



## АВИАЦИЯ ♦ РАКЕТНАЯ ТЕХНИКА ♦ КОСМОНАВТИКА

Журнал выходит ежемесячно

Выпускается с августа 1998 г.

**Г.В. НОВОЖИЛОВ** –

Главный редактор (авиация)

**А.С. КОРОТЕЕВ** –Главный редактор (ракетная техника  
и космонавтика)**Л.А. ГИЛЬБЕРГ** –

зам. Главного редактора

Члены  
редакционной  
коллегии

В.В. АЛАВЕРДОВ  
А.П. АЛЕКСАНДРОВ  
Б.С. АЛЕШИН  
В.Г. ДМИТРИЕВ  
Б.И. КАТОРГИН  
П.И. КЛИМУК  
Ю.Н. КОПТЕВ  
А.А. ЛЕОНОВ  
А.М. МАТВЕЕНКО  
В.С. МИХАЙЛОВ  
С.В. МИХЕЕВ  
Н.Ф. МОИСЕЕВ  
Ф.Н. МЯСНИКОВ  
Б.В. ОБНОСОВ  
А.Н. ПЕРМИНОВ  
М.А. ПОГОСЯН  
Г.М. ПОЛИЩУК  
О.Н. РУМЯНЦЕВА  
Н.Н. СЕВАСТЬЯНОВ  
Г.И. СЕВЕРИН  
М.П. СИМОНОВ  
В.В. ТЕРЕШКОВА  
И.Б. ФЕДОРОВ  
Е.А. ФЕДОСОВ

Ответственные  
секретари  
журнала

И.Н. МЫМРИНА  
Д.Я. ЧЕРНИС

Редактор-  
организатор  
О.С. РОДЗЕВИЧ

Представители журнала:

г. Казань: Р.И. АДГАМОВ, тел. (843) 238-46-23  
Роскосмос: И.Н. ПАНАРИН, тел. (495) 975-45-86  
ВВС РФ: А.В. ДРОБЫШЕВСКИЙ, тел. (495) 261-43-51  
г. Уфа: О.Б. СЕВЕРИНОВА, тел. (3472) 73-07-23  
Израиль: И.М. МОНАСТЫРСКИЙ, тел. (03659) 44-14  
Франция, Париж: Е.Л. ЧЕХОВ,  
тел. (10331) 47-49-28-05  
Индия, Нью-Дели: С.А. МИКОЯН (Ярикова),  
тел. (10911) 687-37-99

## СОДЕРЖАНИЕ

|                                                                                                                                                        |    |
|--------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|----|
| <b>Бармин И.В., Каджаев В.Л.</b> Вопросы обеспечения безопасности функционирования ракетно-космического стартового комплекса                           | 3  |
| <b>Баранов Н.А.</b> Учет условий безопасности в моделях преодоления ПВО группой ЛА. Общий подход                                                       | 12 |
| <b>Застенкер Г.Н., Зеленый Л.М., Селиванов А.С., Чесалин Л.С.</b> Информационное обеспечение международного космического проекта "Интербол"            | 17 |
| <b>Поплавский Б.К., Леонов В.А.</b> Инвариантное оценивание в испытаниях воздушных судов                                                               | 22 |
| <b>Асланов В.С., Ледков А.С., Стратилатов Н.Р.</b> Пространственное движение космической тросовой системы, предназначенной для доставки груза на Землю | 28 |
| <b>Левченко М.М.</b> Влияние несимметричности загрузки самолета на нагружение шасси                                                                    | 34 |
| <b>Ерошков В.Ю.</b> Пути совершенствования управления производственными процессами в авиадвигателестроении                                             | 38 |
| <b>Меньшиков В.А., Макаров М.И.</b> Международная аэрокосмическая система мониторинга опасных геофизических процессов и прогнозирования катастроф      | 45 |
| <b>Черток Б.Е., Григорьев Ю.И., Марков А.В., Громов С.К.</b> "...Шаг, без которого не пройти!"                                                         | 54 |

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

*Мнение редакции не всегда совпадает с точкой зрения авторов статей.  
За содержание рекламных материалов ответственность несет рекламодатель.*

Адрес редакции: 107076, Москва, Стромынский пер., 4  
Телефоны: 269-48-96; 268-49-69; 268-33-39  
Факс: 269-48-97; 268-33-39  
Адрес электронной почты: [polet@mashin.ru](mailto:polet@mashin.ru)  
Адрес в интернете: <http://www.mashin.ru>



**AVIATION ♦ ROCKET TECHNOLOGY ♦ COSMONAUTICS**

The journal is issued monthly

Published since August 1998

**G.V. NOVOZHILOV** –

Editor-in-Chief (Aviation)

**A.S. KOROTEYEV** –

Editor-in-Chief (Rocket Technology  
and Cosmonautics)

**L.A. GILBERG** –

Deputy Editor-in-Chief

**Editorial**

**Board Members**

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

**Executive secretaries  
of the journal**

I.N. MYMRINA  
D.Ya. TCHERNIS

**Editor Organizer**

O.S. RODZEVICH

**Representatives of the journal:**

Kazan: R.I. ADGAMOV, phone (843) 238-46-23  
Roscosmos: I.N. PANARIN, phone (495) 975-45-86  
Russian AF: A.V. DROBYSHEVSKIY,  
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  
India, New Delhi: S.A. MIKOYAN (Yarikova),  
phone (10911) 687-37-99

**CONTENTS**

|                                                                                                                                                                               |    |
|-------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|----|
| <b>Barmin I.V., Kadzhayev V.L.</b> Safety Issues Of Launch Site Operations . . . . .                                                                                          | 3  |
| <b>Baranov N.A.</b> The Account Of Safety Conditions In Models Of Air Defense Overcoming By Aircraft's Group. General Approach . . . . .                                      | 12 |
| <b>Zastenker G.N., Zeleny L.M., Selivanov A.S., Chesalin L.S.</b> Information Support To INTERBALL International Space Program . . . . .                                      | 17 |
| <b>Poplavsky B.K., Leonov V.A.</b> Invariant Estimation Technique In Aircraft Flight Testing . . . . .                                                                        | 22 |
| <b>Aslanov V.S., Ledkov A.S., Stratilatov N.R.</b> Spatial Motion Of Space Rope Cargo Transportation System . . . . .                                                         | 28 |
| <b>Levchenko M.M.</b> Asymmetric Aircraft Loads' Influence On Landing Gear . . . . .                                                                                          | 34 |
| <b>Eroshkov V.Yu.</b> Possible Methods For Improvement Of Manufacturing Process Management In Aircraft Engine Building . . . . .                                              | 38 |
| <b>Menshikov V.A., Makarov M.I.</b> International Aerospace System For Monitoring Hazardous Geophysical Processes And Predicting Natural And Human-Caused Disasters . . . . . | 45 |
| <b>Tchertok B.E., Grigoriev Yu.I., Markov A.V., Gromov S.K.</b> Things Impossible To Omit When Going Forward . . . . .                                                        | 54 |

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

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

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

УДК 629.7

# Вопросы обеспечения безопасности функционирования ракетно-космического стартового комплекса

**И.В. Бармин, В.А. Каджаев**

*Рассматриваются вопросы промышленной безопасности, связанные с анализом аварийных рисков и оценкой угроз последующих опасных событий с учетом предусмотренных для их устранения "барьеров безопасности" в целях обеспечения устойчивого и безопасного функционирования ракетно-космического стартового комплекса.*

**I.V. Barmin, V.L. Kadzhayev. Safety Issues Of Launch Site Operations**

*The article scrutinizes the industrial safety issues, pertaining to the assessment of the risks and hazardous consequences with account of "safety barriers" introduced to render such risks remediable, in order to ensure safe and reliable operation of a launch site system.*

**П**роблемы надежности и безопасности были в центре внимания как основателей ракетно-космической промышленности, так и последующих поколений конструкторов. Стремительный выход человека в космос в середине XX в. был многотрудным научно-производственным и организационным свершением, не лишенным драматических эпизодов, в том числе и аварийных взрывов ракет. Поэтому работа по предупреждению и нейтрализации возможных аварийных угроз велась постоянно и соответствующие материалы непременно фигурировали в проектных разработках и конструкторской документации. Вместе с тем следует отметить, что эта работа ввиду отсутствия необходимой научно-методической базы на начальном этапе проводилась фрагментарно, как правило, при сравнительной оценке и выборе основных технических решений, закладываемых в конструкцию проектируемых систем.

Однако, анализируя сегодня возможные аварийные риски и выстраивая систему "барьеров безопасности" при работе над проектом стартового комплекса (СК) для ракеты-носителя (РН) "Союз-СТ" в Гвианском космическом центре (ГКЦ) [1], в процессе адаптации к европейским требованиям по безопасности, отмечаем высокий уровень и устойчивость этих "барьеров", которые были сформированы в первых редакциях проекта СК.

Решение назревших в отрасли вопросов надежности и безопасности потребовало проведения большого объема работ по их структурной систематизации и научно-методическому обоснованию методов и средств обеспечения безопасного и устойчивого функционирования сложных технических систем, в том числе ракетно-космических стартовых комплексов. Заметный шаг в этой области был сделан в 1960-х гг., когда в НИИ и КБ были созданы подразделения по научно-методическому обеспечению работ в области надежности. В практику работы предприятий были внедрены программы обеспечения надежности, разработан и сформулирован критерий оценки ее показателей, налажен выпуск методических рекомендаций и справочных пособий. Не застави-



**БАРМИН**  
Игорь Владимирович — генеральный директор — генеральный конструктор ФГУП "Конструкторское бюро общего машиностроения им. В.П. Бармина", доктор техн. наук



**КАДЖАЕВ**  
Вадим Леонтьевич — главный специалист по промышленной безопасности ФГУП "Конструкторское бюро общего машиностроения им. В.П. Бармина", кандидат техн. наук

ли себя ждать и многочисленные публикации по данной теме. В некоторых из них поставлена под сомнение целесообразность использования при проектировании единичных объектов статистических методов оценки надежности, успешно применяемых в массовом производстве. Следует упомянуть высказывания о невозможности предсказания надежности, о цифрологии и т.д. [2]. Подобные по сути мнения можно услышать и сегодня.

Необходимо отметить, что в целом проблема надежности в достаточной мере обеспечена научно-методической базой, которая успешно применяется на практике. А проблема безопасности в силу ряда причин не удостоилась столь пристального внимания. Среди этих причин можно отметить мнение о преимущественной нацеленности безопасности на сбережение инфраструктуры, тогда как надежность направлена на достижение цели. Многогранная проблема безопасности была долгое время ограничена рамками техники безопасности, ориентированной на вопросы устранения производственного травматизма. Поэтому такие продуктивные и востребованные методические инструменты, как анализ аварийных рисков и оценка угроз последующих опасных событий, долгое время не находили активного применения при разработке мер по обеспечению безопасности функционирования сложных технических систем.

Возникшая в последние несколько лет новая волна интереса к проблемам безопасности и, соответственно, начало разработки ее наиболее актуальных вопросов, безусловно, связаны с радикальными изменениями производственных отношений и, как следствие, с повышением правовой и материальной ответственности за причинение ущерба личности, корпоративным и общественным интересам, а также с внедрением в практику промышленной деятельности, в том числе и космической, страхового бизнеса, невозможного без объективной оценки страховых рисков. Seriously активизировалась работа по обеспечению безопасности труда в производственной сфере. Идет поиск наиболее успешных организационных форм по управлению и надзору в области промышленной безопасности. На предприятиях с опасными производственными объектами организованы службы производственного контроля. Оформляются декларации опасных производственных объектов, в том числе и СК, проводятся их периодическая аттестация и страхование. Ростехнадзор и НТЦ "Промышленная безопасность" разработали ряд нормативно-технических документов, включающий методические рекомендации [3], которые полезны при ана-

лизе аварийных рисков. И, наконец, подготовлен и принят Федеральный закон "О промышленной безопасности опасных производственных объектов", который стал основой правовой базы для работ по промышленной безопасности и где даны исчерпывающие формулировки основных понятий в области данной проблемы. В связи с наблюдаемой разногласий, в том числе и в нормативных документах, приведем формулировку, содержащуюся в ст. 1 этого закона: "Промышленная безопасность опасных производственных объектов (далее — промышленная безопасность) — состояние защищенности жизненно важных интересов личности и общества от аварий на опасных производственных объектах и последствий указанных аварий".

Соответствующая работа ведется и в Роскосмосе. Разработан ряд нормативно-технических документов, где изложены основные требования и задачи по обеспечению безопасности на опасных объектах в отрасли. Проводится разработка методических рекомендаций. На некоторых предприятиях организованы Центры промышленной безопасности. При разработке проектов СК уделяется больше внимания анализу аварийных рисков. Наиболее интенсивно эта работа проводится в рамках упомянутого выше проекта для Гвианского космического центра. Часть ее выполняется вместе с представителями заказчика. Острая дискуссия с оппонентами при анализе рисков и оценке эффективности "барьеров безопасности" делает их более продуктивными.

Как правило, апробированные технические решения для проектируемых систем СК принимаются достаточно доброжелательно. И здесь, конечно, учитывается многолетняя безаварийная работа аналогов-предшественников. Проблемы, как и ожидалось, возникли при количественной оценке показателей уровня безопасности, что связано с практическим отсутствием статистической выборки для формирования банка данных, так как подобные инциденты в многолетней практике эксплуатации СК буквально единичны. Поэтому сегодня чаще отдается предпочтение методам, учитывающим технологические предпосылки, направленные на повышение надежности и безопасности, и позволяющим оценить эффективность мер по нейтрализации последующих опасных событий.

#### **Программно-целевые задачи и особенности функционирования СК**

Основные задачи стартового комплекса вытекают из необходимости поддержки устойчивого функционирования РН и обусловлены напряженным режимом работы ее систем и высокими требованиями к их надежности и безопасности.



Не углубляясь в детальный анализ этой проблемы, заметим только, что РН не имеет базовой опоры, подобно летательному аппарату в воздушной среде, которая позволила бы в критических случаях (при дрейфе параметров рабочего процесса к граничным пределам) "сбросить газ" и избежать аварийного отказа. Поэтому важно иметь максимально возможный ресурсный запас, обеспечивающий динамически устойчивое функционирование систем РН, форсированный режим работы которых "подпитывается" на СК при предпусковой подготовке. Отсюда становится понятно, что первоочередными задачами СК являются максимально возможное ресурсное обеспечение РН и устранение возможных аварийных рисков при неблагоприятном воздействии окружающей среды и непредсказуемых технологических нагрузок. В числе мероприятий, обеспечивающих их решение, отметим заправку РН компонентами ракетного топлива и сжатыми газами высокого давления; проверку и наладку систем управления, снижающую операционные риски; формирование на основе инертных газов функциональной и безопасной рабочей среды в топливных баках и "подушек безопасности" в незагруженных полостях; создание благоприятного для систем РН температурно-влажностного режима и подачу на борт кондиционных сжатых газов для пневмоприводов, обеспечивающих более безопасную и "эластичную", в отличие от электропривода, работу исполнительных механизмов; создание "барьеров безопасности" от рисков повреждения облегченного и тонкостенного корпуса РН при ее транспортировке и установке на стартовую систему.

С учетом изложенного следует подчеркнуть, что вопросы надежного и безопасного функционирования технологических систем СК не замкнуты на "внутрицеховые" задачи, но увязаны в проблему безаварийной работы функционально интегрированной системы СК+РН, которая выполнит основную целевую программу при условии устойчивой работы всех ее составляющих.

Целевые задачи, которые должны выполняться СК и его технологическими системами, как правило, диктуют высокий уровень надежности и безопасности. И если ранее задавались только количественные показатели уровня надежности, то сегодня требования ЕКА устанавливают количественные и качественные показатели безопасности по каждому виду аварийных угроз.

Качественный показатель задает кратность "барьеров безопасности": для катастрофического уровня опасности — два дополнительных "барьера", а для тяжело-

го — один. Количественные показатели задаются для всех уровней угроз с вероятностью от  $10^{-2}$  до  $10^{-8}$  в зависимости от степени опасности, и на их основе определяется уровень безопасности СК в целом. Уровень безопасности группы систем определяется их общим числом с учетом выявленного числа аварийных сценариев и сложности каждой системы [4].

Риск для СК равен сумме выявленных рисков всех систем с учетом скрытых угроз. С учетом сложности системы число учитываемых сценариев будет

$$C_i = (C_{pi} + C_{di})K_i, \quad (1)$$

где  $C_{pi}$  — число выявленных сценариев;  $C_{di}$  — число дополнительных сценариев;  $K_i$  — коэффициент сложности.

Распределение величин рисков по группам систем проводится пропорционально числу сценариев:

$$Q_i = \frac{QC_i}{\sum_{i=1}^n C_i}. \quad (2)$$

Для каждой отдельной системы уровень нормативного риска будет

$$Q_{0i} = \frac{Q_i}{C_{pi}}. \quad (3)$$

Для пояснения изложенного на рис. 1 показан фрагмент схемы деления СК на группы систем и приведены фрагменты документов, в которых в зависимости от степени опасности аварийных угроз определяются число рассматриваемых сценариев случаев, связанных с риском, для СК в целом, а также распределения рисков по группам систем и для группы систем механической техники (табл. 1...3).

Процесс эксплуатации СК имеет характерную цикличность, диктуемую темпом пусков РН. Причем каждый цикл состоит из этапов, на которых решаются свои запрограммированные задачи [1].

Первый из этапов — подготовительный — позволяет провести еще одну "финишную" проверку на функционирование систем и агрегатов СК. При этом на дальних подступах выявляются возможные нарушения в режимах технологических процессов и осуществляются их коррекция и конструктивная наладка. При необходимости проводится замена вызывающего сомнение узла, технического устройства или прибора контроля.

Благоприятной технологической предпосылкой в таких случаях является заложенная в конструкцию высокая ремонтпригодность наиболее ответственных

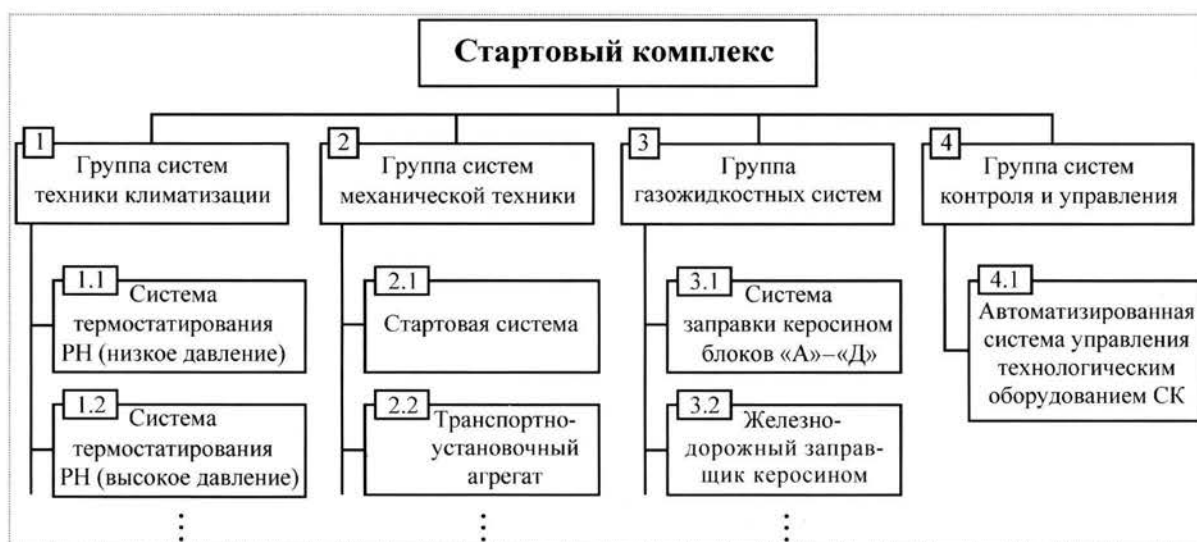


Рис. 1. Схема деления СК на группы систем (фрагмент)

Таблица 1

Число рассмотренных сценариев случаев, связанных с риском, для СК в целом

| Степень опасности | 0А.2 | 0В | 1.1 | 1.2 | 1.3 | 1.4 | 1.5 | 2  |
|-------------------|------|----|-----|-----|-----|-----|-----|----|
| Число сценариев   | 18   | 17 | 10  | 4   | 3   | —   | —   | 20 |

Обозначения степени опасности аварийных угроз: 0А – катастрофическая; 0В – значительная; 1 – большая; 2 – незначительная.

Таблица 2

Распределение рисков по группам систем (фрагмент)

| Степень опасности                                               | 0А.2     | 0В       | 1.1      | 1.2      | 1.3      | 1.4      | 1.5      | 2        |
|-----------------------------------------------------------------|----------|----------|----------|----------|----------|----------|----------|----------|
| Значение риска (цель) для СК в целом                            | 3,46E-07 | 3,34E-06 | 3,63E-04 | 5,00E-04 | 1,00E-03 | 4,80E-04 | 1,00E-05 | 1,70E-02 |
| Общее число сценариев для СК в целом                            | 42       | 51       | 23       | 9        | 12       | —        | —        | 50       |
| 1. Значение риска (цель) для группы систем техники климатизации | —        | —        | 9,47E-05 | 3,33E-04 | —        | —        | —        | —        |

Таблица 3

Распределение рисков для группы систем механической техники (фрагмент)

| № и название системы                  | Степень опасности |          |          |          |     |     |     |          |
|---------------------------------------|-------------------|----------|----------|----------|-----|-----|-----|----------|
|                                       | 0А.2              | 0В       | 1.1      | 1.2      | 1.3 | 1.4 | 1.5 | 2        |
| 2.1. Стартовая система                | 9,89E-09          | 1,09E-07 | 1,89E-05 | —        | —   | —   | —   | 4,16E-04 |
| 2.2. Транспортно-установочный агрегат | 9,89E-09          | —        | 1,89E-05 | —        | —   | —   | —   | 4,16E-04 |
| 2.3. Мобильная башня обслуживания     | 4,94E-08          | —        | 3,79E-05 | 1,67E-04 | —   | —   | —   | 1,66E-03 |

систем и агрегатов СК, которая поддерживается при эксплуатации соответствующим материально-техническим обеспечением (ЗИП, сменные агрегаты и необходимые комплектующие). Как показала многолетняя практика, это позволяет дополнительно подтвердить надежность и повысить устойчивость функционирования технологических систем СК непосредственно перед предстоящим пуском.

