нет     | +      |
| Наличие освещенных районов, расположенных по трассе полета, в течение всего года                                                                       | Имеется | +      | Нет     | —      |
| Вращение линии апсид (переменная величина аргумента перигея $\omega$ )                                                                                 | Имеется | —      | Нет     | +      |
| Доступность наблюдения любых районов на Земле в заданном широтном поясе                                                                                | Нет     | —      | Имеется | +      |

Таблица 3

Сравнение двух типов орбит по длительности работы КА и времени связи с наземными ППИ

| Характеристика                              | ССО      |            | БПСО     |            |
|---------------------------------------------|----------|------------|----------|------------|
|                                             | Значение | % за сутки | Значение | % за сутки |
| Длительность РУ за сутки, мин:              |          |            |          |            |
| весна                                       | 219      | 15         | 345      | 24         |
| лето                                        | 247      | 17         | 344      | 24         |
| осень                                       | 209      | 14         | 335      | 23         |
| зима                                        | 113      | 7,8        | 185      | 13         |
| Время видимости КА с двух ППИ за сутки, мин | 147      |            | 163      |            |

координаты пунктов приема информации (ППИ)  $\{\varphi, \lambda, h\}$ ;

характеристики СУОС  $\{t_{\text{разг}}, T_{\text{пц}}, t_{\text{торм}}, t_{\text{усп}}\}$  и др., где  $N$  – число КА в орбитальной группировке;  $X$  – матрица орбитальных параметров КС;  $M_{\text{КА}}$  – масса КА;  $t_{\text{суц}}$  – срок активного существования КА;  $\Phi$  – ориентация оптической оси относительно местной вертикали;  $f$  – фокусное расстояние;  $\gamma$  – угол поля зрения;  $v_{\text{с.б.и}}$  – скорость бега изображения;  $\varphi, \lambda, h$  – широта, долгота и высота над уровнем моря ППИ;  $t_{\text{разг}}, t_{\text{торм}}$  – время разгона и торможения после перенацеливания;  $T_{\text{пц}}$  – время перенацеливания;  $t_{\text{усп}}$  – время успокоения.

Были проведены также оценки альтернативных вариантов возможности наблюдения поверхности Земли на протяжении всего года: по сезонам, по передаче информации на наземные пункты приема информации (ППИ), по длительности рабочих участков (РУ – интервал времени на каждом витке орбиты, где КА мо-

жет проводить съемку потенциальных районов наблюдения) на витке и за сутки, по освещенности полосы обзора и др. (табл. 3).

Как видно из табл. 3, орбиты БПСО имеют преимущества перед ССО по длительности РУ и суммарному времени видимости с ППИ, которое напрямую влияет на производительность  $\Theta_{\text{КА}}$ , поскольку ограничивает возможности сброса всей накопленной информации с борта КА.

Результаты расчета производительности КА  $\Theta_{\text{КА}}$  для двух типов орбит представлены в виде гистограмм-

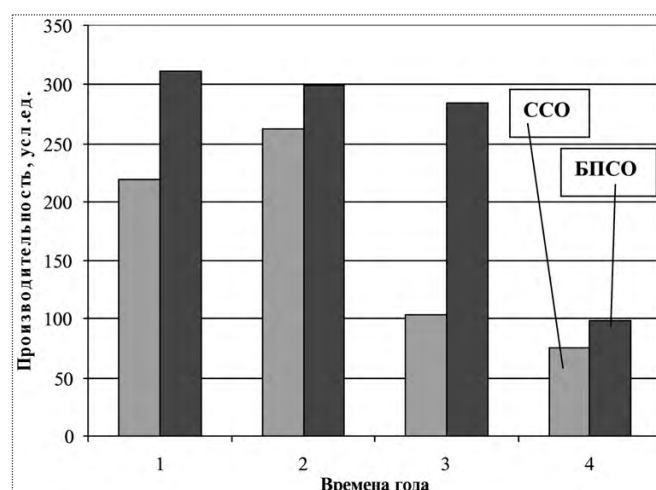


Рис. 1. Зависимость производительности КА на ССО и БПСО от времени года:

1 – весна; 2 – лето; 3 – осень; 4 – зима

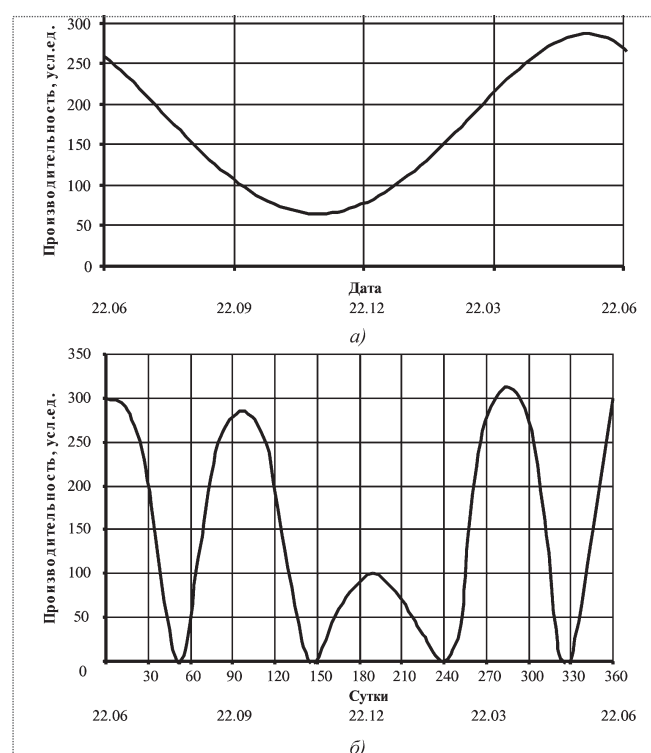


Рис. 2. Изменение производительности в течение года для КА на орбите:

а – ССО; б – БПСО

Таблица 4

Сравнение КСОЭН, построенных на двух типах орбит, по производительности, периодичности и оперативности

| Параметр                                                            | ССО      |        | БПСО      |        |
|---------------------------------------------------------------------|----------|--------|-----------|--------|
|                                                                     | Значение | Оценка | Значение  | Оценка |
| Максимальная длительность РУ за сутки, мин                          | 247      | —      | 345       | +      |
| Максимальная суточная производительность $\Theta_{КА}$ , усл.ед.    | ~260     | —      | ~300      | +      |
| Время видимости КА с двух ППИ за сутки, мин                         | 147      | —      | 162       | +      |
| Время видимости КА с одного ППИ за сутки, мин                       | 70...85  | —      | 85...86,5 | +      |
| Среднесуточная производительность $\Theta_{КА}$ , усл.ед.           | 165      | +      | 145       | —      |
| Оперативность доставки $\tau_{оп}$ , ч                              | ≤5,5     | +      | ≤8        | —      |
| Периодичность $T_{пер}$ на широте 30...60° в летний период, раз/сут | 1...3    | —      | 1...5     | +      |
| Периодичность $T_{пер}$ на широте 70...80° в летний период, раз/сут | 4...7    | +      | 0...2     | —      |

мы на рис. 1. Видно, что для всех времен года величина производительности на орбите БПСО выше, чем на ССО. Таким образом, для КСОЭН наиболее предпочтительными с точки зрения достижения максимальной производительности являются эллиптические (круговые) орбиты БПСО.

На рис. 2 приводятся полученные на основе имитационного моделирования процесса наблюдения данные по расчету производительности  $\Theta_{КА}$ , показывающие изменение ее по сезонам для КА, находящихся на двух типах орбит. Эта величина в случае ССО испытывает в течение года лишь сезонные колебания (рис. 2, а), в то время как производительность КА на орбите БПСО (рис. 2, б) четыре раза в год падает до нуля на срок ~7 суток (учитывалась работа КА по Северному полушарию Земли).

Таким образом, с точки зрения интегральной оценки производительности КА за год наиболее предпочтительными являются ССО. Однако среднесуточная производительность КА для двух типов орбит примерно одинаковая: 165 (ССО) и 145 (БПСО) усл.ед.

Обобщенные результаты расчета показателей эффективности  $\Theta_{КА}$ ,  $T_{пер}$ ,  $\tau_{оп}$  и их оценка согласно критерию (1) при ограничениях (2) для КСОЭН, построенных на орбитах различного типа, сведены в табл. 4. Видно, что эллиптическая орбита БПСО по сравнению с ССО имеет больше положительных оценок (пять из восьми оцениваемых параметров). Следует также учесть свойства орбит из табл. 2 (четыре положительных оценки для БПСО из пяти возможных).

Орбита БПСО по критерию (1) имеет максимальное значение производительности  $\Theta_{КА}$ , равное

300 усл.ед., при выполнении требований по ограничениям (2): периодичность  $T_{пер}$  1...5 раз/сут, оперативность  $\tau_{оп}$  не ниже 8 ч, разрешение  $L \leq \bar{L}$ .

Таким образом, для решения целевых задач в интересах определенных потребителей с большей эффективностью целесообразно использовать при баллистическом проектировании и разработке КСОЭН эллиптические (круговые) орбиты без постоянной ориентации плоскости орбит относительно Солнца.

При окончательном выборе орбитального построения космических систем оптико-электронного наблюдения необходимо проводить анализ влияния предлагаемых типов орбит на выходные характеристики системы в зависимости от конкретно поставленной задачи для получения более высоких показателей целевой эффективности.

#### Список литературы

1. Лебедев А.А. Введение в анализ и синтез систем. М.: Изд-во МАИ, 2001.
2. Лебедев А.А. Системный анализ. М.: Изд-во МАИ, 2004.
3. Лощенков В.И., Семункина В.И. Принципы системного подхода при баллистическом проектировании и создании космических систем дистанционного зондирования Земли / Сб. науч. тр. НПО им. С.А. Лавочкина / Российская Академия космонавтики им. К.Э. Циолковского. Вып. 6. М., 2005.
4. Основы теории полета космических аппаратов / под ред. Г.С. Нариманова и М.К. Тихонравова. М.: Машиностроение, 1972.
5. Михайлов В.И., Болсуновский М.А. Спутники ДЗЗ высокого разрешения / Сб. статей компании "Совзвезд". М.: Изд. "Проспект", 2005.

УДК 621.4:620.19

# Прогрессивные технологии защиты лопаток турбин от газовой коррозии

**Н.В. Абраимов, Ю.С. Елисеев, Ю.П. Шкретов, А.М. Терёхин**

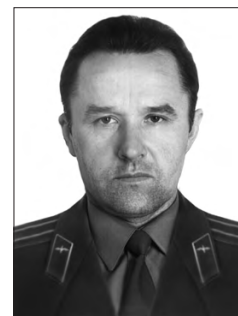
*Представлены современные технологии высокого технического уровня, применяемые на ФГУП ММП "Салют" в производстве охлаждаемых лопаток газовых турбин авиационных ГТД и наземных ГТУ. Приведены новые эффективные сплавы для высокотемпературных композиционных покрытий, бесконтактные способы легирования поверхностных слоев лопаток турбин алюминием, хромом, кобальтом, танталом, гафнием и кремнием, способы термомеханической обработки поверхностных слоев, обеспечивающие заживление микрополостей и создание мелкозернистой структуры. Рассмотренные новые технологии позволяют в 1,5...2 раза увеличить надежность и долговечность лопаток газовых турбин при термомеханических нагрузках.*

**N.V. Abraimov, Yu.S. Elisyev, Yu.P. Shkretov, A.M. Teryokhin. Advanced Technologies For The Protection Of Turbine Blades Against Gas Corrosion**

*A review of highly efficient advanced technologies, used at FSUE MMPP "Salut", for the manufacture of cooled gas turbine blades for aviation gas turbine engine and industrial gas turbine plant applications. Highlighting newly developed products and processes, such as highly efficient alloys for high-temperature composite coatings, contactless methods of turbine blade surface layer alloying with Aluminium, Chrome, Cobalt, Tantalum, Hafnium, and Silicium, methods of thermomechanical surface layer treatment to ensure the healing of microcavities and small-grained structure formation. The new technologies enhance by 1.5–2 times the reliability and durability of gas turbine blades exposed to thermomechanical loads.*

Лопатки газовых турбин работают в сложных условиях воздействия циклически изменяющихся высоких температур и напряжений, вызывающих термомеханическую усталость материалов, а также скоростного газового потока, обуславливающего коррозионно-эрозионное разрушение поверхностного слоя. В газовой среде нередко содержатся агрессивные компоненты, вызывающие образование на поверхности лопаток солевого осадка и резкое увеличение скорости разрушения поверхностного слоя металла. Энергетические машины обычно работают на топливе с повышенной концентрацией серы, которая приводит к постепенному накоплению на поверхности осадка сульфата натрия и сульфидной коррозии. В составе используемых топлив нередко присутствует ванадий, легкоплавкие оксиды которого вызывают катастрофическое разрушение поверхностного слоя лопаток газовых турбин.

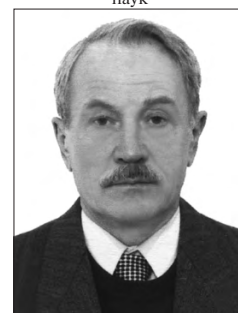
Защита лопаток турбин от разрушающего воздействия газового потока является важнейшим условием обеспечения их высокой надежности. Механическое воздействие газового потока на лопатки турбин характеризуется значительной неоднородностью температурного поля, напряжений и деформаций, многократным приложением нагрузок. Повышенная шероховатость поверхности детали, наличие твердых и жидких частиц в газовом потоке усиливают его эрозионное воздействие. Начало обстоятельному научному анализу процессов разрушения металлов, контактирующих с газовой средой, положил выдающийся русский ученый Д.К. Чернов, который указал на особую роль тонких поверхностных слоев в образовании очагов разрушения деталей.



**АБРАИМОВ**  
Николай Васильевич —  
профессор ВВИА  
им. Н.Е. Жуковского,  
доктор техн. наук



**ЕЛИСЕЕВ**  
Юрий Сергеевич —  
генеральный директор  
ФГУП ММП "Салют",  
профессор, доктор техн.  
наук



**ШКРЕТОВ**  
Юрий Павлович —  
начальник отдела ФГУП  
ММП "Салют"



**ТЕРЁХИН**  
Андрей Михайлович —  
ведущий инженер-технолог  
ФГУП ММП "Салют"

Большой вклад в развитие теории и практики повышения долговечности лопаток турбин авиадвигателей путем применения высокотемпературных диффузионных покрытий внесли ученые ВВИА им. Н.Е. Жуковского и МГТУ им. Н.Э. Баумана. В их работах [1, 3...5] представлены:

- основы технологии диффузионного насыщения металлов алюминием и хромом путем физического испарения и конденсации в вакууме из порошковой среды;

- основы теории и технологии совместного насыщения сплавов никелем, хромом, алюминием, кобальтом, кремнием в активированных порошковых смесях и в циркулирующей газовой среде галогенидов металлов;

- метод высокотемпературной термомеханической обработки защитных покрытий на основе алюминидов металлов;

- высокоэффективные способы нанесения комплексных и комбинированных конденсационно-диффузионных покрытий;

- способы восстановления защитных покрытий на лопатках газовых турбин.

Высокотемпературные покрытия нашли широкое применение для защиты лопаток турбин от химического разрушения поверхностного слоя газовым потоком. Использование защитных покрытий позволяет увеличить ресурс лопаток в 3...10 раз. Такой высокий эффект достигается при правильном выборе технологий и химического состава покрытий для конкретных условий эксплуатации газовых турбин. В общем случае при выборе покрытий необходимо:

- проводить анализ газовой среды и повреждений лопаток турбин в процессе эксплуатации;

- исследовать напряженное состояние лопаток турбин (температуру  $t$ , напряжения  $\sigma_v$ ,  $\sigma_{-1}$ ,  $\sigma$ , и другие);

- обеспечивать сохранение прочностных свойств сплавов лопаток при выполнении технологических операций нанесения покрытий (сохранение тонкой структуры сплавов, механических свойств, жаропрочности, усталостной прочности);

- проводить оценку напряженно-деформированного состояния лопаток с покрытием;

- определять запас химических элементов для обеспечения защитных свойств покрытия в пределах заданного ресурса, толщины покрытия, структуры, вязкости, пластичности, термостойкости, сопротивляемости высокотемпературному окислению и солевой коррозии;

- проводить испытания лопаток с покрытием в соответствии с нормативной документацией.

Комплексное решение этих задач позволило создать многочисленные жаростойкие защитные покрытия и технологии их нанесения на лопатки турбин.

В турбостроении для лопаток газовых турбин широко применяются две группы покрытий: диффузионные и конденсационные. Диффузионные покрытия получают контактным или бесконтактным способом в порошковой упаковке или в газовой среде, содержащей насыщающие элементы (алитирование, хромирование, кобальтирование, хромоалитирование и др.). Положительный эффект дает использование двухстадийных технологий, когда на первой стадии осаждают никель, кобальт, хром, а затем проводят алитирование или хромоалитирование. Такие технологии обеспечивают реализацию комплексного легирования поверхностного слоя лопаток насыщающими элементами. Важнейшим преимуществом диффузионных покрытий является возможность защиты от газовой коррозии труднодоступных поверхностей охлаждаемых лопаток газовых турбин (полости, щели, каналы, отверстия перфорации) [1].

Конденсационные покрытия получают способами плазменного, вакуумно-плазменного, магнетронного или электронно-лучевого напыления из слитков или брикетов, состоящих из металлических сплавов для покрытий, защищающих от газовой коррозии, или керамических спеченных материалов для покрытий, защищающих от теплового потока. Для покрытий наиболее широкое распространение нашли сплавы систем Ni—Cr—Al—Y (СДП-2), Al—Si—Y (ВСДП-11), Ni—Cr—Al—Ta—W—Hf—Y (СДП-ТВГ) [2].

Применяемые покрытия обычно формируются на основе алюминидов никеля или кобальта. Для высокотемпературных покрытий базовой является система Me—Cr—Al, где в качестве Me используют Ni, Co, иногда Fe.

Легирующие элементы в покрытиях можно разделить на три основных группы:

- элементы, формирующие защитную оксидную пленку (Al, Cr, Si);

- элементы, тормозящие диффузионные процессы в самом покрытии и в диффузионной паре "сплав—покрытие" (Ta, Re, W);

- микролегирующие элементы, улучшающие адгезию оксидной пленки при газовой коррозии (Y, Ce, La, Hf, Si).

В некоторых композициях на лопатках стационарных газотурбинных установок в США в покрытия вводят драгоценные металлы — платину или палладий.

Основным элементом всех жаростойких покрытий является алюминий, который используется для образования защитной оксидной пленки  $\alpha$ -Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub>. Алюми-

ний входит в металлические соединения  $\text{Ni}_2\text{Al}_3$ ,  $\text{NiAl}$ ,  $\text{CoAl}$ ,  $\text{Ni}_3\text{Al}$ , которые при взаимодействии с кислородом газовой среды образуют пленку защитного оксида  $\alpha\text{-Al}_2\text{O}_3$ , например  $3\text{NiAl} + 3/2 \text{O}_2 \rightarrow \text{Al}_2\text{O}_3 + \text{Ni}_3\text{Al}$ .

В диффузионных покрытиях содержание алюминия обычно составляет 15...25 %. Такое содержание алюминия обеспечивает формирование пленки оксида  $\alpha\text{-Al}_2\text{O}_3$  при окислении и достаточную пластичность алюминидов никеля (кобальта); толщины покрытий на лопатках не превышают 0,06 мм, а для некоторых авиадвигателей — 0,04 мм.

Важнейшим компонентом покрытий является также хром, который обеспечивает формирование пленки  $\alpha\text{-Al}_2\text{O}_3$  при пониженном содержании алюминия и входит в состав защитной пленки на основе шпинели  $\text{Ni}(\text{Cr}, \text{Al})_2\text{O}_4$ . Увеличение содержания хрома ограничено появлением на границе со сплавом хрупкой  $\sigma$ -фазы, которая вызывает преждевременное растрескивание поверхностного слоя лопаток турбин. Поэтому в высокотемпературных покрытиях содержание хрома обычно находится на уровне 7...20 %.

Из металлических компонентов покрытий наиболее существенное значение имеет кремний, который вводят для повышения жаростойкости при высокотемпературном окислении и солевой коррозии.

К вредным примесям в покрытиях относятся кислород, азот, кальций, сера, которые могут поступать в покрытия из различного рода отложений, накапливающихся на поверхности лопаток в процессе эксплуатации.

Работоспособность алюминиевых покрытий ограничивается температурой 1100 °С, выше которой резко возрастает поток атомов никеля из никелевых сплавов в покрытие, приводящий к быстрому исчезновению основной фазы  $\text{NiAl}$ , формирующей защитную пленку оксида  $\alpha\text{-Al}_2\text{O}_3$ :  $2\text{Ni} + \text{NiAl} \rightarrow \text{Ni}_3\text{Al}$ . Для обеспечения длительной работоспособности лопаток при температурах 1100 °С и выше разработаны комбинированные конденсационно-диффузионные покрытия, содержащие тугоплавкие барьерные элементы (тантал, рений, вольфрам), которые тормозят диффузию атомов на границе со сплавом и, таким образом, стабилизируют защитную фазу  $\text{NiAl}$  на достаточно длительный срок.

На ФГУП ММП "Салют" применяются диффузионные покрытия, формируемые контактным способом в порошковой среде или шликере, а также бесконтактным способом в циркулирующей газовой среде, содержащей галогениды переносимых элементов покрытий. Коллективом ученых и инженеров ФГУП ММП "Салют" разработаны современные промышленные газоциркуляционные установки, эффективно

используемые для нанесения многокомпонентных высокотемпературных покрытий на охлаждаемые лопатки газовых турбин авиационных двигателей и наземных энергетических установок.

Для защиты внутренних поверхностей охлаждаемых лопаток турбин высокого давления двигателей АЛ-31Ф, АЛ-31Ф-М1 эффективно используется технология низкотемпературного хромоалитирования в вакууме в активированной хлоридами алюминия и хрома порошковой смеси, содержащей 7...10 %  $\text{Al}$ , 40 %  $\text{Cr}$  и 60 % лигатуры ( $\text{Ni90-Y10}$ ). Перенос алюминия и хрома осуществляется путем испарения и конденсации атомов на детали, а также с помощью реакций диспропорционирования:



За 4...6 ч образуется покрытие толщиной 0,02...0,04 мм, содержащее 22...23 %  $\text{Al}$  и 4...6 %  $\text{Cr}$ . Основной структурной составляющей покрытия является фаза  $\text{NiAl}$ . Покрытие обладает хорошей пластичностью и термостойкостью. Внешние поверхности лопаток в этом случае защищаются конденсационными покрытиями СДП-2 ( $\text{Ni-Cr-Al-Y}$ ) или ВСДП-11 ( $\text{Al-Si-Y}$ ).

На лопатках турбины двигателя АЛ-31Ф, выполненных из сплавов ЖС6У и ЖС32, в целях повышения надежности и ресурса применяется комплексное двухстадийное покрытие системы  $\text{Ni-Cr-Al-Y}$ . На первой стадии на внешние и внутренние поверхности лопаток наносят слой нихрома путем диффузионного никель-хромирования в порошке, содержащем 27 %  $\text{Ni}$ , 7 %  $\text{Cr}$ , 3 % лигатуры ( $\text{Ni90-Y10}$ ), 1 %  $\text{NHCl}$ , остальное — порошок глинозема. После 4...6 ч термической обработки лопаток в вакууме при температуре 1000...1050 °С получают слой толщиной до 0,020 мм, содержащий 18...20 %  $\text{Cr}$ . Затем проводят высокотемпературное хромоалитирование в порошке, содержащем 4 %  $\text{Al}$ , 40 %  $\text{Cr}$ , 6 % лигатуры ( $\text{Ni90-Y10}$ ), остальное — глинозем, в течение 0,5...2 ч при температуре 1200 °С и термовакуумную обработку при температуре 1200...1220 °С (Патент РФ № 2184797). Структура комплексного покрытия состоит из смеси фаз  $\text{NiAl}$  (60...70 %) и  $\text{Ni}_3\text{Al}$  (30...40 %). Покрытие обладает высокими прочностью и термостойкостью, надежно защищает лопатки турбины высокого давления в течение 1500 ч.

За последние 10 лет на ФГУП ММП "Салют" разработаны ряд новых технологий газового нанесения

жаростойких диффузионных покрытий в циркулирующей галогенидной среде (в работе принимал участие В.Н. Симонов). Циркуляционный способ диффузионного насыщения отличается от традиционного порошкового способа тем, что активная газовая среда создается без контакта насыщающих веществ с поверхностью детали. Его отличают более высокий технический уровень, простота исполнения, экологическая чистота процесса, возможность получать многокомпонентные покрытия на внешних и внутренних поверхностях охлаждаемых лопаток турбин практически любой геометрической формы [3, 4, 5]. В основе способа лежит явление переноса диффундирующего вещества в замкнутом рабочем пространстве установки при систематическом восстановлении газа-переносчика в результате протекания обратимых химических реакций диспропорционирования молекул галогенидов, например



или диссоциации исходного продукта, например



Атомы алюминия и хрома осаждаются на поверхности детали и формируют диффузионное покрытие. Для осуществления алитирования в хлоридной среде в качестве исходных продуктов в рабочей камере после создания вакуума достаточно иметь газообразный хлорид алюминия  $\text{AlCl}_3$  и чистый алюминий.

В циркуляционной установке детали и диффундирующие вещества располагаются раздельно. Перенос веществ происходит в замкнутом пространстве при постоянной температуре. Перемешивание газовой среды осуществляется при помощи вентилятора, благодаря чему достигается равномерность по толщине слоя покрытия поверхности деталей сложного профиля.

Для формирования покрытий на поверхностях внутренних полостей, щелей, каналов, отверстий перфорации осуществляется продувка лопаток галогенидной газовой средой. Движущей силой процесса переноса является перепад парциальных давлений газа — переносчика диффундирующего вещества. Оптимальные условия для переноса элементов создаются при переходе от ламинарного течения газовой среды к турбулентному. Турбулентное течение газового потока с небольшой скоростью необходимо для образования соответствующих галогенидных соединений при контакте с насыщающей средой, а также для протекания реакций переноса на поверхности деталей.