Указанную технологическую процедуру можно рассматривать как структурный этап в процессе обеспечения надежности и безопасности функционирования СК, позволяющий устранить или существенно снизить аварийный риск и угрозу последующих опасных событий. При количественной оценке вероятности отказа и аварии он учитывается дополнительным сомножителем в интегральном показателе.

#### **Анализ принятых технических решений и аварийных рисков — основа формирования "барьеров безопасности"**

Обоснованный выбор основного технического решения, заложенного в конструкцию, обеспечивает благоприятные условия для устранения неопределенностей при анализе рисков и нейтрализации угроз опасных событий в случае возможных аварий. Рассмотрим проблему на примере СК для РН "Союз". Конструкция стартовой системы (СС) защищает и поддерживает РН, т.е. формирует "барьеры безопасности", которые устраняют риски повреждения корпуса ракеты от неучтенных технологических нагрузок и воздействия внешней среды. Кроме того, она обеспечивает четкое исполнение операций по беспрепятственному отрыву и начальному подъему РН во время запуска. Это обусловлено техническим решением, заложенным в конструкцию СС, которая позволяет снять значительную часть неблагоприятных для тонкостенного корпуса РН нагрузок сжатия и обеспечивает синхронизацию подъема РН и отвода опорных ферм СС с использованием гравитационных сил (рис. 2, 3).

Для каждой операции предусмотрены свои меры по устранению аварийных рисков. При установке РН это обеспечивается регулированием скорости сведения опорных ферм (ОФ), которая снижается на порядок при приближении стрелы ОФ к корпусу РН, а при заправке риск несанкционированного отвода ОФ устраняется путем установки стяжек, замыкающих кольцо опорных ферм. Стяжки демонтируются перед пуском и сдаются руководителю работ.

Анализ взаимодействия конструктивных элементов стартовой системы позволяет разделить выявленные риски на две категории: первая — физические (ви-

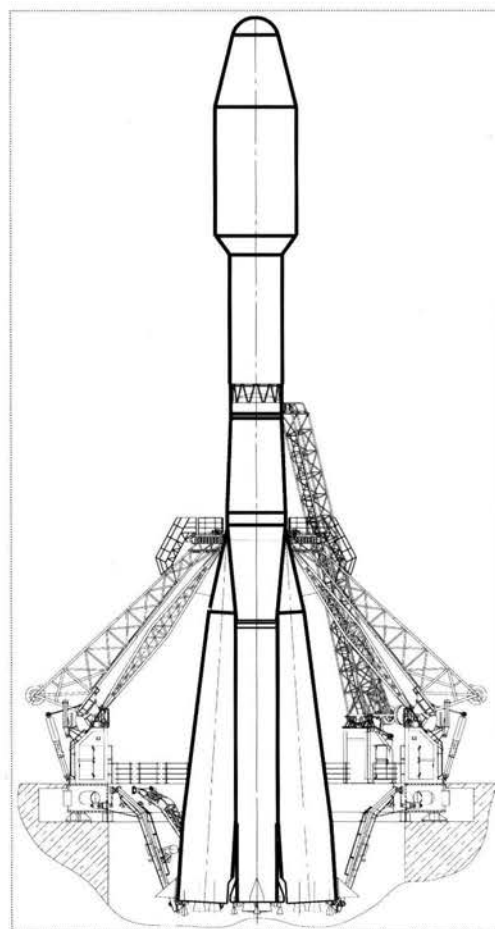


Рис. 2. Стартовая система с РН "Союз"

вые) риски, увязанные с физикой рабочего процесса выполняемой технологической операции, и вторая — операционные риски, обусловленные возможными ошибками, связанными с нарушением структурной иерархии управляющих команд или порядка выдачи сигнала на их исполнение. Здесь необходимо выполнять следующее условие: итоговая команда выдается только после получения сигнала, подтверждающего исполнение предшествующих, подготовительных, операций. При этом важно, чтобы в случае неисполнения или пропуска одной из предыдущих операций сработала предусмотренная блокировка итоговой команды и было выдано распоряжение на повторное прохождение подготовительного цикла.

Заправку РН компонентами ракетного топлива и сжатыми газами высокого давления выполняют газожидкостные системы СК, которые имеют подобные физические характеристики и представляют одну группу систем, так как при их проектировании были использованы близкие по конфигурации технические решения. Действительно, подача продукта на борт осуще-

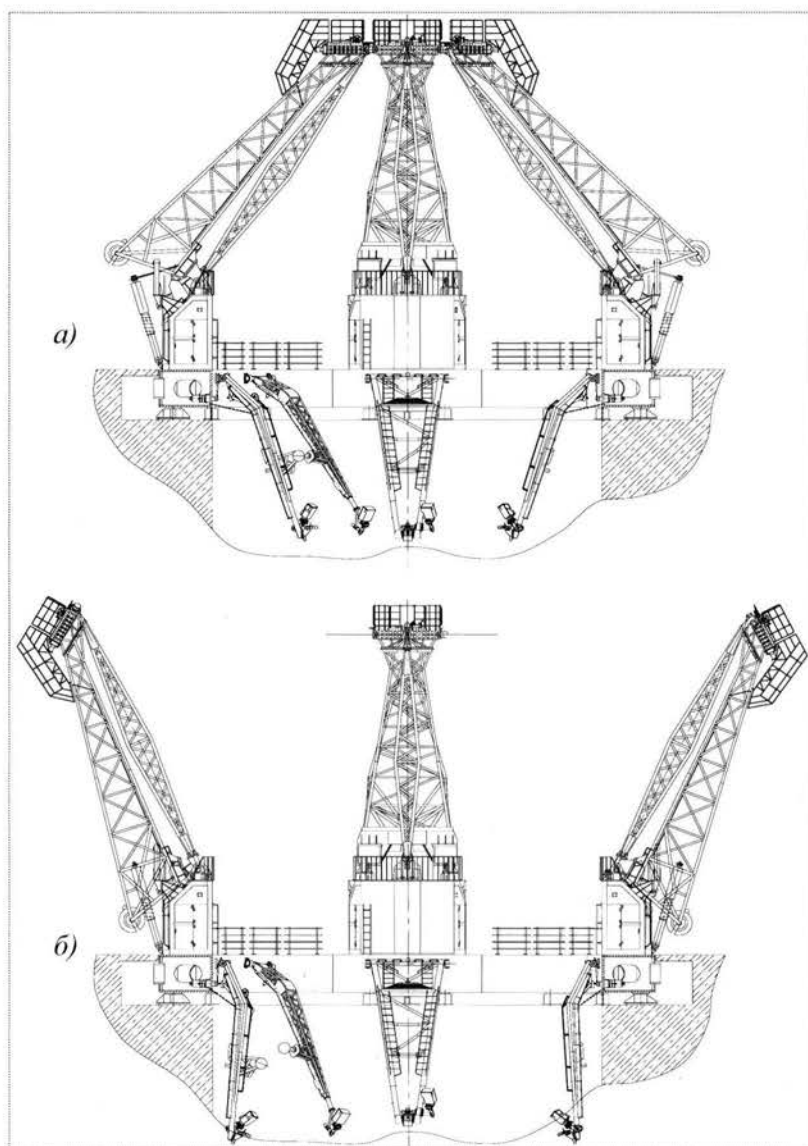


Рис. 3. Стартовая система до (а) и после (б) пуска

ствляется за счет перепада давлений между источником и потребителем, т.е. заданным давлением продукта, подаваемого насосом непосредственно из резервуара-накопителя или ресиверной. И основные физические риски, вызываемые проливами продукта, могут быть нейтрализованы ограничением возможного роста давления в системе выше предусмотренного — рабочего, и исключением утечек из уплотнительных элементов в местах стыковки фрагментов трубопроводов и запорно-регулирующей арматуры в узлах систем. В данных узлах систем выполняется технологическая регулировка параметров, распределяются энергетические и информационные потоки, а в экстренных случаях испол-

няются оперативные управляющие команды. Понятно, что это создает концентрацию физических и операционных рисков и требует повышенного внимания при испытаниях и функциональных проверках.

#### **Требования безопасности и идентификация рисков. Оценка аварийных угроз и методы обеспечения безопасности функционирования СК**

Ст. 3 Федерального закона "О промышленной безопасности опасных производственных объектов" № 116-ФЗ от 21 июля 1997 г. дает следующее определение: "Требования промышленной безопасности — условия, запреты, ограничения и другие обязательные



Таблица 4

Матрица аварийных угроз (вероятность  $P$  – тяжесть последствий)

| Отказ         | Степень тяжести<br>Частота | Катастрофический | Тяжелый | Критичный | Некритичный | Несущественный |
|---------------|----------------------------|------------------|---------|-----------|-------------|----------------|
|               |                            |                  |         |           |             |                |
| Возможный     | $P > 10^{-2}$              |                  |         |           |             |                |
| Вероятный     | $10^{-3} < P \leq 10^{-2}$ |                  |         |           |             |                |
| Маловероятный | $10^{-4} < P \leq 10^{-3}$ |                  |         |           |             |                |
| Невероятный   | $10^{-5} < P \leq 10^{-4}$ |                  |         |           |             |                |
| Невозможный   | $10^{-6} < P \leq 10^{-5}$ |                  |         |           |             |                |

Примечание. Серым цветом показана закрытая зона, белым – открытая зона.

требования, содержащиеся в настоящем федеральном законе, других федеральных законах и иных нормативных правовых актах Российской Федерации, а также в нормативных технических документах, которые принимаются в установленном порядке и соблюдение которых обеспечивает промышленную безопасность". Данные требования, как правило, учитываются при проектных проработках на этапе эскизного проекта, конкретизируются при разработке конструкторской документации и, безусловно, отражаются в инструкциях по эксплуатации. При выборе технических решений, закладываемых в конструкцию системы или агрегата, рассчитываются и оговариваются параметры ее функционирования, значения предельных нагрузок и режимы рабочих процессов, и при анализе рисков не идет поиск абстрактных "неурядиц", а рассматриваются конкретные инциденты, которые могут возникнуть при нарушении технических условий и требований, заданных конструктором.

Сегодня общепризнанно, что критичность аварий ранжируется с учетом двух параметров – вероятности (частоты) и тяжести опасных последствий и матрица критичности имеет вид табл. 4.

Необходимо подчеркнуть, что угрозы, оцениваемые по данной матрице, не являются фатальными событиями, так как вероятность события есть численная мера его объективной возможности [4] и не более того. Но установление характеристик события (качественных и количественных) позволяет выбрать адекватные меры по устранению или уменьшению этих угроз. Конечно, при авариях могут иметь место комбинации различных событий, находящихся в определенной причинно-следственной связи, которые выявляются логико-графическими методами анализа с использованием структурных схем "дерева отказа" и "де-

рева событий". Пример структуры "дерева отказа", приведенный на рис. 4, включает одно головное событие-аварию, которое связано с набором нижестоящих инцидентов (ошибок, отказов, внешних воздействий), образующих причинные связи – сценарий аварий [3].

Анализ "дерева отказа" позволяет выделить ветви прохождения неблагоприятного события, а также указать минимальные пропускные сочетания и минимальные отсечные сочетания. Первые – это набор исходных событий-предпосылок, возникновение которых достаточно для реализации головного события (аварии). Второе – набор исходных событий, который гарантирует отсутствие головного события при условии устранения его составляющих. Именно конкретная направленность и соразмерность мер по устранению аварий определяется при анализе рисков, включающем информативный фрагмент "дерева отказа".

Сценарий развития последующих опасных событий при возможной реализации аварийной ситуации выстраивается на основе анализа "дерева событий" (рис. 5). Структурная схема "дерева событий" выстраивается из условия, что произошло инициирующее со-



Рис. 4. "Дерево отказа" заправочной операции



Рис. 5. "Дерево событий" при проливе горючего

бытие, возможные последствия которого анализируются с учетом опыта управления кризисными ситуациями, а в рассматриваемом случае еще и с привлечением специалистов пожарно-технической службы, что дает возможность снизить уровень тяжести некоторых опасных событий и перевести их из категории тяжелых или катастрофических в менее критичную.

Поскольку первопричиной всех рисков и последующих угроз является инцидент (отказ) – событие, инициирующее опасные аварийные последствия, обеспечение безотказного функционирования является первоочередной задачей комплекса работ по надежности и безопасности [5]. Вероятность отказа тесно связана с надежностью и определяется как величина ей противоположная. Но возможность реализации отказа может быть устранена, если предусмотрены и вовремя приняты меры, воссоздающие условия штатной работы и восстанавливающие мгновенную готовность системы к выполнению предстоящей технологической операции. Достигается это разными методами, чаще двумя: ограничением предельного уровня критичного параметра технологического процесса путем "срезания пиков" предохранительными устройствами или блокировкой процесса и последующей оперативной наладкой для восстановления функциональной работоспособности.

Необходимо подчеркнуть, что значительная часть предпосылок к возможному отказу или аварии выявля-

ется при проверках на функционирование, во время подготовительного этапа эксплуатационного цикла СК. Измерения физических параметров режимов работы позволяют зафиксировать подозрительный дрейф или скачки характеристик, указывающие на непредсказуемые изменения. Отказ блокируется мерами по устранению сочетаний пропускных событий.

Процесс оценки аварии начинается с определения вероятности отказа или события методом экспертных оценок. Ее уровень фиксируется по первой, качественной, графе матрицы аварийных угроз (см. табл. 4), а затем сопоставляется со второй, численной, графой для определения количественных показателей.

Обобщая, заметим, что количественная оценка функциональной вероятности опасного события  $P_f$  определяется с учетом трех основных составляющих: показателя уровня надежности

системы  $R$ , дополнительного сомножителя, оцениваемого по результатам предпусковой функциональной проверки, и вероятности развития опасного события с учетом предусмотренных "барьеров безопасности" в случае состоявшейся аварии. В итоге значение показателя функциональной безопасности  $P_f$  рассматриваемой системы определяется зависимостью

$$P_f = (1 - R) \prod_{i=1}^n P_{fi}, \quad (4)$$

где  $P_{fi}$  – количественный показатель единичного риска.

При этом положительная оценка уровня безопасности определяется условием гарантированного обеспечения нормативного значения показателя безопасности  $Q_0$ , т.е. соблюдением неравенства

$$P_f < Q_0.$$

### Выводы

1. Требования безопасности функционирования СК определяются общетехническими и отраслевыми нормативно-техническими документами, а конкретизируются условиями, ограничениями, запретами, сформулированными в конструкторской документации, в том числе технических условиях на изготовление и инструкциях по эксплуатации.

2. Анализ аварийных рисков — процесс идентификации и оценки риска аварии для определения вероятности (частоты) и степени тяжести последствий. А построение "дерева отказа" — необходимый методический инструмент для анализа причин ее проявления.

3. Вероятность события — только численная мера его объективной возможности. И выявление на основе функциональных проверок перед пуском предвестников технических рисков — скачков или дрейфа параметров — позволяет принять меры по блокировке развития аварийной ситуации.

4. Безопасность функционирования СК обеспечивается обоснованными техническими решениями, заложенными в конструкцию технологических систем СК, предусматривающими их высокую надежность и ремонтопригодность, а также возможность формирования устойчивых "барьеров безопасности".

## Список литературы

1. **Стартовый** комплекс ракеты-носителя "Союз-СТ" в Гвианском космическом центре / И.В. Бармин, В.Н. Климов, А.М. Игнашин, П.В. Каргашев // Полет. 2005. № 11.
2. **О проблеме** надежности. О невозможности предсказания надежности / А.Дж. Финоччи и др. // ГОНТИ-1, ТИ № 8, 1966 / Annals of Reliability and Maintainability, July, 1965.
3. **Методические** указания по проведению анализа риска опасных производственных объектов. НТЦ "Промышленная безопасность". РД 03-418-01. Утв. пост. Госгортехнадзора от 10.07.01 № 30.
4. **Определение** распределения заданных величин рисков в зоне СК по группам систем и системам. Проект "Союз в ГКЦ". ФГУП КБОМ, 2006.
5. **Вентцель Е.С.** Теория вероятности. М: Наука, 1964.
6. **Оценка** угроз опасных событий по аварийным рискам технологических систем СК с учетом предусмотренных мер по их устранению. Инженерная методика. К проекту "Союз в ГКЦ". ФГУП КБОМ, 2006.

ДАЙДЖЕСТ    ДАЙДЖЕСТ    ДАЙДЖЕСТ    ДАЙДЖЕСТ    ДАЙДЖЕСТ    ДАЙДЖЕСТ    ДАЙДЖЕСТ



### КАZSAT-2 СМОЖЕТ ПОКРЫВАТЬ ТЕРРИТОРИЮ СТРАН ЦЕНТРАЛЬНОЙ АЗИИ, ЗАКАВКАЗЬЯ И ЧАСТИЧНО БЛИЖНЕГО ВОСТОКА

Казахстан приступил к реализации собственных космических программ запуском в июне 2006 г. с Байконура спутника связи KazSat-1 разработки ГКНПЦ им. М.В. Хруничева. Аппарат предназначен для организации каналов телерадиовещания, телефонной связи, передачи данных, широкополосного доступа к сети интернет, создания и развития VSAT-сетей, создания ведомственных и корпоративных сетей связи, оказания пакета мультимедийных услуг.

Создаваемый второй казахстанский спутник KazSat-2 обеспечит услугами космической связи потребителей на территории Казахстана, а также стран Центральной Азии, Закавказья и частично Ближнего Востока.

Тендер на создание спутника связи KazSat-2 стоимостью 115 млн дол. в сентябре 2006 г. выиграл ГКНПЦ им. М.В. Хруничева. Спутник планируется запустить в июне—августе 2009 г. Он будет мощнее KazSat-1 и иметь более высокую спектральную плотность сигнала. Кроме того, число установленных на спутнике транспондеров увеличится до 14...16. KazSat-2 в отличие от первого спутника связи позволит ретранслировать телевизионный сигнал на индивидуальные спутниковые "тарелки" на всей территории Казахстана.

### КОСМИЧЕСКИЙ АППАРАТ KAZSAT-3 МОЖЕТ БЫТЬ ЗАПУЩЕН В 2013 г.

По словам вице-президента АО "Республиканский центр космической связи и электромагнитной совместимости радиоэлектронных средств" (РЦКС) Габдуллатифа Мурзакулова, запуск третьего казахстанского спутника связи KazSat-3 может быть осуществлен в июне—августе 2013 г. По расчетам специалистов РЦКС, к этому сроку возникнет дефицит передающих мощностей действующего спутника KazSat-1 и создаваемого в настоящее время KazSat-2.

Г. Мурзакулов напомнил, что Казахстан для удешевления создания национальной спутниковой системы связи выбрал стратегию строительства малых спутников, которые выводятся на орбиту попутно с крупными космическими аппаратами. Спутник KazSat-3 продолжит серию малых космических аппаратов связи. Его масса не будет превышать 1,1 т. "Поскольку к 2010 г., когда начнется строительство спутника, которое займет еще 36 мес, технологии производства космических аппаратов уйдут вперед, очевидно, что мощностные параметры и используемые диапазоны частот нового казахстанского спутника связи будут отличными от параметров KazSat-1 и KazSat-2", — подчеркнул Г. Мурзакулов.

### ПРЕЗИДЕНТ КАЗАХСТАНА ОБСУДИЛ ВОПРОСЫ РАЗВИТИЯ КОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ С РУКОВОДИТЕЛЕМ СП "БАЙТЕРЕК"

"Президент Казахстана Нурсултан Назарбаев придает огромное значение развитию космической отрасли нашей страны", — сообщил генеральный директор казахстанско-российского СП "Байтерек" Т.А. Мусабаев после его встречи с главой государства.

"Сейчас мы реализуем программу развития космической отрасли на 2005—2007 гг., идет разработка государственной программы развития до 2020 г.", — отметил Т.А. Мусабаев. "Таким образом, — сказал он, — Казахстан неуклонно движется в ряды космических держав. Запуск космического аппарата KazSat-1 — очень важное событие в развитии отечественной космонавтики". Т.А. Мусабаев напомнил также, что реализуется и ряд других проектов: строительство ракетно-космического комплекса "Байтерек" и авиационно-космического комплекса "Ишим", создание специального конструкторского бюро на космодроме Байконур.

Вестник Интерфакс — АВН № 52 (275), 2006 г.



**БАРАНОВ**  
Николай Алексеевич —  
старший научный сотрудник  
ВВИА им. проф.  
Н.Е. Жуковского,  
кандидат техн. наук

## Учет условий безопасности в моделях преодоления ПВО группой ЛА. Общий подход

**Н.А. Баранов**

*На примере марковских моделей преодоления ПВО группами летательных аппаратов рассматривается возможность учета в них условий взаимной безопасности. Под условиями безопасности понимается требование непоражения нескольких летательных аппаратов при одном огневом воздействии.*

**N.A. Baranov. The Account Of Safety Conditions In Models Of Air Defense Overcoming By Aircraft's Group. General Approach**

*On an example of markovian models of air defense overcoming by aircraft's group consider an opportunity of the account in them of mutual safety conditions. Safety conditions are understood as the requirement of several aircraft's undestruction at one damaging action.*

**П**ри преодолении системы противовоздушной обороны (ПВО) группой летательных аппаратов (ЛА) возможны ситуации, когда в результате одного огневого воздействия может быть поражено несколько ЛА [1, 2]. Число пораженных ЛА в общем случае зависит от интервалов между ними. Таким образом, интервал между ЛА определяет безопасность следующего летательного аппарата по условию его непоражения при огневом воздействии по впереди летящему ЛА. Если не учитывать возможность поражения нескольких ЛА при одном огневом воздействии, то увеличение плотности группы обеспечивает рост числа летательных аппаратов, успешно преодолевших систему ПВО, что неадекватно реальному процессу. Таким образом, возникает задача учета в моделях преодоления ПВО группой ЛА условий их взаимной безопасности.

В данной статье рассмотрен подход к моделированию условий взаимной безопасности ЛА в группе при представлении системы ПВО как системы массового обслуживания. Следует отметить, что при учете условий взаимной безопасности возникают системы массового обслуживания особого типа.

При одном огневом воздействии в общем случае может быть поражено случайное число ЛА. Вероятность поражения отдельного ЛА зависит от распределения интервалов между ними. Таким образом, с точки зрения системы массового обслуживания после хотя бы одного огневого воздействия распределение временных интервалов между требованиями, находящимися в очереди на обслуживание, будет отлично от распределения входящего потока требований. Вместе с тем распределение временных интервалов между требованиями определяет распределение числа успешно обслуженных требований.