Рис. 1. Промышленная установка УМДП

Технологии переноса элементов циркуляционным способом не требуют специального приготовления исходных материалов (порошковой смеси, специальных сплавов, катодов и др.) — все они используются в виде готовых продуктов, широко производимых в промышленности (чушковый алюминий, хром, кобальт, хлорид алюминия, хлорид никеля и др.).

Экологическая чистота технологии и практическое исключение потребности в технической воде (кроме оборотной воды для охлаждения установки) позволяют рассматриваемому методу успешно конкурировать с гальваническим методом нанесения покрытий (хромирование, кадмирование, никелирование и др.).

На ФГУП ММП "Салют" разработаны газовые циркуляционные установки (рис. 1...3, проекты установок выполнены Л.М. Викулиной и Г.С. Гриши-



Рис. 2. Промышленная установка ДА-2М



Рис. 3. Лабораторная установка УЦЛ-1

ным), которые применяются для создания новых эффективных технологий защиты охлаждаемых лопаток газовых турбин авиационных высокотемпературных двигателей и стационарных энергетических установок. Формирование газового потока через внутреннюю полость лопаток осуществляется при помощи специального приспособления, конструкция которого определяется конкретным профилем обрабатываемых деталей (Патенты РФ № 54592 и № 54374). Эффективность продувки лопаток рабочим газом зависит также от скорости его движения в рабочей камере установки.

Диффузионные слои покрытия, формируемые на наружной и внутренней поверхностях лопаток, а также на деталях, расположенных в различных местах садки, характеризуются высокой равномерностью по толщине.



Рис. 4. Микроструктура алюминидного покрытия после циркуляционного алитирования

При циркуляционном алитировании получают диффузионные слои, содержащие 30...35 % Al и состоящие из двух зон примерно одинаковой толщины (рис. 4). Внешняя зона представляет собой фазу NiAl, а внутренняя состоит из NiAl, Ni<sub>3</sub>Al и карбидов легирующих элементов сплавов. Содержание хрома в слое покрытия не превышает 2 %.

Для повышения долговечности покрытия в условиях циклического изменения температуры и напряжений на лопатках снижают содержание алюминия в слое до уровня менее 25 %. В этом случае в целях обеспечения высокой жаростойкости повышают содержание хрома в слое.

На предприятии разработаны способы одностадийного и двухстадийного хромоалитирования лопаток газовых турбин (Патент РФ № 2270880). При одностадийном хромоалитировании в качестве источника диффундирующих элементов используются хром и сплав хрома и алюминия. Содержание хрома в сплаве составляет от 30 до 75 %, остальное — алюминий. Количество хрома вне сплава может составлять от 30 до 90 %, а содержание сплава хрома с алюминием — от 10 до 70 % соответственно. Применение указанного состава обеспечивает снижение активности алюминия и увеличение активности хрома, в результате чего на поверхности деталей формируется покрытие, содержащее 15...25 % Al и 4...8 % Cr. Результатом является повышение долговечности лопаток с покрытием.

Долговечность лопаток турбин можно увеличить также путем последовательного насыщения деталей хромом и алюминием, которое позволяет увеличить содержание хрома в поверхностном слое, значительно повысить качество покрытия и тем самым повысить его срок службы. Процесс диффузионного хромирования деталей осуществляют в газовой среде, формирующейся при нагреве гранул хрома — 60...98 %, сплава Ni89–Y20 — 1...35 % и хлорида никеля — 1...5 % (Патент РФ № 2270880). Применение указанного состава позволяет проводить хромирование при температуре 1000 °С и выше с последующим алитированием при температуре 900 °С и выше. Хлорид никеля в результате химических реакций с хромом служит источником галогенидов хрома, участвующих в его переносе на поверхность лопаток, и выполняет роль активатора. Для улучшения качества покрытия в садку добавляют технологический сплав никеля с иттрием, который осуществляет очистку газовой среды от остаточного кислорода воздуха при вакуумировании реактора установки, исключая тем самым окисление поверхности лопаток при нагревании. Источником хрома для переноса его

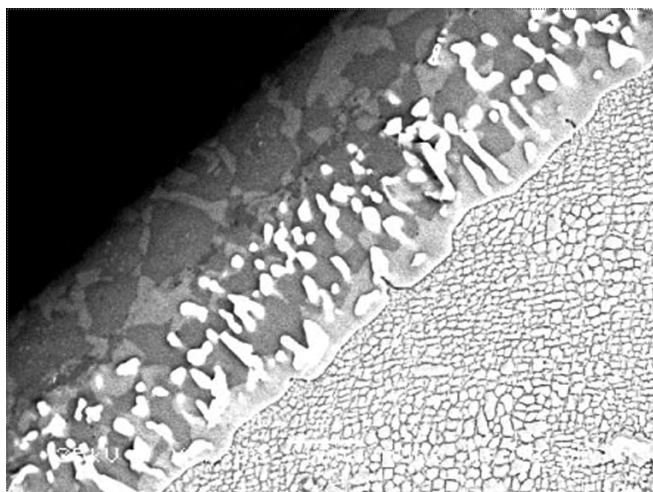


Рис. 5. Микроструктура покрытия после хромоалитирования

атомов на детали являются гранулы хрома. Время выдержки при нанесении покрытия выбирают в зависимости от требуемой толщины покрытия. Температуру обработки назначают исходя из требований сохранения жаропрочности сплавов, из которых изготовлены лопатки. Так, за 3 ч выдержки отжига при температуре 1030 °С получают слой покрытия толщиной 0,015 мм, содержащий 18 % Cr. Затем осуществляют алитирование при температуре 1000 °С. За 3...4 ч получают покрытие толщиной 0,040 мм с высоким содержанием алюминия в соединении  $\beta$ -NiAl.

Для достижения высокой вязкости и пластичности проводят термическую обработку при температуре закалки сплавов в течение, например, 1 ч 15 мин. Получают структуру покрытия, состоящую из фаз  $\beta$ -NiAl и  $\gamma'$ -NiAl (рис. 5). Способ позволяет на 30...50 % увеличить термостойкость лопаток газовых турбин и стабильность их поверхностного слоя.

Новым активно развивающимся в последнее десятилетие направлением является создание многокомпонентных композиций высокотемпературных покрытий на базе совместного применения диффузионного и конденсационного методов. Конденсационно-диффузионные покрытия относятся к новому классу комбинированных защитных покрытий. Совместное использование двух технологий позволяет успешно решать проблемы увеличения работоспособности жаростойких покрытий при температурах на металле вплоть до 1200 °С путем введения в покрытия тугоплавких металлов (Ta, Re, W), эффективно тормозящих диффузионное "рассасывание" покрытия на границе со сплавом и выполняющих роль диф-

фузионного барьера. Применение диффузионного метода решает при этом проблему защиты внутренних полостей лопаток турбин.

На ФГУП ММП "Салют" разработан новый сплав для высокотемпературных покрытий СДП-ТВГ. Сплав содержит хром (2...30 %), алюминий (2...15 %), тантал (0,2...20 %), вольфрам (0,5...10 %), гафний (0,2...6 %), кремний (0,1...5 %), иттрий (0,001...5 %), остальное — никель (Патент РФ № 2213807). Сплав используют как для получения самостоятельного конденсационного покрытия методами плазменного или электронно-лучевого напыления, так и в совокупности с газовыми диффузионными технологиями алитирования или хромоалитирования для получения комбинированных покрытий (Патенты РФ № 2213801, 2213802, 2212473).

Тантал и вольфрам являются важнейшими упрочняющими элементами в покрытии СДП-ТВГ. Кремний, гафний, иттрий обеспечивают высокую долговечность покрытия при изотермическом и циклическом окислении. Введение тантала в покрытие однозначно приводит к повышению жаростойкости по сравнению с покрытиями СДП-2 (Ni — основа; Cr — 15...17 %; Al — 7,5...10,5 %; Y — 0,5...1,5 %) или ВСДП-11 (Al — основа; Si — 5,2 %; Y — 1,65 %), а также полученными алитированием, в частности на сплавах ЖС6У и ЖС32 при температурах 1100 и 1150 °С. Толщина слоя СДП-ТВГ составляет 0,030...0,040 мм. Для повышения качества комбинированное покрытие подвергают горячему изостатическому прессованию при температуре выше температуры хрупкости покрытия (1000...1050 °С), когда основные фазы покрытия находятся в состоянии высокой пластичности. После обработки лопаток в газостате комбинированное покрытие в 2—3 раза лучше сопротивляется термоусталостному растрескиванию. Газостатическая обработка покрытий существенно снижает дисперсию размеров и концентрацию микропор. Комбинация конденсационного и диффузионного методов обеспечивает максимальное увеличение долговечности деталей при газовой коррозии [3] и является эффективным способом повышения работоспособности теплобарьерного покрытия на основе диоксида циркония. На рис. 6 приведена структура комбинированного покрытия после горячего изостатического прессования.

При изготовлении отверстий перфорации в охлаждаемых лопатках нередко наблюдается поверхностное растрескивание (фрагментация), которое снижает надежность и является причиной отбраковки деталей, тормозит возможность увеличения ресурса лопаток по

характеристикам жаропрочности сплавов, применяемых для изготовления лопаток. На ФГУП ММПП "Салют" разработан эффективный способ устранения микротрещин в поверхностном слое лопаток путем газациркуляционной обработки при температуре не ниже 970 °С в газовой фазе, содержащей хлориды никеля, с последующим алитированием или хромоалитированием и пластическим деформированием слоя покрытия газовой средой под давлением не ниже 30 МПа при температуре не ниже 600 °С.

Возможность проведения алитирования или хромоалитирования окончательно механически обработанных лопаток турбины в циркулирующей газовой среде позволяет реализовать разработанный способ защиты "елочного" замка лопаток от покрытия с помощью специальной пасты на основе коллоксилина, растворенного в амилацелате и диэтилоксалате, содержащей порошки оксида алюминия — 20...95 % и никеля — 5...8 % (Патент РФ № 2232205). Пасту запрессовывают в специальном устройстве (Свидетельство на полезную модель № 28871), которое разбирается после выполнения операций алитирования или хромоалитирования. В результате технического контроля установлено, что замки лопаток имеют светлую поверхность, не содержат покрытий и не имеют структурных изменений в поверхностном слое, т.е. соответствуют всем требованиям технического контроля.

Авторами Патента РФ № 2200211 разработан эффективный способ удаления покрытия при ремонте путем обработки лопаток с покрытием в растворе электролита, содержащем 25...40 % азотной кислоты, 0,5...4 % фтористоводородной кислоты, 0,2...5 % порошка железа, 0,3...1,5 % оксида хрома ( $\text{CrO}_3$ ), остальное — вода, при температуре не менее 18 °С. Способ позволяет сохранить зону диффузионного взаимодействия элементов покрытия, нанесенного на деталь, со структурой основного металла (диффузионную зону), не препятствующую последующему нанесению нового покрытия.

Для двигателей самолетов корабельного базирования, а также энергетических стационарных установок, эксплуатирующихся на морских судах, в приморских и промышленных районах, особенно в непосредственной близости от металлургических и химических предприятий, весьма актуальна проблема защиты от солевой коррозии. В этих условиях наиболее высокая глубина повреждений лопаток газовых турбин наблюдается на лопатках, имеющих температуру 750...950 °С, тогда как обычно разрушение металла от высокотемпературного окисления интенсивно нарастает при температуре выше 1000 °С.

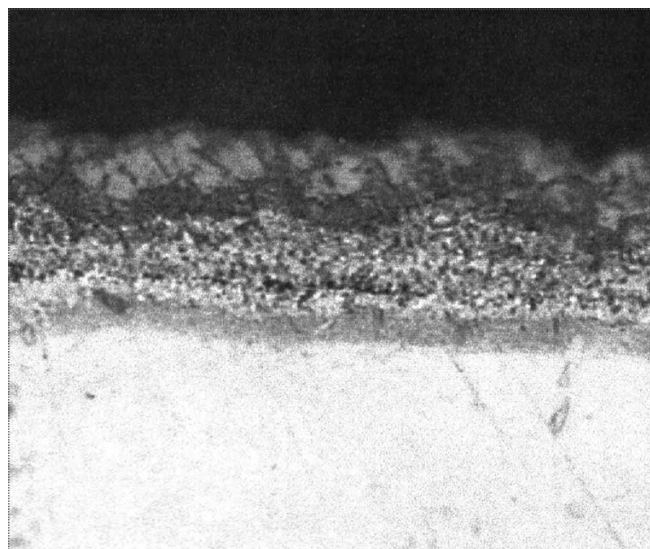


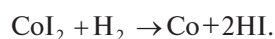
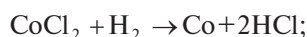
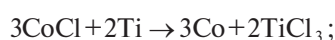
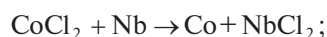
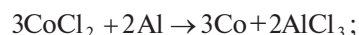
Рис. 6. Микроструктура комбинированного покрытия

Механизм разрушения металлов при солевой коррозии обычно связывают с флюсованием оксидов. Чем меньше скорость флюсования оксидов, тем выше долговечность лопаток турбин. Наиболее перспективной для применения в качестве основы для разработки и совершенствования защитных систем на лопатках газовых турбин, работающих на топливах, содержащих вредные примеси, является пятикомпонентная система сплавов Ni—Co—Cr—Al—Y [4, 6, 7]. Оптимальное сочетание высокой жаростойкости, хорошей фазовой и структурной стабильности достигается при использовании в качестве покрытий сплавов на никелевой основе, содержащих 12...20 % кобальта, 17...20 % хрома, 9,5...10,5 % алюминия. Из-за образования  $\sigma$ -фазы, резко снижающей пластичность слоя, высокохромистые покрытия применять не рекомендуется, хотя максимальная сопротивляемость солевой коррозии достигается при содержании хрома 35...45 %.

На ФГУП ММПП «Салют» разработаны (работа выполнена при участии А.В. Бобыря и В.В. Лукиной) двухстадийные технологии газового циркуляционного кобальтирования, кобальт-хромирования и последующего алитирования, обеспечивающие удовлетворительную защиту внешних и внутренних поверхностей охлаждаемых лопаток газовых турбин, а также эффективная методика испытаний на долговечность сплавов и покрытий при солевой коррозии [8]. Методика испытаний образцов со слоем солевого осадка варьируемого состава в потоке газа, содержащего дозированное количество агрессивных компонентов газовой смеси, позволяет достаточно достоверно оценивать стойкость сплавов и покрытий против солевой

коррозии, изучать механизмы развития коррозионных повреждений и правильно назначать мероприятия по повышению долговечности деталей, работающих в агрессивной газовой среде.

Газовое кобальтирование проводят при температурах 1030...1050 °С в среде галогенидов кобальта. В процессе изотермической выдержки протекают следующие реакции переноса атомов кобальта на поверхность деталей:



Кобальт повышает прочность сцепления покрытия со сплавами, а также образует оксидную пленку, которая растворяется в солевом осадке на лопатках турбин со скоростью, на порядок меньшей, чем скорость растворения пленки оксида никеля, например, при солевой коррозии по механизму основного флюсования оксидов при температуре 900...950 °С.

Для достижения максимальной сопротивляемости солевой коррозии разработан процесс диффузионного кобальт-хромирования, когда при температуре 1030...1050 °С происходит одновременное насыщение поверхностного слоя сплавов кобальтом и хромом. В качестве активаторов используют галогенсодержащие соли хлорида, иодида аммония или их смеси.

После кобальтирования сплавов ЧС88, ЧС104, ЖС6У, ЖС32 содержание кобальта в поверхностном слое толщиной 0,02...0,05 мм при выдержке при температуре 1030 °С в течение 4 ч составляет 30...40 %. После кобальт-хромирования в слое толщиной 0,03...0,04 мм содержание хрома составляет 30...40 %, кобальта — 30...50 %. После последующего газового алитирования при выдержке при температуре 1000 °С в течение 4 ч получают покрытия на основе фазы  $\beta$ -(Ni, Co, Cr)Al толщиной 0,05 мм, равномерные по толщине на внешней поверхности и в полостях охлаждаемых лопаток турбин из указанных сплавов.

Испытания на солевую коррозию при температуре 900 °С по разработанной авторами методике показали, что алитированные образцы имеют срок службы не более 100 ч, хромоалитированные — не более 150 ч, кобальт-хромоалитированные — до 250 ч. Наиболее высокую стойкость к солевой коррозии — до 400 ч показали образцы с комбинированным покрытием, полученным напылением слоя сплава СДП-ТВГ толщиной 0,04 мм и последующим хромоалитированием.

Таким образом, покрытие, сформированное на основе фазы  $\beta$ -NiAl, имеет низкую стойкость к солевой коррозии. Легирование покрытия кобальтом и хромом повышает стойкость покрытия к солевой коррозии. Плазменно-диффузионное покрытие, в составе которого содержится тантал, с повышенным содержанием хрома и микролегирующими элементами — гафнием, кремнием, иттрием, обладает самой высокой коррозионной стойкостью среди сравниваемых вариантов покрытий.

На основании выполненных работ на ФГУП ММП "Салют" в настоящее время создается новый участок нанесения покрытий с газоциркуляционными установками УМП-И2 и УЦХА-4 (проекты установок выполнены Л.М. Викулиной и Г.С. Гришиным).

#### Список литературы

1. **Абраимов Н.В.** Высокотемпературные материалы и покрытия для газовых турбин. М.: Машиностроение, 1993. 336 с.
2. **Строганов Г.Б., Чепкин В.М., Терентьева В.С.** Жаростойкие покрытия для газовых турбин. М.: Изд. дом "Навигатор-Экстра", 2000. 165 с.
3. **Абраимов Н.В., Елисеев Ю.С., Крымов В.В.** Материаловедение. Технология конструкционных материалов: Учеб. для вузов / под ред. Н.В. Абраимова. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2005. 560 с.
4. **Абраимов Н.В., Елисеев Ю.С.** Химико-термическая обработка жаропрочных сталей и сплавов. М.: Интермет-Инжиниринг, 2001. 662 с.
5. **Арзамасов Б.Н.** Химико-термическая обработка материалов в активизированных средах. М.: Машиностроение, 1979.
6. **Косицин С.В., Катаева Н.В.** Влияние кобальта на структурно-фазовую стабильность и свойства сплавов Ni-Co-Cr-FI вблизи эвтектических составов // ФММ. 1999. Т. 88. № 3. С. 85–98.
7. **Никитин В.И.** Коррозия и защита лопаток газовых турбин. Л.: Машиностроение. 1987. 272 с.
8. **Абраимов Н.В., Шкретов Ю.П., Бобырь А.В.** Методика испытаний сопротивляемости сплавов и покрытий солевой коррозии // Коррозия: материалы, защита. 2007. № 6. 5 с.

УДК 629.7.018

# Применение метода ускоренной послесеансовой обработки информации при стендовых испытаниях РКТ

**Р.В. Бизяев, В.А. Морозов, Н.Н. Баталин, А.А. Белкин**

*Рассматриваются метод ускоренной послесеансовой обработки (УПО) информации в процессе наземной стеновой отработки ракетно-космической техники (РКТ) и основные этапы УПО. Дается решение задачи кластеризации экспериментальных данных, в результате которого получен набор кластеров, отражающих типичные устойчивые состояния параметров объекта испытания. Приводятся результаты анализа изменения во времени расхода имитатора компонента топлива в сливной магистрали.*

**R.V. Bizyaev, V.A. Morozov, N.N. Batalin, A.A. Belkin.** Application Of Advanced Method Of After-Session Data Processing During LV Bench Tests

*The article reviews the method of advanced after-session data procession in the course of the bench phase of launch vehicle's ground tests, describing its main procedures. It offers a way to ensure cluster analysis of experimental data, resulting in the set of clusters that reflect the typical stability parameters of the LV under tests. It gives an account of the results of the analysis taken to assess the changes in the consumption time of the fuel component simulator in the drain line.*

**П**ри проведении наземной стеновой отработки (НСО) изделий ракетно-космической техники (РКТ) важную роль играет обеспечение надежного хранения и сложной многофакторной обработки большого объема экспериментальных данных, полученных в результате испытаний. Одним из возможных путей повышения скорости обработки информации является формализация механизма анализа результатов испытаний.

Задача повышения эффективности обработки большого объема экспериментальных данных и получения информации, труднодоступной при традиционной обработке результатов испытаний, решается с помощью метода ускоренной послесеансовой обработки (УПО) результатов испытаний с использованием специализированных аналитических средств (САС) [1, 2], удовлетворяющих международным стандартам информационных технологий [3], таких как CALS, IDEF 1X и др.

В состав САС, используемых в методе УПО САС, входят система оперативной аналитической обработки данных OLAP (On-line Analytical Processing) и система углубленного анализа данных DM (Data Mining — извлечение данных). В указанных аналитических средствах используются технологии реляционных систем управления базами данных (СУБД).

Традиционная схема технологии обработки [4] экспериментальной информации не позволяет эффективно проводить ее глубокую аналитическую обработку, что обусловлено следующими факторами:

ограниченными возможностями анализа экспериментальных данных с помощью простых запросов реляционной СУБД;

неоправданно большими затратами времени и трудоемкостью при разработке форм сложных запросов по тематике НСО конкретных объектов испытания;



**БИЗЯЕВ**  
Ростислав Владимирович —  
начальник отделения КБ  
"Салют" ГКНПЦ  
им. М.В. Хруничева,  
доктор техн. наук



**МОРОЗОВ**  
Владимир Александрович —  
начальник отделения КБ  
"Салют" ГКНПЦ  
им. М.В. Хруничева,  
кандидат техн. наук



**БАТАЛИН**  
Николай Николаевич —  
главный научный сотрудник  
КБ "Салют" ГКНПЦ  
им. М.В. Хруничева,  
кандидат техн. наук



**БЕЛКИН**  
Андрей Андреевич —  
инженер КБ "Салют"  
ГКНПЦ им. М.В. Хруничева

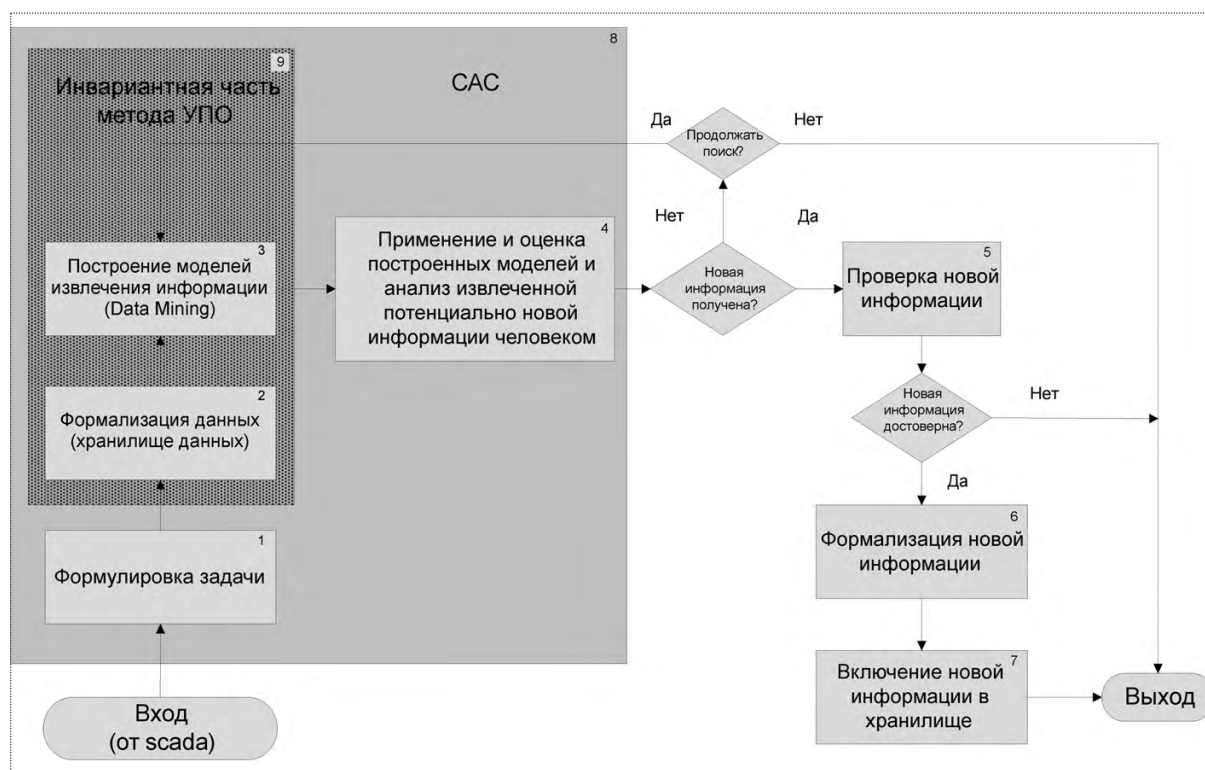


Рис. 1. Формальное представление метода УПО

большими затратами времени и трудоемкостью при аналитической обработке разнородных данных, которые могут иметь различный формат для разных испытаний.

Для повышения эффективности аналитической обработки информации целесообразно применение хранилища данных, представляющего собой высоко-нормализованную структуру данных, основанную на реляционной или объектно-реляционной модели, совместно со специализированными аналитическими средствами, реализующими технологии OLAP и DM [6].

Обобщенная схема обработки экспериментальной информации с применением метода УПО САС представлена в работе [2].

Использование САС создает базовую среду для применения метода УПО и позволяет:

- создать специализированное хранилище данных для систем оперативного аналитического анализа (OLAP) и последующего получения новой информации из этих данных (DM);

- осуществлять аналитическую экспресс-обработку экспериментальной информации в темпе испытаний (OLAP);

выдавать рекомендации по ведению испытаний на основе анализа протекания процессов в объекте испытаний (OLAP, DM);

использовать специальные модели обработки экспериментальных данных для комплексного анализа параметров объекта испытаний (DM).

Формальное представление метода УПО показано на рис. 1.

Процесс УПО можно условно разделить на этапы, реализуемые с помощью САС 8, и вспомогательные этапы 5...7. САС включает в себя инвариантную часть 9, этап "Применение и оценка построенных моделей и анализ извлеченной потенциально новой информации человеком" 4 и этап "Формулировка задачи" 1.

На этапе "Формулировка задачи" задаются цели исследования и выбираются необходимые для их достижения методы.

Этап "Формализация данных" 2 заключается в приведении исходных данных к форме, пригодной для применения конкретных методов Data Mining (нормализация отношений).

Этап "Построение моделей извлечения информации" состоит в интеграции формализованных данных

с алгоритмами их обработки на основе моделей извлечения информации.

На этапе "Применение и оценка построенных моделей и анализ извлеченной потенциально новой информации человеком" 4 выполняются операции, которые могут составлять сложную комбинацию различных алгоритмов: кластеризации, классификации, регрессии и др. Здесь же проводится интерпретация потенциально новой информации человеком.

На этапе "Проверка новой информации" осуществляется проверка потенциально новой информации на достоверность и существенность. Технология допускает применение различных способов проверки, в том числе средства проверки на целостность и непротиворечивость.

Этап "Формализация новой информации" проводится в целях приведения формата представления новой информации к формату, принятому в хранилище. Это необходимо для дальнейшего использования новой информации при аналитической обработке и добавления ее в хранилище.

Этап "Включение новой информации в хранилище" необходим для надежного сохранения вновь приобретенной информации и ее последующего использования.

Применение построенных на этапе 3 моделей обработки экспериментальной информации подразумевает выполнение математических операций над данными по выбранному алгоритму. Одним из таких алгоритмов является алгоритм кластеризации.

Задача кластеризации экспериментальных данных заключается в поиске возможных групп взаимосвязанных параметров испытания, называемых кластерами.

Пусть имеется множество объектов испытания  $A_i$

$$A = \{A_1, A_2, \dots, A_i\}, \quad (1)$$

набор независимых переменных  $A_i$  записывается в виде вектора

$$X = \{x_1, x_2, \dots, x_h\}, \quad (2)$$

где каждая переменная  $x_h$  может принимать строго определенные значения.

Размерность пространства параметров одного объекта испытания совпадает с размерностью вектора (2) и равна  $h$ . Размерность хранилища данных, охватывающего предметную область НСО, будет превосходить  $h$  и представляется с помощью гиперкуба. Появление дополнительных измерений связано с расширением пространства внесением номера испытания, на-

звания изделия и др. Тогда матрица  $S$  значений параметров НСО будет иметь вид

$$S = \begin{pmatrix} v_{11} & v_{12} & v_{1m} \\ v_{21} & v_{22} & v_{2m} \\ v_{k1} & v_{k2} & v_{km} \end{pmatrix}, \quad k > h, m \in N, \quad (3)$$

где  $v_{km}$  — значения параметров множества объектов испытаний (1).

Тогда может быть построено множество кластеров  $C$ :

$$C = \{c_1, c_2, \dots, c_k\}. \quad (4)$$

Здесь  $c_k$  — кластер, содержащий похожие друг на друга значения параметров  $v_{km}$ :

$$c_k = \{i_j, i_p : i_j \in A, i_p \in A, d(i_j, i_p) < \sigma\}, \quad (5)$$

где  $\sigma$  — величина, определяющая меру близости для включения объектов в один кластер  $c_k$ ;  $d(i_j, i_p)$  — мера близости между объектами, называемая расстоянием.

Неотрицательная величина  $d(i_j, i_p)$  определяется расстоянием между элементами  $i_j$  и  $i_p$ , если выполняются следующие условия:

$$d(i_j, i_p) \geq 0 \text{ для всех } i_j \text{ и } i_p;$$

$$d(i_j, i_p) = 0 \text{ тогда и только тогда, когда } i_j = i_p;$$

$$d(i_j, i_p) = d(i_p, i_j);$$

$$d(i_j, i_p) \leq d(i_j, i_r) + d(i_r, i_p).$$

В качестве формата входных данных используем матрицу

$$G = \begin{pmatrix} 0 & d(g_1, g_2) & \dots & d(g_1, g_n) \\ d(g_2, g_1) & 0 & \dots & d(g_2, g_n) \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ d(g_n, g_1) & d(g_n, g_2) & \dots & 0 \end{pmatrix}. \quad (6)$$

Для определения близости применимо Евклидово расстояние, вычисляемое по формуле

$$d(x_i, x_j) = \sqrt{\sum_{l=1}^m (x_{il} - x_{jl})^2}, \quad i, j \in N. \quad (7)$$

В результате приведенных математических построений формируется набор кластеров, отражающих типичные устойчивые состояния параметров объекта испытаний. Причем каждый кластер содержит близкие по величине значения параметров испытаний.

Метод УПО на основе САС был применен для анализа экспериментальной информации о пневмогид-

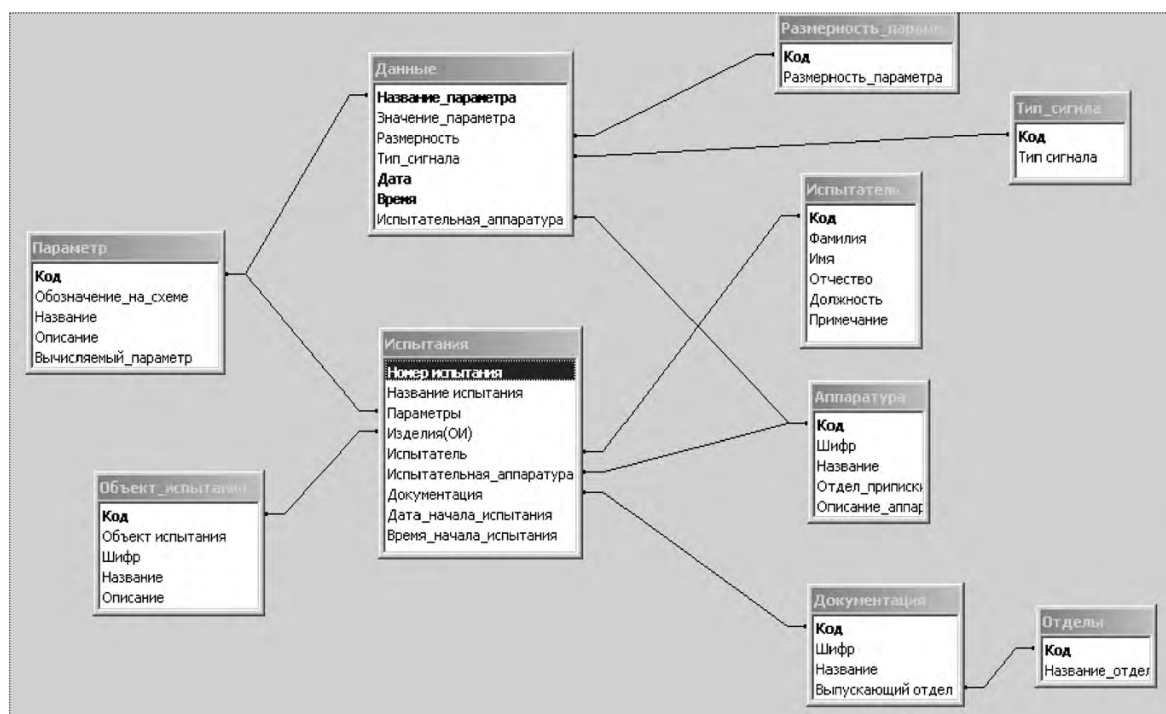


Рис. 2. Диаграмма "сущность—отношение" предметной области "Наземная стендовая отработка ПГСП ДУ изделий РКТ", характеризующая структуру хранилища данных

росистеме подачи (ПГСП) топлива в двигательную установку (ДУ). Для анализа было выбрано изменение расхода имитатора компонента топлива в сливной магистрали по времени.

Выполнены общие для всех объектов этапы "Формализация данных" и "Построение моделей извлечения информации". Цель исследования (этап "Формулировка задачи" УПО) заключалась в определении таких испытательных параметров, "поведение" которых на момент рассмотрения не имело однозначной трактовки или ранее не наблюдалось.

В рамках этапа "Формализация данных" был проведен анализ предметной области "Наземная стендовая отработка ПГСП ДУ изделий РКТ". Описание предметной области в соответствии со стандартом IDEF 1X представлено в виде ER-диаграммы "сущность—отношение", изображенной на рис. 2 и описанной в таблице.

На основе построенной диаграммы "сущность—отношение" предметной области "Наземная стендовая отработка ПГСП ДУ изделий РКТ" можно перейти к следующему этапу реализации алгоритма — "Формализация данных". В соответствии с требованиями этого этапа предварительно проводится нормализация отношений, представленных в табличном виде, после чего первичные экспериментальные данные направ-

ляются в формализованном виде в хранилище данных. Увидеть исходные экспериментальные данные можно, открыв таблицу "Испытания" в программной оболочке хранилища данных. Объем первичных экспериментальных данных в рассматриваемом случае составлял 200 Гб.

Ввиду того что значения, располагающиеся в таблицах с исходными данными, атомарны и отсутствуют

#### Испытания стендовых изделий

| №  | Название поля      | Тип данных  | Данные               |
|----|--------------------|-------------|----------------------|
| 1  | Номер испытания    | Число       | 1,2,3, ..., <i>n</i> |
| 2  | Название испытания | Текст       | Exp№                 |
| 3  | Параметр           | Ссылка      | <i>Q</i> , <i>t</i>  |
| 4  | Изделия            | Ссылка      | Индекс изделия       |
| 5  | Испытатель         | Ссылка      | Оператор№            |
| 6  | Аппаратура         | Ссылка      | СИ, СУ               |
| 7  | Документация       | Ссылка      | Отчет, протокол      |
| 8  | Примечания         | Текст       | Проверка             |
| 9  | Агрегаты           | Ссылка      | ВБУ, СМ, ШБН         |
| 10 | Дата               | Дата/время  | чч.мм.гг             |
| 11 | Время начала       | Дата /время | чч.мм.гг h-m-s       |

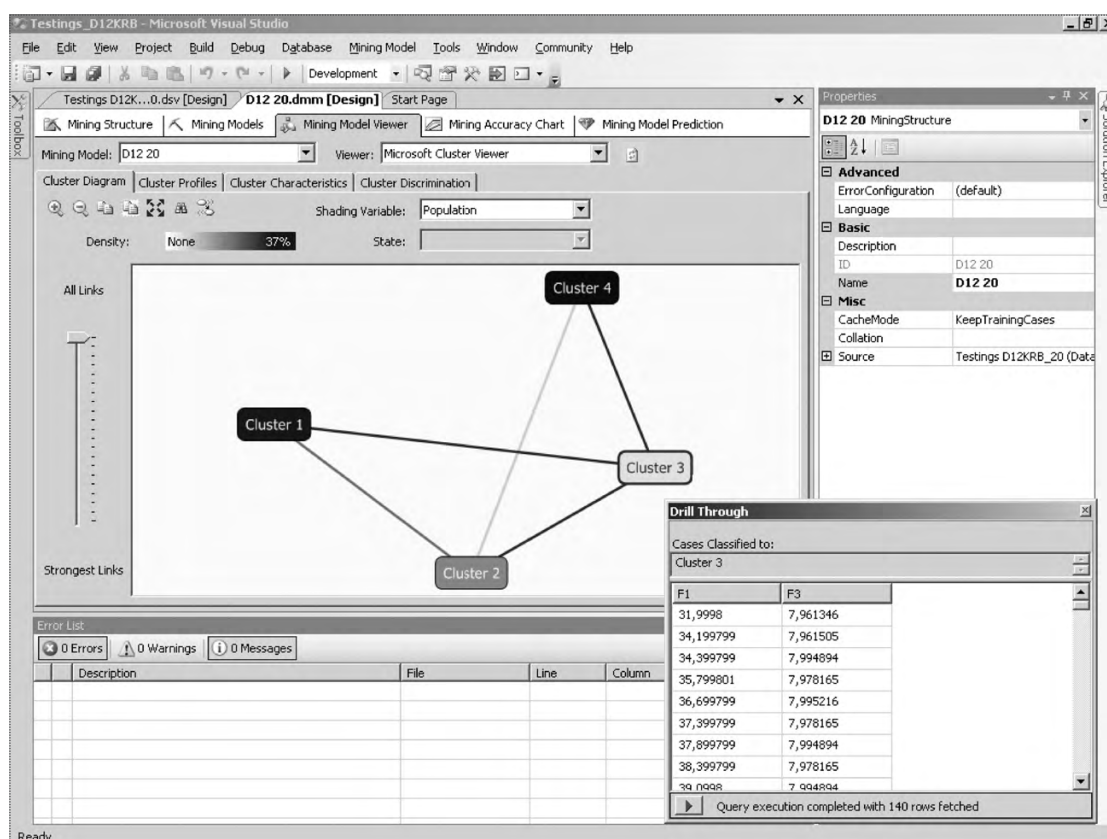


Рис. 3. Результаты кластерного анализа

функциональная и транзитивная зависимость неключевых атрибутов таблиц от первичного ключа, приведенные выше табличные отношения (см. таблицу) находятся в третьей усиленной нормальной форме Бойса–Кодда и операция нормализации отношений в данном случае не требуется.

При определении типа хранилища реляционных данных следует обратиться к структуре взаимосвязей объектов предметной области (см. рис. 2). Очевидно, что имеет место вложенность таблиц размерностей. Так, таблица размерности "Документация" имеет в качестве вложенной таблицы таблицу "Отделы". Поэтому принятый тип хранилища данных идентифицируется как "снежинка".

При загрузке данных в хранилище средствами MS SQL Server 2005 создается так называемый сценарий загрузки данных из файла, содержащего результаты испытаний. После этого имеется возможность провести их предварительный анализ средствами хранилища данных.

После этапа "Формализация данных" следующим этапом выполнения УПО является этап "Построение моделей извлечения информации" (см. рис. 1). Для этого используется программный модуль Business

Intelligence Studio, входящий в состав программного пакета MS SQL Server 2005 EE.

Для корректного построения модели извлечения новой информации необходимо настроить источник данных, а также указать метод его графической интерпретации (ER-диаграмма). Для настройки источника данных в указанном программном продукте имеется специальный модуль, обеспечивающий создание и настройку нового источника данных в диалоговом режиме. После создания источника данных указывается размерность пространства экспериментальных данных (из таблицы видно, что в данном случае размерность равна двум —  $Q$ ,  $t$ ).

После выполнения указанных операций формируются модели извлечения потенциально новой информации из данных.

На этапе "Применение и оценка построенных моделей и анализ извлеченной потенциально новой информации человеком" для анализа представленных данных целесообразно применение методов кластерного анализа для нахождения возможных групп взаимосвязанных значений. Задача кластерного анализа данных формально решена выше. На рис. 3 показаны результаты кластерного анализа по параметрам  $Q$  и  $t$ .

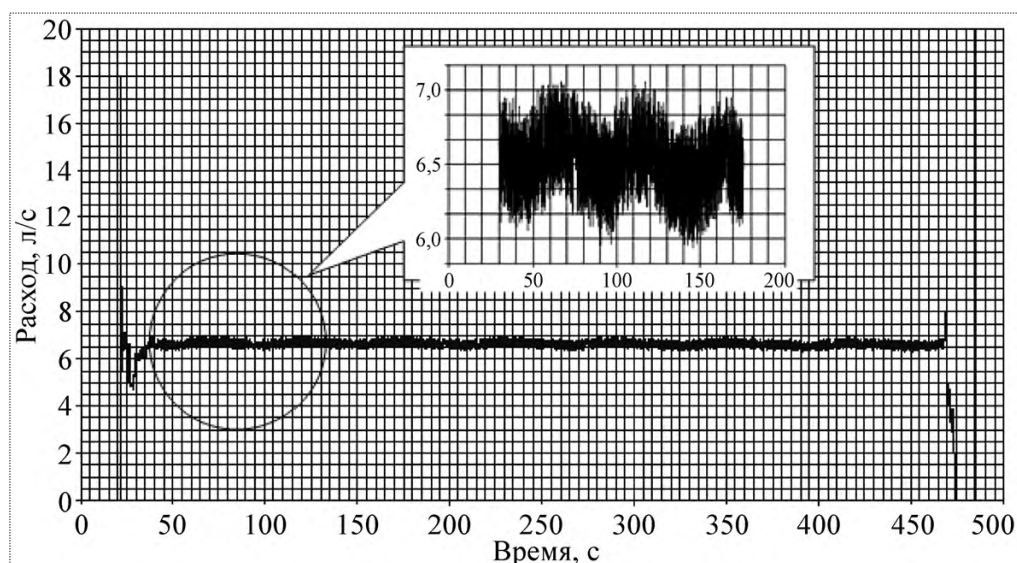


Рис. 4. Колебания расхода жидкости при работе бустерного насоса изделия

При анализе информации о ПГСП реализован алгоритм кластеризации со следующими параметрами:

|                                                   |                  |
|---------------------------------------------------|------------------|
| число кластеров                                   | 4                |
| основание псевдорандомизированной зависимости     | 0                |
| максимальное число атрибутов, извлекаемых за цикл | 255              |
| максимальное число итераций                       | 100              |
| минимальное число элементов в одном кластере      | 1                |
| кардинальность модели                             | 10               |
| число элементов, обрабатываемых за итерацию       | 50 000           |
| условие окончания работы алгоритма ( $d_{\min}$ ) | 10 % (от $d_0$ ) |

В результате применения алгоритма кластеризации в модели обработки данных выделено четыре кластера (см. рис. 3), разделяющих всю совокупность данных. Анализ параметров кластеров показал, что предполагавшийся ранее постоянным расход жидкости имеет ряд устойчивых состояний, что указывает на колебательный процесс.

В ходе дальнейшего анализа сигнала средствами специализированных математических программ (StatSoft STATISTICA) установлено, что сигнал имеет два устойчивых тона колебаний (рис. 4).

Первая гармоника колебаний имеет частоту  $\omega_1 = 0,02$  Гц и амплитуду  $A_1 = 0,7$  л, что составляет 11 % от общего значения расхода, второй тон колебаний имеет частоту  $\omega_2 = 5$  Гц и нестабильную амплитуду. На основании этих данных можно заключить, что наиболее вероятными источниками колебаний с частотой  $\omega_1$  могут быть биения, возникающие в ПГСП ДУ при работе бустерного насоса на фоне шума в канале измерения с частотой  $\omega_2$ .

Таким образом, в результате применения метода ускоренной послесансовой обработки результатов

испытаний была получена ранее не прогнозируемая и практически полезная информация об объекте испытания.

Применение углубленного автоматизированного анализа результатов испытаний изделий РКТ, проводимого с целью обнаружения ранее не учитываемой информации, позволяет получать ранее не известную практически полезную информацию об объекте испытаний на основе УПО.

Область применения УПО не ограничивается испытаниями ПГСП ДУ стендовых изделий и может быть расширена на другие виды НСО изделий РКТ.

#### Литература

1. Информационная система послесансовой обработки результатов испытаний изделий РКТ / А.В. Альбрехт, Н.Н. Баталин, Р.В. Бизяев и др. *Авиакосмическая техника и технология*. 2002. № 3.
2. Обработка экспериментальных данных специализированными программными средствами / Н.Н. Баталин, А.А. Белкин, Р.В. Бизяев, С.В. Кудинов // *Общероссийский научно-технический журнал "Полет"*. 2006. № 3.
3. ISO/IEC 2382-1. Information technology. Vocabulary. Fundamental terms.
4. Андреев Е.Б., Куцевич Н.А., Синенко О.В. SCADA-системы: взгляд изнутри. М.: РТСофт, 2004.
5. W.H. Inmon. Building the Data Warehouse. Third Edition. John Wiley & Sons. Inc. 2002.
6. Методы и модели анализа данных: OLAP и Data Mining / А.А. Баргесян, М.С. Куприянов, В.В. Степаненко и др. СПб.: БХВ-Петербург, 2004.

# Синтез алгоритмов работы системы контроля и управления общесамолетным оборудованием

**Н.Н. Макаров**

*В статье проводится формализация задачи и раскрывается методика синтеза оптимальной стратегии поиска неисправностей и построения алгоритма функционирования информационно-управляющей системы контроля и управления общесамолетным оборудованием.*

**N.N. Makarov. Synthesizing Algorithms For Operation Of Airborne Equipment Monitoring And Control System**

*The article gives a formal account of the mission and the method to draw up a most effective fault-detection strategy and synthesize an algorithm of operation of an aircraft's system to monitor and control operations of all airborne equipment.*

Возрастающий уровень автоматизации решения полетных задач и связанное с этим усложнение общесамолетных систем и бортового радиоэлектронного оборудования обуславливают необходимость автоматизированного контроля и управления техническим состоянием бортового оборудования в полете, при проведении наземного контроля и предполетной подготовки гражданских и военных самолетов [1]. Основными задачами информационно-управляющей системы (ИУС), осуществляющей контроль и управление общесамолетным оборудованием, являются повышение боеготовности и снижение времени предполетной подготовки и наземного контроля технического состояния самолетных систем и бортового радиоэлектронного оборудования, разгрузка экипажа и снижение вероятности его ошибок, повышение объективности и достоверности процессов контроля, диагностики и принятия решений о состоянии оборудования в полете [2].

Анализ нарушений функционирования бортового эргатического комплекса "экипаж—бортовое оборудование—самолет" [3] при предполетной подготовке и в процессе полета позволяет выделить следующие основные причины их появления: неисправности общесамолетных систем, агрегатов и узлов; неисправности блоков бортового радиоэлектронного оборудования; нарушение экипажем правил эксплуатации и инструкций по наземному контролю технического состояния самолета и бортового оборудования. При наземном контроле основными причинами ошибок экипажа являются острый дефицит времени и недостаточно высокое качество инструкций, регламентирующих процесс предполетной подготовки и операции контроля за результатами ее выполнения.

Причиной нарушения функционирования общесамолетных систем и бортового радиоэлектронного оборудования в полете являются внезапные и постепенные отказы их элементов.

В процессе обнаружения (диагностирования), локализации и устранения неисправностей и отказов систем самолета и бортового радиоэлектронного оборудования при предполетной подготовке и в процессе полета необходимо последовательно решить следующие задачи:

- определить фазовые координаты, характеризующие состояние объектов контроля;



**МАКАРОВ**  
Николай Николаевич —  
генеральный директор ОАО  
"Ульяновское конструктор-  
ское бюро приборострое-  
ния", кандидат техн. наук

- сформулировать и аппроксимировать ограничения на фазовые координаты объектов контроля, определяющие границы их нормального функционирования;

- построить функционал работоспособности, чувствительный к нарушению ограничений;

- синтезировать управления, препятствующие развитию нарушений или парирующие последствия отказов, например, за счет реконфигурации структуры бортового оборудования.

На начальных этапах проектирования информационно-управляющей системы контроля и управления общесамолетным оборудованием возникают следующие основные задачи:

- формализация процесса поиска неисправностей и нарушений функционирования элементов самолетных систем и бортового радиоэлектронного оборудования;

- синтез оптимальной стратегии (алгоритма) поиска неисправностей;

- разработка методики оценки состояния отдельных блоков общесамолетного оборудования по получаемой информации.

### Формализация задачи

В соответствии с теорией диагностики сложных технических систем [4...6] задача оценки состояния общесамолетного оборудования сводится к определению диагностической характеристики элементов проверки и может быть сформулирована следующим образом:

1. Известен элемент проверки работоспособности общесамолетного оборудования, представляющий собой совокупность блоков, охватываемых одной проверкой  $P_q$ . Элемент проверки работоспособности описывается дифференциальным уравнением вида

$$\frac{dy}{dx} = F(x, y, R, t), \quad (1)$$

где  $F$  – в общем случае нелинейная функция входного воздействия  $x$  на элемент проверки, выходного сигнала  $y$ , параметров  $R$  и времени  $t$ .

Предполагается, что пространство параметров  $R$  элемента проверки с декартовыми координатами  $r_1, r_2, \dots, r_s$  разбито на  $l+1$  областей  $S_0, S_1, \dots, S_l$ , границы которых определяются значениями параметров  $r_1, r_2, \dots, r_s$ .

2. В зависимости от положения вектора  $R$  параметров  $r_1, r_2, \dots, r_s$  в пространстве  $S$  в данный момент

времени  $t = \tau$  различают два состояния элемента проверки:

исправное (работоспособное) состояние, когда вектор параметров  $R(r_1, r_2, \dots, r_s)$  находится в области  $S_0$ , соответствующей допустимым значениям вектора  $R$ , т.е. вектору  $R_{S_0}(r_{10}, r_{20}, \dots, r_{s_0})$ ;

неисправное (неработоспособное) состояние при нахождении вектора параметров  $R(r_1, r_2, \dots, r_s)$  в одной из областей  $S_1, S_2, \dots, S_l$ .

3. Принимается, что структура элемента проверки, включающая совокупность связанных между собой блоков общесамолетного оборудования известна и не изменяется как в исправном, так и в неисправном состоянии элемента проверки.

4. Входное воздействие  $x(t)$  и выходной сигнал  $y(t)$  элемента проверки регистрируются соответствующими датчиками, выходные сигналы  $U_x(t)$  и  $U_y(t)$  которых содержат независимые белые шумы  $f_x(t), f_y(t)$ , т.е.

$$U_x(t) = x(t) + f_x(t); \quad U_y(t) = y(t) + f_y(t). \quad (2)$$

5. По регистрируемым сигналам  $U_x(t), U_y(t)$  на интервале наблюдения  $\tau \in (0, t)$  необходимо провести проверку работоспособности элемента проверки общесамолетного оборудования, т.е. определить его состояние на основе оценки диагностической характеристики элемента.