Такого рода системы можно рассматривать как системы со случайной дисциплиной обслуживания, поскольку в результате процесса обслуживания с некоторой вероятностью, зависящей от интервалов между требованиями, может быть обслужено любое требование, находящееся в системе. Указанные особенности систем со случайной дисциплиной обслуживания приводят к тому, что анализ их динамики возможен только методами имитационного моделирования.



## Типы систем со случайной дисциплиной обслуживания

Можно выделить несколько типов систем со случайной дисциплиной обслуживания.

*Системы с неограниченным дальним действием.* Вероятность успешного обслуживания требования равна  $\pi_0$ . При обслуживании требования одновременно может быть обслужено любое другое требование из числа находящихся в очереди на обслуживание. Вероятность успешного обслуживания  $k$ -го требования, находящегося в очереди на обслуживание, равна  $\pi(\tau_k)$ , где  $\tau_k$  — временной интервал между требованием, которое обслуживается в данный момент, и  $k$ -м требованием в очереди. Успешное обслуживание требований в очереди не зависит от успешности обслуживания требования, находящегося на обслуживании. Модель такого типа соответствует случаю, когда мощность огневого воздействия велика, а интервалы следования ЛА малы.

*Системы со случайным обслуживанием только первого требования в очереди.* Вероятность успешного обслуживания требования равна  $\pi_0$ . При обслуживании требования одновременно может быть обслужено первое требование, находящееся в очереди на обслуживание. Вероятность успешного обслуживания первого требования, находящегося в очереди, равна  $\pi(\tau_1)$ , где  $\tau_1$  — временной интервал между требованием, которое обслуживается в данный момент, и первым требованием в очереди. Успешное обслуживание требований в очереди не зависит от успешности обслуживания требования, находящегося на обслуживании. Системы данного типа можно рассматривать как частный случай систем с неограниченным дальним действием. Модель такого типа соответствует случаю, когда вероятность поражения более двух ЛА в результате одного огневого воздействия бесконечно мала.

*Системы с ограниченным дальним действием.* Предполагается, что при одном огневом воздействии могут быть поражены с одинаковой вероятностью только ЛА, находящиеся от точки огневого воздействия на расстоянии, не превышающем заданного значения (радиуса поражения). Вероятность успешного обслуживания требования равна  $\pi_0$ . При обслуживании этого требования одновременно может быть обслужено любое другое требование из числа находящихся в очереди на обслуживание, находящееся от обслуживаемого требования на временном интервале, не превышающем величины  $T_{dist}$ . Вероятность успешного обслуживания любого требования, находящегося в очереди на обслуживание в пределах радиуса дальнего действия  $T_{dist}$ , равна  $\pi$ . В частном случае  $\pi = \pi_0$ .

*Системы с дисциплиной обслуживания типа "цепная реакция".* Модели такого типа возникают в случае, когда мощность огневого воздействия невелика и интер-

валы между ЛА таковы, что в результате одного огневого воздействия может быть поражен с некоторой вероятностью только один ЛА. Однако при поражении ЛА может произойти инициирование его боевой нагрузки, что приведет к поражению с некоторой вероятностью следующего за ним ЛА.

В рассматриваемой системе вероятность успешного обслуживания требования равна  $\pi_0$ . При условии его успешного обслуживания одновременно может быть успешно обслужено с вероятностью  $\pi_1$  первое требование, находящееся в очереди на обслуживание. При условии успешного обслуживания первого требования в очереди с вероятностью  $\pi_2$  может быть успешно обслужено второе требование, находящееся в очереди на обслуживание. При условии успешного обслуживания второго требования в очереди с вероятностью  $\pi_3$  может быть успешно обслужено третье требование, находящееся в очереди на обслуживание. Таким образом, при условии успешного обслуживания  $k$ -го требования в очереди с вероятностью  $\pi_{k+1}$  может быть успешно обслужено  $(k+1)$ -е требование, находящееся в очереди на обслуживание.

## Модель динамики системы

Рассмотрим модель преодоления одного комплекса ПВО группой ЛА. Комплекс ПВО будем рассматривать как одноканальную систему массового обслуживания [3], функционирующую в соответствии со следующими правилами.

На вход системы поступает пуассоновский поток требований с интенсивностью  $\lambda(t)$  [4]. Время обслуживания одного требования  $T_{serv}$  распределено по показательному закону с параметром  $\mu(t)$  [4], а время ожидания требования в очереди ограничено величиной  $T_{wait}$ , которая также является случайной и распределенной по показательному закону с параметром  $\nu(t)$ .

Будем предполагать, что процедура обслуживания требования может завершиться как успешно, так и неудачно. Вероятность успешного обслуживания требования обозначим через  $\pi(0)$ . В случае, если процедура обслуживания завершилась неудачно, обслуживание требования продолжается до момента окончания времени его ожидания в системе.

Предположим, что в момент завершения сеанса обслуживания требования, находящегося на обслуживании, с вероятностью  $\pi(\tau_j)$  одновременно может быть успешно обслужено любое  $j$ -е требование, находящееся в очереди на обслуживание. Здесь  $\tau_j$  — временной интервал между требованием, находящимся на обслуживании, и  $j$ -м требованием, находящимся в очереди.

Введем следующие обозначения:  $p_0(t)$  – вероятность того, что рассматриваемая одноканальная система свободна (состояние  $a_0$ );  $p_k(t)$ ,  $k > 0$  – вероятность того, что в системе  $k$  требований: одно требование на обслуживании и  $k - 1$  требование в очереди (состояние  $a_k$ ). В каждый момент времени для системы, находящейся в состоянии  $a_k$ , возможно наступление одного из следующих событий:

приход нового требования;

уход одного из  $k$  требований, если обслуживаемая заявка может покинуть систему, не дожидаясь окончания обслуживания, или одного из  $k - 1$  требований, находящихся в очереди на обслуживание, если обслуживаемая заявка не может покинуть систему, не дожидаясь окончания обслуживания;

успешное обслуживание  $n$  требований из  $k$ , находящихся в системе.

Два последних типа событий возможны только для состояний  $a_k$  с номерами  $k > 0$ .

#### Алгоритм моделирования

Рассмотрим системы с неограниченным и ограниченным дальностью действия. Кроме того, будем предполагать, что время пребывания требований в системе является детерминированным и равным  $T_w$ .

Моделирование функционирования системы основано на дискретизации с шагом  $\Delta t$  процесса изменения ее состояний по времени. Состояние системы в каждый момент времени  $t_k = k\Delta t$  характеризуется набором следующих величин:

число требований  $N_a$ , находящихся в системе;

число требований  $N_{sum}$ , побывавших в системе;

число успешно обслуженных требований  $N_{serv}$ ;

число необслуженных требований  $N_{non}$ ;

вектор  $\bar{T}_a$  моментов прихода в систему каждого из  $N_a$  требований, находящихся в ней в данный момент времени,

$$\bar{T}_a = (T_{a1} T_{a2} \dots T_{aN_a});$$

время  $T_s$  завершения обслуживания требования;

время  $T_i$  прихода в систему нового требования.

Алгоритм моделирования изменения состояния системы в момент времени  $t_k$ :

1. Если  $N_a = 0$ , то переход к шагу 4.

2. Если  $|T_{a1} + T_w - t_k| > \Delta t$ , то переход к пункту 3.

2.1. Выполняется переприсвоение компонент вектора  $\bar{T}_a$ :

$$T_{a1} = T_{a2}, T_{a2} = T_{a3}, \dots, T_{aN_a-1} = T_{aN_a}.$$

2.2. Число требований  $N_a$ , находящихся в системе, уменьшается на единицу, а число необслуженных требований  $N_{non}$  увеличивается на единицу:  $N_a = N_a - 1$ ,  $N_{non} = N_{non} + 1$ .

2.3. Вычисляется время завершения обслуживания следующего требования:  $T_s = t_k + \xi_s$ , где  $\xi_s$  – случайная величина, распределенная по показательному закону с параметром  $\mu$ .

2.4. Переход к шагу 4 (первое требование покидает систему).

3. Если  $|T_s - t_k| \leq \Delta t$ , то обслуживание требования завершено.

3.1. Номеру требования  $m$  присваивается значение 2:  $m = 2$ .

3.2. Если  $m > N_a$ , то переход к пункту 3.7.

3.3. Разыгрывается равномерно распределенная на отрезке  $[0, 1]$  случайная величина  $\eta$ .

3.4. Вычисляется интервал между  $l$ -м и  $m$ -м требованиями  $\tau = T_{am} - T_{al}$ .

3.5. Если  $\eta \leq \pi(\tau)$ , то требование с номером  $m$  обслужено успешно.

3.5.1. Число успешно обслуженных требований  $N_{serv}$  увеличивается на единицу:  $N_{serv} = N_{serv} + 1$ .

3.5.2. Выполняется переприсвоение компонент вектора  $\bar{T}_a$ :

$$T_{am} = T_{am+1}, T_{am+1} = T_{am+2}, \dots, T_{aN_a-1} = T_{aN_a}.$$

3.5.3. Число требований  $N_a$ , находящихся в системе, уменьшается на единицу:  $N_a = N_a - 1$ .

3.6. Если  $\eta > \pi(\tau)$ , то  $m = m + 1$  и переход к пункту 2.2.

3.7. Разыгрывается равномерно распределенная на отрезке  $[0, 1]$  случайная величина  $\eta$ .

3.8. Если  $\eta \leq \pi(0)$ , то требование с номером 1 обслужено успешно.

3.8.1. Выполняется переприсвоение компонент вектора  $\bar{T}_a$ :

$$T_{a1} = T_{a2}, T_{a2} = T_{a3}, \dots, T_{aN_a-1} = T_{aN_a}.$$

3.8.2. Число требований  $N_a$ , находящихся в системе, уменьшается на единицу, а число успешно обслуженных требований  $N_{serv}$  увеличивается на единицу:  $N_a = N_a - 1$ ,  $N_{serv} = N_{serv} + 1$ .

3.9. Вычисляется время завершения обслуживания следующего требования:  $T_s = t_k + \xi_s$ , где  $\xi_s$  – случайная величина, распределенная по показательному закону с параметром  $\mu$ .

4. Если  $|T_i - t_k| \leq \Delta t$ , то в систему поступает новое требование.

4.1. Число требований  $N_a$ , находящихся в системе, увеличивается на единицу:  $N_a = N_a + 1$ .

4.2. Компоненте вектора  $\bar{T}_a$  с номером  $N_a$  присваивается значение  $t_k$ :  $T_{aN_a} = t_k$ .

4.3. Вычисляется время прихода следующего требования:  $T_i = t_k + \xi_i$ , где  $\xi_i$  — случайная величина, распределенная по показательному закону с параметром  $\lambda$ .

Данный алгоритм позволяет моделировать систему с неограниченным дальностью действия. Для систем с ограниченным дальностью действием он остается без изменений, за исключением пункта 3.5, который в этом случае записывается следующим образом: если  $\tau \leq T_{dist}$  и  $\eta \leq \pi(0)$ , то требование с номером  $m$  обслужено успешно.

Вероятность успешного обслуживания и вероятность того, что требование не будет обслужено, вычисляются по формулам

$$P_{serv} = \frac{N_{serv}}{N_a}; \quad P_{non} = \frac{N_{non}}{N_a}.$$

### Результаты моделирования

В настоящей статье были рассмотрены системы трех типов:

*система 1-го типа:* неограниченное дальностью действие, закон обслуживания требований в очереди экспоненциальный:  $\pi^{(1)}(\tau) = \pi_0 \exp(-\alpha_1 \tau)$ , где  $\pi_0$  — вероятность успешного обслуживания требования, находящегося на обслуживании;

*система 2-го типа:* неограниченное дальностью действие, закон обслуживания требований в очереди гауссовский:  $\pi^{(2)}(\tau) = \pi_0 \exp(-\alpha_2 \tau^2)$ ;

*система 3-го типа:* ограниченное дальностью действие с радиусом дальности действия  $T_{dist}$ .

Коэффициенты  $\alpha_1$ ,  $\alpha_2$  выбираются таким образом, чтобы при заданном значении  $\tau = T_{dist}$  выполнялись соотношения

$$\frac{\pi^{(1)}(T_{dist})}{\pi_0} = 0,1; \quad \frac{\pi^{(2)}(T_{dist})}{\pi_0} = 0,1.$$

Из этих соотношений находим, что

$$\alpha_1 = \frac{\ln 10}{T_{dist}}; \quad \alpha_2 = \sqrt{\frac{\ln 10}{T_{dist}}}.$$

При моделировании были приняты: среднее время обслуживания требований  $T_{serv} = 40$  с; среднее время ожидания  $T_{wait} = 200$  с; вероятность успешного обслуживания требования  $\pi_0 = 0,6$ ; средний временной ин-

тервал поступления требований  $T_{in}$  и радиус дальности действия  $T_{dist}$  варьировались.

На примере системы 1-го типа был рассмотрен вопрос о влиянии шага моделирования  $\Delta t$  на точность вычисления стационарных характеристик системы. Результаты моделирования в виде графиков изменения в зависимости от времени моделирования  $t$  вероятности того, что требование не будет обслужено, для случая  $T_{dist} = 1$  с,  $T_{in} = 10$  с представлены на рис. 1. Сравнение представленных зависимостей показывает, что в выбранном диапазоне изменения шага моделирования результаты расчета стационарных характеристик слабо зависят от  $\Delta t$ .

На рис. 2 представлены результаты расчета вероятности успешного обслуживания требований системами различного типа при разных значениях радиуса дальности действия  $T_{dist}$  и среднего времени их поступления  $T_{in}$ . Шаг моделирования был принят равным  $\Delta t = 0,01$  с. Можно отметить, что радиус дальности действия системы существенным образом влияет на значение вероятности успешного обслуживания требований. При принятых значениях параметров систем вероятность успешного обслуживания требования изменялась на 25...50 %.

На рис. 3 показаны результаты расчета вероятности успешного обслуживания требования системами различного типа. Здесь же показаны результаты численного расчета вероятности успешного обслуживания для случая обычной одноканальной системы массового обслуживания с ограничением на время ожидания.

Сравнительный анализ представленных результатов показывает, что тип системы оказывает существенное влияние на значение вероятности успешного обслуживания требований.

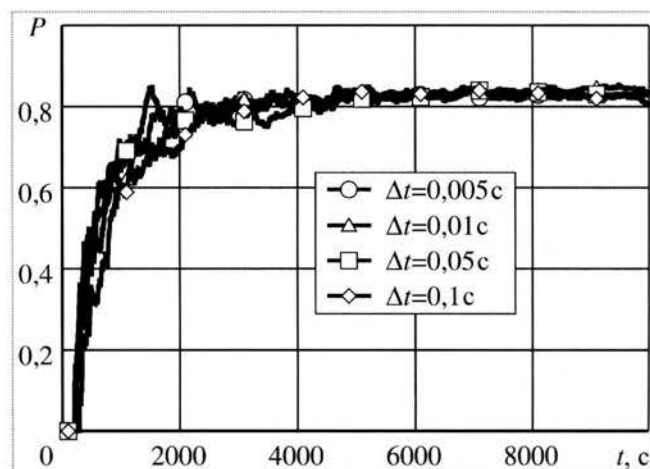


Рис. 1. Влияние шага моделирования на результаты расчета

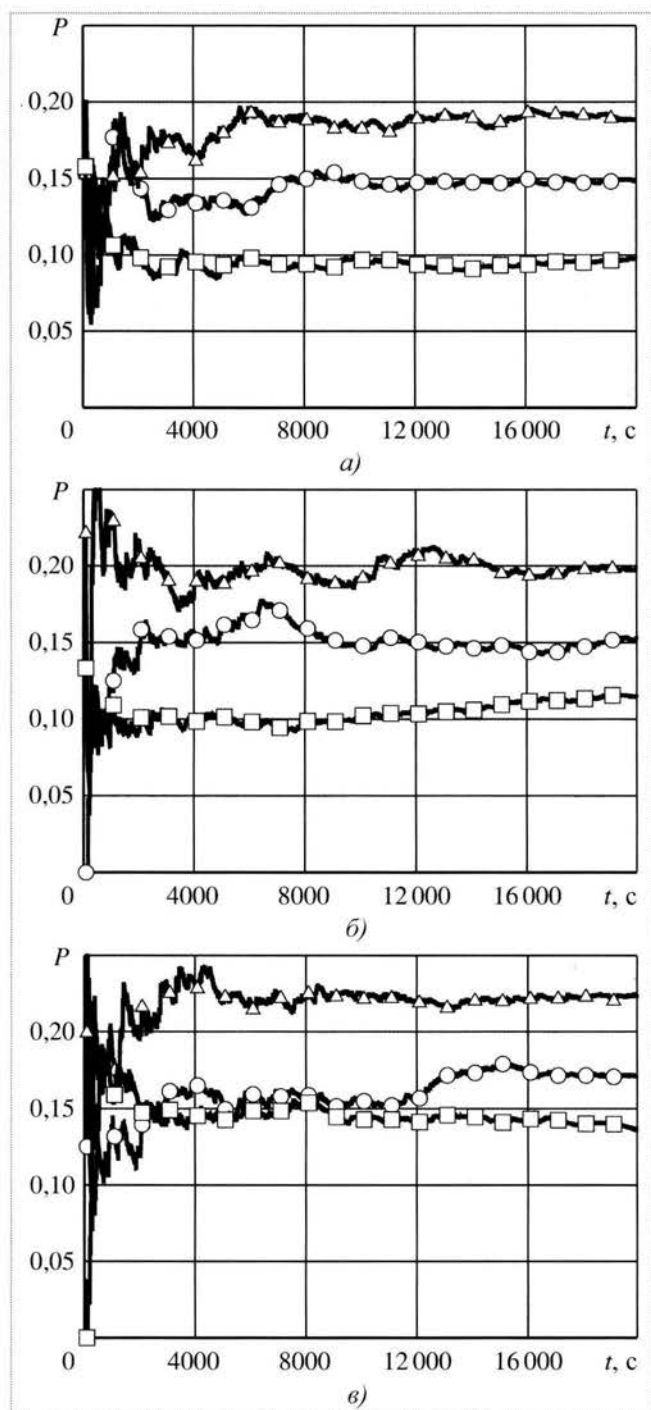


Рис. 2. Вероятность успешного обслуживания при различных  $T_{dist}$  и  $T_{in}$ : а – системой 1-го типа; б – системой 2-го типа; в – системой 3-го типа; ○ –  $T_{dist} = 1$  с,  $T_{in} = 10$  с; Δ –  $T_{dist} = 5$  с,  $T_{in} = 10$  с; □ –  $T_{dist} = 5$  с,  $T_{in} = 5$  с

#### Список литературы

1. Савин Г.И. Системное моделирование сложных процессов. М., ФАЗИС, ВЦ РАН, 2000.
2. Вентцель Е.С. Исследование операций. М.: Советское радио, 1972.

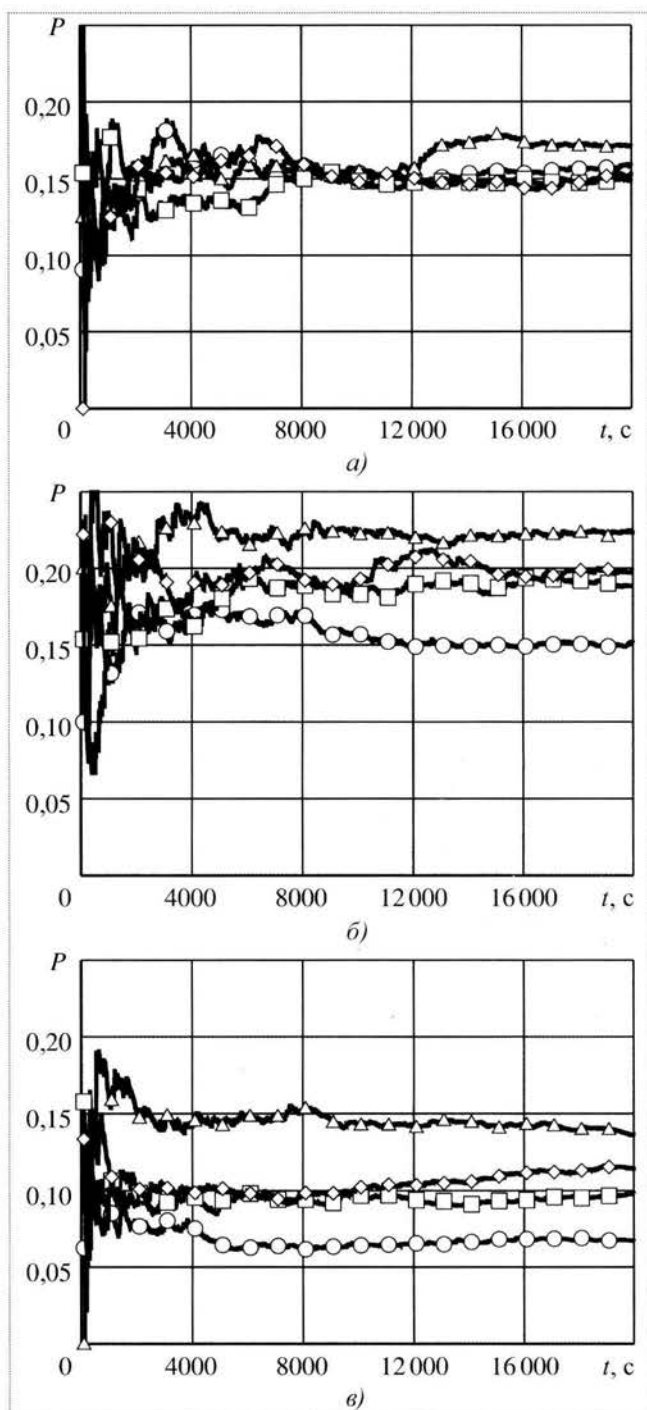


Рис. 3. Вероятности успешного обслуживания системами разного типа: а –  $T_{dist} = 1$  с,  $T_{in} = 10$  с; б –  $T_{dist} = 5$  с,  $T_{in} = 10$  с; в –  $T_{dist} = 5$  с,  $T_{in} = 5$  с; ○ – обычная одноканальная система; □ – система 1-го типа; ◇ – система 2-го типа; Δ – система 3-го типа

3. Гнеденко Б.В., Коваленко И.Н. Введение в теорию массового обслуживания. М.: Наука, 1987.
4. Вентцель Е.С. Теория вероятностей. М.: Высш. шк., 1999.