### Методика оценки состояния общесамолетного оборудования

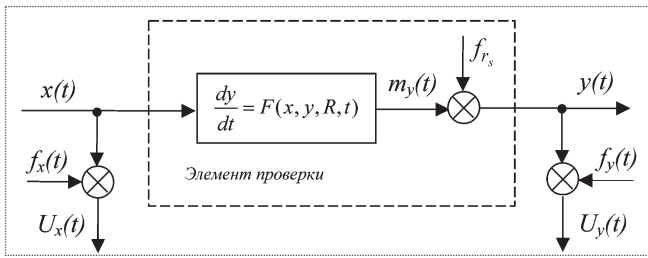
В соответствии со сформулированной задачей процесс контроля работоспособности элемента проверки общесамолетного оборудования можно представить в виде математической модели, приведенной на рисунке. Через  $m_y$  и  $f_{r_s}$  здесь обозначены математическое ожидание выходного сигнала  $y(t)$  и эквивалентный случайный процесс, обусловленный флуктуациями параметров  $r_1, r_2, \dots, r_s$  элемента проверок.

Выходные сигналы  $U_x(t)$  и  $U_y(y)$  датчиков, установленных на входе и выходе элемента проверки, можно представить и в дискретной форме: в виде дискретных отсчетов  $U_{xn}$  и  $U_{yn}$  на интервале  $\tau$ .

Под диагностической характеристикой элемента проверки общесамолетного оборудования понимают [7] апостериорную (после обработки сигналов  $U_{xn}$  и  $U_{yn}$ ) вероятность возможного состояния контролируемого элемента проверки

$$P(A_j / U_{xn}, U_{yn}); \quad j=1, 2, \quad (3)$$

где  $A_1$  – гипотеза об исправном состоянии, когда предполагается, что вектор параметров элемента проверки



Модель процесса оценки работоспособности элемента проверок общесамолетного оборудования

$R(r_1, r_2, \dots, r_s)$  находится в области  $S_0$  допустимых значений  $r_{10}, r_{20}, \dots, r_{s0}$ ;  $A_2$  — гипотеза о неисправном состоянии элемента проверки, когда предполагается, что вектор параметров  $R$  находится в одной из областей  $S_1, S_2, \dots, S_r$ .

Компоненты  $r_1, r_2, \dots, r_s$  вектора  $R$  параметров элемента проверки общесамолетного оборудования могут изменяться в зависимости от внешних и внутренних факторов: возмущающих воздействий, старения, технологических допусков и т.д. При ограниченном времени наблюдения  $\tau$  каждый параметр  $r_k$  с достаточной степенью точности можно представить как

$$r_k(t) = r_{k0}(t) + \Delta r_k, \quad (4)$$

$$r_k(t) = r_{k0}(t) + \Delta r_k \alpha_k(t), \quad (5)$$

где  $r_{k0}(t)$  — неслучайная составляющая, осредненная по совокупности возможных значений  $r_k$ ;  $\Delta r_k$  — случайная составляющая, характеристики которой известны;  $\alpha_k(t)$  — некоторая известная функция времени.

В соответствии с методами теории чувствительности [8] процесс изменения параметров элемента проверки  $r_1, r_2, \dots, r_s$  и его влияние на выходной сигнал  $y(t)$  можно описать дифференциальным уравнением  $n$ -го порядка

$$r_0(t) \frac{d^n y(t)}{dt^n} + \dots + r_k(t) \frac{d^{n-k} y(t)}{dt^{n-k}} + \dots + r_s(t) y(t) = x(t). \quad (6)$$

Предположим, что коэффициент  $r_k(r)$  изменяется в соответствии с соотношением (4), тогда уравнение (6) принимает вид

$$r_0(t) \frac{d^n y(t)}{dt^n} + \dots + [r_{k0}(t) + \Delta r_k] \frac{d^{n-k} y(t)}{dt^{n-k}} + \dots + r_s(t) y(t) = x(t). \quad (7)$$

Уравнение (7) является линейным дифференциальным уравнением со случайными коэффициентами и может быть приведено к форме Коши

$$F[y^n, \dots, y^{n-k}, \dots, y, t, r_{k0}(t) + \Delta r_k] = 0. \quad (8)$$

Продифференцировав выражение (8) по случайной составляющей  $r_k(t)$  при  $\Delta r_k = 0$ , получим

$$\left( \frac{\partial F}{\partial y^n} \frac{\partial y^n}{\partial \Delta r_k} \right)_{\Delta r_k=0} + \dots + \left( \frac{\partial F}{\partial y^{n-k}} \frac{\partial y^{n-k}}{\partial \Delta r_k} \right)_{\Delta r_k=0} + \dots + \left( \frac{\partial F}{\partial y} \frac{\partial y}{\partial \Delta r_k} \right)_{\Delta r_k=0} = \left( \frac{\partial F}{\partial \Delta r_{k0}} \frac{\partial \Delta r_{k0}}{\partial \Delta r_k} \right)_{\Delta r_k=0}. \quad (9)$$

Так как  $\Delta r_k$  не зависит от времени, то из выражения (9) можно получить соотношение

$$r_0(t) \frac{d^n K_{r_k}(t)}{dt^n} + \dots + r_k(t) \frac{d^{n-k} K_{r_k}(t)}{dt^{n-k}} + \dots + r_s(t) K_{r_k}(t) = \frac{d^{n-k} y_0(t)}{dt^{n-k}}, \quad (10)$$

где  $K_{r_k}(t) = (\partial y / \partial \Delta r_k)_{\Delta r_k=0}$  — коэффициент влияния изменения параметра  $r_k$  элемента проверки на выходной сигнал  $y(t)$  в случае, когда  $r_k$  не претерпевает случайных изменений.

При  $\Delta r_k = 0$  исходное уравнение (7) принимает вид

$$r_0(t) \frac{d^n y(t)}{dt^n} + \dots + r_k(t) \frac{d^{n-k} y(t)}{dt^{n-k}} + \dots + r_s(t) y(t) = x(t). \quad (11)$$

Решая совместно уравнения (10) и (11), можно определить приращение  $\Delta y$  выходного сигнала  $y(t)$  элемента проверок, обусловленное случайным изменением параметра  $r_k(t)$ :

$$\Delta y(t) = K_{r_k}(t) \Delta r_k.$$

При изменении параметров вектора  $R(r_1, r_2, \dots, r_s)$  выходной сигнал элемента проверки будет иметь вид

$$y(t) = y_0(t) + \Delta y(t) = y_0(t) + \sum_{k=0}^s K_{r_k}(t) \Delta r_k. \quad (12)$$

Считая, что  $K_{r_k}(t)$  и  $\Delta r_k$  некоррелированы, получим соотношения для математического ожидания  $m_y(t)$  и корреляционной функции  $K_y(t_1, t_2)$  выходного сигнала  $y(t)$  элемента проверки:

$$m_y(t) = y_0(t) + \sum_{k=0}^s M\{K_{r_k}(t)\Delta r_k\}, \quad (13)$$

$$K_y(t_1, t_2) = M\{[y(t_1) - m_y(t_1)][y(t_2) - m_y(t_2)]\}, \quad (14)$$

где  $M\{\dots\}$  — операция определения математического ожидания.

При изменении параметров  $r_k(t)$  элемента проверки общесамолетного оборудования в соответствии с соотношением (5) уравнение для его выходного сигнала принимает вид

$$\begin{aligned} r_0(t) \frac{d^n y(t)}{dt^n} + \dots + M \left\{ r_k(t) \frac{d^{n-k} y(t)}{dt^{n-k}} + \dots + r_s(t) y_0(t) \right\} = \\ = -\alpha_k \frac{d^{n-k} y_0(t)}{dt^{n-k}}. \end{aligned} \quad (15)$$

Соотношения (13) и (15) определяют вид функции эквивалентного разброса параметров элемента проверки при принятии гипотезы  $A_1$  о его исправности.

Для перехода от вероятностных характеристик значений параметров элемента проверки общесамолетного оборудования к вероятностным характеристикам изменения его выходного сигнала воспользуемся следующим соотношением для изменения выходного сигнала  $y(t)$  в  $i$ -й момент времени:

$$\Delta y_i = \sum_{k=0}^s K_{r_{ki}}(t) \Delta r_{ki} = \sum_{k=0}^s K_{r_i}(t) \Delta r_i. \quad (16)$$

Как показывают исследования [9], если случайные отклонения  $\Delta r_i$  распределены по нормальному закону, то закон распределения  $\Delta y_i$ , являющийся композицией законов распределения случайных отклонений параметров  $\Delta r_i$ , также будет нормальным. Тогда, используя соотношение (14), получим связь между дисперсией  $D_y(t)$  выходного сигнала  $y(t)$  и обусловившими ее дисперсиями  $D_{\Delta r_k}$  отклонений параметров  $r_k$  элемента проверки общесамолетного оборудования

$$D_y(t) = \sum_{k=0}^s K_{r_k}^2 D_{\Delta r_k}. \quad (17)$$

Соотношение (17) при известном нормированном разбросе конструктивных параметров  $\Delta r_k$  контролируемых блоков общесамолетного оборудования позволяет назначать границы выходного сигнала, определяющие исправное состояние элемента проверки.

Естественно считать, что если все параметры  $r_k(t)$  находятся в пределах допуска, то и выходной сигнал

$y(t)$  элемента проверки общесамолетного оборудования будет находиться в пределах допуска. Следовательно, контролируя реакцию элемента проверки общесамолетного оборудования на фиксированный входной сигнал  $x(t)$  и зная допуск  $\Delta y$  на эту реакцию для исправного элемента, можно оценить его состояние — работоспособен или неисправен.

### Методика диагностирования отказов самолетных систем и бортового радиоэлектронного оборудования

При применении информационно-управляющей системы контроля и управления общесамолетным оборудованием имеют место два характерных случая.

В первом случае, характерном для гражданской авиации, время наблюдения  $T$  за состоянием элементов проверки общесамолетного оборудования достаточно велико и перед ИУС стоит задача принятия решения об исправном состоянии (диагностирования) данного оборудования с заданной вероятностью ошибки за минимальное число наблюдений. При реализации этого варианта с помощью ИУС производится последовательная обработка данных о наблюдаемых процессах в точках контроля, непрерывно поступающих от исследуемой общесамолетной системы. При этом по мере накопления сведений необходимо за минимальное время с заданной достоверностью принять решение о работоспособности исследуемой системы и общесамолетного оборудования в целом.

Второй случай, характерный для военной авиации, соответствует задаче диагностирования по усеченным наблюдениям за состоянием объектов контроля, при этом необходимо принять решение об их состоянии с минимальной ошибкой. Этот вариант возможен также и в случае, когда с появлением неисправности (в том числе и в канале ИУС) прекращается поступление информации о состоянии элемента проверки.

Первая задача поиска неисправного блока общесамолетного оборудования успешно решается [4] в пространстве достаточной марковской статистики  $\bar{H}$ , сформированной на основе наблюдений сигналов в точках контроля. Для этого составляется рекуррентное уравнение для функции условного риска, который одновременно определяет и момент останова наблюдений в какой-либо проверке, и выбор номера очередной проверки в зависимости от получающихся в ходе наблюдений значений статистики  $\bar{H}$ .

Если все проверки  $\{P_l\}$ ,  $l = 1, 2, \dots, l$ , пронумерованы и  $P_l(\bar{H}, n) \in P$ , где  $P$  — множество проверок, проведение которых производится в  $n$ -е дискретные моменты времени, то статистика  $\bar{H} = \bar{H}(U_{y1}, U_{y2}, \dots, U_{yn})$ . Для определения решающего правила оптимального

поиска неисправного блока общесамолетного оборудования можно использовать функцию условного риска, связанную с цепью пар  $(\bar{H}, n)$  следующим рекуррентным уравнением [4]:

$$S(\bar{H}, n) = \min(W(\bar{H}, n); \min[G(\bar{H}, n, t) + M\{S(\bar{H} + \Delta\bar{H}, n+1/\bar{H}, n, t)\}]), \quad (18)$$

где  $W(\bar{H}, n)$  — математическое ожидание потерь вследствие ложных решений в момент остановки при условии, что  $\bar{H}(U_{y1}, U_{y2}, \dots, U_{yn}) = \bar{H}$  в момент  $n$ ;  $G(\bar{H}, n, t)$  — математическое ожидание стоимости проведения проверки  $\Pi_t$  при условии  $\bar{H}(U_{y1}, U_{y2}, \dots, U_{yn}) = \bar{H}$ ;  $\bar{H}$  — марковская достаточная статистика;  $M\{S(\bar{H} + \Delta\bar{H}, n+1/\bar{H}, n, t)\}$  — условное математическое ожидание будущих потерь при проведении  $n+1$  измерения и при условии, что в момент  $n$  проводилась проверка  $\Pi_t$  и наблюдалась статистика  $\bar{H}$ . При этом выбор оптимальных проверок предполагается рандомизированным. Рандомизация определяется вероятностью  $P_n = (P_{1n}, P_{2n}, \dots, P_{ln})$  выбора проверок  $\Pi$ , где  $P_{ln}(\bar{H}, n)$  — вероятность выбора проверки  $\Pi_l$  при наличии статистики  $\bar{H}_l$  в дискретный момент  $n$ . Тогда функцию риска (18) можно представить как

$$S(\bar{H}, n) = \min \left( W(\bar{H}, n); \min \left[ \sum_{\Pi_l \in \Pi} P_{ln} G_l(\bar{H}, n, t) + M\{S(\bar{H} + \Delta\bar{H}, n+1/\bar{H}, n, t)\} \right] \right), \quad (19)$$

где  $G_l(\bar{H}, n, t)$  — стоимость проведения проверки  $\Pi_l$  в момент  $n$  при условии, что  $\bar{H}(U_{y1}, U_{y2}, \dots, U_{yn}) = \bar{H}$ ;  $P_{ln}$  — вероятность выбора  $l$ -й проверки.

Тогда процесс проверки блока общесамолетного оборудования представляется как задача различения двух гипотез  $A_1$  и  $A_2$  относительно состояния элемента проверки  $N_l$ .

Если при проведении текущей проверки  $\Pi_l$  наблюдаемая величина  $\bar{U}_{yn}$  имеет плотность распределения  $P^{(l)}(\bar{U}_{yn}/A_i)$ , где  $i = 1, 2$ , эффективность проверки  $\Pi_l$  определяется как  $G_l(\bar{H}, n, t) = G_l \Delta t$ , а наблюдения  $U_{yi}$ , где  $i = 1, 2, \dots, n$ , при проведении процедуры проверки считаются независимыми, тогда в качестве статистики  $\bar{H}(U_{y1}, U_{y2}, \dots, U_{yn}) = \bar{H}$ , необходимой для решения рекуррентного уравнения (19), можно использовать логарифм отношения правдоподобия [10] вида

$$\bar{H}(U_{y1}, U_{y2}, \dots, U_{yn}) = \sum_{i=1}^n \ln \frac{P^{(l)}(\bar{U}_{yi}/A_1)}{P^{(l)}(\bar{U}_{yi}/A_2)}. \quad (20)$$

Так как  $\bar{H}(U_{y1}, U_{y2}, \dots, U_{yn}) = \ln \wedge (\bar{U}_{yn})$ , где  $\wedge(\bar{U}_{yn})$  — отношение правдоподобия, то при условии, что гипотезы  $A_1$  и  $A_2$  априорно равновероятны, будем иметь

$$\frac{P(\bar{U}_{yn}/A_1)}{P(\bar{U}_{yn}/A_2)} = e^n.$$

Используя соотношения

$$\frac{P(\bar{U}_{yn}/A_1)}{P(\bar{U}_{yn}/A_2)} = \frac{P(A_1/\bar{U}_{yn})}{P(A_2/\bar{U}_{yn})} = \frac{P(A_1/\bar{U}_{yn})}{1 - P(A_1/\bar{U}_{yn})} = e^n;$$

$$P(A_1/\bar{U}_{yn}) + P(A_2/\bar{U}_{yn}) = 1,$$

получим

$$P(A_1/\bar{U}_{yn}) = \frac{e^n}{1 + e^n}; \quad P(A_2/\bar{U}_{yn}) = \frac{1}{1 + e^n}. \quad (21)$$

Если априорные вероятности гипотез  $A_1$  и  $A_2$  неоди-  
наковы и известно их отношение

$$\gamma = \frac{P_{\text{анп}}(A_1)}{P_{\text{анп}}(A_2)},$$

то соотношения (21) будут иметь вид

$$P(A_1/\bar{U}_{yn}) = \frac{\gamma e^n}{1 + \gamma e^n}; \quad P(A_2/\bar{U}_{yn}) = \frac{e^n}{1 + \gamma e^n}. \quad (22)$$

Из соотношений (21) и (22) видно, что функция  $H(U_{y1}, U_{y2}, \dots, U_{yn})$  есть достаточная марковская статистика или апостериорная вероятностная мера, включающая функции  $P(A_1/\bar{U}_{yn})$  и  $P(A_2/\bar{U}_{yn})$ , полученные по результатам наблюдений  $U_{y1}, U_{y2}, \dots, U_{yn}$ , и зависит только от статистики  $\bar{H}(U_{y1}, U_{y2}, \dots, U_{yn})$ , которая вытекает из предположения о независимости наблюдений.

Обозначая  $P(A_1/U_{yn}) = P_{A_1}(H, n)$ ,  $P(A_2/U_{yn}) = P_{A_2}(H, n)$ , ошибки контроля первого и второго рода и математическое ожидание потерь при остановке процесса наблюдения можно представить в виде [4]

$$W(H, n) \min \left\{ A_1(n) P_{A_1}(H, n) + \sum_{i=1}^n G_l(i), B(n) P_{A_2}(H, n) + \sum_{i=1}^n G_l(i) \right\},$$

где  $A_1(n)$  – штраф за принятые гипотезы  $A_1$  при истинности  $A_2$ ;  $G_i(i)$  – математическое ожидание (стоимость) потерь при наблюдении в течение времени  $i$ ;  $B(n)$  – штраф за принятие гипотезы  $A_2$  при истинности гипотезы  $A_1$ .

Уравнение потерь в области продолжения наблюдения, решение которого определяет оптимальную процедуру проверок блоков общесамолетного оборудования, согласно соотношению (18) будет иметь вид

$$S(H, n) = \min \left( W(H, n); \min \left[ \sum_l P_l G_l \Delta t + \int_{-\infty}^{\infty} S(\bar{H} + \Delta \bar{H}, n+1) P(\Delta H/H, n, \{P_l\}) d\Delta H \right] \right). \quad (23)$$

Следует отметить, что на границе областей продолжения наблюдений и останова процесса проверок блока общесамолетного оборудования выполняется условие

$$S(H, n) = W(H, n). \quad (24)$$

Таким образом, рекуррентное уравнение (23) позволяет сформулировать правило останова наблюдений за объектом контроля и правило выбора последовательности проверок из заданного пространства  $\Pi$  при поиске неисправного блока в исследуемой системе общесамолетного оборудования.

Как показано в работе [4], при допущении, что за счет нового  $n+1$ -го наблюдения за объектом контроля происходит незначительное приращение статистики  $\Delta H$ , функцию риска  $S(H + \Delta H, n + 1)$  можно представить отрезком ряда Тейлора в окрестности точки  $H$ , т.е.

$$S(H + \Delta H, n+1) = S(H, n+1) + \frac{\partial S}{\partial H} \Delta H + \frac{1}{2} \frac{\partial^2 S}{\partial H^2} \Delta H^2 + 0[(\Delta H)^2]. \quad (25)$$

При подстановке (25) в (23) получим

$$S(H, n) = \min \left( W(H, n); \min_{P_l} \left[ \sum_l P_l G_l \Delta t + S(H, n+1) + \frac{\partial S(H, n+1)}{\partial H} \int_{-\infty}^{\infty} \Delta H P(\Delta H/H, n, \{P_l\}) d\Delta H + \frac{1}{2} \frac{\partial^2 S(H, n+1)}{\partial H^2} \int_{-\infty}^{\infty} \Delta H^2 P(\Delta H/H, n, \{P_l\}) d\Delta H \right] \right). \quad (26)$$

Подынтегральные выражения правой части уравнения (26) являются математическим ожиданием и дисперсией приращения статистики  $\Delta H$  при увеличении числа наблюдений  $M(\Delta H/H, n\{P_l\})$  и  $M[(\Delta H)^2/H, n\{P_l\}]$ . Тогда при условии, что статистика  $H$  – марковский процесс, используя логарифм отношения правдоподобия  $I_l$ , аналогичный (20), и

$$M(\Delta H/H, n\{P_l\}) = I_l \frac{\gamma e^H \Delta t}{1 + \gamma e^H} - I_l \frac{1}{1 + \gamma e^H} \Delta t = I_l \frac{\gamma e^H - 1}{1 + \gamma e^H} \Delta t;$$

$$M[(\Delta H)^2/H, n\{P_l\}] = \sum_l P_l I_l \frac{\gamma e^H - 1}{1 + \gamma e^H} \Delta t \approx \sum_l P_l I_l \Delta t,$$

получим рекуррентное уравнение, определяющее процесс поиска неисправного блока общесамолетного оборудования из совокупности из  $N$  блоков, вида

$$S(H, n) = \min \left( W(H, n); \min_{P_l} \left[ \sum_l P_l G_l \Delta t + S(H, n+1) + \sum_l P_l I_l \frac{\partial S(H, n+1)}{\partial H} \frac{\gamma e^H - 1}{1 + \gamma e^H} \Delta t + \sum_l P_l I_l \frac{\partial^2 S(H, n+1)}{\partial H^2} \Delta t \right] \right). \quad (27)$$

Из выражения (27) можно получить уравнение для оценки потерь в области продолжения наблюдений

$$- [S(H, n+1) - S(H, n)] = \sum_l P_l G_l \Delta t + \frac{\gamma e^H - 1}{1 + \gamma e^H} \frac{\partial S(H, n+1)}{\partial H} \sum_l P_l I_l \Delta t + \frac{\partial^2 S(H, n+1)}{\partial H^2} \sum_l P_l I_l \Delta t. \quad (28)$$

Для получения соотношения для минимальных потерь выражение (28) в дискретной форме представим для непрерывного времени:

$$\frac{dS}{dt} = \min_{P_l} \left[ \frac{\partial^2 S}{\partial H^2} \sum_l P_l I_l + \frac{\gamma e^H - 1}{1 + \gamma e^H} \frac{\partial S(H, n+1)}{\partial H} + \sum_l P_l I_l + \sum_l P_l G_l \right]. \quad (29)$$

Как видно из выражения (29), условие минимума потерь будет иметь вид

$$\frac{\partial^2 S}{\partial H^2} + \frac{\gamma e^H - 1}{\gamma e^H + 1} \frac{\partial S}{\partial H} + \frac{\sum_i P_i I_i}{\sum_i P_i I_i} = 0. \quad (30)$$

Анализ выражения (30) показывает, что наименьшему риску  $S$  соответствует такое значение вероятности  $P_n = \{P_{ln}\}$  выбора проверки  $\Pi_n$  системы общесамолетного оборудования в  $n$ -й момент времени, при котором выполняется условие

$$\frac{\sum_i P_i G_i}{\sum_i P_i I_i} = \min.$$

Так как при проведении проверки в дискретный момент  $n$   $P_{ln} = 1$ , наименьшему риску соответствует проведение той проверки, при которой

$$\min_{\Pi_i \in \Pi} \left\{ \frac{G_i}{I_i} \right\} = \frac{G_l}{I_l}. \quad (31)$$

Как отмечено выше, с точки зрения обеспечения боеготовности самолета практический интерес представляет второй случай, когда алгоритм диагностирования общесамолетных систем и бортового радиоэлектронного оборудования формируется по усеченным наблюдениям и с минимальной ошибкой принятия решения о состоянии общесамолетного оборудования.

Определение оптимальной границы останова наблюдений в пространстве достаточной статистики  $H(U_{y1}, U_{y2}, \dots, U_{yn})$  и принятие решения о состоянии отдельного элемента проверки системы общесамолетного оборудования возможны на основе решения второй части рекуррентного уравнения (22) и условия (24). Для этого надо решить уравнение (28) для каждого конкретного элемента проверки. Как правило, подобные уравнения решаются с использованием численных методов, для чего уравнение (22) представим в дискретном виде:

$$-\frac{S(H, n+1) - S(H, n)}{\Delta t} = \sum_i P_i G_i + \frac{S(H + \Delta H) - S(H)}{\Delta H} \times \\ \times \frac{\gamma e^H - 1}{\gamma e^H + 1} \sum_i P_i I_i + \frac{S(H + \Delta H) - 2S(H) + S(H - \Delta H)}{(\Delta H)^2} \sum_i P_i I_i, \quad (32)$$

где согласно работе [4]  $I_l \geq (1 - \beta) \ln \frac{1 - \beta}{\alpha} + \beta \ln \frac{\beta}{1 - \alpha}$ ,  $\alpha$  и  $\beta$  — ошибки первого и второго рода.

Далее последовательная процедура принятия решения о состоянии элемента проверки общесамолетного оборудования и ее алгоритмическая реализация сводятся к вычислению достаточной статистики  $\bar{H}(t)$  с помощью выражения (20) и сравнению ее значения в каждый момент времени с границами  $H_{1r}$  и  $H_{2r}$  принятия гипотез  $A_1$  и  $A_2$ .

При  $H(t) > H_{1r}$  принимается решение о гипотезе  $A_1$  — исправности элемента проверки, при  $H(t) < H_{2r}$  принимается решение о гипотезе  $A_2$  — неисправности блока, при  $H_{2r} \leq H(t) \leq H_{1r}$  осуществляется еще одно наблюдение состояния элемента проверки системы общесамолетного оборудования.

С использованием положения работы [4] упрощенная процедура построения границ останова и принятия решений о состоянии элемента проверки общесамолетного оборудования может быть представлена в следующей последовательности:

1. На  $n$ -м шаге последовательного процесса наблюдений после получения совокупности измерений  $\bar{U}_{yn}$  вычисляется отношение

$$\lambda = \frac{P(\bar{U}_{yn} / A_1)}{P(\bar{U}_{yn} / A_2)}, \quad (33)$$

которое сравнивается с двумя границами  $E$  и  $F$ ,

$$E \cong \frac{1 - \alpha}{\beta}; \quad F \cong \frac{\alpha}{1 - \beta}. \quad (34)$$

2. Если  $\lambda > E$ , то принимается решение о гипотезе  $A_1$  — исправного состояния элемента проверки, если  $\lambda < F$  принимается решение о гипотезе неисправности  $A_2$ , если  $F \leq \lambda \leq E$ , то проводится дополнительно  $n+1$ -е измерение.

При этом определение границ  $E$  и  $F$  в пространстве наблюдений проводится с использованием следующих условий:

$$\text{если } \int_0^T U(t) dt > \frac{N_{y1} + N_{yn}}{\Delta m} \ln E - T \Delta m + \int_0^T m_{y1}(t) dt, \quad (35)$$

то принимается решение  $A_1$  — об исправности элемента проверки;

$$\text{если } \int_0^T U(t) dt < \frac{N_{y1} + N_{yn}}{\Delta m} \ln F - T \Delta m + \int_0^T m_{y1}(t) dt, \quad (36)$$

то принимается решение  $A_2$  — о неисправном состоянии элемента проверки;

$$\begin{aligned} \text{если } \frac{N_{y1} + N_{yn}}{\Delta m} \ln F - T\Delta m + \int_0^T m_{y1}(t)dt \leq \int_0^T U(t)dt \leq \\ \leq \frac{N_{y1} + N_{yn}}{\Delta m} \ln E - T\Delta m + \int_0^T m_{y1}(t)dt, \end{aligned} \quad (37)$$

то необходимо использовать следующее  $n+1$ -е измерение.

Рассмотренный диагностический алгоритм и вычислительная процедура поиска неисправного блока позволяют по заданным значениям ошибок первого и второго рода по усеченным наблюдениям принимать решения о состоянии блоков систем общесамолетного оборудования за минимальное время.

Таким образом, изложенные методики синтеза алгоритмов оценки работоспособности и диагностирования отказов самолетных систем и бортового радиоэлектронного оборудования можно рассматривать как теоретическую базу для разработки алгоритмического и программного обеспечения, моделирования и исследования информационно-управляющих систем контроля и управления общесамолетным

оборудованием объектов гражданской и военной авиации.

#### Литература

1. **Безопасность** полетов / Р.В. Сакач, Б.В. Зубков, М.Ф. Давиденко и др. / под ред. Р.В. Сакача. М.: Транспорт, 1989. 239 с.
2. **Универсальная** система управления и диагностики общесамолетного оборудования / Н.Н. Макаров, В.И. Кожевников, В.П. Деревянкин и др. // Авиакосмическое приборостроение. 2006. № 3. С. 32–41.
3. **Козарчук В.В., Ребо Я.Ю.** Навигационные эргатические комплексы самолетов. М.: Машиностроение, 1986. 288 с.
4. **Глухов В.В.** Техническое диагностирование динамических систем. М.: Транспорт, 2000. 96 с.
5. **Мироновский Л.А.** Функциональное диагностирование динамических систем. М.: Изд-во МГУ, 1988. 256 с.
6. **Барзилович Е.Ю., Беляев Ю.К., Каштанов В.А.** Вопросы математической теории надежности / под ред. Б.В. Гнеденко. М.: Радио и связь, 1983. 376 с.
7. **Барзилович Е.Ю., Савенков М.В.** Статистические методы оценки состояния авиационной техники. М.: Транспорт, 1987. 239 с.
8. **Райншке К.** Модели надежности и чувствительности систем. М.: Мир, 1979. 456 с.
9. **Михайлов А.В., Савин С.К.** Точность радиоэлектронных устройств. М.: Машиностроение. 1976. 214 с.
10. **Хазен Э.М.** Методы оптимальных статистических решений и задачи оптимального управления. М.: Сов. Радио, 1968. 256 с.



ДАЙДЖЕСТ    ДАЙДЖЕСТ    ДАЙДЖЕСТ    ДАЙДЖЕСТ    ДАЙДЖЕСТ    ДАЙДЖЕСТ    ДАЙДЖЕСТ

### В РОССИЙСКОМ ГАЗОТУРБИННОМ ДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИИ ДОЛЖНО БЫТЬ НЕ МЕНЕЕ ЧЕТЫРЕХ КОРПОРАЦИЙ

Монополия в российском газотурбинном двигателестроении недопустима, считает генеральный директор Московского машиностроительного производственного предприятия (ММП) "Салют" Ю.С. Елисеев.

"Стратегически таких структур в стране должно быть минимум четыре. Я считаю, что создание единой двигателестроительной корпорации — преступление против государства, поскольку необходимо сохранить конкурентную среду. Если реклама — двигатель торговли, то конкуренция — двигатель прогресса", — заявил Ю.С. Елисеев.

Ю.С. Елисеев напомнил, что на базе ММП "Салют" создается интегрированная структура. По его мнению, это очень существенный шаг для сохранения России одним из лидеров в области газотурбостроения. Образование вертикально интегрированной структуры на базе "Салюта" означает, что идет реструктуризация двигателестроения. "Но это вовсе не значит, что нам отдали пальму первенства в разработке авиадвигателя пятого поколения. Да мы на это и не претендовали. "Салют" будет участвовать в тендере на общих основаниях с другими тремя подобными структурами. Победителем окажется кто-то один, но другие не сойдут со сцены — мы будем работать вместе. Это — мировая практика. Победителю дается право координации всех работ и на большее серийное производство. Я считаю, что одной интегрированной структуре создать новый двигатель сложно, надо включить весь имеющийся у России потенциал. Да и не только России", — сказал Ю.С. Елисеев. Он сообщил, что конкурс будет проводиться не на бумаге, а по реальному изделию-демонстратору. В ходе первого этапа тендера претенденты должны представить пути решения технического задания Министерства обороны на перспективный двигатель. На этом этапе будут выбраны два победителя, которые в последующем получают финансирование для постройки демонстрационного образца. Окончательное подведение итогов состоится по результатам конкурса двигателей-демонстраторов. Его победитель станет головным разработчиком, который организует широкую кооперацию для создания двигателей пятого поколения.

Вестник Интерфакс — АВН № 4 (331), 2008 г.

## Использование новых технологий для оценки пилотажно-навигационного комплекса ЛА в летных испытаниях

**И.А. Копылов**



**КОПЫЛОВ**  
Игорь Анатольевич —  
ведущий научный  
сотрудник ЛИИ  
им. М.М. Громова,  
кандидат физ.-мат. наук

*В статье изложен ряд мер, которые применяются при летных испытаниях летательных аппаратов (ЛА) для оценки систем пилотажно-навигационного комплекса. Они предусматривают регистрацию параметров бортовых систем, определение на основе сигналов аппаратуры спутниковой навигационной системы действительных значений навигационных параметров, синхронизацию данных. Низкая стоимость затрат, оперативность и точность определили широкое использование этих мер при проведении летных испытаний тяжелых и маневренных ЛА.*

**I.A. Kopylov.** The New Technologies Using For Estimation A Flight-Navigation Complex Of Flying Vehicles During A Flight Tests

*The article deals with the complex of measures used during a flight tests of flight vehicles for estimation systems of flight-navigating complex. This measures includes the recording parameters of onboard flight systems, obtaining the precision parameters from satellite navigating system, synchronization of onboard systems and trajectory parameters. Low cost of expenses, efficiency and accuracy have defined a wide using of the complex of measures during the flight tests of heavy and maneuverable flight vehicles.*

Современные тяжелые и маневренные летательные аппараты (ЛА) оснащаются пилотажно-навигационными комплексами (ПНК), предназначенными для определения текущего местоположения и решения широкого круга задач, возникающих на разных стадиях выполнения полета. Для повышения эффективности решения задач ПНК в его состав включают большое число систем, определяющих навигационные параметры ЛА на основе различных физических принципов. Использование в составе бортового навигационного оборудования спутниковых радионавигационных систем (СНС) существенно увеличивает точность определения координат ЛА и его скорости. Рост требований к летательным аппаратам из-за увеличения сложности решаемых задач приводит к повышению требований к техническим характеристикам ПНК.

Требования по точности определения навигационных параметров ЛА формулируются, как правило, на вероятностном языке: погрешность определяемого параметра с вероятностью 0,95 не должна превышать заданной величины. Проверку соответствия параметров бортовых навигационных систем заданным требованиям необходимо производить статистическими методами. Наиболее полную оценку выполнения требований можно осуществить только при проведении летных испытаний.

Для оценки систем пилотажно-навигационного оборудования в процессе летных испытаний необходимо иметь систему регистрации параметров ПНК, средство формирования значений навигационных параметров ЛА с большей точностью, чем это происходит в отдельных системах пилотажно-навигационного оборудования и ПНК в целом. Для оценки бортовых систем необходимо произвести обработку накопленных материалов летных испытаний. От методов и средств обработки зависит требуемый объем материалов этих испытаний.



Рис. 1. Бортовой блок КБТИ

Проведение летных испытаний ЛА — дорогостоящий и длительный процесс. Число полетов и продолжительность летных экспериментов во многом определяются набором задач, решаемых в процессе летных испытаний. Во время полетных заданий решается комплекс задач, что позволяет намного сократить требуемый объем летного эксперимента. Возможность выполнения комплексных заданий зависит от свойств системы регистрации параметров бортовых систем, способа формирования действительных значений траекторных параметров, а также методов и средств обработки материалов летных испытаний.

Важной задачей в процессе проведения летных испытаний бортового оборудования является обеспечение синхронизации информации бортовых систем и действительных значений навигационных параметров ЛА.

Экспериментатор, находящийся на борту ЛА во время полета, выполняет активную роль, если система регистрации параметров предоставит возможность следить за ходом выполнения полетного задания и производить экспресс-оценку характеристик испытываемого пилотажно-навигационного оборудования ЛА и функционирования навигационного оборудования. Обладая информацией о текущем состоянии испытываемых систем, экспериментатор может при необходимости внести изменения в план полета, повторить выполнение отдельных режимов и тем самым сократить объем летного эксперимента.

Весь перечисленный комплекс мероприятий был проработан в ЛИИ им. М.М. Громова, внедрен, успешно прошел госиспытания и нашел широкое применение при оценке характеристик ЛА и его пилотажно-на-

вигационного оборудования в летных испытаниях. Далее изложены основные принципы, на которых основана новая технология летных испытаний ЛА.

В середине 1990-х гг. в ЛИИ им. М.М. Громова был создан и отлажен комплекс бортовых траекторных измерений (КБТИ) [1, 2]. Комплекс создавался как многофункциональное устройство и был предназначен для оценки характеристик летательных аппаратов и их оборудования в ходе летных испытаний. Комплекс выполняет регистрацию параметров бортовых систем, определение действительных значений параметров траекторного движения, синхронизацию этих параметров во время полета с оцениваемыми параметрами бортовых систем, экспресс-анализ и управление экспериментом во время полета, анализ и оценку характеристик ЛА и бортового оборудования в послеполетной обработке. В состав комплекса вошли составляющие элементы ПЭВМ и приемник СНС.

Бортовая часть КБТИ представляет собой компактный легкосъемный блок (рис. 1) и антенну приемника спутниковой радионавигационной системы, устанавливаемую на фюзеляже ЛА. Габаритные размеры блока — 250×210×155 мм, масса — около 7 кг. Связь оператора с блоком КБТИ и его настройка происходят с помощью блока контроля и управления (БКУ). Схема применения аппаратуры КБТИ в летных испытаниях представлена на рис. 2.

Одной из основных функций бортового блока КБТИ является регистрация параметров систем бортового оборудования ЛА. Благодаря оригинальным программно-аппаратным решениям, реализованным в блоке КБТИ, он представляет собой мощное средство регистрации параметров, гибко реагирующее на изменения состояния этих параметров. Настройка блока КБТИ производится программным путем, что позволяет воплотить широкий спектр возможностей интеллектуального регистратора. Перечень форматов данных, по которым интерфейсный модуль ввода-вывода информации в блоке КБТИ обеспечивает обмен данными, приведен в таблице.

Большинство систем, входящих в комплекс бортового оборудования современных ЛА, выдают информацию в формате ARINC 429 (ГОСТ 18977–79). Один из каналов RS-232 в блоке КБТИ занят для обмена со встроенным в него приемником СНС, другой канал RS-232 используется для обмена с БКУ. Связь с накопителем бортовой информации ГАММА осуществляется через специализированный блок преобразования сигналов. Благодаря этой связи блок КБТИ получает возможность принимать и регистрировать аналоговые

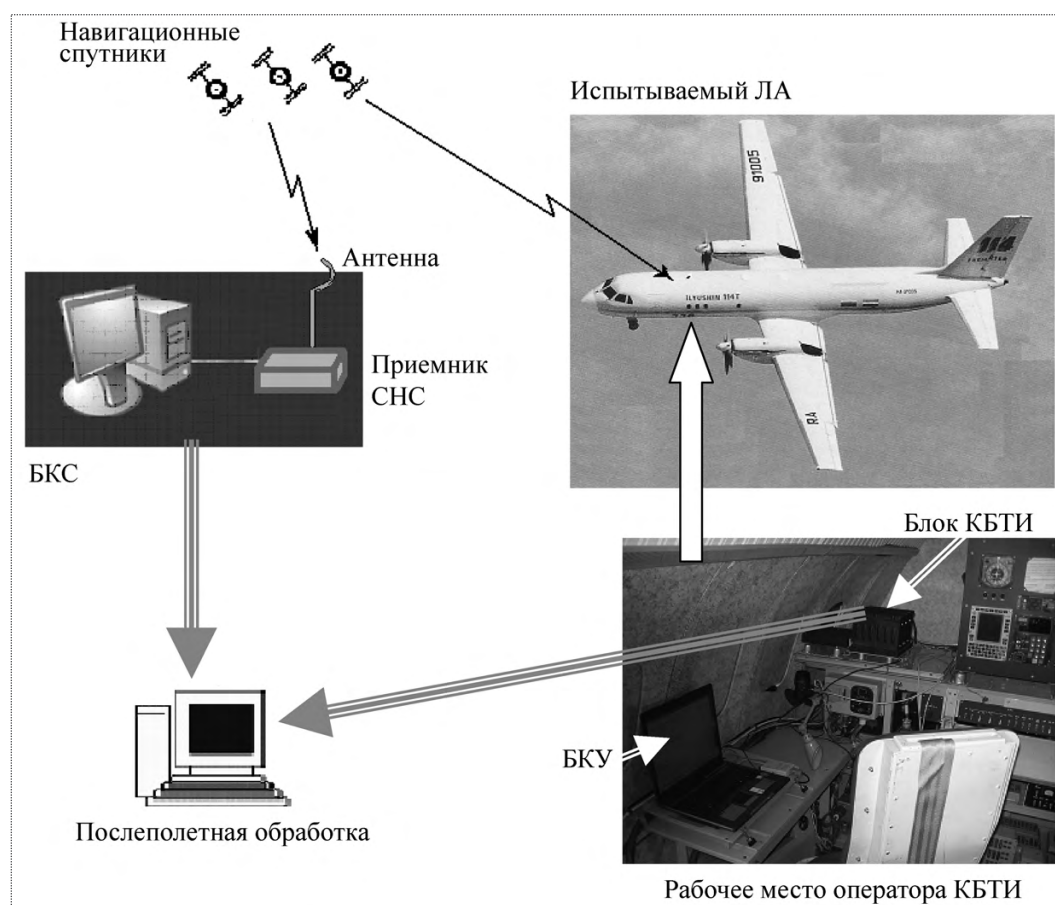


Рис. 2. Схема применения аппаратуры КБТИ в летных испытаниях

сигналы. Передача информации из блока КБТИ может производиться в форматах RS-232 (422) и ARINC 429 (ГОСТ 18977–79). Так как в КБТИ формируется значение гринвичского времени, то он может выдавать в формате ARINC 429 (ГОСТ 18977–79) сигналы точного гринвичского времени, обновляя его значения с частотой до 200 Гц. Выдача электрического сигнала 5 В, 10 мА управляется программой в блоке КБТИ. Данный сигнал подается на светодиод, уста-

новленный на рабочем месте оператора КБТИ на тяжелых ЛА или в кабине пилота на маневренных ЛА. Периодическое включение и выключение светодиода свидетельствуют о функционировании блока КБТИ.

Комплекс бортовых траекторных измерений обладает широкими возможностями по регистрации параметров. Регистрация параметров в КБТИ производится блоками. В один блок могут входить параметры либо от одной системы, либо от нескольких. Инфор-

#### Перечень форматов, по которым ведется обмен с блоком КБТИ

| Прием/передача   | Формат данных                        | Число каналов |
|------------------|--------------------------------------|---------------|
| Прием            | ARINC 429 (ГОСТ 18977–79)            | До 32         |
| Прием и передача | RS-232 (422)                         | До 8          |
| Прием            | MIL STD 1553 (ГОСТ Р 52070–2003)     | 2             |
| Прием            | Накопитель бортовой информации ГАММА | До 2          |
| Передача         | ARINC 429 (ГОСТ 18977–79)            | 2             |
| Передача         | Электрический сигнал 5 В, 10 мА      | 1             |
| Прием и передача | Ethernet                             | 1             |

мационный поток каждой системы может быть разбит на несколько блоков.

Частота регистрации каждого блока параметров определяется пользовательской программой КБТИ и может варьироваться в пределах от 0 до 200 Гц. Регистрация блока параметров происходит при появлении определенного события. В качестве события могут выступать следующие обстоятельства:

истечение определенного интервала времени после последней регистрации данного блока;

появление в определенном входном потоке параметра с определенным адресом;

изменение значения параметра, входящего в КБТИ по определенному каналу и с определенным адресом.

Во время полета частота регистрации каждого блока параметров может изменяться оператором или автоматически. Как правило, в каждый блок параметров входит гринвичское время. Гринвичское время, регистрируемое вместе с блоком параметров, соответствует либо времени регистрации данного блока, либо времени изменения значения одного из параметров, входящих в данный блок. Автоматическое определение точного времени дает возможность синхронизовать выходные информационные потоки различных бортовых систем и, что наиболее важно, синхронизовать формируемые в КБТИ траекторные параметры ЛА с параметрами бортовых систем.

Регистрация в КБТИ осуществляется на флэш-накопителе объемом 1 Гб. Размер формируемой во время полета базы данных зависит от частоты регистрации и длительности полета. При копировании после полета базы данных в блок контроля и управления память на флэш-накопителе освобождается.

Аппаратура КБТИ формирует значения траекторных параметров движения ЛА в процессе летных испытаний. Траекторные параметры должны быть получены на протяжении всего полета от взлета до посадки. Для решения большинства задач, стоящих перед летными испытаниями ЛА и требующих знания действительных значений траекторных параметров, достаточно иметь данные траекторных параметров движения ЛА в послеполетной обработке материалов летных испытаний. Однако когда в полете находится оператор, который с помощью БКУ имеет возможность следить за входным потоком информации в КБТИ, появляется необходимость определения текущих значений погрешностей навигационных параметров систем ПНК во время полета.

*Использование стандартного режима работы СНС.* В состав бортового блока КБТИ входит восьмиканальный приемник СНС типа SK-2 фирмы "Trimble

Navigation". Каждую секунду в блок КБТИ от приемника спутниковой радионавигационной системы по последовательному порту в формате RS-232 поступает информация, содержащая:

гринвичское время  $T$ ;

геодезические (географические) координаты  $B$ ,  $L$ ,  $H$  на момент времени  $T$  в системе координат, связанной с эллипсоидом WGS-84;

северную, восточную и вертикальную составляющие вектора скорости ЛА;

служебную информацию, включающую число видимых спутников и данных, характеризующих точность вычисленных навигационных параметров;

"сырую" информацию от спутников GPS (значения кодовой псевдодальности и доплеровских сигналов по каждому каналу).

По получаемой информации от спутников приемник СНС решает навигационную задачу. Когда число видимых спутников не менее 7, то погрешность по каждой из координат с большой вероятностью не превышает 10...15 м.

Для вычисления погрешностей навигационных параметров бортовых систем требуется знание действительных значений траекторных параметров. Точность параметров стандартного (автономного) режима работы приемника СНС достаточна для оценки характеристик параметров большинства систем пилотажно-навигационного комплекса ЛА. При поступлении очередного информационного пакета приемника СНС в блоке КБТИ производится его распаковка, извлечение навигационных параметров, синхронизация параметров бортовых систем и приемника СНС, формирование погрешностей навигационных параметров бортовых систем. Вычисленные погрешности регистрируются в базе данных КБТИ и могут быть выведены на дисплей блока контроля и управления в текстовом и графическом видах. Например, на протяжении всего полета оператор имеет возможность наблюдать на дисплее БКУ за погрешностями координат бортовой инерциальной навигационной системы (ИНС).

Данные стандартного режима приемника СНС в качестве действительных значений траекторных параметров могут быть использованы и в послеполетной обработке материалов летных испытаний. При проведении испытательных полетов длительных маршрутов удаление самолета от места размещения базовой контрольной станции КБТИ превышает 300...500 км. Параметры дифференциального режима СНС на таких удалениях либо вообще не формируются, либо содержат большие погрешности. Перед использованием данных стандартного режима СНС в качестве действительных

значений траекторных параметров проводится их анализ на достоверность по служебным параметрам приемника СНС, характеризующих точность его вычислений, числу видимых спутников, значениям углов крена и тангажа, полученных от ИНС.

*Формирование траекторных параметров ЛА на основе дифференциального режима СНС.* "Сырые" измерения приемника СНС содержат в себе погрешности, зависящие от целого ряда причин. Погрешность измерений складывается из ошибок в эфемеридах спутника, ошибок часов спутника, искажения сигнала при прохождении через слои ионосферы и тропосферы, многолучевости, шумов приемника. Погрешности в "сырых" измерениях вызывают ошибки при определении навигационных параметров приемником СНС. При работе в стандартном режиме приемник СНС производит компенсацию погрешностей в измерениях с помощью информации о погрешностях, содержащихся в сообщениях спутников, либо с помощью специальных моделей.

Большую часть погрешностей в "сырых" измерениях приемника СНС можно устранить при использовании дифференциального режима. Для формирования высокоточных значений траекторных параметров по материалам, зарегистрированным в КБТИ, используются данные дифференциального режима работы СНС, получаемые в послеполетной обработке материалов летных испытаний. Основное преимущество параметров дифференциального режима СНС – это достаточно высокая точность определения навигационных параметров (при использовании кодовых измерений СНС с вероятностью 0,95 погрешность по каждой из координат не превышает 5 м, погрешность по каждой из составляющих вектора скорости не превышает 0,05 м/с) вне зависимости от метеоусловий и времени суток.

При проведении летных испытаний ЛА в районе аэродрома размещается наземная базовая контрольная станция (БКС). Приемники спутниковой радионавигационной системы из состава БКС и встроенный в бортовой блок КБТИ аналогичны. Антенна приемника СНС устанавливается в точке с известными геодезическими координатами. Во время полета на ПЭВМ БКС производится накопление "сырой" информации приемника СНС. С помощью специально разработанного в ЛИИ им. М.М. Громова программно-математического обеспечения (ПМО) по данным, накопленным в бортовом блоке КБТИ и ПЭВМ БКС, формируются параметры дифференциального режима спутниковой радионавигационной системы.

Для решения отдельных задач, возникающих в процессе летных испытаний ЛА, вычисление координат ЛА требуется с точностью до  $\sim 1$  м. Например, для

оценки характеристик радиовысотомера при полете на малых высотах точности высоты дифференциального режима СНС по кодовым измерениям недостаточно.

В аппаратуре КБТИ предусмотрен вариант использования приемников спутниковой радионавигационной системы EGG-20 фирмы "Javad" на борту испытываемого ЛА и в наземной БКС. Указанные приемники производят фазовые измерения псевдодальности для спутников группировок GPS и ГЛОНАСС. С помощью ПМО производится накопление информации от приемников СНС в бортовом блоке КБТИ и наземной БКС. В послеполетной обработке осуществляется разрешение фазовой неоднозначности измерений приемников СНС и формируются параметры дифференциального режима. С помощью специально разработанной методики установлено, что погрешность определения координат ЛА при обработке фазовых измерений аппаратуры СНС с вероятностью 0,95 не превышает 0,5 м.

На участках маневрирования ЛА при затенении части спутников фюзеляжем число видимых спутников уменьшается, отношение сигнал/шум по каждому рабочему каналу также снижается, в результате чего точность определения навигационных параметров значительно ухудшается. Для формирования высокоточных значений траекторных параметров ЛА на участках его маневрирования, а также с частотой, превышающей частоту обновления параметров приемника СНС, в аппаратуре КБТИ производится комплексная обработка сигналов приемника спутниковой и бортовой инерциальной навигационных систем.

*Комплексная обработка информации для обеспечения эталонного определения параметров траекторного движения ЛА.* Приемник СНС, используемый в КБТИ, выдает навигационные параметры один раз в секунду. Для решения ряда задач в процессе летных испытаний ЛА возникает необходимость получения действительных значений его траекторных параметров с частотой более 1 Гц. Знание траекторных параметров ЛА может потребоваться и в отдельные моменты времени, не совпадающие с моментами, на которых сформированы параметры, полученные аппаратурой СНС. С помощью линейной интерполяции данных приемника СНС возможно получить значения траекторных параметров летательного аппарата на любой момент времени полета. Однако погрешность линейной интерполяции на динамических участках полета может превышать допустимые требования по точности. Измерения приемника СНС, установленного на ЛА, обладают следующим недостатком: на динамичных участках полет ЛА происходит с относительно большими по абсолютной величине углами кре-

на или тангажа. При этом антенны приемника СНС частично затеняются корпусом ЛА и прием сигналов от ряда спутников прекращается. Из-за малого числа видимых спутников определение навигационных параметров на время продолжения маневренного участка становится либо невозможным, либо происходит с увеличенными погрешностями.

Пилотажно-навигационный комплекс современных ЛА включает в себя инерциальную навигационную систему (ИНС), или инерциальную курсовертикаль. КБТИ регистрирует параметры ИНС наряду с параметрами других бортовых систем пилотажно-навигационного оборудования. В отличие от приемника СНС бортовая ИНС выдает информацию постоянно на протяжении всего полета. Обновление информации во многих ИНС происходит с частотой не ниже 50 Гц. Частота регистрации в КБТИ параметров ИНС выбирается не ниже 5 Гц.