УДК 629.7

# Информационное обеспечение международного космического проекта "Интербол"

**Г.Н. Застенкер, Л.М. Зеленый, А.С. Селиванов, А.С. Чесалин**

*Рассматривается архитектура системы сбора научной информации международного космического проекта "Интербол", которая в значительной степени определила успех проекта. Показана роль заложенных принципов гибкости, наибольшего благоприятствования физическим приборам и динамического изменения системы в компенсации влияния космической радиации на элементы системы.*

**G.N. Zastenker, L.M. Zeleny, A.S. Selivanov, L.S. Chesalin.** Information Support To INTERBALL International Space Program

*The article spotlights the system architecture introduced to collect research information within the scope of the INTERBALL international space exploration program, which is believed to be among the most decisive factors to achieve success of the whole project. It also shows that the principles of flexibility, preference to physical tools and the dynamical evolution of the systems are vital to make up for the influence of space radiation on system components.*

За всю историю исследований солнечно-земных связей в Советском Союзе и России многоспутниковый проект "Интербол" стал одной из самых успешных миссий по изучению физических процессов в околоземном космическом пространстве.

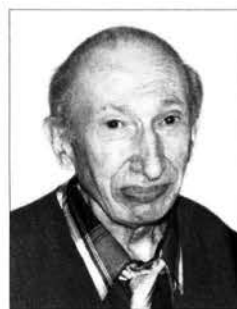
В рамках проекта удалось создать и реализовать систему из двух пар спутников: основной "Интербол-1" с субспутником "Магион-4" (запущены в 1995 г.) и "Интербол-2" с субспутником "Магион-5" (запущены спустя год). "Интербол-1" получил название "Хвостовой зонд", поскольку работал в хвостовой части магнитосферы (апогей — 200 000 км). "Интербол-2" — "Авроральный зонд" (апогей — 20 000 км) — работал в авроральной (полярной) части магнитосферы.

Основные космические аппараты были созданы в НПО им. С.А. Лавочкина, субспутники — модифицированные малые аппараты типа "Магион" — разработаны и изготовлены Институтом физики атмосферы Академии наук Чешской Республики. Бортовые и наземные радиотехнические комплексы создавались в Российском НИИ космического приборостроения. Научное руководство проектом от идеи до практической реализации осуществлялось Институтом космических исследований РАН.

Научная программа проекта охватывала широкий круг проблем:

собственно геофизические задачи (исследования структуры и динамики магнитосферы и ионосферы Земли);

фундаментальные проблемы физики плазмы и астрофизики (формирование и структура критически важных областей в бесстолкновительной космической плазме, процессы взаимодействия различных по происхождению магнитных полей, генерация излучений и ускорение частиц в магнитосферной полости и т.д.);



**ЗАСТЕНКЕР**  
Георгий Наумович —  
ведущий научный сотрудник  
ИКИ РАН,  
доктор физ.-мат. наук



**ЗЕЛЕНЫЙ**  
Лев Матвеевич —  
директор ИКИ РАН,  
профессор,  
член-корреспондент РАН



**СЕЛИВАНОВ**  
Арнольд Сергеевич —  
начальник экспертно-аналитического центра ФГУП "РНИИ КП", профессор,  
доктор техн. наук



**ЧЕСАЛИН**  
Лев Сергеевич —  
заведующий отделом ИКИ  
РАН, кандидат физ.-мат.  
наук

влияние процессов, происходящих на Солнце и в межпланетной среде, на околоземное пространство, биосферу, человека и его техногенную деятельность (прогноз гелиоактивных периодов и механизмы их влияния).

В результате выполнения проекта "Интербол" собран уникальный по своему значению, объему и качеству экспериментальный материал. Это стало возможным, в первую очередь, благодаря более значительному по сравнению с предыдущими исследованиями на спутниках серии "Прогноз" увеличению объема передаваемой с борта космических аппаратов информации и осуществлению одновременных многоспутниковых наблюдений. В значительной степени это предопределило высокий уровень научных итогов проекта.

По результатам выполненных исследований опубликовано более 1000 статей, разнообразных по тематике и подходам к анализу данных. Архив сосредоточенных в ИКИ РАН данных измерений проекта "Интербол" составляет в общей сложности около 300 Гбайт. Он открыт для мирового научного сообщества и не утратил своего значения спустя 11 лет после начала эксперимента. И сегодня многие российские и зарубежные исследователи используют в своих работах данные из этого архива.

Полученные при осуществлении этого проекта важные сведения по долговременному влиянию различных факторов космоса на системы спутников и функционирование их технических устройств позволили выработать соответствующие рекомендации для разработчиков перспективной космической техники.

Успех проекта "Интербол" был в значительной мере обеспечен новыми подходами к проблемам сбора, передачи и хранения научной информации, получаемой с помощью космических аппаратов, а также рядом удачных инженерных и организационных решений.

Особенностью космического эксперимента является значительное пространственное и временное удаление исследователя от экспериментальной установки. Прогресс в развитии научных измерительных приборов и совершенствование компьютерных средств обработки и хранения информации (которые могут быть размещены на борту космического аппарата) существенно опережают возможности линии передачи данных с борта. В связи с этим экспериментатор вынужден обходиться выделенной ему информационной квотой. Разрыв между объемом получаемой на борту информации, интересующей экспериментатора, и доступным ему для анализа на Земле объемом данных увеличивается с каждым годом.

На первый взгляд, проблему могла бы решить автоматическая бортовая система обработки данных, выбирающая полезную информацию по заранее определенным признакам. Однако выбор методики обработки уже предполагает заданным то, что можно получить в результате. Таким образом, автоматическая система не может обнаружить принципиально новые, незапланированные явления, а пригодна только для проверки той или иной гипотезы. Отсюда следует вывод, что современная бортовая система сбора и обработки научной космической информации должна предоставлять возможности дистанционно изменяемой интеллектуальной лаборатории, виртуально переносящей интеллект ученого на орбиту.

Несмотря на несколько фантастическую постановку задачи, определенные шаги для ее решения были предприняты в ходе реализации проекта "Интербол". Созданная в сложном для российской науки 1993 г. в Институте космических исследований РАН система сбора научной информации (ССНИ) в значительной степени определила успех проекта и может рассматриваться в качестве первого шага к построению такого научного комплекса.

ССНИ заменила использовавшуюся в течение 20 лет на космических аппаратах традиционную систему сбора научных данных с накоплением информации на магнитной ленте и принципиально изменила роль этой системы. Объем экспериментальных данных, хранящихся на жестких дисках ССНИ (160 Мбайт), в десятки раз превышает объем информации на магнитной ленте. Это позволило накопить и передать на Землю за последние пять лет полета больше данных по солнечно-земной физике, чем за все предыдущие российские эксперименты вместе взятые.

Исходя из требований повышенной надежности и долговечности, в бортовых радиотелеметрических комплексах космических аппаратов "Интербол" использовались отдельные ранее разработанные и проверенные в дальнем космосе элементы аппаратуры, модифицированные под решение новой задачи. Первоначально предусмотренное в ССНИ ускорение воспроизведения информации в 2–8 раз оказалось все-таки недостаточным, и для сеансов на малом расстоянии от Земли в ходе полета скорость передачи данных в ССНИ была повышена еще почти в два раза и доведена до 250 кбит/с. Это позволило резко сократить время воспроизведения информации и соответственно увеличить объем получаемых данных при сохранении возможности гибкого управления скоростью передачи.

Другим важным нововведением стало существенное увеличение объема принимаемой на борту спутников

программно-командной информации. При этом появилась возможность периодической закладки в бортовую программно-временную систему циклограмм работы научных приборов и служебных систем, что позволило непрерывно управлять ими в ходе полета.

Для управления высокодинамичной четырехспутниковой группировкой в процессе осуществления проекта "Интербол" было разработано специальное математическое обеспечение и проведен ряд организационных мероприятий. В частности, из-за технических и экономических ограничений вместо общепринятого управления из трех пунктов связи было организовано управление из одного пункта. При этом основным пунктом приема научной информации, передачи командно-программной информации на борт спутников "Интербол-1, -2" и их траекторных измерений был Западный центр дальней космической связи в Евпатории, оснащенный несколькими антенными комплексами. Управление и прием научной информации с субспутников "Магيون" обеспечивались антеннами станции Панска Вес (Чехия).

При разработке ССНИ вместо дорогих электронных элементов военного назначения использовались более распространенные и менее дорогие компоненты и узлы индустриальной серии. Их надежность обеспечивалась соответствующей программно-аппаратной структурой и системой наземных отработочных испытаний.

В целях полноты выполнения научных задач каждому прибору была выделена своя информационная квота — объем информации с этого прибора, который мог быть записан системой ССНИ. В полете эти квоты варьировались в зависимости от условий эксперимента, что сильно способствовало успеху проекта.

Кроме того, существовала возможность перепрограммирования процессоров ССНИ по командам с Земли. Благодаря этому обеспечивалась необходимая гибкость всей информационной схемы проекта. Приведем несколько примеров, когда в нештатных ситуациях была спасена часть информации.

Каждый научный прибор сообщал системе ССНИ о готовности своего массива информации, выставляя некий "флаг". Не позже, чем через 1 с после выставления флага, система ССНИ считывала эту информацию. Затем прибор должен был сбросить флаг и выставить его снова при готовности следующего массива данных.

Однако в ходе полета выяснилось, что в программе работы прибора для измерения магнитного поля (чрезвычайно важного для получения физической картины всех событий) была допущена ошибка. Прибор прекращал выдачу данных, если информация не была считана

в течение 0,45 с после выставления флага, и начинал работать снова только после выключения и повторного включения.

Программы опроса в ССНИ можно было изменять, однако предоставление абсолютного приоритета одному прибору для всех программ опроса не было предусмотрено (полное изменение каждой программы опроса требовало передачи слишком многих команд). Поэтому была разработана, передана на борт и выполнена специальная программа-модификатор работы магнитометра.

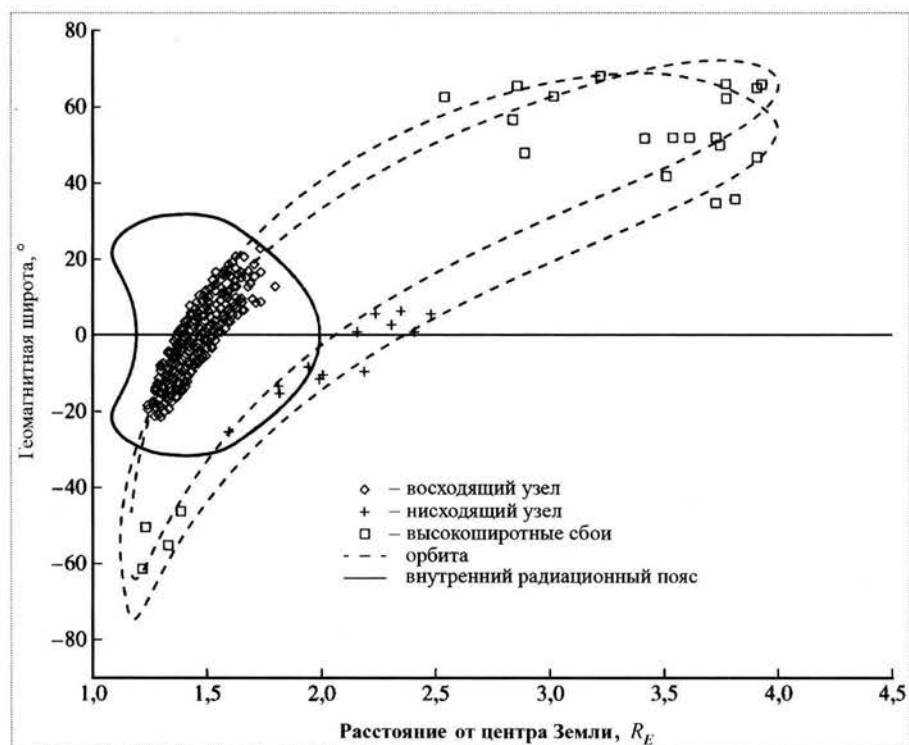
Управление флагом запроса оказалось проблемой еще для нескольких приборов проекта. Некоторые из них постоянно держали поднятым флаг запроса на передачу информации и заполняли постоянными данными всю память системы, а один из приборов вообще перестал поднимать флаг. В связи с этим на борту были выполнены специально разработанные проверочные программы, которые показали, что научные данные в этих приборах формируются правильно. Поэтому оказалось достаточным считывать их данные время от времени, проверять несколько характерных кодов и принимать решение о сохранении (записи) информации. Все спасенные таким образом приборы успешно работали до конца проекта.

Важной проблемой была защита бортовой аппаратуры от воздействия космической радиации, поскольку спутники летали в областях околоземного пространства с повышенным радиационным уровнем. Использовались традиционные методы защиты: металлические экраны (эквивалентной толщиной до 6...8 мм алюминия), подбирались радиационно стойкие электронные компоненты. Однако оставалась некоторая вероятность проникновения в аппаратуру особо энергичных частиц, и нужно было найти методы парирования их воздействия.

Гибкость системы позволила не только обеспечить устойчивость ее к радиации, но и получить уникальные научные данные о причинах возникновения отдельных случайных сбоев.

Около половины времени каждой орбиты (т.е. каждые шесть часов) спутник "Авроральный зонд" проводил в радиационных поясах Земли и до 15 % времени находился в области внутреннего пояса с большой плотностью высокоэнергичных протонов (с энергией более 50 МэВ). Наличие повышенной радиационной нагрузки, которая может нарушить работу бортовой электроники, учитывалось при планировании эксперимента, и многие научные приборы в соответствии с программой полета выключались (полностью или частично) на время прохождения радиационных поясов.





Локализация сбоев бортового компьютера

ССНИ должна была работать непрерывно, поскольку часть научных приборов оставалась включенной и передавала информацию. Сбои ССНИ приводили к временной остановке запоминания информации и к потере на это время данных, поступающих от научных приборов. Авторами системы ССНИ была тщательно рассчитана дозовая радиационная нагрузка и выбраны решения, обеспечившие ее надежное функционирование.

Схематически эффект воздействия отдельной проникающей частицы может быть описан как ложное переключение логического вентиля. Этот эффект оказывается полностью обратимым и проявляется как спонтанное переключение одного бита в оперативной памяти вычислительной системы. Один измененный бит в ССНИ на "Авроральном зонде" обнаруживался в среднем раз в два дня, и на первом этапе полета серьезные проблемы в получении данных наблюдались в среднем раз в неделю.

Чтобы обеспечить непрерывную работу приборов, разработчики системы внесли ряд изменений в бортовую программу управления ССНИ, перепрограммировав ее уже в полете. Когда процессор был свободен от остальных задач, он сравнивал между собой три копии работающей программы и исправлял поврежденные ячейки, используя двоичное голосование. Если управ-

ляющая программа "повисала" из-за не исправленной вовремя ошибки, специально запрограммированный "будильник" генерировал прерывание и вызывал мягкую перезагрузку управляющей программы. Каждое исправление (включая перезагрузки) записывалось в специальную таблицу в памяти ССНИ для передачи на Землю во время следующего сеанса связи. За 1997–1998 гг. было зарегистрировано около 400 подобных событий, последствия которых были автоматически исправлены ССНИ.

Для выявления закономерности появления таких сбоев были определены основные физические характеристики проникающей радиации для положений "Аврорального зонда" в моменты сбоев (их изобразили в функции координат). Выразительную картину представляет долгота спутника в моменты сбоев в солнечно-магнитной системе (см. рисунок). Ось Z этой системы параллель-

на направлению на северный магнитный полюс Земли, ось Y перпендикулярна направлению на Солнце.

На рисунке изображены две типичные траектории космического аппарата (штриховые линии) и все зарегистрированные случаи одиночных сбоев. По оси абсцисс отсчитывается расстояние от центра Земли до космического аппарата в радиусах Земли  $R_E$ , по оси ординат — геомагнитная широта в градусах. Точки сбоев разделяются на три компактные группы. Большая их часть (около 80 %, они представлены маленькими ромбами) располагается в окрестности точек пересечения спутником плоскости геомагнитного экватора на восходящей ветви орбиты. Вторая группа (около 10 % общего числа, обозначены крестиками) располагается вблизи точек пересечения зондом плоскости геомагнитного экватора на нисходящей ветви орбиты. Третья группа сбоев (около 10 %, обозначены квадратами) локализована в полярных областях магнитосферы. На рисунке также представлена граница внутреннего радиационного пояса (непрерывная линия).

Таким образом, основная часть сбоев локализована внутри радиационных поясов, хотя некоторое их количество связано с высокими геомагнитными широтами.

Сбои в низкоширотной области легко объяснить. Это результат проникновения высокоэнергичных



(более 50 МэВ) протонов внутреннего радиационного пояса Земли. Преобладание их на восходящей ветви орбиты объясняется исключительно геометрией орбиты спутника. Распределение низкоширотных сбоев соответствует распределению плотности высокоэнергичных протонов в радиационных поясах.

Сбои в высоких магнитных широтах, вероятно, могут быть связаны с высокоширотными электронами магнитосферы, вызывающими гамма-радиацию в материале конструкции спутника.

Для систем сбора данных научного космического эксперимента единичный сбой, если его эффекты быстро устраняются автоматически на борту, обычно не приводит к невосполнимым дорогостоящим потерям. Поэтому для таких систем в дальнейшем предполагается широко использовать программное тирирование данных в памяти с постоянным голосованием и "будильником" на случай зависания, как это было успешно испытано в ССНИ на "Авроральном зонде". Альтернативный путь — защита оперативной памяти путем специального кодирования данных наряду с применением "будильника".

Разрабатываемый сейчас учеными Института космических исследований РАН для спутника "Спектр-Р" эксперимент по солнечно-земной физике "Плазма-Ф" должен будет включать интеллектуальную информационную подсистему, способную хранить данные за длительное время полета (например, за год). Информационный комплекс сможет выполнять итеративную обработку данных по программам, разрабатываемым

на Земле экспериментатором, а результаты обработки по мере возможности будут передаваться на Землю. Таким образом предполагается преодолеть трудности передачи огромного потока солнечно-геофизических данных с космического аппарата, а также отработать методику получения информации для будущих космических проектов.

#### Список литературы

1. Галеев А.А., Гальперин Ю.И., Зеленый Л.М. Проект "Интербол" по исследованиям в области солнечно-земной физики // Космические исследования. 1996. Т. 34. № 4. С. 339–362.
2. Кремнев Р.С., Смирнов А.И., Горкин С.С. Краткое описание космического аппарата "Прогноз М-2" в проекте "Интербол" // Космические исследования. 1996. Т. 34. № 4.
3. Луценко В.Н. Радиация и надежность работы бортовых микропроцессорных систем. Пр-1.1693, ИКИ РАН. Москва, 1990.
4. Прохоренко В.И., Назиров Р.Р., Зеленый Л.М. Ситуационный анализ при долгосрочном планировании космических экспериментов // Космические исследования. 1996. Т. 36. № 6. С. 648–659.
5. Чесалин Л.С., Цевэзний Э.А., Лакутина Е.В. и др. Система сбора научной информации (ССНИ — ИКИ) // Космические исследования. 1996. Т. 34. № 4. С. 381–387.
6. Chesalin L.S. Scientific Information collection system SSNI. INTERBALL. Mission and Payload // 1995. CNES-IKI-RSA. P. 71–75.
7. Sawyer D.M., Vette J.I. AP-8 Trapped Proton Environment for Solar Maximum and Solar Minimum // National Space Data Center, National Aeronautics Flight Center, Goddard Space Center, Greenbelt, Maryland 20771. Dec. 1976.



ДАЙДЖЕСТ    ДАЙДЖЕСТ    ДАЙДЖЕСТ    ДАЙДЖЕСТ    ДАЙДЖЕСТ    ДАЙДЖЕСТ    ДАЙДЖЕСТ

#### НОВАЯ ВЫСОТНАЯ РАКЕТА-МИШЕНЬ РМ-75ВУ ПЕРЕДАНА НА ГОСУДАРСТВЕННЫЕ ИСПЫТАНИЯ

Завершены предварительные испытания высотной ракеты-мишени РМ-75ВУ, по результатам которых принято решение о проведении государственных испытаний. Предварительные летные испытания высотного варианта ракеты-мишени РМ-75ВУ включали 6 пусков. Все они были успешными.

На госиспытания предъявлены 6 ракет-мишеней. Завершить их планируется в первой половине 2007 г. После этого РМ-75ВУ будет принята на вооружение Вооруженных Сил. Ракету-мишень РМ-75ВУ планируется использовать для тренировки расчетов зенитных ракетных комплексов, для решения исследовательских и опытно-конструкторских задач при создании и модернизации средств противовоздушной обороны.

Ракеты-мишени семейства РМ-75 различного назначения создаются на базе снятых с вооружения зенитных управляемых ракет ЗРК С-75. Отличительной особенностью этих ракет-мишеней является возможность выполнения различных маневров на больших высотах, а также автономность, т.е. способность выполнять задачу без использования наземной РЛС.

*Вестник Интерфакс — АВН № 51 (274), 2006 г.*



**ПОПЛАВСКИЙ**  
Борис Кириллович —  
заведующий лабораторией  
ЛИИ им. М.М. Громова,  
профессор, доктор техн.  
наук



**ЛЕОНОВ**  
Владимир Артемьевич —  
профессор Государственного  
образовательного  
учреждения высшего про-  
фессионального образования  
"Московский авиационный  
институт (государственный  
технический университет)",  
кандидат техн. наук

## Инвариантное оценивание в испытаниях воздушных судов

**Б.К. Поплавский, В.А. Леонов**

*Рассматриваются методы инвариантного оценивания параметров состояния и математических моделей движения воздушного судна по результатам измерений, выполненным в дискретные равноотстоящие моменты времени. Инвариантность понимается в смысле независимости вычисляемых оценок от динамических погрешностей известной структуры.*

**B.K. Poplavsky, V.A. Leonov. Invariant Estimation Technique In Aircraft Flight Testing**

*The article is devoted to the methods of invariant estimation of aircraft state and movement models parameters made on the basis of measurements taken discretely in equal time intervals. The invariance is considered here as independent of calculated evaluation from dynamic errors of a known structure.*

**В** процессе испытаний воздушных судов формируются и регистрируются потоки измерительной информации от различных источников [1–7]. При обработке и анализе результатов измерений возникают проблемы устранения динамических погрешностей в измерениях и математических моделях, описывающих работу информационно-измерительных систем и динамику движения воздушного судна.

В связи с ростом требований к точности, оперативности и достоверности получаемых результатов при сокращении материальных и трудовых затрат и необходимостью повышения эффективности летных испытаний в современных условиях актуальной является проблема совершенствования методов обработки и анализа информации, полученной на неустановившихся режимах полета.