Инерциальная навигационная система автономно определяет координаты, составляющие вектора скорости объекта и его угловое положение. Погрешности параметров ИНС могут накапливаться с течением времени. Существенно на погрешность параметров ИНС влияет медленно меняющаяся гармоническая составляющая с периодом Шулера (84,4 мин).

Определение навигационных параметров приемником СНС и бортовой ИНС происходит по разным физическим принципам. Комплексная обработка информации (КОИ) и спутниковой, и инерциальной навигационных систем, проводимая как в реальном времени, так и в режиме послеполетной обработки, объединяет достоинства каждой из этих навигационных систем, устраняя их недостатки. Основная задача КОИ — обеспечение целостности навигационного определения, т.е. формирование значений траекторных параметров ЛА с точностью, характерной для аппаратуры СНС в любой момент времени полета.

Для проведения комплексной обработки информации материалов летных испытаний разработаны два алгоритма: "Эталон" и КОИНС [3]. Программный комплекс "Эталон" осуществляет оптимальную обработку на основе фильтра Калмана разностей координат и составляющих вектора скорости, составленных по показаниям инерциальной навигационной системы и аппаратуры СНС. Исходная информация систем подвергается предварительной обработке, которая включает в себя синхронизацию и контроль параметров. В используемые уравнения ошибок ИНС входят 19 определяемых инструментальных погрешностей системы. Действительные значения траекторных параметров формируются на основе данных ИНС путем исключения из ее

параметров полученных погрешностей. Алгоритм позволяет получать высокоточную информацию по координатам ЛА, составляющим его вектора скорости и истинному курсу.

В том случае, когда не требуется определять инструментальные погрешности ИНС и ставится задача получения координат и составляющих вектора скорости ЛА с точностью, соответствующей точности параметров дифференциального режима СНС, на протяжении всего полета от взлета до посадки, включая динамические участки полета с большими значениями углов крена или тангажа, применяется алгоритм комплексной обработки информации КОИНС. Алгоритм основан на методе наименьших квадратов и использует линейную модель погрешности составляющих вектора скорости ИНС. Динамические участки полета достаточно короткие — не превышают 3...4 минут. На таких интервалах времени погрешность ИНС в определении скорости ЛА изменяется незначительно. Поэтому с большой степенью точности зависимости погрешностей ИНС по каждой составляющей вектора скорости можно описать линейной моделью.

Параметры линейного тренда на каждом интервале между двумя соседними обновлениями информации от приемника СНС вычисляются с помощью метода наименьших квадратов. Координаты ЛА находятся интегрированием скоростей ИНС, при этом координаты приемника СНС используются для коррекции.

Алгоритмы комплексной обработки информации "Эталон" и КОИНС адаптированы для применения в режиме реального времени в бортовом блоке КБТИ.

Точность параметров КОИ не уступает точности параметров приемника СНС. Если в КОИ используются данные дифференциального режима СНС по кодовым измерениям, то погрешность координат КОИ с большой вероятностью не превышает 2...4 м, погрешность определения КОИ истинного курса не более 5'.

На базе приемника СНС и встроенного кварцевого генератора в КБТИ формируется гринвичское время. Приемник СНС из состава КБТИ каждую секунду выдает синхроимпульсы по последовательному порту RS-232. Синхроимпульсы имеют короткую длительность, и их восходящий фронт с высокой точностью совпадает с началом новой секунды гринвичского времени. Оцифровка значения гринвичского времени, соответствующего синхроимпульсу, происходит после прихода очередного информационного пакета от приемника СНС.

В бортовой блок КБТИ встроен также кварцевый генератор. Длительность одного такта встроенного квар-

цевого генератора составляет 0,00128 с. В блоке автоматически после включения его в работу происходит подсчет числа тактов, совершенных кварцевым генератором. По приходу синхроимпульса от приемника СНС очередной такт генератора оцифровывается соответствующим значением гринвичского времени. И до прихода следующего синхроимпульса каждому такту кварцевого генератора ставится в соответствие гринвичское время предыдущего такта, увеличенное на 0,00128 с. При этом погрешность формирования гринвичского времени в КБТИ не превышает длительности одного такта генератора, т.е. 0,00128 с.

С помощью сформированного в блоке КБТИ гринвичского времени решается задача синхронизации информации бортовых систем между собой и с траекторными параметрами. При появлении во входном потоке определенного параметра от каждой системы запоминается соответствующее значение гринвичского времени, которое регистрируется в базе данных вместе с параметрами системы. Траекторные измерения основываются на сигналах СНС и также привязаны к гринвичскому времени. Приведение параметров различных систем к единому моменту времени во время полета и в послеполетной обработке материалов летных испытаний осуществляется с помощью линейной интерполяции. С помощью специально разработанного ПМО данные бортовых систем и высокоточные значения параметров траекторного движения ЛА, приведенные на единые моменты времени, выдаются специалистам для послеполетного анализа и оценки характеристик систем бортового оборудования.

На борту тяжелых ЛА имеется возможность установить рабочее место оператора КБТИ. Аппаратура КБТИ позволяет оператору в полете наблюдать за текущими значениями входных и расчетных параметров на дисплее блока контроля и управления. Ресурсы встроенного в блок КБТИ процессора позволяют наряду с вводом и регистрацией параметров производить распаковку кодовых служебных слов систем, вычислять физические значения параметров, формировать значения расчетных параметров. Во время полета определяются текущие значения погрешностей параметров бортовых навигационных систем. Действительные значения навигационных параметров ЛА формируются на основе данных стандартного режима работы встроенного в блок КБТИ приемника СНС либо на основе комплексной обработки информации от бортовой инерциальной и спутниковой навигационных систем. Погрешности параметров бортовых навигационных систем отображаются на дисплее БКУ в табличном и графическом видах.

По получаемой информации оператор КБТИ проводит во время полета экспресс-анализ данных борто-

вых навигационных систем, следит за ходом выполнения полетного задания. Набор управляющих воздействий оператора КБТИ на вычисление расчетных параметров и регистрацию параметров определяется до начала проведения летных испытаний ЛА. В пользовательской части программно-математического обеспечения блока КБТИ создаются различные ветви выполнения программы. Выбор ветви программы осуществляется оператором с помощью клавиатуры БКУ. Оператору может быть предоставлена возможность изменения частоты регистрации определенного блока параметров. При выполнении отдельных режимов оператор с помощью клавиатуры БКУ увеличивает частоту регистрации одного или нескольких блоков параметров, а после окончания режима оператор возвращает исходную частоту регистрации.

Основная оценка работы систем пилотажно-навигационного оборудования в летных испытаниях производится в послеполетной обработке. Разработано специальное программно-математическое обеспечение, позволяющее БКУ извлекать из бортового блока КБТИ накопленную базу данных, формировать данные дифференциального режима СНС и комплексной обработки информации инерциальной и спутниковой навигационных систем, выдавать файлы данных, в каждом кадре которых содержатся параметры бортовых систем и параметры траекторного движения ЛА, приведенные к единому моменту гринвичского или московского времени. Выдача данных потребителям производится в день проведения испытательного полета. Формат выходных файлов доступен для всех программ вторичной обработки материалов летных испытаний.

В ЛИИ им. М.М. Громова разработан программный комплекс (ПК) "Анализ", предназначенный для обработки и анализа материалов летных испытаний, накопленных с помощью аппаратуры КБТИ. Комплекс имеет модульную структуру, все модули взаимно согласованы и могут обмениваться между собой информацией. Обеспечен единый стиль взаимодействия пользователя с различными окнами ПК, предусмотрены минимум управляющих манипуляций с использованием "мыши" и клавиатуры, графическая визуализация, простое переключение между функциональными блоками ПК. Модули ПК "Анализ" способны решать большое число разнообразных задач по оценке характеристик систем пилотажно-навигационного комплекса и испытываемого ЛА. В комплексе предусмотрена возможность подключения внешних модулей обработки данных и широкий набор видов представления выходных материалов.

Аппаратура КБТИ использовалась для обеспечения траекторными измерениями и регистрации пара-

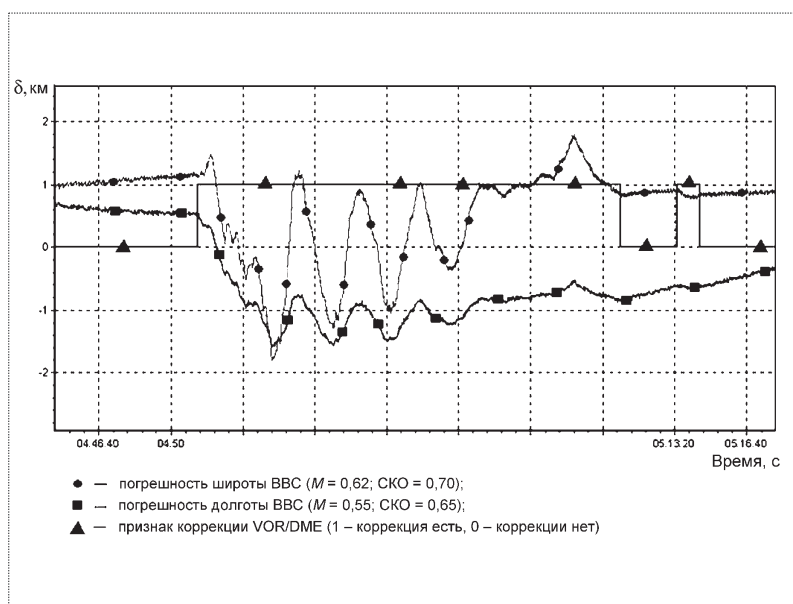


Рис. 3. График погрешностей широты и долготы ВСС в режиме коррекции по радиотехническим маякам VOR/DME

метров бортовых систем более чем в 5000 испытательных полетах тяжелых и маневренных ЛА. Приведем примеры применения новой технологии при решении отдельных задач, возникающих в процессе летных испытаний.

*Оценка функционирования и точностных характеристик вычислительной системы самолетовождения.* Информация вычислительной системы самолетовождения (ВСС) регистрируется в КБТИ. В режиме реального времени кодовые слова распаковываются и определяется режим работы ВСС. Данные автономного режима работы встроенного в бортовой блок приемника СНС принимаются за действительные значения траекторных параметров при формировании погрешностей параметров ВСС. Погрешности определения навигационных параметров ВСС вычисляются во время полета и отображаются в графическом виде на дисплее БКУ, связанного с блоком КБТИ.

На рис. 3 показано изменение во времени погрешностей  $\delta$  широты и долготы ВСС в режиме коррекции по радиотехническим маякам VOR/DME. Признак коррекции в этом случае равен 1. Автоматически в режиме коррекции вычисляются статистические характеристики погрешности: математическое ожидание  $M$  и среднее квадратическое отклонение (СКО). Окончательная оценка статистических характеристик ВСС в различных

режимах работы производится по данным всех проведенных испытательных полетов.

*Оценивание инерциальных навигационных систем.* Информация бортовых инерциальных навигационных систем поступает в бортовой блок КБТИ. В нем производится комплексная обработка информации ИНС и встроенного в блок приемника СНС. Во время полета вычисляются погрешности навигационных параметров ИНС. На рис. 4 показана зависимость погрешностей  $\delta$  широты и долготы ИНС от времени. В послеполетной обработке материалов летных испытаний вычисляются инструментальные погрешности ИНС.

*Оценка приемников СНС.* Бортовые приемники СНС вычисляют навигационные параметры ЛА — широту, долготу, высоту, северную, восточную и вертикальную составляющие вектора скорости — с достаточно высокой точностью. Для их оценки тре-

буются высокоточные значения траекторных параметров ЛА. Оценка функционирования и точностных характеристик бортовых приемников СНС на всех участках полета, включая маневренные с большими углами крена или тангажа, осуществляется в послеполетной обработке материалов летных испытаний. В качестве действительных значений траекторных параметров ЛА используются данные дифференциального режима СНС по кодовым или фазовым измерениям и комплексной обработке информации бортовой ИНС и дифференциального режима СНС. Проводится вычисление погрешностей  $\delta$

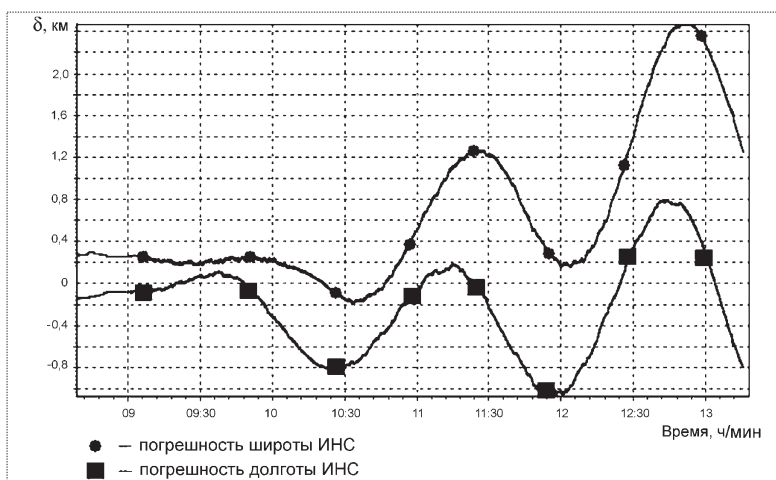


Рис. 4. Зависимость погрешностей координат ИНС от времени

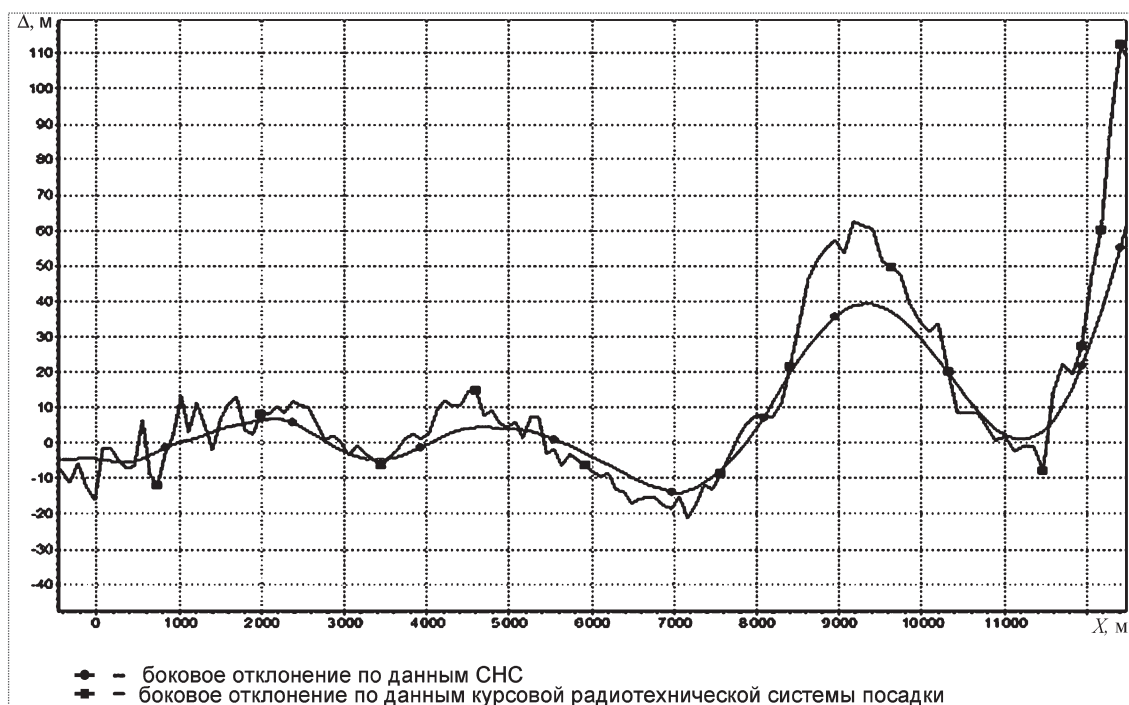


Рис. 5. Боковое отклонение ЛА от глиссады по данным СНС и курсовой радиотехнической системы посадки

навигационных параметров приемника СНС, построение зависимостей  $\delta(X)$ , вычисление статистических характеристик этих погрешностей.

*Оценка радиотехнических систем посадки и системы автоматического управления.* Для оценки выполнения заходов на посадку в блоке КБТИ регистрируется информация бортовых курсового и глиссадного радиотехнических средств посадки. В послеполетной обработке материалов летных испытаний данные дифференциального режима СНС пересчитываются в топоцентрическую систему координат, центр которой размещается в торце взлетно-посадочной полосы (ВПП), ось  $X$  направлена вдоль оси ВПП. По данным КБТИ дается качественная оценка полета по глиссаде, вычисляются погрешности радиотехнических средств посадки. На рис. 5 в качестве примера показано боковое отклонение  $\Delta$  ЛА от глиссады по данным СНС и курсовой радиотехнической системы посадки. По оси абсцисс отложены значения расстояния до торца ВПП. Полет ЛА происходил в сторону уменьшения координаты  $X$ . Сигналы курсовой радиотехнической системы преобразованы к отклонениям  $\Delta$  от нулевого значения, соответствующего полету по глиссаде. Приведенный на рис. 5 заход на посадку выполнялся в автоматическом режиме.

*Оценка взлетно-посадочных характеристик ЛА.* При оценке взлетно-посадочных характеристик ЛА данные,

полученные с помощью КБТИ, используются для определения дистанций, моментов отрыва и касания шасси ВПП, моментов достижения условной высоты препятствия, скорости в характерные моменты взлета и посадки, бокового отклонения от оси ВПП. При проведении полетов, в которых оцениваются взлетно-посадочные характеристики, на режимах взлета и посадки в КБТИ автоматически увеличивается частота регистрации ряда параметров бортовой ИНС до частоты их обновления (100 Гц). В качестве действительных значений траекторных параметров берутся данные комплексной обработки информации дифференциального режима СНС и бортовой ИНС. Данные КОИ формируются на моменты обновления параметров ИНС и пересчитываются в топоцентрическую систему, связанную с ВПП. Момент касания шасси ВПП определяется, например, по качественному изменению составляющих вектора ускорения и составляющих вектора угловой скорости ЛА. На рис. 6 приведено изменение продольного ускорения ЛА на посадке. По оси абсцисс отложены значения координаты  $X$  – удаление от дальнего торца ВПП; движение ЛА происходило в сторону уменьшения координаты  $X$ . Можно выделить два характерных момента: касание задних шасси ВПП ( $X \approx 4460$  м) и касание передней стойки шасси ВПП ( $X \approx 3590$  м).

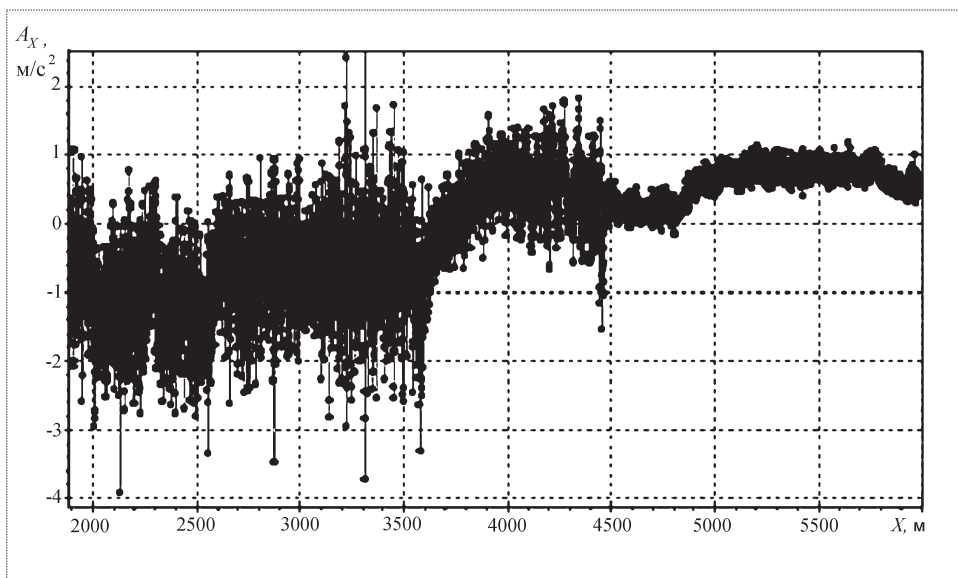


Рис. 6. Изменение ускорения вдоль продольной оси ЛА при посадке

# БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. **Комплекс** бортовых траекторных измерений. Пат. 2116666 РФ, 27.07.98 / В.Т. Климов и др., ЛИИ им. М.М. Громова. Заявл. 18.10.95.

2. **Комплекс** бортовых траекторных измерений. Свидетельство на полезную модель № 31663, 02.12.2002 / И.А. Копылов, Е.Г. Харин, В.Г. Поликарпов, Ю.И. Калинин.

3. **Харин Е.Г.** Комплексная обработка информации навигационных систем летательных аппаратов. М.: Изд-во МАИ, 2002.



ДАЙДЖЕСТ    ДАЙДЖЕСТ    ДАЙДЖЕСТ    ДАЙДЖЕСТ    ДАЙДЖЕСТ    ДАЙДЖЕСТ    ДАЙДЖЕСТ

## РОССИЙСКАЯ ГРУППИРОВКА СПУТНИКОВ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ ДОЛЖНА БЫТЬ УВЕЛИЧЕНА ДО 5–7 АППАРАТОВ

Интересам эффективного решения задач экономического развития страны отвечает увеличение в ближайшие годы российской группировки спутников дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) до 5–7 единиц, считает директор Института космических исследований (ИКИ) РАН Л.М. Зеленый.

Информация со спутников все активнее используется в интересах изучения природных ресурсов, мониторинга сельскохозяйственных угодий и лесов, для решения других экономических задач. По мнению директора ИКИ, чтобы не зависеть в этих вопросах от других государств, России необходимо иметь собственную систему дистанционного зондирования Земли, состоящую из 5–7 космических аппаратов. В большем количестве аппаратов нет необходимости. Нужно только чтобы над одной и той же территорией спутники проходили раз в несколько часов.

Сегодня Россия располагает всего лишь одним спутником ДЗЗ — "Ресурс-ДК". Практически всю спутниковую информацию российские специалисты получают с американских, европейских и других космических аппаратов. Большая часть этой информации, которая обрабатывается и изучается российскими специалистами, является платной, а та, которая находится в открытом доступе, имеет низкое разрешение. При этом владельцы спутников могут в любой момент закрыть доступ зарубежным пользователям к спутниковой информации.

"Мы должны обезопасить себя на случай каких-либо международных осложнений. При этом нет необходимости в чересчур больших и тяжелых спутниках ДЗЗ, имеющих разрешающую способность в десятки сантиметров. Для спутников ДЗЗ, работающих в интересах земледелия или рыбного хозяйства, мониторинга лесов, достаточна разрешающая способность в несколько десятков метров. Ее может обеспечить сегодня относительно небольшая и нетяжелая аппаратура", — сказал Л.М. Зеленый.

Вестник Интерфакс — АВН № 2 (329), 2008 г.

УДК 629.7

# Представление и визуализация объемных объектов

**О.Н. Бодин, А.В. Кузьмин**

*Обосновывается необходимость применения методов объемной графики в системах визуализации полета, например в полетных симуляторах. Рассматриваются вопросы представления трехмерных объектов с помощью вокселей и восьмеричного дерева, проецирования вокселей на экран, а также расчет нормалей и построение систем визуализации.*

**O.N. Bodin, A.V. Kuzmin. Representation And Display Of 3D Objects**

*The article provides evidence to the importance of 3D graphics in flight visual simulation systems, reviewing the representation of 3D objects by voxel and octree, projection of voxel image on a display, normal assessments and the structure of visualization systems.*

**П**роблема гибкого поиска визуальной информации и манипулирования большими ее массивами при наблюдении за визуальной обстановкой во время полета за бортом летательного аппарата (ЛА) является весьма актуальной для полетных симуляторов и выполнения ряда других задач [1]. Формирование и обработка такого количества визуальной информации в реальном масштабе времени под силу только производительному компьютеру с использованием современных графических программ [2].

Исследования показывают, что на современном уровне развития вычислительной техники невозможно полностью удовлетворить требования пользователя к качеству синтезируемого изображения. Потенциально бесконечная сложность изображаемых моделей реального мира даже при наличии специализированной аппаратной поддержки может привести к невозможности поддержки режима реального времени. В связи с этим применяются различные методы, позволяющие снизить сложность геометрических моделей, оптимизировать алгоритмы визуализации.

Известно, что в поверхностной графике сложность (а значит, скорость) визуализации трехмерной сцены зависит от сложности составляющих ее объектов. Альтернативой является объемная графика, менее распространенная из-за недостатка специализированных аппаратных средств. Покажем, что часто в сфере визуализации полета использование методов именно объемной графики может дать такие же положительные результаты как, например, в сфере медицинской визуализации.

Объемная графика — это подраздел компьютерной графики, связанный с синтезом, обработкой и визуализацией объемных объектов. Она включает ряд методов для проецирования на экран, расчета затенения объемных наборов данных, интерактивного извлечения значимой информации с использованием трансформаций, сечений, сегментации, контроля прозрачности, измерений и т.п. [3].

Объемная графика проникла во многие области — системы медицинской визуализации (на основе томографии и т.п.), САПР, системы научного моделирования и визуализации. Сюда же можно отнести визуализацию местности для полетных симуляторов [4], правда, пока применение в данной области не такое широкое.

Перечислим потенциальные возможности использования объемной графики в системах визуализации полета:



**БОДИН**  
Олег Николаевич —  
доцент Пензенского  
государственного  
университета,  
кандидат техн. наук



**КУЗЬМИН**  
Андрей Викторович —  
аспирант Пензенского  
государственного  
университета

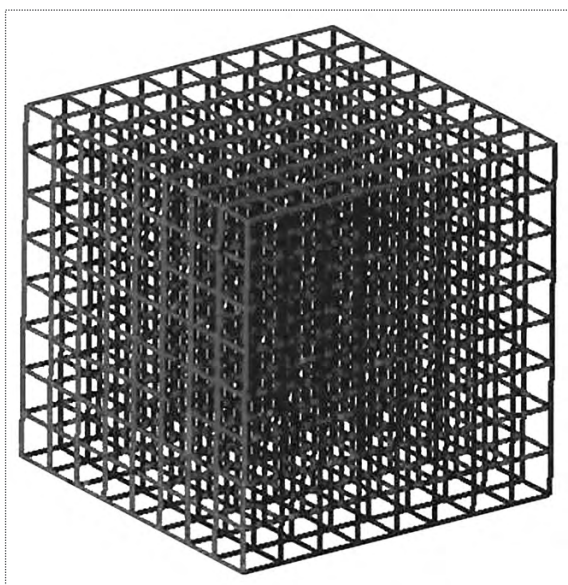


Рис. 1. Трехмерный растр

синтез изображений искусственных объектов сложной формы (домов, машин и т.п.);

синтез изображений внутренней структуры объектов (например, использование сечения для показа внутренней структуры зданий и т.п.);

синтез изображений аморфных природных объектов неоднородного характера (например, облаков).

Обычно объект описывается полигональной поверхностью. В отличие от традиционного представления у воксельного представления и восьмеричного дерева, о которых пойдет речь далее, есть ряд значительных преимуществ:

сложность визуализации объекта не зависит от сложности его формы, а зависит только от требуемого разрешения, так как независимо от сложности формы любой объект представляется фиксированным набором элементов, но при увеличении разрешения их число возрастает;

возможность повышения или понижения разрешения (например, при значительном удалении достаточно визуализировать объект с низким разрешением, а при приближении требуется максимальное разрешение, чтобы точно показать форму объекта);

возможность визуализации внутренней структуры объекта (это, пожалуй, фундаментальное отличие объемной графики от поверхностной).

Обычно объемный набор данных представляется как дискретная однородная трехмерная решетка, или растр (рис. 1), состоящая из вокселей, которая хранится в объемном буфере.

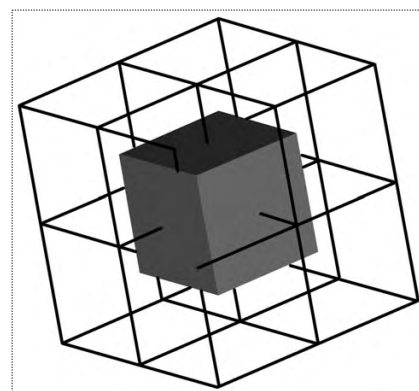


Рис. 2. Воксель в трехмерном растре

Воксель — это кубический элемент пространства, центр которого располагается в точке дискретной решетки (рис. 2). Каждый воксель имеет свои численные параметры, которые представляют собой некоторые измеримые характеристики (например, цвет, прозрачность, плотность, материал, коэффициент преломления) объекта, занимающего часть объема, представляемого вокселем. Совокупность вокселей, заполняющих объемный буфер, составляет объемный набор данных.

Существуют и другие структуры для хранения и управления объемными наборами данных. Наиболее популярно так называемое восьмеричное дерево: иерархический метод для представления группировок ортогональных трехмерных боксов (обычно кубов), где каждый бокс, пересекающий границу объекта, делится на восемь боксов меньшего размера и т. д., пока не будет достигнут требуемый уровень разрешения [5].

При этом возникает вопрос о том, откуда взять воксельное представление объекта. Известно, что при моделировании сцены каждый объект обычно определяется набором поверхностей, формирующих замкнутый контур [6]. Поэтому разработаны соответствующие алгоритмы, позволяющие получить воксельное представление объекта, заданного своей поверхностью. Существует и аппаратная реализация. Производительность таких специализированных аппаратных средств очень высока. Например, в архитектуре CUBE-4 предусмотрена возможность использования отдельных конвейеров обработки для вокселизации и визуализации, если важна вокселизация "на лету" [7].

Если структура воксельного представления понятна (это однородный трехмерный массив элементов — вокселей), то структура восьмеричного дерева требует краткого пояснения.

Объектное пространство представляется в виде куба и разделяется на восемь равных частей. Затем каждую часть можно точно так же разбить на восемь частей и т.д. Если куб находится снаружи объекта, в этом случае он не подлежит дроблению; если куб —

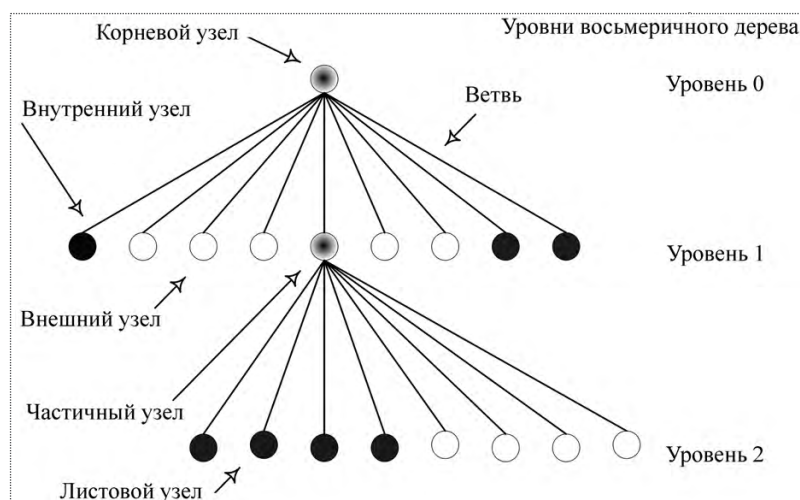


Рис. 3. Структура восьмеричного дерева

внутри объекта, в этом случае он также не подлежит дроблению; если куб пересекается с границей объекта, то он дробится дальше. Дробление прекращается, когда все кубы будут находиться полностью внутри или снаружи объекта.

Набор элементов, которые находятся во внутренней области, будет являться представлением объекта. Каждый куб — это узел восьмеричного дерева: исходный — корневой узел, а тот, который больше не подлежит дроблению, — листовой узел. Из всех узлов, кроме листовых, исходят восемь ветвей, так как каждый куб дробится на восемь новых. Такое дерево легко представить графически [8] (рис. 3).

Чтобы наглядно представить разделение объектного пространства с использованием восьмеричного дерева, на рис. 4 приведен пример декомпозиции пространства, содержащего пирамиду. Закрашенные кубы представляют внутреннее пространство объекта, а незакрашенные (проволочные) — внешнее.

В случае воксельного представления задача изменения разрешения объекта решается путем изменения размера исходного вокселя. Таким образом, объект

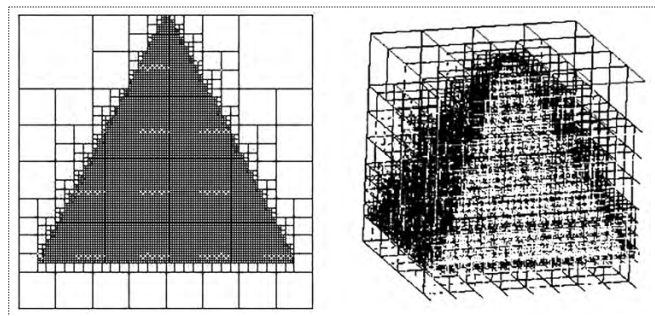


Рис. 4. Пример декомпозиции объектного пространства

может состоять из элементов большего или меньшего размера. Требуется хранить массив вокселей. При этом чем выше разрешение, тем больше требуется места: количество вокселей возрастает в кубе при увеличении разрешения. Если использовать для хранения воксельной структуры трехмерный растр, то он потребует большого объема памяти, но этот объем будет фиксирован для любых объектов.

В случае восьмеричного дерева древовидная структура уже содержит в себе информацию об иерархии. Таким образом, сменив уровень иерархии при визуализации, можно добиться того, что объект будет представлен элементами большего или меньшего размера (например, на рис. 5 объект слева состоит из 5 уровней и 616 элементов, объект справа состоит из 7 уровней и 29 180 элементов).

Для этого требуется хранить всю иерархическую структуру разделения объектного пространства. При этом чем выше требуемое разрешение, тем больше уровней иерархии. Это представление экономичнее воксельного.

С учетом необходимости изменения разрешения наиболее предпочтительной является структура восьмеричного дерева, поскольку в случае воксельного представления требуется хранить столько копий объекта с разным разрешением, сколько может потребоваться в процессе визуализации.

Центральным моментом любой системы, использующей объемную графику, является визуализация массива элементов, представляющего объемный объект. Широкое применение воксельного представления и восьмеричного дерева обусловлено, в частности, тем, что все элементы имеют одинаковую геометрическую форму и размерность, поддерживают разработку простых алгоритмов и алгоритмов "грубой силы".

В нашем случае требуется вывести на экран массив кубов. Решается эта задача чаще всего простым поэле-

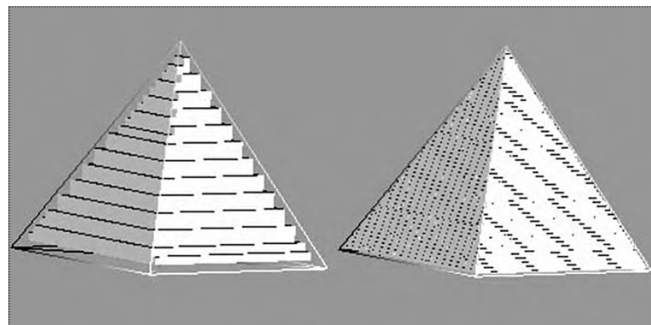


Рис. 5. Пример представления объекта восьмеричным деревом

ментным обходом массива и выводом текущего элемента на экран. Но ситуация осложняется тем, что этот массив может быть очень большого размера. Например, для набора  $128 \times 128 \times 128$  вокселей длина массива составляет более двух миллионов элементов. Обход и визуализация таких наборов данных в реальном времени часто требует специализированного аппаратного обеспечения.

В качестве примера такого специализированного средства можно привести VolumePro 500-2X (Mitsubishi Electronics), которое включает PCI-плату и программный интерфейс Volume Library Interface API и позволяет визуализировать набор данных  $256 \times 256 \times 256$  элементов в реальном времени (<http://www.mitsubishielectric.com/news/2000/030500/html>).

Многие архитектуры объемной визуализации имеют в своем составе эффективные алгоритмы для визуализации объемных объектов и отсека невидимых элементов с использованием трассировки лучей и т.п. В данной статье предлагается максимально использовать уже разработанные программные и аппаратные средства работы с поверхностной трехмерной графикой, другими словами, использовать стандартные 3D-ускорители и библиотеку графических функций OpenGL.

Многие авторы также отдают предпочтение использованию OpenGL, при этом каждый воксель может эмулироваться точкой [8] или кубом, если используется достаточно грубое представление объекта (см. рис. 5). В этих случаях используются стандартные

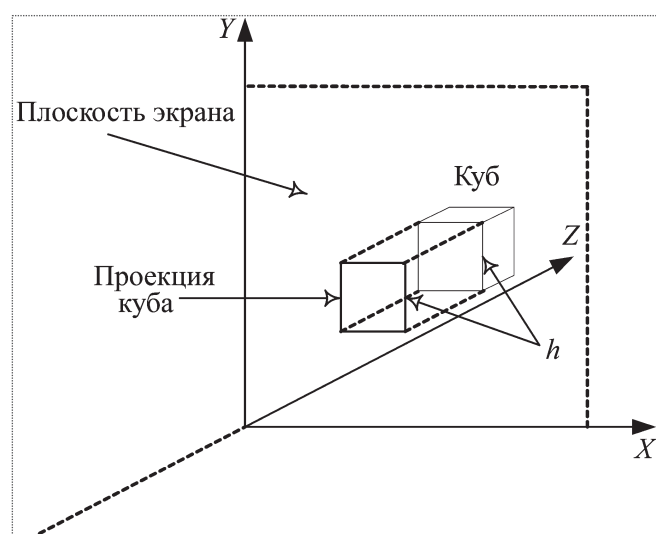


Рис. 6. Ортогональная проекция объекта на плоскость экрана

примитивы графической библиотеки, что значительно упрощает задачу визуализации набора вокселей.

Таким образом, требуется произвести обход всего трехмерного массива элементов и в случае, если текущий элемент требуется вывести на экран, то выполнить соответствующую команду. Далее с помощью библиотеки OpenGL и видеокарты будут произведены расчет видимости примитивов, расчет освещения, преобразование проекции на плоскость экрана и непосредственно вывод на экран.

Но для того чтобы результирующее изображение отвечало требованиям реалистичности, необходимо точно соотнести такие параметры, как размер окна вывода изображения, размер вокселя, размер проекции вокселя на плоскость экрана. Это позволит определить оптимальное разрешение окна вывода и объемного объекта, что, с одной стороны, снизит избыточность объемного представления (на небольшую область вывода можно проецировать объект с невысоким разрешением) и, с другой стороны, предотвратит его недостаточность (если на большую область вывода проецировать объект с низким разрешением, то он будет выглядеть грубо и нереалистично).

В самом простом случае используется ортогональная проекция объектов на экран. При этом точно изображаются истинные размер и форма одной плоской грани объекта (рис. 6). На изображении показано, что длины ребра куба и его проекции равны  $h$ .

Ортогональная проекция относится к классу параллельных проекций и задается в матричном виде следующим образом:

$$[P_z] = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}. \quad (1)$$

Формула (1) задает проекцию на плоскость  $Z = 0$ , т.е. плоскость экрана. Используется однородная система координат.

При проецировании на экран набора вокселей предполагается, что в идеальном случае каждый объемный элемент (воксель) проецируется в один элемент изображения (пиксель). Данного соотношения удастся достичь не всегда, так как объемные элементы должны быть достаточно малыми, что значительно отражается на производительности. Например, для сравнительно небольшого окна вывода  $128 \times 128$  потребуется иметь набор не менее чем  $128 \times 128 \times 128$  элементов. Поэтому на практике один воксель проецируется на участок из четырех (квадратный уча-

сток  $2 \times 2$  пикселя) или более пикселей, т.е. объект вокселизируется в объемный буфер с разрешением  $1/4$  от реального разрешения экрана (<http://www.cs.sunysb.edu/~vislab/papers/yage192normal.pdf>). В данном случае важно найти оптимальное соотношение производительности и качества изображения; оно устанавливается опытным путем. А сама настройка "масштаба" вокселя и размера окна производится с помощью соответствующих функций библиотеки OpenGL.

Наряду с выбором оптимального разрешения, для того чтобы получить реалистичное изображение, нужно применить эффекты освещения [6]. Одним из условий правильного применения освещения является расчет нормалей. В нашем случае требуется определить направление нормали для каждого объемного элемента, а функции непосредственно расчета параметров освещенности возложены на OpenGL и видеокарту. Таким образом, в случае объемной визуализации, вектор нормали к отображаемым поверхностям должен быть рассчитан непосредственно перед визуализацией.

При работе с аналитически заданными объектами (плоскостями, поверхностями второго порядка) в трехмерном пространстве вычислить компоненты вектора нормали, например, к плоскости не представляется затруднительным — соответствующие формулы известны из аналитической геометрии. Для сплайновых поверхностей также разработаны методы нахождения нормалей в любой интересующей точке.

При работе с набором вокселей, не имеющим никакого аналитического описания, эта задача усложняется. Здесь речь уже идет о дискретном пространстве (воксели, как упоминалось выше, привязаны к однородной решетке — трехмерному растру). Для решения поставленной задачи разработано множество методов (анализ их эффективности и производительности можно найти, например, по указанному выше адресу в Интернете). Их можно разделить на две группы: работающие с набором вокселей в пространстве объекта (в трехмерном пространстве) и работающие с буфером кадра и буфером глубины —  $z$ -буфером (т.е. используются уже не воксели, а их проекции в двумерный буфер кадра). В данном случае авторы отдают предпочтение методам, относящимся к первой группе.

Широко распространенный в объемной графике подход к оценке направления нормали основан на анализе окрестности каждого элемента. Анализируя окрестность элемента, по результатам этого анализа можно сделать вывод о кривизне поверхности объекта, заданного набором вокселей, а следовательно, и о направлении нормали.

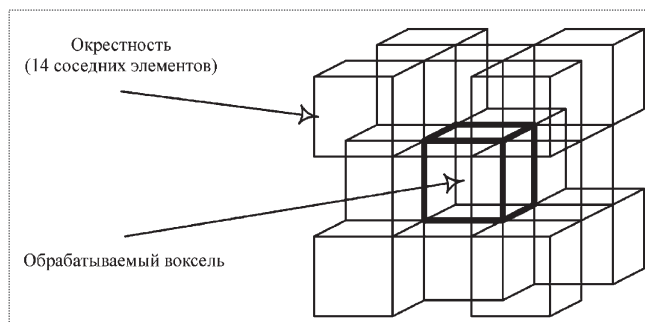


Рис. 7. Окрестность объемного элемента

Для каждого элемента выбирается соответствующая окрестность. Зачастую имеется небольшой набор различных конфигураций окрестности, и для каждой из них заранее рассчитывается нормаль и сохраняется. Затем, когда требуется определить направление нормали для конкретного вокселя, достаточно обратиться к памяти и выбрать нормаль, максимально соответствующую окрестности рассматриваемого вокселя.

При этом чем большая окрестность анализируется, тем более точно можно рассчитать нормали. Расчет вектора нормали является темой отдельного рассмотрения, поэтому здесь приведем только основную идею предлагаемого метода расчета нормали.

Каждый воксель делит с соседним вокселем свою грань, ребро или вершину. Выбирается окрестность из 14 соседних элементов (шесть делят с рассматриваемым элементом грань и восемь — вершину). В каждом соответствующем направлении пристраиваем нормаль единичной длины (всего 14 нормалей), исходящую из центра вокселя: шесть нормалей перпендикулярны граням элемента и восемь проходят через вершины вокселя (рис. 7).

В результате направление нормали может принимать значения из заранее заданного набора. В нашем случае может быть  $16\,384$  ( $2^{14}$ ) комбинаций элементов в окрестности. Для каждой комбинации вычисляется вектор нормали.

На этапе предварительной обработки рассматривается окрестность элемента. Если есть соседние элементы, то нормаль в соответствующем направлении принимается равной нулю. После этого все ненулевые нормали складываются по правилу сложения векторов (рис. 8): суммой двух векторов  $A$  и  $B$  называется такой вектор  $C$ , выходящий из их общего начала,

Рис. 8. Графическое представление суммы векторов

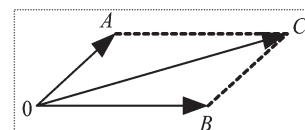




Рис. 9. Технологический конвейер визуализации объектов

который служит диагональю параллелограмма, сторонами которого являются слагаемые векторы.

В компьютерной графике принято задавать нормаль проекциями на три координатные оси. Поэтому при сложении векторов одноименные их проекции складываются:

$$\begin{aligned} A &= X_1 i + Y_1 j + Z_1 k; \quad B = X_2 i + Y_2 j + Z_2 k; \\ A + B &= (X_1 + X_2) i + (Y_1 + Y_2) j + (Z_1 + Z_2) k. \end{aligned} \quad (2)$$

Вектор, полученный путем сложения 26 векторов, нормализуется до единичной длины. В результате этот вектор и будет вектором нормали к данному элементу. Далее остается только вывести изображение на экран.

Для построения системы визуализации, использующей объемное представление объектов, предлагается использовать последовательность действий, схематично представленную на рис. 9.

Все операции были описаны выше. Поэтому остановимся на результатах работы системы. В качестве тестового примера мы выбрали модель завода, построенную с помощью системы трехмерного моделирования 3D Max (рис. 10). Линейные размеры модели: 20×20×20 метров (хотя единицы измерения модели условны, мы все же будем считать их метрами для соблюдения достоверности). Модель включает 507 вершин и 961 полигон.

Далее было получено объемное представление этой модели с помощью восьмеричного дерева. Параметры

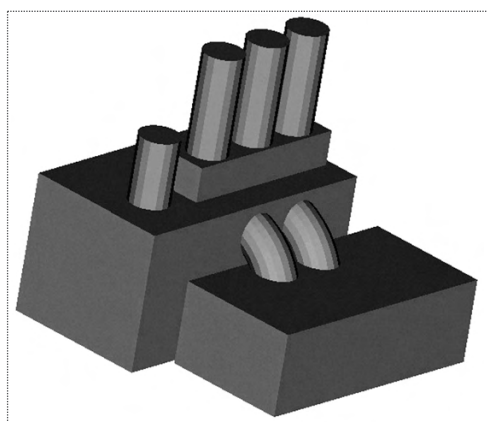


Рис. 10. Полигональная модель завода

представления следующие: 8 уровней, всего 235 866 элементов, максимальная длина ребра равна 2,285 (метров), минимальная длина ребра 0,07 (метров).

Параметры представления объекта сведены в таблицу.

| Уровень восьмеричного дерева | Число элементов | Размер элементов |
|------------------------------|-----------------|------------------|
| 3                            | 34              | 2.2853624821     |
| 4                            | 454             | 1.142681241      |
| 5                            | 2023            | 0.57134062052    |
| 6                            | 9166            | 0.28567031026    |
| 7                            | 38489           | 0.14283515513    |
| 8                            | 185700          | 0.071417577565   |

Из таблицы видно, что на двух последних уровнях детализации резко возрастает количество элементов. При этом снова встает проблема выбора оптимального соотношения качества визуализации объекта и экономичности его представления.

Изменение разрешения может происходить при приближении наблюдателя к объекту. Для определения требуемого уровня разрешения обратимся к методике, описанной выше. Допустим, что один элемент отображается в область 4×4 пикселя (эти данные можно получить из установок текущей матрицы проецирования и области вывода OpenGL). Тогда, если объект находится далеко и проецируется в один пиксель или область 2×2, 3×3 или 4×4 пикселя, то достаточно представлять его нулевым уровнем дерева (куб, включающий все объектное пространство). Если объект проецируется в область до 8×8 пикселей, то требуется перейти на второй уровень дерева и т.д. По мере приближения объект увеличивается, и соответственно достигается максимальный уровень разрешения.

В нашем примере последнему уровню восьмеричного дерева может соответствовать область вывода 1024×1024 пикселя. Таким образом, в простейшем случае размер области вывода можно связать с уровнем восьмеричного дерева следующим соотношением:

$$2^{Level} = OutArea \cdot Pixels, \quad (3)$$

где  $Level$  — уровень восьмеричного дерева;  $OutArea$  — линейный размер квадратной области вывода (т.е. ее

высота или ширина — в нашем случае 1024); *Pixels* — линейный размер в пикселях проекции одного объемного элемента (в нашем случае 4, проекции размером 4×4).

Таким образом, синтез и использование объемного представления пространственных объектов является перспективным направлением в области визуализации полета.

#### Њēñîē ēēōāōōōōū

1. Бодин О.Н. и др. Система визуализации полета. Положительное решение о выдаче патента на изобретение по заявке № 2005116093/09 от 30.11.2006.

2. Гайдуков С.А. OpenGL. Профессиональное программирование трехмерной графики на C++. СПб.: БХВ — Петербург, 2004. 736 с.

3. Kaufman A., Cohen D., Yagel R. Volume graphics // IEEE Computer. 1993. V. 26. № 7.

4. Wright J., Hsieh J. A Voxel-Based, Forward Projection Algorithm for Rendering Surface and Volumetric Data // Proceedings Visualization'92, Boston, MA, 1992.

5. Meagher D.J.R. Geometric Modeling Using Octree Encoding // Computer Graphics and Image Processing. 1982. V. 19. № 2.

6. Херн Д., Бейкер М.П. Компьютерная графика и стандарт OpenGL: Пер. с англ. М.: Издательский дом "Вильямс", 2005. 1168 с.

7. Dachille F., Kaufman A. Incremental Triangle Voxelization // <http://www.cs.sunysb.edu/~vislab/papers/vox.pdf>.

8. Haumont D., Warzee N. Complete Polygonal Scene Voxelization // Journal of Graphics Tools. 2002. V. 7. № 3. P. 27–41.

10. Бодин О., Кузьмин А. Разработка фрактального алгоритма для построения трехмерной модели сердца // САПР и графика. 2005. № 3.



#### ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ

##### Российские ученые работают над созданием технологий для лунной базы

Исследовательский центр им. М.В. Келдыша разрабатывает технологии для создания российской промышленной базы на Луне.

"Лунная промышленная база должна располагаться в районе экватора. Это снизит затраты на доставку грузов, а также позволит более выгодно использовать энергию солнечного света", — сказал, выступая на 32-х академических чтениях по космонавтике в МГТУ им. Н.Э. Баумана, директор Исследовательского центра им. М.В. Келдыша А.С. Коротеев.

В качестве основного места развертывания российской базы ученые Центра рассматривают западную оконечность океана Бурь. По словам А.С. Коротеева, создание базы, целью работы которой должна стать добыча полезных ископаемых, потребует доставки на Луну 700 т различных грузов и оборудования, а также персонала из шести человек. Для промышленного освоения земного спутника учеными Центра разработан "Лунокоп". Передвигаясь по поверхности Луны, он всасывает в себя грунт наподобие пылесоса, а затем разогревает его до температур, необходимых для выделения воды, водорода, кислорода и других элементов. Электроэнергию для работы базы планируется вырабатывать с помощью 5-мегаваттных солнечных батарей или атомной энергоустановкой на 100 мегаватт. Однако второй вариант вызывает озабоченность ученых возможностью радиационного загрязнения земного спутника.

Кроме того, А.С. Коротеев предложил разместить на Луне некоторые особо опасные производства, а доставку грузов между Луной и Землей осуществлять с помощью многоразовых солнечных буксиров, работы над которыми также ведутся в Исследовательском центре им. М.В. Келдыша.