В статье рассмотрены инвариантное оценивание параметров состояния воздушного судна и инвариантная идентификация математических моделей, инвариантная фильтрация и прогнозирование параметров состояния объекта, не зависящие от динамических искажений в измерениях и в математических моделях объекта, без предварительной оценки параметров динамических искажений.

**Задача инвариантного оценивания параметров состояния объекта.** Решается задача определения оптимальных (по выбранному критерию) линейных оценок значений измеряемых параметров, производных различных порядков, интервалов времени, преобразования Фурье, статистических характеристик и т.д.

В качестве модели измерений параметра  $x(t)$  примем следующую:

$$\tilde{x}(t) = x(t) + \psi(t) + \varepsilon(t),$$

где  $\tilde{x}(t)$  — результаты измерений;  $\psi(t)$  — систематическая ошибка измерений;  $\varepsilon(t)$  — случайная ошибка измерения.

Систематическую ошибку  $\psi(t)$  представим в виде ее разложения по системе линейно-независимых функций  $\phi_r(t)$ ,  $r = 0, \dots, p$ :

$$\psi(t) = \psi_0(t) + \eta(t),$$

где  $\psi_0(t) = \sum_{r=0}^p d_r \varphi_r(t)$ ;  $\eta(t)$  – остаточный член разложения;  $d_r$  – неизвестные коэффициенты.

Зависимость  $x(t)$  также представим в виде ее разложения по системе линейно-независимых функций  $\mu_n(t)$ ,  $n = 0, \dots, q$  (предположим, что функции  $\mu_n(t)$  и  $\varphi_r(t)$ , являются линейно-независимыми):

$$x(t) = x_0(t) + R(t),$$

где  $x_0(t) = \sum_{n=0}^q C_n \mu_n(t)$ ;  $R(t)$  – остаточный член разложения.

В качестве критерия оптимальности примем минимум дисперсии оценок линейных преобразований измерений. Введем понятие скользящего базового интервала  $T \in [t_{i-m}, \dots, t_{i+m}]$  с центром в момент времени  $t_i$ , содержащего  $2m+1$  измерение параметра  $\tilde{x}(t)$ :

$$Z = [\tilde{x}(t_i - mh), \dots, \tilde{x}(t_i), \dots, \tilde{x}(t_i + mh)]^T,$$

$$h = \Delta t = \text{const}, t_i \in [t_1, \dots, t_N].$$

Оценка линейного преобразования вектора  $Z$  в момент времени  $t_i$  задается в виде

$$\hat{L}_i = Z^T b^{(L)}; b^{(L)} = [b_{-m}^{(L)}, \dots, b_0^{(L)}, \dots, b_m^{(L)}]^T,$$

где  $b^{(L)}$  – коэффициенты выбранного линейного преобразования  $L$ .

Дисперсия оценки  $\hat{L}_i$  примет вид

$$D[\hat{L}_i] = b^{(L)T} K b^{(L)},$$

где  $K$  – корреляционная матрица вектора случайных погрешностей

$$\bar{\varepsilon} = [\varepsilon(t_i - mh), \dots, \varepsilon(t_i), \dots, \varepsilon(t_i + mh)]^T.$$

Коэффициенты  $b^{(L)}$  определим по критерию минимума дисперсии оценки  $D[\hat{L}_i]$  при выполнении условий несмещенности и инвариантности оценки линейного преобразования  $\hat{L}_i$ .

Запишем условие несмещенности

$$L[x_0(t)]|_{t=t_i} = \hat{L}_i[x_0(t)]|_{t=t_i}$$

и преобразуем его следующим образом:

$$L[\mu_n(t)]|_{t=t_i} = \sum_{j=-m}^m b_n^{(L)} \mu_n(t_i + jh), n=0, \dots, q.$$

Условие инвариантности  $\hat{L}_i[\psi_0(t)]|_{t=t_i} = 0$  запишем в виде

$$\sum_{j=-m}^m b_j^{(L)} \varphi_r(t_i + jh), r=0, \dots, p.$$

В матричных обозначениях задача определения оптимальных оценок  $\hat{L}_i = Z^T \hat{b}^{(L)}$  может быть сформулирована следующим образом:

$$\hat{b}^{(L)} = \arg \min_{b^{(L)}} b^{(L)T} K b^{(L)}$$

при выполнении условий  $\Phi \hat{b}^{(L)} = \overline{L[\mu_n(t)]}|_{t=t_i}$ ;  $\Psi \hat{b}^{(L)} = 0$ , где

$$\Phi = \begin{bmatrix} \mu_0(t_i - mh) & \dots & \mu_0(t_i + mh) \\ \dots & \dots & \dots \\ \mu_q(t_i - mh) & \dots & \mu_q(t_i + mh) \end{bmatrix};$$

$$\overline{L[\mu(t)]}|_{t=t_i} = [L[\mu_0(t_i)], \dots, L[\mu_q(t_i)]]^T;$$

$$\Psi = \begin{bmatrix} \varphi_0(t_i - mh) & \dots & \varphi_0(t_i + mh) \\ \dots & \dots & \dots \\ \varphi_p(t_i - mh) & \dots & \varphi_p(t_i + mh) \end{bmatrix}.$$

Матрицы  $\Phi$ ,  $\Psi$ ,  $\overline{L[\mu(t)]}|_{t=t_i}$  вычисляются для скользящего базового интервала с центром в точке  $t_i$ . Решение задачи выполняется методом множителей Лагранжа. Расчетные формулы принимают вид:

$$\hat{b}^{(L)} = W K^{-1} \Phi^T [\Phi W K^{-1} \Phi^T]^{-1} \overline{L[\mu(t)]}|_{t=t_i};$$

$$\hat{L}_i = Z^T \hat{b}^{(L)};$$

$$D[\hat{L}_i] = b^{(L)T} K b^{(L)};$$

$$W = E - K^{-1} \Psi^T (\Psi K^{-1} \Psi^T)^{-1} \Psi.$$

Оставшуюся часть систематической ошибки  $R[\hat{L}_i]$  определим как математическое ожидание разности линейного преобразования и его оценки:

$$R[\hat{L}_i] = M[L[x(t)]|_{t=t_i} - \hat{L}_i[\tilde{x}(t)]|_{t=t_i}].$$

После несложных преобразований получим

$$R[\hat{L}_i] = L[R(t)]|_{t=t_i} - R^T \hat{b}^{(L)} - M[\xi]^T \hat{b}^{(L)} - \eta^T \hat{b}^{(L)},$$

где

$$R^T = [R(t_i - mh) \dots R(t_i + mh)];$$

$$\xi^T = [\xi(t_i - mh) \dots \xi(t_i + mh)];$$

$$\eta^T = [\eta(t_i - mh) \dots \eta(t_i + mh)].$$

При симметричном распределении погрешностей измерений  $\xi(t)$  имеем  $M[\xi] = 0$ .

Если  $x(t)$  представлено разложением в ряд Тейлора в точке  $t_i$ , то  $L[R(t)]|_{t=t_i} = 0$  и оставшаяся часть систематической ошибки будет равна

$$R[\hat{L}_i] = -R^T \hat{b}^{(L)} - \eta^T \hat{b}^{(L)}.$$

Следовательно, она зависит только от остаточных членов разложения полезного сигнала и помехи по выбранным системам базисных функций.

#### Постановка задачи идентификации и ее решение.

Пусть движение объекта описывается уравнением

$$\dot{x}(t) = Ax(t) + Bu(t) + Sv(t).$$

Здесь  $x(t)$ ,  $u(t)$ ,  $v(t)$  соответственно  $n$ -,  $m$ - и  $n$ -мерные векторы на интервале времени  $t \in [t_1, \dots, t_N]$ .

Матрицы коэффициентов  $A$ ,  $B$  и  $S$  имеют размерность  $n \times n$ ,  $n \times m$  и  $n \times n$  соответственно. Элементы матриц  $A$  и  $B$  подлежат оцениванию,  $Sv(t)$  является неизвестной погрешностью модели ( $S$  – матрица с неизвестными коэффициентами). Матрица  $v(t)$  известна точно.

В эксперименте в дискретные, равноотстоящие моменты времени  $t_i$  измеряются значения  $x(t_i)$  и  $u(t_i)$ .

Результаты измерения  $x(t_i)$  и  $u(t_i)$  удовлетворяют уравнениям

$$\tilde{x}(t_i) = x(t_i) + \xi_x(t_i);$$

$$\tilde{u}(t_i) = u(t_i) + \xi_u(t_i), \quad t_i \in [t_1, \dots, t_N].$$

Здесь  $\xi_x(t_i)$  и  $\xi_u(t_i)$  – случайные, некоррелированные между собой последовательности с нулевыми математическими ожиданиями.

Введем в рассмотрение матрицы измерений, выполненных на интервале времени  $t \in [t_1, \dots, t_k]$ :

$$\tilde{X} = \begin{bmatrix} \tilde{x}_1(t_1) & \dots & \tilde{x}_1(t_k) \\ \dots & \dots & \dots \\ \tilde{x}_n(t_1) & \dots & \tilde{x}_n(t_k) \end{bmatrix}_{n \times k};$$

$$\dot{\tilde{X}} = \begin{bmatrix} \dot{\tilde{x}}_1(t_1) & \dots & \dot{\tilde{x}}_1(t_k) \\ \dots & \dots & \dots \\ \dot{\tilde{x}}_n(t_1) & \dots & \dot{\tilde{x}}_n(t_k) \end{bmatrix}_{n \times k};$$

$$\tilde{U} = \begin{bmatrix} \tilde{u}_1(t_1) & \dots & \tilde{u}_1(t_k) \\ \dots & \dots & \dots \\ \tilde{u}_m(t_1) & \dots & \tilde{u}_m(t_k) \end{bmatrix}_{m \times k};$$

$$V = \begin{bmatrix} v_1(t_1) & \dots & v_1(t_k) \\ \dots & \dots & \dots \\ v_n(t_1) & \dots & v_n(t_k) \end{bmatrix}_{n \times k}.$$

Преобразуем математическую модель объекта:

$$\dot{\tilde{X}}_{n \times k} = C\tilde{Z} + SV + \tilde{\varepsilon}.$$

Здесь

$$C = [AB]_{n \times (n+m)};$$

$$\tilde{Z} = \begin{bmatrix} \tilde{X} \\ \tilde{U} \end{bmatrix};$$

$$\tilde{\varepsilon} = \begin{bmatrix} \varepsilon_{11} & \dots & \varepsilon_{1k} \\ \dots & \dots & \dots \\ \varepsilon_{n1} & \dots & \varepsilon_{nk} \end{bmatrix};$$

$$\varepsilon_j^T = [\varepsilon_{j1} \dots \varepsilon_{jn}].$$

Относительно  $\varepsilon_j^T$  предположим, что матрица ковариаций имеет вид  $K[\varepsilon_j] = D_j E_{k+1}$ ,  $j = 1, \dots, n$ ,  $E_{k+1}$  – единичная матрица.

Умножим уравнение модели слева на матрицу  $\beta$ :

$$\beta = \begin{bmatrix} \beta_{11} & \dots & \beta_{1, n+m} \\ \dots & \dots & \dots \\ \beta_{k1} & \dots & \beta_{k, n+m} \end{bmatrix}_{k \times (n+m)};$$

$$\dot{\tilde{X}}\beta = C\tilde{Z}\beta + SV\beta + \tilde{\varepsilon}\beta.$$



Элементы матрицы  $\beta$  определим так, чтобы выполнялось условие нормировки ( $\tilde{Z}\beta = E$ ), условие инвариантности ( $V\beta = 0$ ) и обращалась в минимум дисперсия ошибки вычисления оценки  $\tilde{C}$ .

В принятой постановке задачи модель принимает вид

$$\dot{\tilde{X}}\beta = C + \tilde{\varepsilon}\beta, \text{ или } C = \dot{\tilde{X}}\beta - \tilde{\varepsilon}\beta.$$

В качестве оценки  $\tilde{C}$  примем  $\tilde{C} = \dot{\tilde{X}}\beta$ , тогда ошибка  $\Delta C = C - \tilde{C} = \tilde{\varepsilon}\beta$ . Критерий оптимальности запишем в виде

$$J = \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^{n+m} D[\varepsilon_i^T \beta_j],$$

где  $D[\varepsilon_i^T \beta_j]$  — дисперсия;  $\varepsilon_i^T = [\varepsilon_{i1} \dots \varepsilon_{ik}]$ ;  $\beta_j^T = [\beta_{j1} \dots \beta_{jk}]$ ,  $i \in [1, n]$ ,  $j \in [1, n+m]$ .

Минимизация этого критерия эквивалентна минимизации суммы дисперсий ошибок  $\Delta C$ . Решение задачи осуществляется методом множителей Лангранжа. В результате получим

$$\tilde{C} = \dot{\tilde{X}}\beta;$$

$$\hat{\beta} = WZ^T (ZWZ^T)^{-1};$$

$$W = [E_{k \times k} - V^T (VV^T)^{-1} V];$$

$$\tilde{C} = \dot{\tilde{X}}WZ^T (ZWZ^T)^{-1}.$$

**Постановка задачи фильтрации и прогнозирования переменных состояния.** Рассматривается частный случай математической модели объекта в виде стохастического многошагового процесса, описываемого уравнениями

$$x_{i+1} = \Phi_i x_i + V_i u_i + \xi_i, \quad i=0, 1, 2, \dots \quad (1)$$

Результаты измерений запишем в виде

$$z_{i+1} = H_i x_i + \Psi_i + v_i. \quad (2)$$

В (1) и (2)  $x_i$  —  $n$ -мерный вектор состояния системы;  $\Phi_i$  — матрица размерности  $n \times n$ ;  $V_i$  — матрица размерности  $n \times m$ ;  $u_i$  —  $m$ -мерный вектор управления считается заданным;  $z_{i+1}$  —  $l$ -мерный вектор измерений;  $\xi_i$ ,  $v_i$  — случайные гауссовские последовательности с из-

вестными статистическими характеристиками (нулевые средние, дискретные белые шумы);  $H_i$  — матрица измерений размерности  $l \times n$ ;  $\Psi_i$  —  $l$ -мерный вектор динамических погрешностей измерений.

В качестве примера динамических погрешностей  $\Psi_i$  могут служить погрешности, обусловленные переходными процессами в датчиках измерений, дрейфы гироплатформы систем инерциальной навигации, погрешности, вызванные упругостью конструкции, и др.

Полагаем, что  $\Psi_i$  может быть представлена в виде ряда Тейлора, ряда Фурье, ряда по обобщенным функциям  $\omega_i(t)$  или любого сходящегося ряда, в котором коэффициенты являются неизвестными и не требуется их оценивания. Тогда  $\Psi_i = d_i^T \omega_i$ , где  $d_i^T$  — матрица размерности  $r \times l$  неизвестных коэффициентов,  $\omega_i$  —  $r$ -мерный детерминированный вектор, элементы которого зависят от номера  $i$ .

Рассмотрим расширенный вектор измерений размерности  $l \times k$ , удовлетворяющий уравнению

$$Z_j = [z_{j-1, k+1}; z_{j-1, k+2}; \dots; z_{jk}]^T,$$

где  $k$  — число измерений в одной подгруппе,  $j = 1, 2, 3 \dots$  — номера подгрупп по  $k$  измерениям. Соответствующий этим измерениям и уравнению многошагового процесса фазовый вектор имеет вид

$$X_j = [H_{j-1, k+1} x_{j-1, k+1}; H_{j-1, k+2} x_{j-1, k+2}; \dots; H_{jk} x_{jk}]^T.$$

Введем обозначения расширенных векторов погрешностей измерений и динамических искажений, входящих в уравнения

$$N_j = [v_{j-1, k+1}; v_{j-1, k+2}; \dots; v_{jk}]^T;$$

$$\Omega_j = [\omega_{j-1, k+1}; \omega_{j-1, k+2}; \dots; \omega_{jk}]^T.$$

Новое уравнение для групп измерений имеет вид

$$Z_j = X_j + d^T \Omega_j + N_j.$$

Умножим это уравнение справа на  $(k \times 1)$ -мерную матрицу  $\beta_j$  неопределенных параметров:

$$Z_j \beta_j = X_j \beta_j + d^T \Omega_j \beta_j + N_j \beta_j.$$

Выберем  $\beta_j$  так, чтобы

$$d^T \Omega_j \beta_j = 0.$$

Тогда вектор преобразованных результатов измерений примет вид

$$\tilde{Z}_j = X_j \beta_j + \tilde{v}_j,$$

где  $\tilde{Z}_j = Z_j \beta_j$ ;  $\tilde{v}_j = N_j \beta_j$ .

Преобразуем полученное уравнение, представляя вектор  $X_j \beta_j$  в следующей форме:

$$X_j \beta_j = \begin{bmatrix} \sum_{\substack{i=j-1, k+1 \\ p=i-j-1, k}}^{jk} \beta_p H_{1i} x_i \\ \dots \\ \sum_{\substack{i=j-1, k+1 \\ p=i-j-1, k}}^{jk} \beta_p H_{li} x_i \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sum_{\substack{i=j-1, k+1 \\ p=i-j-1, k}}^{jk} \beta_p H_{1i} x_i \prod_{q=i}^{jk-1} \Phi_q^{-1} \\ \dots \\ \sum_{\substack{i=j-1, k+1 \\ p=i-j-1, k}}^{jk} \beta_p H_{li} x_i \prod_{q=i}^{jk-1} \Phi_q^{-1} \end{bmatrix} \Big|_{l \times n} x_{jk} = \tilde{H}_j x_{jk}.$$

Подставляя это выражение в предыдущее, получаем уравнение для результатов измерений:

$$\tilde{Z}_j = \tilde{H}_j x_{jk} + \tilde{v}_j.$$

Аналогично для уравнения после преобразований по группам в отрезки времени  $(t_0 \dots t_k; t_k \dots t_{2k}; \dots)$  получаем математическую модель нового многошагового процесса:

$$x_{j+1, k} = \tilde{\Phi}_j x_{jk} + \tilde{u}_j + \tilde{\xi}_j.$$

Поскольку линейность исходного и вновь полученного процессов не нарушается, то и нормальный закон распределения  $x_{j+1, k}$  и других составляющих остается в силе.

Для нового уравнения объекта и измерителя возможны вырожденные решения, которые исследованы, но в силу ограниченности объема здесь не приводятся.

По аналогии [1] приведем без вывода уравнения Калмана для полученных математических моделей объекта и измерителя:

$$x_{j+1, k}^* = \hat{x}_{j+1, k} + L_{j+1} Q_{j+1}^{-1} (\tilde{Z}_{j+1} - \tilde{H}_{j+1} \hat{x}_{j+1, k});$$

$$P_{j+1, k}^* = \hat{P}_{j+1, k} - L_{j+1} Q_{j+1}^{-1} L_{j+1}^T;$$

$$L_{j+1} = \hat{P}_{j+1, k} \tilde{H}_{j+1}^T + k_{\tilde{v}_{j+1}, \tilde{\xi}_j}^T;$$

$$Q_{j+1} = \tilde{H}_{j+1} \hat{P}_{j+1, k} \tilde{H}_{j+1}^T + \tilde{H}_{j+1} k_{\tilde{v}_{j+1}, \tilde{\xi}_j}^T + k_{\tilde{v}_{j+1}, \tilde{\xi}_j} \tilde{H}_{j+1}^T + k_{\tilde{v}_{j+1}};$$

$$\hat{x}_{j+1, k} = \tilde{\Phi}_j x_{jk}^* + \tilde{u}_j;$$

$$\hat{P}_{j+1, k} = \tilde{\Phi}_j P_{jk}^* \tilde{\Phi}_j^T + k_{\tilde{\xi}_j}.$$

Правая часть квазиоптимального фильтра зависит от матрицы  $\beta_{j+1}$ , на которую наложено ограничение (условие инвариантности). Поэтому апостериорное математическое ожидание  $x_{j+1, k}^*$  не будет зависеть от динамических искажений. Однако задача в полном виде имеет бесчисленное множество решений. Для получения однозначного нетривиального решения и повышения точности фильтрации введем дополнительное условие. Будем выбирать вектор  $\beta_{j+1}$  таким образом, чтобы минимизировать некоторую функцию (одну из норм) апостериорной корреляционной матрицы  $P_{j+1, k}^*$ . В общем случае неизвестным является и число  $k$  проведенных измерений для получения инвариантной оценки вектора состояния  $x_{j+1, k}^*$ . Эта величина связана лишь ограничением  $k \geq 1 + r + 1$ .

Задача определения  $k_{j+1}$ ,  $\beta_{j+1}$  сводится к минимизации функции  $J$ :

$$J = \phi(P_{j+1, k}^*) \rightarrow \min_{k_{j+1}, \beta_{j+1}}$$

при ограничении  $\Omega_{j+1} \beta_{j+1} = 0$ .

Это классическая задача теории планирования эксперимента [2], и в зависимости от вида  $\phi$  получаем  $A$ ,  $L$ ,  $Q$  и другие критерии. Задача имеет аналитическое решение, которое возможно для различных вариантов критериев с введением дополнительных ограничений на вектор  $\beta_{j+1}$  в целях получения однозначного решения.

Разработанный метод линейных преобразований применяется для решения трех классов задач оценивания. Приводятся решения задач оценивания различных характеристик реализаций случайного процесса, задачи идентификации неизвестных коэффициентов математической модели движения, задачи фильтрации. аналогичной калмановской.

Отличительной особенностью всех задач является то, что оценки строятся инвариантными относительно

динамических погрешностей в принятых математических моделях, описывающих движение объекта и результаты измерений. Динамические погрешности принимаются известной структуры с неизвестными коэффициентами. При решении задачи фильтрации динамические погрешности учтены только в результатах измерений. Алгоритмы проверялись математическим моделированием и решением прикладных задач при обработке материалов летных испытаний.

Работа выполнена при поддержке Российского фонда функциональных исследований.

#### Список литературы

1. Богуславский И.А. Прикладные задачи фильтрации и управления. М.: Наука, 1983.
2. Асатурян В.И. Теория планирования эксперимента. М.: Радио и связь, 1983. 247 с.

3. Васильченко К.К., Кочетков Ю.А., Леонов В.А., Поплавский Б.К. Структурная идентификация математической модели движения самолета. М.: Машиностроение, 1993.

4. Васильченко К.К. и др. Состояние и применение методов идентификации при летных испытаниях авиационной техники // Материалы междунар. науч.-техн. конференции "Идентификация летательных аппаратов, силовых установок и авиационного оборудования". ЛИИ им. М.М. Громова. Жуковский, 1994.