*Статья А.С. Коротеева по данной проблеме будет опубликована в журнале "Полет" № 5, 2008 г.*

##### Космические войска в ближайшие годы планируют значительно модернизировать орбитальную группировку

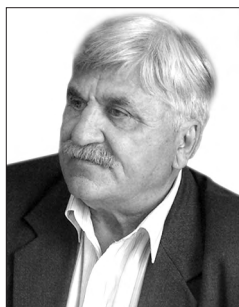
В ближайшие годы планируется запуск перспективных космических аппаратов разведки, связи, навигации, геодезии и картографии, сообщил командующий Космическими войсками генерал-полковник В.А. Поповкин. По его словам, самыми многочисленными из планируемых к запуску являются космические аппараты единой системы спутниковой связи, решающей задачи президентской, правительственной, региональной, специальной связи и передачи данных. Вновь создаваемые космические аппараты характеризуются универсальностью. Один новый космический аппарат решает на орбите задачи 5–6 аппаратов старого поколения. Таким образом, запуск одного космического аппарата нового поколения заменяет запуски как минимум пяти спутников. Такой эффект достигается благодаря комплексированию задач, унификации и снижению затрат на эксплуатацию и запуски космических аппаратов. Новые космические аппараты военного назначения характеризуются повышенной скрытностью и помехозащищенностью передаваемой информации. Гарантийный срок активного существования спутников планируется увеличить до 7–10 лет, что позволит значительно сократить потребность в новых запусках.

##### Разработан проект многоцелевой космической системы "Арктика"

Проект многоцелевой космической системы "Арктика", разработанный в НПО им. С.А. Лавочкина, представлен на рассмотрение правительства, сообщил заместитель главного конструктора ОКБ НПО им. С.А. Лавочкина В.В. Ефанов.

По его словам, система "Арктика" необходима для обеспечения нормальной жизни северных регионов страны. Ее создание становится особенно актуальным в связи с задачей освоения арктического шельфа. На первом этапе в космическую систему "Арктика" будут входить два метеоспутника "Арктика-М", два спутника связи "Арктика-МС" и радиолокационный спутник "Арктика-Р", предназначенный для обеспечения судоходства по Северному морскому пути, определения состояния полярной шапки и акватории Северного Ледовитого океана. Спутники будут созданы на базе универсальной космической платформы "Навигатор". Они будут работать на высокоэллиптических орбитах. Эти орбиты наиболее подходят для наблюдения за высокоширотными районами и хорошо освоены. Там в разное время работали около сотни отечественных космических аппаратов и практически нет иностранных спутников.

*Вестник Интерфакс — АВН № 4 (331), 2008 г.*



**ПИРАЛИШВИЛИ**  
Шота Александрович –  
заведующий кафедрой  
Рыбинской  
государственной авиаци-  
онной технологической  
академии  
имени П.А. Соловьева,  
профессор, доктор техн.  
наук



**ВЕРЕТЕННИКОВ**  
Сергей Владимирович –  
аспирант Рыбинской  
государственной авиаци-  
онной технологической  
академии  
имени П.А. Соловьева



**ГУГССА**  
Фасил Али –  
аспирант Рыбинской  
государственной авиаци-  
онной технологической  
академии  
имени П.А. Соловьева

## Управление отрывом пограничного слоя в диффузоре камеры сгорания ГТД

**Ш.А. Пиралишвили, С.В. Веретенников,  
Гугсса Фасил Али**

*Исследована возможность применения гибридных диффузоров в современных малоэмиссионных радиально-ступенчатых камерах сгорания ГТД. Оценено влияние расхода отсасываемого воздуха на эффективность диффузора.*

**Sh.A. Piralishvili, S.V. Veretennikov, Gugssa Fasil Ali.** Control Of Boundary Layer Separation In Combustion Chamber Throat

*The article reviews possibilities of applying hybrid throats in up-to-date low-emission radial/multiple combustion chambers, and presents an assessment of the influence, exerted by different levels of exhaust air consumption on the throat efficiency.*

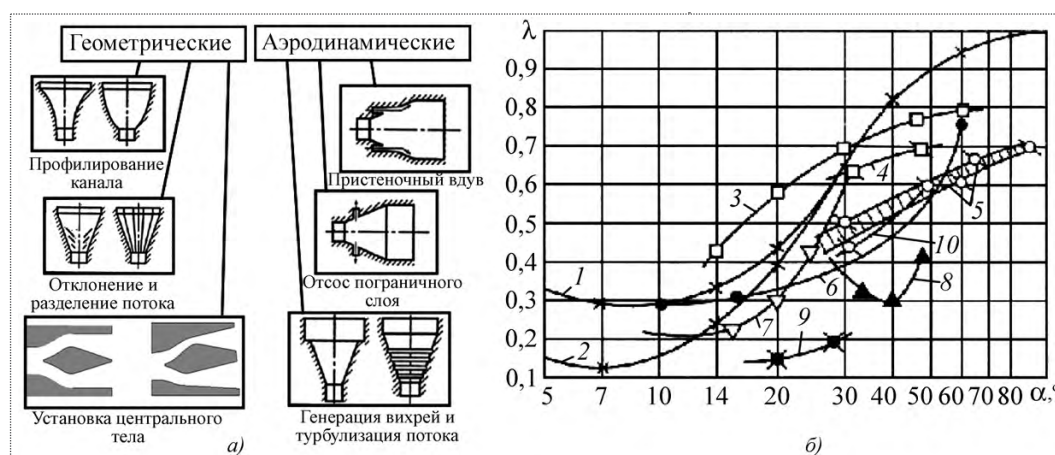
Одним из путей снижения вредных выбросов оксидов азота камерами сгорания (КС) газотурбинных двигателей (ГТД) является применение камер, в которых горение происходит в двух зонах, оптимизированных для работы с высокой (основная зона) или низкой (пилотная зона) мощностью. При этом возможно последовательное расположение зон (камера сгорания типа "Ворбикс" для двигателя JT9D7) или параллельное (двухъярусное) расположение зон (двигатель CF 6-50).

Недостатком камеры сгорания с последовательным расположением зон горения является большая длина, а следовательно, большие масса и размеры двигателя в целом. В случае радиально-ступенчатых КС большая высота жаровой трубы приводит к необходимости поворачивать поток воздуха после выхода из преддиффузора на большой угол вокруг обтекателя жаровой трубы. Это неизбежно увеличивает аэродинамические потери на участке между выходом из компрессора и входом в кольцевые каналы, расположенные вокруг жаровой трубы. В связи с перечисленными недостатками поток воздуха в двухъярусных КС необходимо расширять в основном в преддиффузоре.

Стандартные КС работают на основе одноканального преддиффузора и внезапно-го расширения, следующего за ним. Отрыв потока от стенок ограничивает применение стандартного преддиффузора весьма небольшим углом раскрытия ( $\sim 12^\circ$ ). Поэтому достигнуть значительного расширения, необходимого для распределения струи воздуха из компрессора вокруг высоких жаровых труб без больших потерь, с помощью такого устройства невозможно [1].

Существуют два типа способов предотвращения отрыва потока и уменьшения его влияния на эффективность диффузоров: геометрические и аэродинамические (рис. 1, а). На рис. 1, б приведено сравнение различных способов повышения эффективности расширяющихся каналов круглого сечения при больших углах раскрытия. В каждом конкретном случае требуется индивидуальное обоснование использования того или иного способа снижения потерь в диффузорах.

Как видно из рис. 1, б, в диффузоре с отсосом пограничного слоя можно использовать большие значения угла раскрытия ( $\alpha = 50...80^\circ$ ), причем уровень потерь в нем меньше, чем во всех остальных типах диффузоров при таких же углах. Кроме того,



эпюра скоростей потока на выходе из такого диффузора является более равномерной по сравнению с другими [1].

Вариантом диффузора с отсосом пограничного слоя является гибридный диффузор с вихревой камерой, предложенный Прандтлем [1]. Основным элементом этого диффузора является диффузорный участок с большим углом раскрытия, расположенный за внезапным ступенчатым расширением; при этом отрыв потока устраняется или минимизируется путем отсоса части воздуха через пару вихревых камер (рис. 2, а).

Ранее основной причиной устранения отрыва потока в таком диффузоре считали образующийся в вихревой камере вихрь. Численное моделирование течения в различных диффузорах позволило авторам работы [1] сделать предположение, что определяющим фактором в этом случае является не вихревая камера, а отсос части пограничного слоя, организовать который можно различными способами. Наиболее простым и в то же время весьма эффективным способом является отбор части воздуха через канал, расположенный перед ступенькой, или через канал, выполненный с плавным входом (рис. 2, б).

На рис. 3 сравниваются три вида диффузоров, отличающихся организацией отсоса пограничного слоя: 1 – с вихревой камерой; 2 – с канальным отбором перед ступенькой; 3 – с плавным входом в канал отбора воздуха. Диффузоры с вихревой камерой и с канальным отбором перед ступенькой имеют практически одинаковую эффективность. В случае

использования диффузора с плавным входом в канал отбора воздуха можно существенно повысить коэффициент восстановления статического давления и снизить потери полного давления в диффузоре.

В настоящее время процессы, протекающие в гибридном диффузоре, не имеют удовлетворительного объяснения. Следовательно, без знания роли вихревой камеры или геометрии щели, через которую осуществляется отсос, невозможно оптимизировать гибридный диффузор для использования в системе КС газовой турбины. Это важно не только для увеличения эффективности камеры сгорания, но и для улучшения ее конструкции.

Кроме того, в современном ГТД воздух, находящийся под высоким давлением, является ценным продуктом. Однако без оптимизированной геометрии системы отсоса невозможно оценить, обладает ли воздух требуемым качеством для использования его в целях охлаждения лопаток или дисков турбины. Поэтому проведение дополнительных экспериментальных и числен-

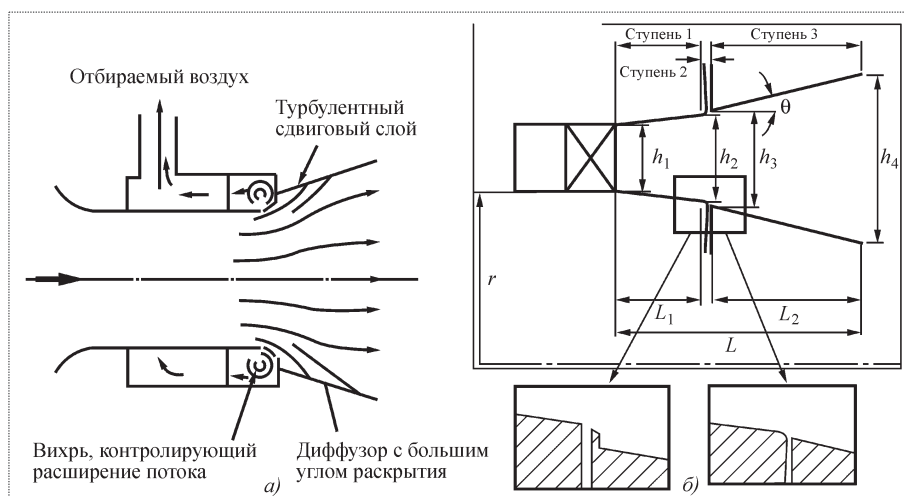


Рис. 2. Диффузоры с вихревой камерой (а) [3] и отсосом воздуха через каналы (б) [1]

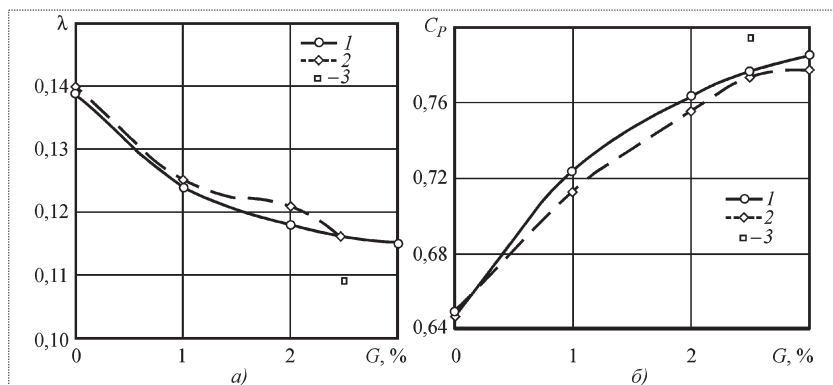


Рис. 3. Экспериментальные зависимости коэффициентов потерь  $\lambda$  (а) и восстановления статического давления  $C_p$  (б) в гибридном диффузоре от расхода  $G$  отсасываемого воздуха [1]

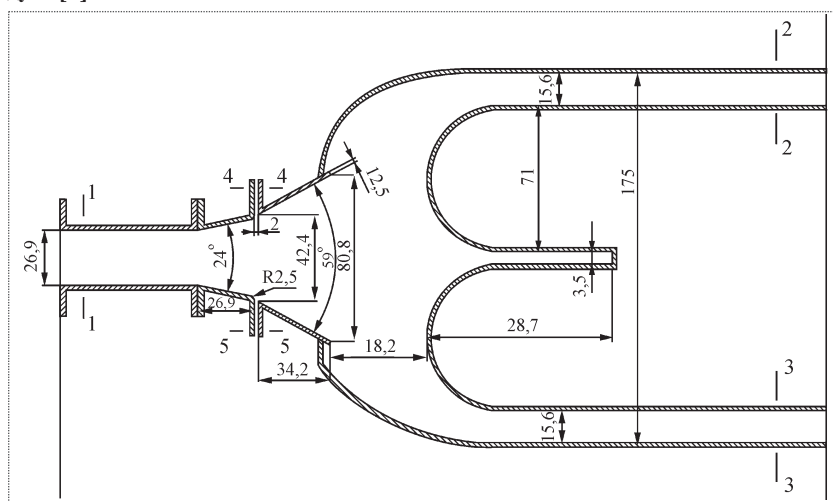


Рис. 4. Схема исследуемой модели

ных исследований, направленных на исследование гибридных диффузоров и объяснение протекающих в них процессов, является важным этапом на пути создания эффективных диффузоров.

**Эксперимент.** Экспериментальное исследование проводилось на модели гибридного диффузора камеры сгорания, выполненной в масштабе 1:1 (рис. 4). Поскольку основные потери в отрывном диффузоре вызва-

ны генерацией крупномасштабных вихревых структур при внезапном расширении потока, особый интерес представляет течение в преддиффузоре, области внезапного расширения и кольцевых каналах, охватывающих жаровую трубу (течение внутри трубы не рассматривается).

Для характеристики эффективности диффузора использовались [1]: коэффициент восстановления статического давления  $C_p$  и коэффициент гидравлических потерь  $\lambda$ :

$$C_p = \frac{P_{\text{ВЫХ}} - P_{\text{ВХ}}}{\rho V_{\text{ВХ}}^2 / 2}; \quad \lambda = \frac{P_{\text{ВЫХ}}^* - P_{\text{ВХ}}^*}{\rho V_{\text{ВХ}}^2 / 2}.$$

В эксперименте измерялись поля полного давления на входе в преддиффузор (сечение 1–1 на рис. 4), на выходе из кольцевых каналов (сечения 2–2 и 3–3) и каналов отбора воздуха (сечения 4–4 и 5–5) при помощи гребенок полного давления. Погрешности измерений статического и полного давлений составили 1,1 %, скорости – 1,3 %, осредненных значений полного давления – 7,1 %, коэффициентов  $C_p$ ,  $\lambda$  – 9,2 % и 12,7 % соответственно.

Число Рейнольдса, подсчитанное по гидравлическому диаметру и среднерасходной скорости на входе в преддиффузор, составляло  $\sim 1,7 \cdot 10^6$ , а форма профиля скорости на входе практически не изменялась и соответствовала показанному на рис. 5 распределению.

Результаты эксперимента представлены на рис. 6 в виде зависимостей коэффициентов  $\lambda$  и  $C_p$  от расхода отсасываемого воздуха.

Заметное снижение потерь начинается при расходе отсасываемого воздуха 3 %, что, вероятно, связано с

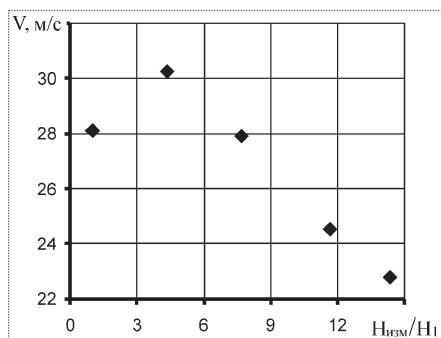


Рис. 5. Профиль скорости на входе в модель

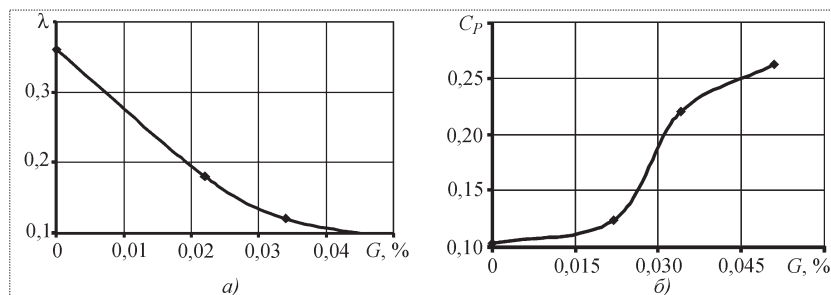


Рис. 6. Зависимости коэффициента потерь (а) и коэффициента восстановления статического давления (б) от расхода отбираемого воздуха

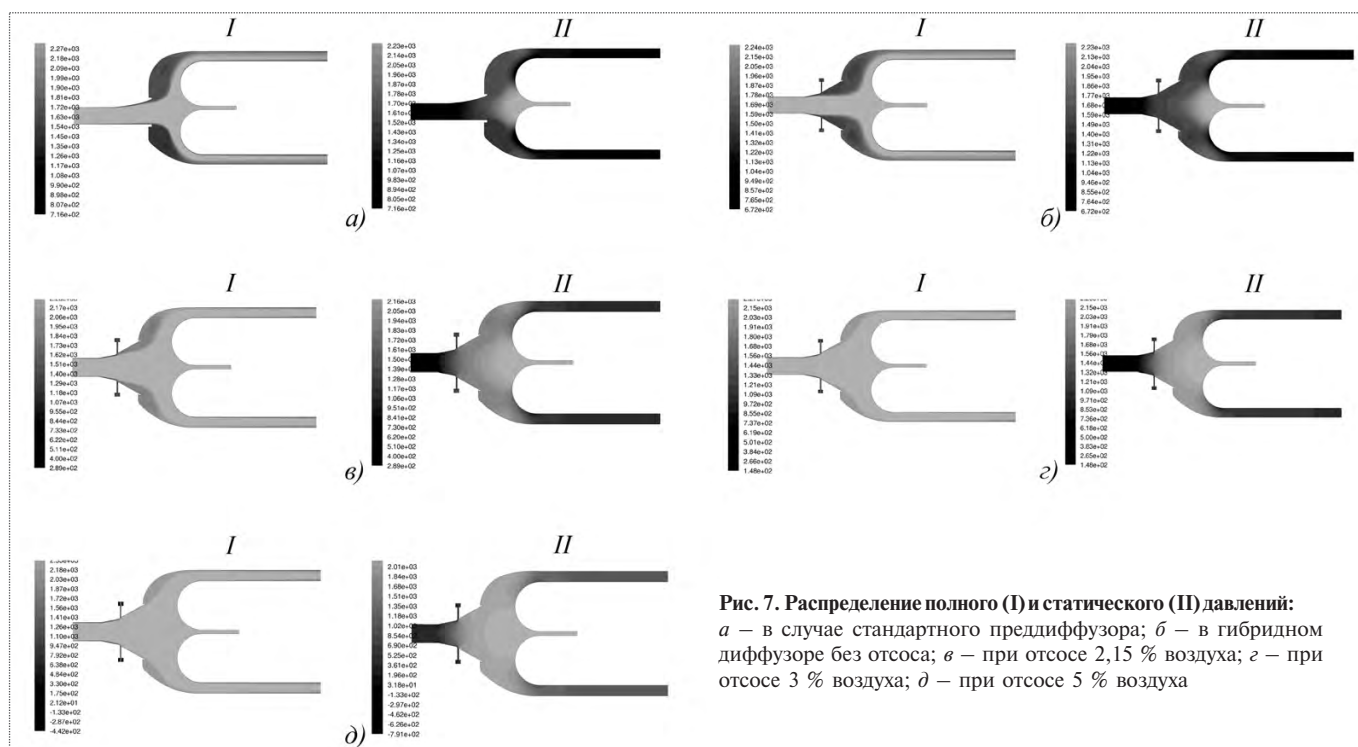


Рис. 7. Распределение полного (I) и статического (II) давлений: а – в случае стандартного преддиффузора; б – в гибридном диффузоре без отсоса; в – при отсосе 2,15 % воздуха; г – при отсосе 3 % воздуха; д – при отсосе 5 % воздуха

устранением отрыва потока от стенок диффузора. Дальнейшее увеличение расхода приводит к незначительному снижению потерь, однако коэффициент восстановления статического давления продолжает возрастать.

**Численное моделирование.** Для получения дополнительных сведений о структуре потока выполнено численное моделирование течения в исследуемой модели при различных расходах отсасываемого потока.

Кроме того, выполнен расчет течения в модели со стандартным одноканальным преддиффузором, имеющим степень расширения 1,5. При расчете использовалась 2D структурированная сетка с общим числом элементов 200 000. На стенках задавалось сгущение, соответствовавшее  $y^+ = 1$ . Расчет выполнен в двумерной осесимметричной постановке. На входе задавалось полное давление, на выходах – статическое, соответствовавшее эксперименту. Система уравнений RANS замыкалась  $k-w$  SST моделью турбулентности. Параметры турбулентности на входе: интенсивность 5 %, относительная турбулентная вязкость 10. Результаты расчетов представлены на рис. 7.

В случае стандартного преддиффузора наблюдаются значительные вихревые зоны и существенная неравномерность и несимметричность поля статического давления вокруг обтекателя жаровой трубы. В гиб-

ридном диффузоре без отсоса наблюдается струйный режим течения, при котором отрыв потока от стенок происходит уже на первой ступени диффузора. Отсос воздуха значительно уменьшает вихревые области и выравнивает поле статического давления.

Как показывают расчеты, отбора 2,15 % воздуха недостаточно для устранения отрыва на участке с большим углом раскрытия. Устранение отрыва происходит лишь при отборе 3 % воздуха. При этом поток в области внезапного расширения заполняет собой практически все поперечное сечение и ему не приходится поворачиваться вокруг обтекателя жаровой трубы, чтобы попасть в окружающие ее каналы.

Дальнейшее увеличение расхода отсасываемого потока до 5 % приводит к утончению пограничного слоя на участке диффузора с большим углом раскрытия и выравниванию поля статического давления на выходе из диффузора. Представленная на рис. 8 зависимость согласуется с полученной экспериментально (см. рис. 6).

На рис. 9 видно достаточно хорошее соответствие полученных данных с работой [1]. Однако уровень потерь в исследованном диффузоре при расходах отсасываемого потока меньше 3 % оказался выше, чем в работе [1]. Это связано с некоторым отличием исследуемой геометрии.

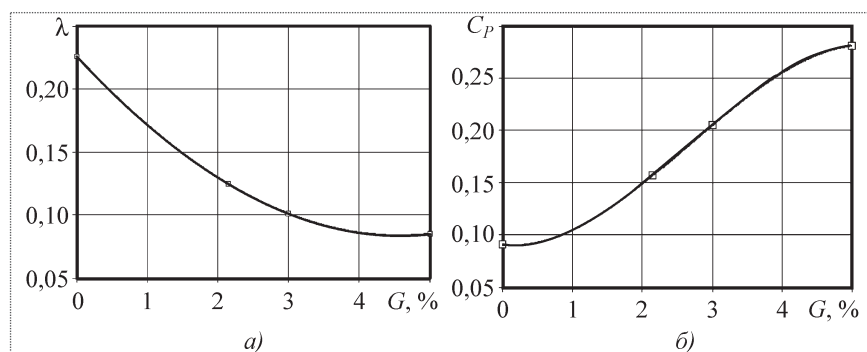


Рис. 8. Зависимость коэффициента потерь (а) и коэффициента восстановления статического давления (б) от расхода отбираемого воздуха по данным расчетов

Итак, авторами выполнено исследование гибридного диффузора и получена зависимость его эффективности от расхода отсасываемого потока. По результатам эксперимента и численного расчета выявлено, что при расходе 3 % происходит устранение отрыва потока и резко увеличивается эффективность диффузора. Для создания методики проектирования таких диффузоров необходимо провести исследования влияния положения места отсоса и угла раскрытия диффузора на критическое значение расхода, при котором устраняется отрыв потока, и на эффективность диффузора в целом.

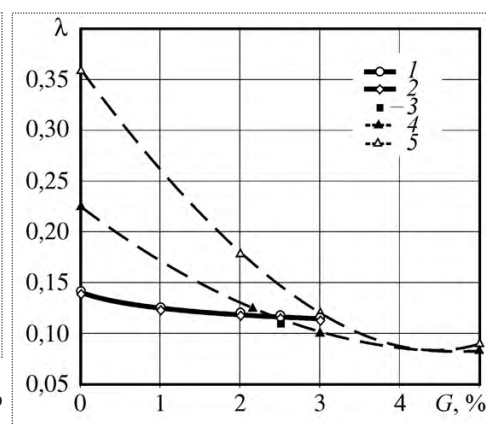


Рис. 9. Сравнение данных по влиянию расхода отсасываемого потока на коэффициент потерь:

1 – с вихревой камерой [1]; 2 – с канальным отбором перед ступенькой [1]; 3 – с плавным входом в канал отбора воздуха [1]; 4 – численный расчет; 5 – эксперимент

#### Список литературы

1. Denman P.A. Aerodynamic Evaluation of Double Annular Combustion systems. Proceedings of ASME TURBO EXPO 2002, Amsterdam, June 3–6, 2002. P. 9. GT-2002-30465.
2. Касилов В.Ф. Справочное пособие по гидрогазодинамике для теплоэнергетиков. М.: Изд-во МЭИ, 2000. 272 с.
3. Лефевр А. Процессы в камерах сгорания ГТД. М.: Мир, 1986. 566 с.

Работа выполнена при государственной поддержке (контракт № 02.516.11.6021).

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

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

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

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

Редакторы номера О.Г. Красильникова, И.Н. Мырина

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

Сдано в набор 25.12.07. Подписано в печать 13.02.08. Формат 60×88/8. Усл. печ. л. 7,35. Уч.-изд. л. 8,29. Зак. 147. 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