5. Беляев В.П. и др. Идентификация модели и параметров летательного аппарата по результатам летного эксперимента // Изв. РАН. Теория и системы управления. 1996. № 4.

6. Перегудов А.И., Поплавский Б.К., Сироткин Г.Н. Идентификация параметров нелинейной динамической модели средств измерений // Метрология. 1989. № 5.

7. Леонов В.А., Маркин Д.Н., Поплавский Б.К. Идентификация параметров самолета с учетом динамики измерительных приборов и погрешностей динамических моделей // Материалы междунар. конференции "Авиационные технологии 2000". Жуковский, 2000.



ДАЙДЖЕСТ    ДАЙДЖЕСТ    ДАЙДЖЕСТ    ДАЙДЖЕСТ    ДАЙДЖЕСТ    ДАЙДЖЕСТ

### НПО "САТУРН" ВОЗГЛАВИЛО КООПЕРАЦИЮ РОССИЙСКИХ ПРЕДПРИЯТИЙ ПО РАЗРАБОТКЕ ПЕРСПЕКТИВНОГО АВИАДВИГАТЕЛЯ

Технический совет генеральных конструкторов и технических директоров, заседание которого прошло в Рыбинске под председательством технического директора – генерального конструктора НПО "Сатурн" Михаила Кузменко, констатировал, что кооперация российских предприятий по разработке перспективного авиационного двигателя полностью сформирована. В нее вошли НПО "Сатурн", УМПО, НПП "Мотор", ОАО "Авиадвигатель", Завод им. В.Я. Климова, ЦИАМ им. П.И. Баранова, ММПП "Салют", ВИЛС, ВИАМ, АМНТК "Союз", ОАО "Стар" и др. Тем не менее объединение открыто и для других предприятий авиадвигателестроения, не вошедших в него на первом этапе.

На заседании отмечено, что созданная кооперация позволяет обеспечить сохранение и развитие потенциала российского двигателестроения, а также консолидировать интеллектуальные, материальные, конструкторские и технологические ресурсы страны. Данная структура, закрытая для иностранных инвесторов и партнеров, должна сконцентрировать и реализовать все новейшие разработки для ВПК, которые в дальнейшем воплотятся в новые двигатели для самолетов "военного дивизиона" ОАК. Другой важнейшей общественно-политической и экономической задачей объединения является концентрация всех источников государственного финансирования перспективного изделия по линии различных федеральных целевых программ.

Участники заседания единогласно признали лидирующую роль НПО "Сатурн", обладающего высококвалифицированными конструкторскими кадрами и мощной производственной базой, имеющего успешный опыт разработки авиадвигателей поколения 4, 4+, 5 для военной (АЛ-31Ф, АЛ-31ФН, АЛ-31ФП, изделие "117С") и гражданской (SaM146) авиации страны. При этом было отмечено, что на "головника" возлагаются крайне сложные задачи при решении проблем организации работы участников кооперации, обеспечения своевременного финансирования и распределения финансов, увязки технических и конструкторских вопросов, а также, что дальнейшее решение задач создания перспективного авиадвигателя требует максимальной государственной поддержки и самой широкой отраслевой кооперации. На заседании был также рассмотрен проект межведомственной целевой программы по созданию силовой установки для перспективного авиационного комплекса фронтовой авиации.

НПО "Сатурн" специализируется на разработке, производстве и сервисном обслуживании газотурбинных двигателей для военной и гражданской авиации, кораблей военно-морского флота, энергогенерирующих и газоперекачивающих установок.

Вестник Интерфакс – АВН № 52 (275), 2006 г.



**АСЛАНОВ**  
Владимир Степанович —  
заведующий кафедрой  
Самарского государственного  
аэрокосмического уни-  
верситета имени академика  
С.П. Королева, профессор,  
доктор техн. наук



**ЛЕДКОВ**  
Александр Сергеевич —  
инженер Самарского госу-  
дарственного аэрокосмиче-  
ского университета имени  
академика С.П. Королева



**СТРАТИЛАТОВ**  
Николай Ремирович —  
главный конструктор —  
начальник отделения  
ГНПРКЦ "ЦСКБ-Прогресс"

## Пространственное движение космической тросовой системы, предназначенной для доставки груза на Землю

**В.С. Асланов, А.С. Ледков, Н.Р. Стратилатов**

*Предложена математическая модель пространственного движения космической тросовой системы (КТС), включающей спутник, трос и груз. Модель используется для исследований совместного движения элементов системы и анализа возможностей безопасного для спутника процесса разворачивания КТС при некоторых нештатных ситуациях.*

**V.S. Aslanov, A.S. Ledkov, N.R. Stratilatov. Spatial Motion Of Space Rope Cargo Transportation System**

*The article describes a mathematical model of spatial motion of a Space Rope System composed of a satellite, a rope and cargo. The model is used to study the interrelated motion of all elements of the systems in order to scrutinize the possibilities of safe-for-the-satellite deployment of the system in case of emergencies.*

**П**остановка задачи. Проблема применения тросов для реализации транспортных космических операций уже давно вызывает большой интерес у специалистов. Ей посвящены многие работы отечественных и зарубежных ученых [1–7].

Суть транспортной операции доставки груза с орбиты на Землю без затрат ракетного топлива с помощью тросовой системы качественно можно описать следующим образом. Со спутника на гибком тросе с некоторой скоростью в вертикальном направлении выпускается спускаемый аппарат (СА, груз). Под действием кориолисовой силы груз отклоняется от местной вертикали в сторону направления движения спутника. По мере увеличения длины троса высота СА над поверхностью Земли будет уменьшаться, а гравитационное ускорение, действующее на груз, будет увеличиваться по сравнению с аналогичным ускорением, действующим на спутник. За счет этого груз совершит возвратное движение в направлении вертикали спутника. Находясь в окрестности этой вертикали, груз будет иметь скорость меньшую, чем скорость спутника. Другими словами, за счет возвратного движения груз получит отрицательное приращение к орбитальной скорости, эквивалентное тормозному импульсу. Вместе с тем первая космическая скорость  $V_1 \sim r^{1/2}$  на высоте груза больше, чем на высоте спутника. Если на этом этапе разорвать трос, то груз по баллистической траектории совершит спуск в атмосферу.

Рассмотренный маневр получил название динамического разворачивания [6]. Помимо него хорошо изучено так называемое статическое разворачивание, когда груз на протяжении всего спуска находится в окрестности вертикали спутника. При этом кориолисова сила мала из-за небольшой скорости груза [1, 7]. Динамический способ в отличие от статического позволяет получить требуемое уменьшение перигея орбиты груза с помощью тросов значительно меньшей длины [7].

**Математическая модель.** Известны следующие основные модели космической тросовой системы (КТС):



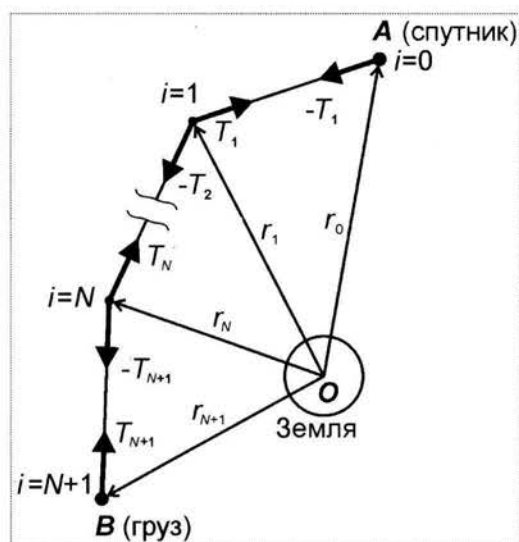
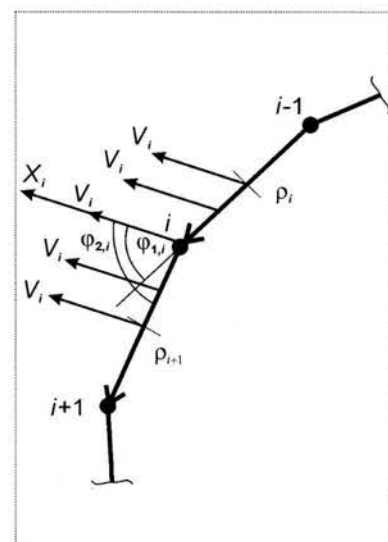


Рис. 1.  $N$  – точечная модель троса

Рис. 2. Аэродинамическая сила, действующая на  $i$ -ю точку троса



трос моделируется как тяжелая гибкая нить (используются уравнения в частных производных);

трос заменяется совокупностью  $N$  сосредоточенных точечных масс, соединенных отрезками невесомого вязкоупругого троса [5, 7];

рассматривается невесомый, упругий и тонкий трос [1].

Здесь будем использовать математическую модель, дающую приемлемую точность при относительно небольших объемах вычислений. Этим требованиям удовлетворяет вторая модель (рис. 1), а результаты хорошо согласуются с результатами моделирования троса как непрерывной, тяжелой нити [6, 7]. Модель невесомого, тонкого, упругого троса, широко применяемая для оценочных расчетов в силу своей простоты [1, 5], является частным случаем общей модели точечных масс при  $N = 0$ .

В качестве закона растяжимости примем зависимость, которая помимо упругих свойств троса позволяет учитывать его демпфирующие свойства [1, 2]:

$$T_i = \begin{cases} E(\gamma_i - 1) + D_i \frac{\partial \gamma_i}{\partial t}, & \gamma_i > 1; \\ 0, & \gamma_i \leq 1; \end{cases} \quad i = \overline{1, N+1}, \quad (1)$$

где  $T_i$  – натяжение  $i$ -го участка троса;  $E$  – модуль упругости;  $\gamma_i = \rho_i/l$  – удлинение,  $\rho_i = |\vec{r}_i - \vec{r}_{i-1}|$  – длина  $i$ -го участка деформированного троса,  $l$  – длина недеформированного участка троса;  $D_i = \sqrt{\frac{ES_i m_i}{l}} \eta$  – коэффициент внутреннего трения для случая продольных колебаний участка троса (демпфированием поперечных

колебаний троса за счет внутреннего трения пренебрегаем [1]),  $S_i$  – площадь участка троса,  $\eta$  – коэффициент потерь,  $m_i$  – масса  $i$ -й точки. Точка  $i = 0$  соответствует спутнику, точка  $i = N + 1$  – спускаемому аппарату.

В предлагаемой задаче рассматривается трос длиной порядка нескольких десятков километров, поэтому даже для современных материалов, позволяющих получать тросы весьма малой толщины, необходимо учитывать аэродинамические силы, действующие на трос. Участки троса между точечными массами будем представлять в виде прямых круговых цилиндров. Каждый участок разделим на две равные части.

При расчете аэродинамических сил будем считать, что половины участков  $\rho_i$  и  $\rho_{i+1}$ , примыкающие к  $i$ -й точечной массе троса, движутся поступательно со скоростью  $i$ -й массы (рис. 2), а половины, примыкающие к спутнику и к грузу, движутся со скоростями спутника и груза соответственно. Будем учитывать только силу аэродинамического сопротивления  $X_i$ :

$$X_i = \begin{cases} \frac{\rho V_0^2}{2} (c_{xT} S_0 + c_{xA} S_A), & i = 0; \\ \frac{\rho V_i^2}{2} c_{xT} S_i, & i = 1, \dots, N; \\ \frac{\rho V_{N+1}^2}{2} (c_{xT} S_{N+1} + c_{xB} S_B), & i = N + 1, \end{cases} \quad (2)$$

где  $c_{xT} \approx 1,2$  – коэффициент аэродинамического сопротивления цилиндра;  $c_{xA}$  – коэффициент аэродинамического сопротивления спутника;  $c_{xB}$  – коэффициент аэродинамического сопротивления груза;  $\rho$  – плотность атмосферы;  $V_i$  – скорость движения  $i$ -й точки;



**Моделирование движения.** Остановимся на ряде допущений и некоторых особенностях моделирования процесса выпуска троса. Изменением массы спутника в процессе выпуска троса будем пренебрегать, поскольку масса троса на несколько порядков меньше массы спутника. В процессе выпуска троса длина его увеличивается, что приводит к появлению новых сосредоточенных масс. Поэтому при численном моделировании с течением времени следует изменять нумерацию точек, сохраняя для ближайшей к спутнику точки номер  $i = 1$ .

При выборе начальных условий движения для каждой новой сосредоточенной массы логичным кажется выбрать координаты спутника, но это приведет к некоторым вычислительным трудностям. В частности, величина  $\rho_i = \rho_1$ , стоящая в знаменателях некоторых уравнений системы (3), окажется равной нулю. Традиционным способом исключения этой особенности является расположение новой точечной массы на некотором малом удалении  $\Delta l_0$  от спутника. При  $\rho_1 = \Delta l_0 \neq 0$  начальные условия примут вид

$$\vec{r}_1' = \vec{r}_0 + \Delta l_0 \frac{\vec{r}_1 - \vec{r}_0}{|\vec{r}_1 - \vec{r}_0|}; \quad \vec{V}_1' = \vec{V}_0 + \frac{\Delta l_0}{|\vec{r}_1 - \vec{r}_0|}(\vec{V}_1 - \vec{V}_0), \quad (6)$$

где соответственно  $\vec{r}_1'$  и  $\vec{V}_1'$  — радиус-вектор и скорость новой точечной массы;  $\vec{r}_1$  и  $\vec{V}_1$  — радиус-вектор и скорость первой точечной массы до введения в систему новой точки.

При моделировании также важно весьма точно определить момент ввода в систему новой точечной массы, чтобы избежать скачка в силе натяжения. Другими словами, сила натяжения, действующая на первую точечную массу до и после ввода новой массы, не должна измениться.

Новая точечная масса вводится в момент, когда расстояние между первой и новой точкой будет соответствовать длине деформированного троса, обеспечивающего силу натяжения (5):

$$\rho_1 = \left( \frac{T_1 - D_1 \dot{\gamma}}{ES_1} + 1 \right) l_1 + \Delta l_0,$$

где  $T_1$  вычисляется по формуле (5).

Размерность системы (3) зависит от числа  $N$  точечных масс, которыми моделируется трос. При увеличении  $N$  разница между результатами, полученными с использованием моделей  $N$  и  $N-1$  точечных масс, уменьшается. Для рассматриваемого ниже примера выбор числа то-

чек  $N = 20$  позволяет получать параметры движения СА с точностью до одного метра при длине троса 30 км, что соответствует оценке, полученной в [8].

Рассмотрим два способа выпуска троса. Первый способ характеризуется большой начальной скоростью отделения груза (3 м/с), а также тем, что развертывание троса продолжается до момента достижения грузом точки отрыва около местной вертикали. Вторым способом соответствует схеме выпуска, описанной в [6], и в этом случае обеспечивается минимум силы натяжения троса.

На начальном этапе (до двух километров) развертывание троса происходит со скоростью 0,5 м/с вдоль местной вертикали. Затем происходит резкое увеличение скорости выпуска, и вследствие действия силы Кориолиса груз значительно отклоняется от вертикали по направлению полета спутника.

Развертывание троса завершается, когда груз достигает наибольшего угла отклонения от местной вертикали, после чего начинается возвратное движение груза с фиксированным по длине тросом. В конце фазы развертывания для предотвращения обрыва троса скорость выпуска уменьшается до нуля (рис. 4).

При моделировании будем считать, что трос имеет следующие параметры: линейную плотность 0,018 кг/км; длину 30 км; диаметр 0,5 мм, жесткость 5 кН. Масса спутника составляет 6300 кг, масса СА — 12 кг. В момент разделения спутник и груз имеют следующие координаты и скорости, заданные в гринвичской системе координат  $Oxyz$ :  $x_0 = -3725$  км;  $y_0 = 5493$  км;  $z_0 = 0$ ;  $V_{x0} = -2,5$  км/с;  $V_{y0} = -1,7$  км/с;  $V_{z0} = 6,9$  км/с.

На рис. 5 показана траектория груза для двух способов управления тросом, когда отделение груза от спутника осуществляется вниз по местной вертикали.

В современной космонавтике, как правило, используются многоцелевые спутники и КТС. Операция дос-

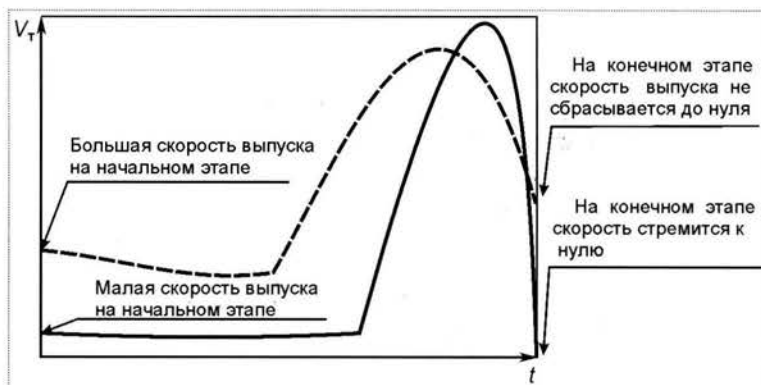


Рис. 4. Скорость выпуска троса при различных схемах развертывания: — способ 1; — — способ 2

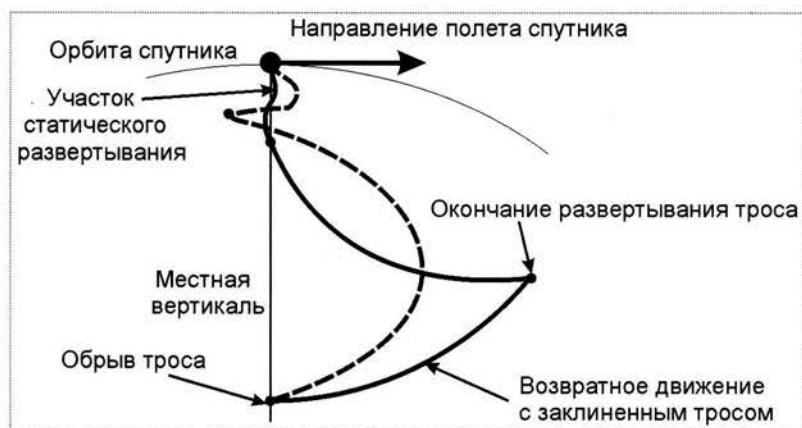


Рис. 5. Схемы спуска груза при двух способах управления тросом:  
— способ 1; — — способ 2

тавки груза с орбиты является одной из многих задач в программе проводимых исследований. Поэтому проблемы, связанные с работой тросовой системы, не должны препятствовать выполнению других задач. Важно предусмотреть возможность возникновения нештатной ситуации, выявить ее на ранней стадии и вовремя принять все необходимые меры для устранения (вплоть до обрыва троса и потери груза).

Нештатные ситуации можно условно разделить на две группы: опасные для груза и опасные для спутника и груза. К первой группе можно отнести сбой в работе КТС, при которых доставка груза на Землю невозможна, когда груз переходит на более высокую по отношению к спутнику орбиту, — нештатная ситуация А. Ко второй группе относятся нештатные ситуации, приводящие к столкновению спутника и груза, а также к наматыванию троса на спутник — нештатная ситуация В. Сюда же можно отнести резкое увеличение силы натяжения троса, приводящей к микроускорениям, превышающим допустимые значения для проводимых на борту экспериментов по микрогравитации — нештатная ситуация С.

Результаты моделирования работы КТС показывают, что при рассматриваемых способах развешивания сила натяжения троса достигает значений порядка 1 Н и спутнику сообщается ускорение порядка  $10^{-4}$  м/с<sup>2</sup>, что приводит к возникновению нештатной ситуации С.

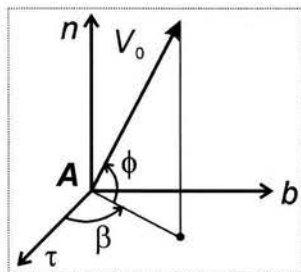


Рис. 6. Направление скорости отделения груза

Нормальный режим работы КТС подразумевает, что в момент разделения грузу сообщена начальная скорость, направленная вниз вдоль местной вертикали. Очевидно, что для этого спутник должен быть соответствующим образом сориентирован в пространстве.

Рассмотрим ситуацию, когда в момент разделения груза спутник сориентирован неправильно. Будем считать, что модуль относительной скорости отделения не зависит от положения спутника. Ориентацию спутника, а следовательно, и направление начальной скорости груза  $V_0$  будем задавать с помощью углов  $\Phi$  и  $\beta$  в орбитальной системе координат  $Atbn$  (рис. 6). Нормальный режим работы КТС соответствует углу  $\Phi = \pi/2$ , когда начальная скорость движения груза направлена вниз вдоль местной вертикали. Моделируя движение КТС при различных значениях указанных углов, разделим прямоугольник  $-\frac{\pi}{2} \leq \Phi \leq \frac{\pi}{2}; 0 \leq \beta \leq 2\pi$  на опасные (А, В) и безопасную зоны (рис. 7, а, б).

Если значения углов  $\Phi$  и  $\beta$  в момент отделения груза соответствуют точке, лежащей внутри зоны А, то в процессе движения КТС груз переходит на более высокую орбиту. Если точка  $(\beta, \Phi)$  принадлежит зоне В, то трос наматывается на спутник. Под наматыванием

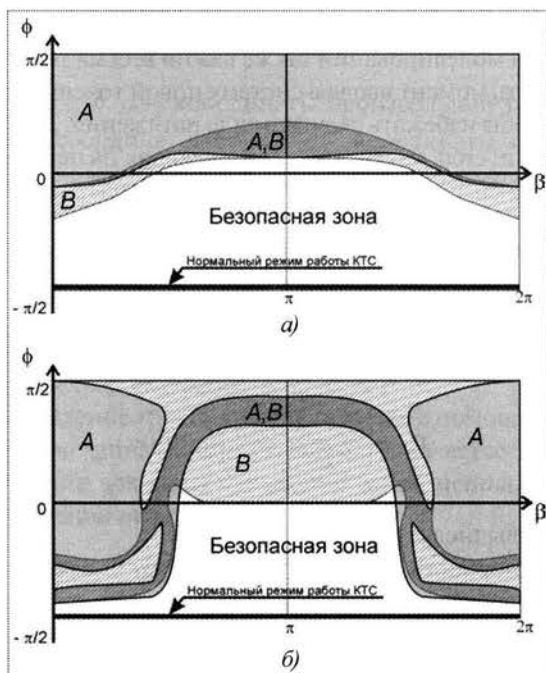


Рис. 7. Опасные зоны при первом (а) и втором (б) способах развешивания



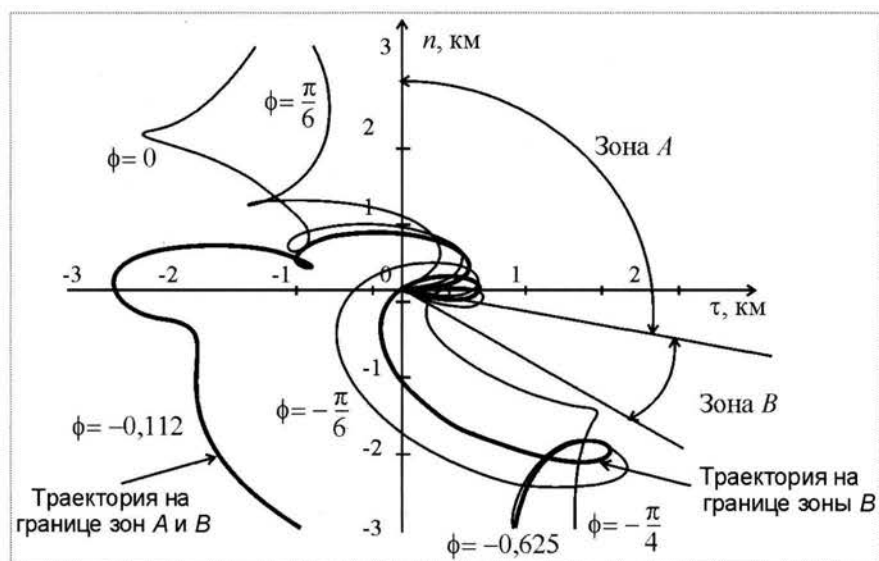


Рис. 8. Траектории спутника при различных углах  $\Phi$  ( $\beta = 0$ ) для первого случая развертывания

будем понимать ситуацию, когда в процессе движения угол между положительным направлением оси  $A\tau$  и направлением на первую точечную массу троса изменится более чем на  $\pi$  радиан.

На рис. 8 показаны некоторые траектории груза и опасные зоны для первого способа развертывания при  $\beta = 0$ .

При втором способе развертывания (см. рис. 7, б) площадь опасной зоны несколько больше, чем при первом, т.е. в случае произвольной ориентации спутника вероятность возникновения нештатной ситуации выше.

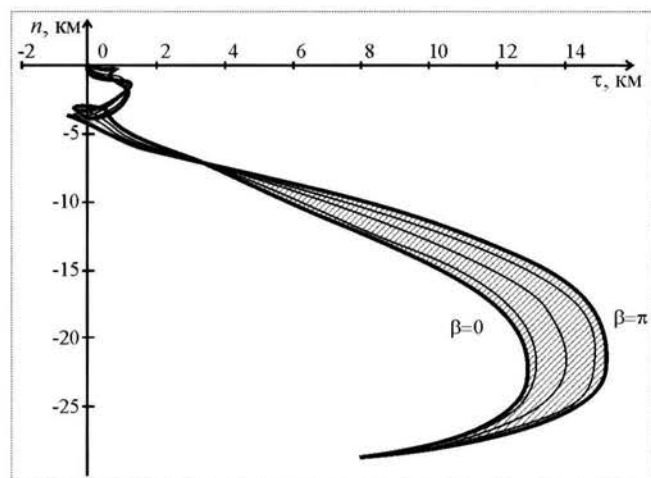


Рис. 9. Траектории движения груза при первом способе развертывания для углов  $\Phi = \pi/3$

Наряду с неправильной ориентацией спутника причиной сбоя может оказаться и нештатная работа механизма развертывания. Последствия этого сбоя невозможно предугадать, поскольку фактическое развертывание троса происходит по неизвестным законам управления.

Другим сбоем механизма развертывания является заклинивание троса, когда скорость развертывания резко уменьшается. Результаты моделирования показывают, что заклинивание особенно опасно на начальном этапе развертывания, когда груз находится около спутника и наматывание троса происходит независимо от ориентации спутника.

Отклонение вектора начальной скорости груза от плоскости орбиты  $\beta \neq 0$  при отделении груза от спутника

исследовалось при значениях  $\Phi \neq 0$ , соответствующих на плоскости  $\beta\Phi$  безопасной области (см. рис. 7). Независимо от способа развертывания боковое отклонение при отделении груза оказывает слабое влияние на заключительный этап движения. В частности, траектории, полученные при углах  $\beta = 0$  и  $\beta = \pi$ , образуют на плоскости  $A\tau$  область, куда попадают все другие траектории (рис. 9).

#### Список литературы

1. Белецкий В.В., Левин Е.М. Динамика космических тросовых систем. М.: Наука, 1990. 329 с.
2. Меркин Д.Р. Введение в механику гибкой нити. М.: Наука, 1980. 240 с.
3. Черноусько Ф.Л. Динамика свертывания космической тросовой системы // Прикладная математика и механика. 1995. Т. 59. Вып. 2. С. 179–187.
4. Садов Ю.А. Формы равновесия гибкого троса в плоскости круговой орбиты. 0- и 1-параметрические семейства // Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН. 2001. № 68. С. 1–29.
5. Сидоров И.М. О применении тросовых систем для создания постоянно действующего транспортного канала в космическом пространстве // Общероссийский научно-технический журнал "Полет". 2000. № 8. С. 36–39.
6. Zimmermann F., Schöttle Ulrich M., Messerschmid E. Optimization of the tether-assisted return mission of a guided re-entry capsule // Aerospace Science and Technology 9 (2005). P. 713–721.
7. Дигнат Ф., Шилев В. Управление колебаниями орбитальной тросовой системы // Прикладная математика и механика. 2000. Т. 64. Вып. 5. С. 747–754.



**ЛЕВЧЕНКО**  
Марта Михайловна —  
младший научный  
сотрудник ЦАГИ  
им. Н.Е. Жуковского

УДК 629.7.017

## Влияние несимметричности загрузки самолета на нагружение шасси

**М.М. Левченко**

*В статье дается параметрическая оценка влияния поперечного смещения центра тяжести самолета на нагружение его основных стоек шасси. Определяется область допустимых в соответствии с действующими отечественными нормативными документами величин этого смещения.*

**M.M. Levchenko. Asymmetric Aircraft Loads' Influence On Landing Gear**

*The article characterizes the influence exerted by the lateral skew of aircraft center of gravity on its landing gear. Admissible skew values are determined, compliant with the existing national norms and regulations.*

**П**ри определении нагружения самолета на наземных режимах эксплуатации (взлет, посадка, разбег, пробег) необходимо оценивать влияние продольного, поперечного и вертикального смещений его центра тяжести, которые должны лежать в диапазоне, заданном в технических требованиях [1]. Следует отметить, что в более ранних отечественных нормативных документах и соответствующих аналитических исследованиях [2] рассматривалось смещение центра тяжести самолета только в продольном направлении.

Очевидно, что при проведении подобных оценок необходимо учитывать конкретные геометрические и динамические характеристики конструкции самолетов каждого типа, схемы и параметры амортизации стоек шасси, что связано с большими затратами времени. Однако в соответствии с Авиационными правилами АП-25 (п. 25.471(b)):

"Разрешается не учитывать влияние поперечных смещений центра тяжести от продольной оси самолета, в результате которых нагрузки на элементы основного шасси и конструкцию самолета составляют не более 103 % нагрузок при симметричном расположении центра тяжести при условии, что:

(1) поперечные смещения положения центра тяжести обусловлены случайным размещением пассажиров или груза в фюзеляже или случайной несимметричной загрузкой или расходом топлива и

(2) предусмотрены соответствующие указания по загрузке произвольно размещаемых грузов в соответствии с 25.1583(с)(2) с тем, чтобы поперечные смещения центра тяжести не выходили за указанные пределы". (25.1583(с)(2) — пункт АП-25.)

Указанное ограничение на смещение центра тяжести может быть выражено неравенством

$$\frac{P_{\text{осн}}^{\text{несим}}}{P_{\text{осн}}^{\text{сим}}} \leq 1,03, \quad (1)$$

где  $P_{\text{осн}}^{\text{несим}}$  и  $P_{\text{осн}}^{\text{сим}}$  — максимальные вертикальные силы, действующие на основное шасси самолета при наличии поперечного смещения центра тяжести и без него соответственно.

Оценим приближенно, при каких сочетаниях значений поперечного смещения центра тяжести летательного аппарата и его базовых геометрических характеристик обеспечено выполнение этого неравенства. Рассмотрим самолет с общепринятым расположением основного и носового (или хвостового) шасси. Примем, что планер представляет собой жесткую конструкцию, обладающую двумя степенями свободы — вертикальным перемещением ( $y$ ) и поворотом по крену ( $\gamma$ ). Положительные направления перемещений показаны на рис. 1.

Введем для параметров самолета следующие обозначения:  $M$  — масса, кгс·с<sup>2</sup>·м<sup>-1</sup>;  $I_x$  — момент инерции относительно продольной оси фюзеляжа, кгс·м·с<sup>2</sup>;  $L$  — полуширина колеи, м;  $\varepsilon$  — вынос центра тяжести из плоскости симметрии фюзеляжа, м;  $y_{ц.т.}$  — вертикальное перемещение центра тяжести;  $y_{л.п.}$  — вертикальные перемещения точек крепления левой и правой основных стоек соответственно.

В рамках линейной постановки задачи представим амортизацию шасси в виде пружин с жесткостью  $p$ , кгс·м<sup>-1</sup>. Тогда со стороны шасси на планер действуют вертикальные силы

$$N_{л.п.} = p y_{л.п.}$$

В соответствии с указанным на рис. 1 положением центра тяжести (ЦТ) самолета будем считать, что сила  $P_{осн}^{несим}$  приложена к левой стойке.

Заметим, что отраженные в АП-25 случаи нагружения основного шасси могут быть разделены по способу определения расчетных нагрузок (исходя из нагрузок при посадке или на стоянке) на статические (п. 25.491. Руление, взлет и пробег; п. 25.493. Условия качения с торможением; п. 25.495. Разворот; п. 25.503. Вращение; п. 25.507. Реверсивное торможение) и динамические (п. 25.479. Условия горизонтальной посадки; п. 25.481. Условия посадки с опущенным хвостом; п. 25.483. Условия посадки на одну стойку; п. 25.485. Условия действия боковой нагрузки).

Если для установления выполнения условий п. 25.491 потребуются анализ динамичности нагружения, этот случай будет отнесен ко второй группе. Таким образом, при изучении влияния поперечного смещения центра тяжести самолета следует рассмотреть как статическое, так и динамическое нагружение основного шасси.

При статическом приложении нагрузки к основному шасси несимметрично нагруженного самолета вертикальная сила, действующая на наиболее нагруженную стойку, определяется из уравнения равновесия моментов относительно продольной оси фюзеляжа:

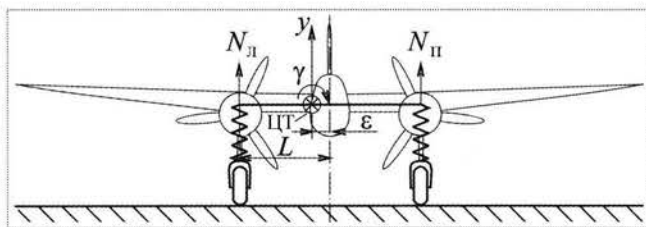


Рис. 1

$$P_{осн}^{несим} \cdot 2L = (Mg - P_{пер})(L + \varepsilon), \quad (2)$$

где  $g$  — ускорение свободного падения;  $P_{пер}$  — вертикальная сила, действующая на носовую или хвостовую опору. Часть веса самолета с симметричной загрузкой, приходящаяся на основные стойки при статическом нагружении, поровну распределена между ними:

$$P_{осн}^{сим} = \frac{Mg - P_{пер}}{2}. \quad (3)$$

Подставляя выражения для  $P_{осн}^{несим}$  и  $P_{осн}^{сим}$  (2) и (3) в неравенство (1), получим

$$\frac{P_{осн}^{несим}}{P_{осн}^{сим}} = \frac{(Mg - P_{пер})(L + \varepsilon) / (2L)}{(Mg - P_{пер}) / 2} = \frac{L + \varepsilon}{L} = 1 + \frac{\varepsilon}{L}.$$

Следовательно, при статическом нагружении основного шасси условие (1) выполняется, если поперечное смещение  $\varepsilon$  удовлетворяет соотношению

$$\varepsilon \leq 0,03L. \quad (4)$$

При динамическом приложении нагрузки эксплуатационная работа  $A$ , которую должна воспринять амортизационная система, вычисляется по формуле

$$A^3 = \frac{m_{ред} V_y^3}{2},$$

где  $m_{ред}$  — редуцированная масса стойки;  $V_y^3$  — нормируемая приведенная вертикальная составляющая скорости во время удара. С другой стороны, известно, что работа  $A$ , поглощаемая стойкой, характеризуется соотношением

$$A = \eta P_{max} S_{max},$$

где  $\eta$  — коэффициент полноты диаграммы обжатия;  $P_{max}$  — максимальная вертикальная сила, действующая на стойку;  $S_{max}$  — максимальное обжатие стойки, достигаемое при нагружении.

Очевидно, что малые смещения центра тяжести, рассматриваемые в соответствии с постановкой задачи, приведут к столь же малым изменениям в максимальном обжатии стоек по сравнению с обжатием, достигаемым стойками самолета с симметричной загрузкой. Поскольку при любых условиях загрузки величина  $V_y^3$  принимается одинаковой, зависящий от нее коэффициент полноты диаграммы обжатия практически не изменяется. Понятно, что при сделанных выше допущениях данная оценка идет в запас. Тогда вертикальная сила, действующая на стойку, пропорциональна эксплуатационной работе и, следовательно, редуцированной массе, и левая часть неравенства (1) может быть записана следующим образом:

$$\frac{P_{\text{осн}}^{\text{несим}}}{P_{\text{осн}}^{\text{сим}}} = \frac{A}{A^3} = \frac{m_{\text{ред}}^{\text{несим}}}{m_{\text{ред}}^{\text{сим}}},$$

где  $A$  — работа, поглощенная наиболее нагруженной основной стойкой шасси самолета со смещенным центром тяжести;  $m_{\text{ред}}$  — редуцированная масса основной стойки шасси симметрично нагруженного самолета;  $m_{\text{ред}}^{\text{несим}}$  — эффективная редуцированная масса основной стойки шасси несимметрично нагруженного самолета. В этом случае условие (1) примет вид

$$\left[ \frac{1}{2} p y_{\text{л}}^2 \right] / \left[ \frac{1}{2} \frac{M V_y^3}{2} \right] \leq 1,03. \quad (5)$$

Для определения максимального значения вертикального перемещения точки крепления левой стойки запишем уравнения движения центра тяжести самолета

$$\begin{aligned} M \ddot{y}_{\text{ц.т}} + p(y_{\text{л}} + y_{\text{п}}) &= 0; \\ I_x \ddot{\gamma} + p y_{\text{л}}(L - \varepsilon) - p y_{\text{п}}(L + \varepsilon) &= 0 \end{aligned} \quad (6)$$

при начальных условиях

$$y_{\text{ц.т}}(0) = 0; \dot{y}_{\text{ц.т}}(0) = -V_y^3; \gamma(0) = (0); \dot{\gamma}(0) = 0. \quad (7)$$

Поскольку располагаемое обжатие амортизации существенно меньше, чем колея шасси, угол  $\gamma$ , выраженный в радианах, много меньше единицы ( $\gamma \ll 1$ ). Тогда вертикальные перемещения точек крепления стоек связаны с перемещением центра тяжести самолета соотношением

$$y_{\text{л,п}} = y_{\text{ц.т}} \pm \gamma(L \mp \varepsilon),$$

что позволяет придать системе уравнений (6) и начальным условиям (7) следующий вид:

$$\begin{aligned} \frac{M}{2L}(\ddot{y}_{\text{п}}(L - \varepsilon) + \ddot{y}_{\text{л}}(L + \varepsilon)) + p(y_{\text{л}} + y_{\text{п}}) &= 0; \\ \frac{I_x}{2L}(\ddot{y}_{\text{л}} - \ddot{y}_{\text{п}}) + p y_{\text{л}}(L - \varepsilon) - p y_{\text{п}}(L + \varepsilon) &= 0, \\ y_{\text{л,п}}(0) = 0; \dot{y}_{\text{л,п}}(0) &= -V_y^3. \end{aligned} \quad (8)$$

Переходя к безразмерным переменным

$$\bar{y}_{\text{л,п}} = \frac{y_{\text{л,п}}}{i_x}; \quad \bar{L} = \frac{L}{i_x}; \quad \bar{\varepsilon} = \frac{\varepsilon}{i_x}; \quad \tau = \omega t,$$

где  $i_x$  — радиус инерции самолета относительно продольной оси,  $i_x = \sqrt{I_x / M}$ ;  $\omega$  — круговая частота собственных колебаний самолета,  $\omega = \sqrt{p / M}$ , представим систему (8) в виде

$$\begin{aligned} \frac{d^2 \bar{y}_{\text{л}}}{d\tau^2} + a \bar{y}_{\text{л}} + b \bar{y}_{\text{п}} &= 0; \\ \frac{d^2 \bar{y}_{\text{п}}}{d\tau^2} + b \bar{y}_{\text{л}} + c \bar{y}_{\text{п}} &= 0, \end{aligned} \quad (9)$$

где  $a = 1 + (\bar{L} - \bar{\varepsilon})^2$ ;  $b = 1 - (\bar{L} - \bar{\varepsilon})(\bar{L} + \bar{\varepsilon})$ ;  $c = 1 + (\bar{L} + \bar{\varepsilon})^2$ . Начальные условия в этих переменных примут вид

$$\bar{y}_{\text{л,п}}(0) = 0; \quad \frac{d\bar{y}_{\text{л,п}}}{d\tau}(0) = V, \quad (10)$$

где  $V = -V_y^3 / (i_x \omega)$ .

Решение системы дифференциальных уравнений (9), удовлетворяющее начальным условиям (10), может быть получено, например, с помощью операционного метода в виде

$$\begin{aligned} \bar{y}_{\text{п}}(\tau) &= \frac{V}{2T}(A_1 \sin \omega_1 \tau + B_1 \sin \omega_2 \tau); \\ \bar{y}_{\text{л}}(\tau) &= \frac{V}{2T}(A_2 \sin \omega_1 \tau + B_2 \sin \omega_2 \tau), \end{aligned}$$

где  $T = \sqrt{(a - c)^2 + 4b^2}$ ;  $\omega_{1,2} = \sqrt{\frac{a + c \pm T}{2}}$ ;

$$A_{1,2} = \frac{T \mp a \pm c + 2b}{\omega_1}; \quad B_{1,2} = \frac{T \pm a \mp c - 2b}{\omega_2}.$$

Преобразуем левую часть неравенства (5) и подставим в нее это решение:



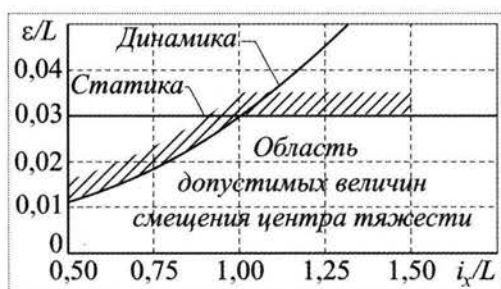


Рис. 2

$$\frac{2py_{\text{л max}}^2}{MV_y^2} = \frac{2p\bar{y}_{\text{л max}}^2 i_x^2}{MV_y^2} = 2 \frac{\omega^2 i_x^2}{V_y^2} \times$$

$$\max_{\tau} \times \left( \frac{V}{2T} (A_2 \sin \omega_1 \tau + B_2 \sin \omega_2 \tau) \right)^2 =$$

$$= \frac{1}{2T^2} \max_{\tau} (A_2 \sin \omega_1 \tau + B_2 \sin \omega_2 \tau)^2.$$

Таким образом, при динамическом нагружении основного шасси ограничение (1) равносильно неравенству

$$\frac{1}{2T^2} \max_{\tau} (A_2 \sin \omega_1 \tau + B_2 \sin \omega_2 \tau)^2 \leq 1,03.$$

Анализ ряда зависимостей  $m_{\text{ред}}^{\text{несим}} / m_{\text{ред}}$  от  $\varepsilon/L$  при различных значениях величины  $i_x/L$ , лежащих в практически реализуемом диапазоне от 0,5 до 1,5, показал, что множество точек, удовлетворяющих последнему условию, может быть приближенно описано формулой

$$\varepsilon \leq \left[ 0,0078 + \left( \frac{i_x / L - 0,75}{5,55} \right)^{2,004} \right] L. \quad (11)$$

Совокупность неравенств (4) и (11) задает область допустимых значений поперечного смещения центра тяжести самолета

$$\varepsilon \in \min \left[ \left[ 0,0078 + \left( \frac{i_x / L - 0,75}{5,55} \right)^{2,004} \right] L; 0,03L \right],$$

изображенную на рис. 2.

Выполненная параметрическая оценка позволяет по базовым геометрическим характеристикам самолета определить предельно допустимое в соответствии с п. 25.471(b)(2) Авиационных правил АП-25 поперечное смещение. Детальное исследование нагружения шасси с учетом несимметричности загрузки самолета потребует только в том случае, если при эксплуатации невозможно исполнить указания по размещению грузов, составленные на основе приближенной оценки. Не исключено, что с его помощью при небольших отклонениях реального смещения от предельно допустимой величины удастся показать выполнение требований п. 25.471(b) Авиационных правил АП-25, поскольку оценка сделана с запасом.

Результаты приведенных исследований могут быть использованы для выдачи рекомендаций по загрузке самолета, соответствующей требованиям Авиационных правил АП-25.

#### Список литературы

1. Авиационные правила. Ч. 25. Нормы летной годности самолетов транспортной категории. Межгосударственный авиационный комитет, 2004. 236 с.
2. Прочность самолета / Н.Н. Корчемкин, А.И. Макаревский, Т.А. Француз, В.М. Чижов. М.: Машиностроение, 1975. 280 с.



ДАЙДЖЕСТ    ДАЙДЖЕСТ    ДАЙДЖЕСТ    ДАЙДЖЕСТ    ДАЙДЖЕСТ    ДАЙДЖЕСТ    ДАЙДЖЕСТ

### МОСКОВСКИЙ "САЛЮТ" ГОТОВ К СЕРИЙНЫМ ПОСТАВКАМ АВИАДВИГАТЕЛЕЙ АЛ-31ФМ1 ДЛЯ РОССИЙСКИХ ВВС

Главком ВВС России генерал армии В.С. Михайлов подписал акт государственных стендовых испытаний двигателя АЛ-31ФМ1. "Этот двигатель предусмотрен как для оснащения новых самолетов семейства "Су", так и для модернизации существующего парка самолетов", — сказал В.С. Михайлов на встрече с трудовым коллективом ФГУП ММП "Салют", где разработан и производится АЛ-31ФМ1. Главком отметил, что помимо оснащения российской армии двигатель АЛ-31ФМ1 имеет широкие экспортные перспективы.

Сейчас двигателями семейства АЛ-31Ф оснащаются самолеты "Су", в частности Су-27, Су-30, Су-33. Модернизированный АЛ31ФМ1 имеет ресурс в два раза больше, чем двигатели, которые находятся на вооружении российской армии в настоящее время, а также тягу на 1 т больше, чем предыдущие модификации. Установка данного двигателя повышает боевую эффективность авиационного комплекса более чем на 15 % и снижает стоимость его жизненного цикла.

"ММП "Салют" готов к серийным поставкам двигателя АЛ-31ФМ1, выпуск которых для ВВС РФ предусмотрен в проекте госбронзаказа на 2007 г.", — сообщил генеральный директор предприятия Ю.С. Елисеев.

Вестник Интерфакс — АВН № 52 (275), 2006 г.



**ЕРОШКОВ**  
Василий Юрьевич —  
доцент Рыбинской государ-  
ственной авиационной тех-  
нологической академии  
им. П.А. Соловьева,  
кандидат техн. наук

## Пути совершенствования управления производственными процессами в авиадвигателестроении

**В.Ю. Ерошков**

*Предлагаются пути совершенствования управления производственными процессами на предприятиях машиностроительной отрасли в целях обеспечения качества выпускаемых изделий, снижения их себестоимости и повышения конкурентоспособности.*

**V.Yu. Eroshkov. Possible Methods For Improvement Of Manufacturing Process Management In Aircraft Engine Building**

*The article presents a number of methods to improve the manufacturing process management at machine-building enterprises in order to ensure high quality of products, make them more competitive and reduce prime costs.*

**О**беспечение качества производственных процессов — это комплекс мероприятий, гарантирующих разработку, внедрение и поддержание качественно высокого уровня процессов изготовления, сборки, контроля деталей и сборочных единиц. Применительно к авиационной продукции данные мероприятия предусматривают также стандартизацию требований к качеству изделия.

Особенность производства различных видов авиационной, ракетной, космической продукции состоит в следующем. В ряде других отраслей государственный контроль качества осуществляется пассивно (выдача свидетельств, лицензий, сертификатов и т.п.), в то время как в данном случае контроль обеспечения качества на государственном уровне осуществляется активно. При этом на любом предприятии, выпускающем данный вид продукции, обязательно функционирует служба представительства государственного заказчика, осуществляющая контроль за обеспечением качества на всех этапах жизненного цикла продукции — от разработки нового образца до утилизации морально и физически устаревших конструкций. Производители несут экономическую и юридическую ответственность за обеспечение качества продукции.

Рассмотрим, в чем заключается отличие подходов у нас в стране и за рубежом к организации системы контроля качества. Выделим определенные стереотипы, которые мешают совершенствовать систему качества предприятий. Для этого проведем анализ наиболее распространенных производственных понятий, таких как "учет тех или иных предметов" и "контроль тех или иных действий". В нашем сознании настолько укоренилось стереотипное понимание этих терминов, что они воспринимаются уже на интуитивном уровне и приходят на помощь сразу после возникновения какой-либо производственной проблемы.

Необходимо вспомнить, какие управленческие воздействия принимались раньше и, к сожалению, часто принимаются сейчас после возникновения какого-либо несоответствия на предприятии. Конечно, это "введение учета", "усиление контроля", "повышение исполнительской дисциплины". Это "учение об управлении производственным процессом" досталось нам от социалистической системы управления предприятиями. Однако попробуем разобраться, эффективно ли применение "учета и контро-

ля" в условиях, когда отсутствует централизованная система управления предприятиями, принципы которой устанавливает государственный чиновник, а систему управления формирует администрация отдельно взятого предприятия.

Для того чтобы произвести какой-либо продукт, необходимо выполнить последовательный ряд действий с определенными объектами при помощи необходимого инструментария, т.е. осуществить процессы. В теории все производственные процессы могут быть достаточно легко определены, описаны и структурированы (особенно если производство продукции единичное). Для этого существуют различные методы и подходы, приводимые в специальной литературе. На практике же, особенно в серийном производстве, неизбежно возникают определенные проблемы, связанные, например, с покупкой заготовок и материалов, задержками в поступлении деталей из одного цеха в другой, перепутыванием деталей из разных партий, искажением процента комплектации изделий и многими другими производственно-организационными проблемами, которые в конечном счете приводят к срыву сроков сдачи продукции и ухудшению ее качества.

Руководитель, воспитанный традиционной школой управления, в первую очередь постарался бы наладить учет компонентов изделия в разных точках производства. В данном случае учет — это всего лишь фиксация местонахождения компонента изделия в конкретный момент времени в определенном месте. Получается, что для того чтобы совсем исключить задержки и потери компонентов в производственном цикле, нужно следить за каждой деталью по всему жизненному циклу, на этапе каждой операции и на каждом переходе технологического процесса. Это неэкономично для предприятия. В современных экономических условиях необходим другой подход.

Известно, что весь производственный цикл изготовления изделия состоит из связанных между собой процессов. Определив характеристики каждого процесса, а также последовательность действий персонала в рамках каждого процесса, мы сможем избежать неопределенности с каким-либо компонентом изделия. Дело в том, что в существующей на предприятиях практике характеристики процессов не определяются. Термин "процесс" применяется лишь при разработке и написании такого привычного для наших предприятий документа, как технологический процесс изготовления детали или сборки узла. Традиционная система управления предусматривает обязательную раз-

работку технологического процесса для каждой модификации изделия и входящих в нее деталей.

Все эти технологические процессы объединяет одно общее свойство: они разрабатываются для конкретной модели изделия, запускаемой в производство по утвержденному чертежу. При такой логике построения производства изготовление конкретного изделия есть некий уникальный набор операций, проводимых с деталями с помощью определенного инструментария. Таким образом, в основе современного отечественного машиностроительного производства и, соответственно, метрологического обеспечения лежит *объектный подход*.

За рубежом практикуется другой подход. Он заключается в том, что изготовление изделия — это система связанных между собой процессов, каждый из которых при желании может быть проанализирован и изменен независимо от модели изделия.

Для внедрения *процессного подхода* в машиностроительное производство необходимо определить и зафиксировать последовательность выполняемых персоналом действий при осуществлении той или иной технологической операции или ряда операций. Это можно сделать только с помощью документа, в котором эта последовательность будет описана с детальной точностью. Любые неоднозначные толкования в документе и отсутствие необходимой информации сведут на нет данную работу и подход в целом. Вместе с тем документирование однотипных операций, сходных по физическим, геометрическим и химическим характеристикам объектов, составление единого документа позволят существенно сэкономить время и усилия при подготовке технологической документации на новые образцы изделия. Такими операциями могут быть очистка, мойка, контроль физических и геометрических параметров и др.

Однако за годы существования у нас в стране всеобщей плановой экономики тексты документов со временем стали абсолютно не применимыми для реального производства. Более того, сама необходимость существования того или иного документа определялась отнюдь не объективной производственной потребностью, а знакомой всем необоснованной целесообразностью, определяемой детализированными государственными стандартами. В результате опыт выполнения производственных процессов, который есть на российских предприятиях, не записывается и не является достоянием предприятия. Именно поэтому существуют незаменимые работники, которые очень неохотно делятся своими знаниями с другими.



Рис. 1. Схема принципа управления качеством

За долгие годы принудительного управления качеством на основе обязательных технических стандартов, несоблюдение которых могло повлечь юридическую ответственность и даже тюремное заключение, на производстве сложилась практика тройного стандарта при управлении производством.

Эта практика унаследована российской промышленностью. Изменений не произошло даже после того, как выполнение большинства требований стандартов стало добровольным. Конструктор, задавая требования, думает: "Если я запишу такие-то требования, то технологи или производственники сделают в три раза хуже". Поэтому он записывает требования в три раза более жесткие. Производственный работник не верит этим требованиям: "Если конструктор записывает такие требования, значит ему нужно в пять раз меньше", — и делает в пять раз хуже. Таким образом, в течение нескольких лет освоения продукции идет переработка записанных требований в неписаные, которые в итоге принимают технологи, руководители производства и работники отдела технического контроля и которых как бы не существует для конструкторов. Порочность такой практики очевидна. Она срывает основной принцип управления качеством, основанный на документированных требованиях, создает ат-

мосферу неуважительности к документации и друг к другу, делает процессы освоения новых изделий бесконечно долгими, разрывает преемственность методов управления, так как неписанные требования и правила существуют только в умах людей и теряются при смене состава специалистов.

Задачей руководства является последовательный переход к единому стандарту управления качеством: "Пишем то, что думаем; выполняем то, что записано". Другими словами, в документацию заносятся требования, которые определены при разработке конструкции, процесса и должны неукоснительно выполняться производственным персоналом. Схема принципа управления, основанного на едином стандарте, показана на рис. 1.

Необходимо подчеркнуть целесообразность включения сопоставления мысли и текстов (документов, в том числе процедур, инструкций, стандартов) в общий цикл управления. Очень часто тексты отражают непродуманность решений, неясность, туманность или даже отсутствие мысли. Иногда в документе не отражена достаточная информация по процессу или, наоборот, она чрезмерно детализирована и объемна. Исследования показывают, что больше половины информации теряется человеком при переходе от мысли к речи, а мыслительные процессы при отображении их на бумажных или электронных носителях искажаются. На рис. 2 приведен пример правильного подхода в описании операции контроля диска турбины ГТД (рис. 3).

В России конструктор диктует технологам и производственникам, что они должны делать. Обратные связи слабы. Понимание того, что конструктор является поставщиком информации для технолога и производственника, пока не получает распространения. Вместе с тем конструктор, как и любой другой участник производственного процесса, должен отвечать за качество продукции. При этом он может влиять на качество изготовления только путем установления тех или иных допусков. Понятно его стремление к ужесточению этих норм, чтобы отказы, дефекты, обнаруженные в готовом изделии, объяснялись невыполнением требований конструкторской документации. При этом ответственность автоматически переходит на производство и технологов.

Выход из этой ситуации теоретически достаточно прост: правильно разделить зону ответственности и организовать командную работу конструкторов, технологов, производственников и контролеров. На практике решение данного вопроса сталкивается с нежеланием руководства что-либо менять в традиционно сложившейся культуре производственных отношений.



| Форма описания процесса контроля                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                          |                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                          |
|---------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|--------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| Некорректная                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                              | Правильная                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                               |
| <ol style="list-style-type: none"> <li>1. Проверить деталь по контрольной карте.</li> <li>2. Выполнить наружный осмотр детали.</li> <li>3. Проверить деталь на отсутствие дефектов.<br/>(В пп. 1–3 неясная форма изложения)</li> <li>4. Проверить шероховатость поверхностей.<br/>(Не указан инструмент контроля шероховатости)</li> <li>5. Выполнить контроль детали по чертежу (далее идет перечень контрольной оснастки).<br/>(Не раскрыт процесс контроля)</li> </ol> | <ol style="list-style-type: none"> <li>1. Выполнить наружный осмотр детали: проверить деталь на отсутствие рисок, вмятин, коррозии.</li> <li>2. Проверить шероховатость поверхностей по контрольным образцам (далее следует перечень поверхностей и соответствующих контрольных образцов).</li> <li>3. Проверить размеры (далее приводятся размеры, а также необходимая контрольная оснастка с подробным при необходимости описанием особенностей применения).</li> </ol> <p><u>Примеры</u></p> <ol style="list-style-type: none"> <li>1. Размер <math>\varnothing 139,5_{-0,4}^{+0,008}</math><br/>600450 Скоба индикаторная (использовать с кольцом 600452 для настройки скобы)</li> <li>2. Биение 0,01 от базы ПЯ<br/>125600 Плита контрольная<br/>800450 Стойка индикаторная<br/>800650 Часы индикаторные</li> </ol> |

Рис. 2. Пример оформления карты контроля диска турбины ГТД

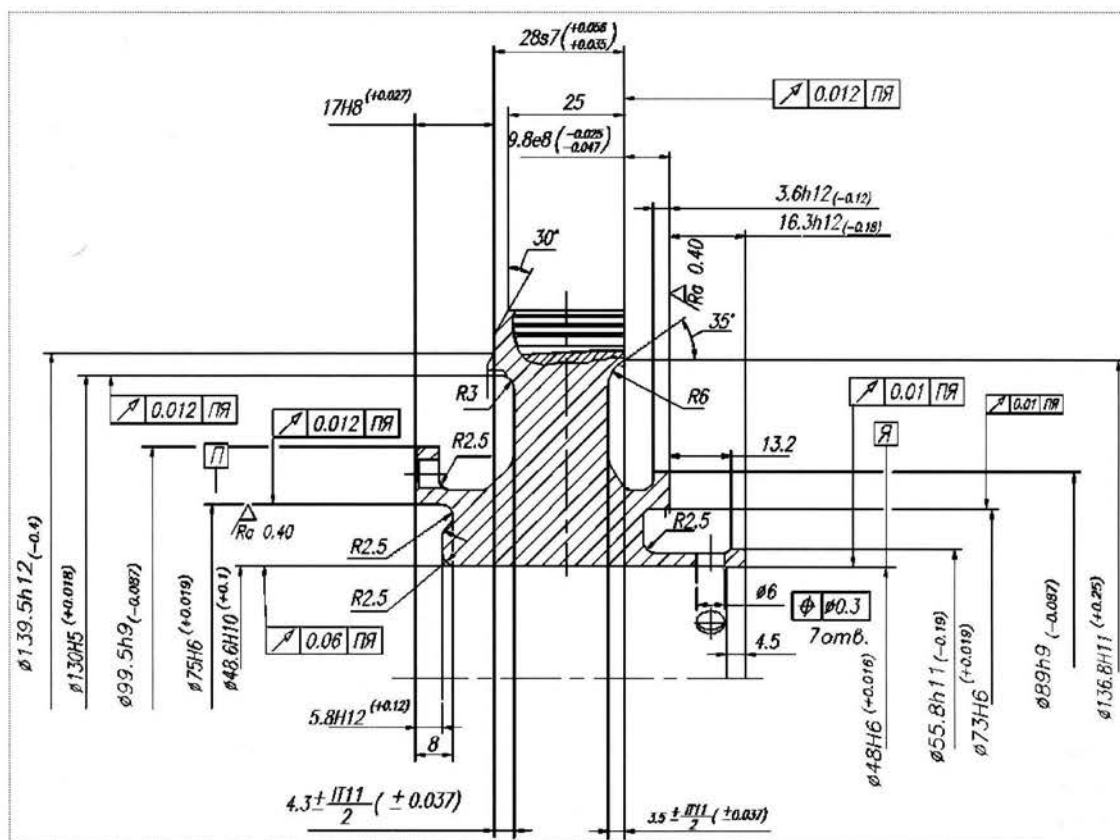


Рис. 3. Чертеж диска турбины ГТД

Многие дефекты, свойственные различным этапам производственного цикла изделия нормальной точности, выявляются в процессе сборки. К ним относятся погрешности размеров, формы и взаимного положения поверхностей сопрягаемых деталей, некачественная обработка сопрягаемых поверхностей в сборе, погрешности взаимного расположения деталей на собираемой машине, превышение фактических зазоров в сопряжениях над расчетным, нарушение технологических условий сборки, неточности сборочного оборудования. Причем, если погрешности оказываются в пределах допустимых значений, то изделие считается качественным.

Такой подход нельзя применять для высокоточных изделий, например для ГТД (см. рис. 3). При сборке таких изделий качество изделия меняется в зависимости от силовых факторов. В пределах заданных значений характеристик качества возможно бесконечно большое число состояний собранного изделия из-за различных деформаций собираемых деталей. Возникающие деформации при этом могут даже существенно превосходить допуск детали. При этом изделие может потерять свои точностные параметры или окажется не пригодным для эксплуатации.

Одной из главных проблем при сборке высокооборотных роторов ГТД является обеспечение повторяемости геометрических характеристик ротора после повторных переборок. Известны случаи, когда изделия с безукоризненными качественными показателями теряли свое качество после разборки и повторной сборки. Причиной является изменение деформационной картины ротора вследствие недостаточной жесткости составляющих деталей и контактной жесткости сопрягаемых поверхностей.

Так, в результате проведенного анализа карт отклонений деталей высокооборотного ротора ГТД, серийно выпускаемого ОАО "НПО "Сатурн", были выявлены следующие причины возникновения дефектов в роторе: приработка деталей при испытаниях (ненадежность стыка, 35 %), поступление деталей на сборку с отклонениями от чертежа (30 %), ошибки и недоработки в чертежах (10 %), субъективные ошибки при сборке (10 %), износ деталей из-за многократных переборок (5 %), другие причины (10 %).

Наиболее часто повторяется дефект, возникающий вследствие приработки деталей при испытаниях. Это говорит о том, что из-за недостаточной жесткости ротора менялись посадки сопряженных деталей, происходила контактная деформация сопрягаемых поверхностей, а возможно, изгиба или крутильная дефор-

мация деталей. В результате проводимых на предприятии организационных и технологических мероприятий указанные дефекты частично или полностью на очередной машине устранялись, двигатели поступали на испытания, однако на следующем изделии дефекты в той или иной форме проявлялись снова. Конечно, можно предположить, что в данном случае имеет место чисто конструкторская проблема, и если увеличить жесткость ротора и его опор, то данный дефект исчезнет. Однако не все так просто.

При проектировании двигателя конструктор определяет оптимальный вариант конструкции детали или сборочной единицы с учетом функциональных требований (например, для деталей проточной части ГТД учитываются требования газодинамического совершенства), а также массы, температурных и силовых условий работы, надежности и долговечности. Любая конструкция проходит проверку на технологичность и контролепригодность.

Кроме того, в целях определения рентабельности выполняется технико-экономическое обоснование проекта. Поэтому нельзя изменить конструкцию детали без серьезной проработки всех указанных составляющих и четкого отражения изменений в конструкторской и технологической документации. Конструктор, технолог, метролог, экономист и специалист по управлению при решении подобного рода проблем выбирают компромиссные варианты, и при условии абсолютного выполнения их требований в производстве достигается положительный результат работы всего предприятия. Проблема заключается в оптимизации поиска таких вариантов в условиях ограниченных материальных и временных ресурсов. Она может быть решена путем системного анализа процессов изготовления деталей и сборки только коллективом специалистов разных служб, принимающих объективно обоснованные решения.

Рассмотрим второй по значимости вопрос поступления деталей на сборку с отклонениями от чертежа. В процессе разработки операций контроля часто не учитываются метрологические погрешности при установлении допуска на контролируемый размер детали или сборочной единицы (т.е. не учитываются погрешности измерительного средства и самого процесса измерения).

Обычно конфликты происходят между производственным контролем и ОТК, между ОТК одного цеха (механического) и ОТК другого цеха (сборочного). В мировой практике находят два выхода из таких конфликтов. Один из них предусматривает

преднамеренное загроуление контроля на каждой последующей стадии проверок.

В России используется другой метод: на каждом последующем технологическом этапе обработки приходится сужать допуски с учетом метрологических погрешностей. При этом риск пропуска брака исключается, но часть потенциально годной продукции будет забракована.

Вместе с тем значительное сужение допусков может привести к тому, что затраты на изготовление и контроль детали будут чрезвычайно высокими (известно, что затраты на измерения характеристик продукции экспоненциально возрастают при ужесточении допусков) и продукция не будет рентабельной. Выход из создавшейся ситуации может быть следующим.

С учетом результатов многолетних исследований экспертов в современных условиях можно считать, что допустимые погрешности измерений в статически организованном производстве должны находиться в пределах 20...40 % поля допуска. При этом следует учитывать случайные и неизвестные систематические составляющие. Предельное значение случайной погрешности не должно превышать 0,6 суммарной погрешности при доверительном интервале, равном  $4\sigma$  ( $\sigma$  — среднеквадратичное отклонение). Кроме того, при расчете погрешности измерений (помимо самого средства измерений) необходимо учитывать погрешности вспомогательных устройств, расположения и способов установки средств измерений, воздействия температуры, других влияющих факторов, а также функциональное назначение детали (конкретного размера). Учет погрешности измерительного средства и погрешности процесса измерения в операциях контроля поможет таким образом снизить ошибки первого и второго рода.

В процессе производства высокоточных изделий много времени приходится затрачивать на выяснение причин дефектов, оформление необходимых документов на их исправление, проведение многократных переборок изделия и повторных испытаний. Это приводит к срыву сроков сдачи изделия, увеличению затрат на его производство. Следовательно, требуется более тщательная проработка указанных дефектов. Необходимо учитывать и особенности конструкции данной машины, и протекающие физические процессы при ее сборке, и метрологические аспекты контроля, а также процессы, происходящие при испытании изделия.

С учетом приведенных соображений уточним обязанности технологов и производителей. Технолог

должен создавать точные процессы, производитель — реализовывать эту точность на практике, а вместе они, включая конструкторов, должны постоянно повышать точность и возможности процессов.

Итак, конструктор должен отвечать за то, чтобы продукция была хорошей, технолог и производитель — за то, чтобы изделия были одинаковыми и близкими к идеалу, контролер — за то, чтобы годное изделие было признано действительно годным, а дефектное ушло в брак. Все вместе во главе с руководством они должны нести ответственность за стабильное производство сотен, тысяч, десятков тысяч одинаково хороших изделий.

Решение данной проблемы заключается в разработке и описании понятной последовательности производственных действий. При этом форма изложения информации должна быть такой, чтобы документы стали не параллельным и ненужным атрибутом производственных процессов, а инструментом их выполнения, без которого было бы невозможно эффективно изготавливать продукцию.

Для того чтобы понять всю значимость формы изложения информации, в документе в любой письменной процедуре должно присутствовать понятное описание цели существования этой конкретной процедуры. Уяснив для себя цель последовательности действий, работник должен заранее определять те моменты производственного цикла, когда действия начинаются и заканчиваются. При этом характеристика упомянутых моментов должна быть описана как можно точнее, если мы хотим получить полезный документ.

Необходимо также определить ответственность работника. Здесь принципиально важно отсутствие элемента наказания и присутствие элемента доверия со стороны руководства к конкретному работнику. Кроме того, должна указываться ответственность руководства за принятие тех или иных решений на основании анализа результатов действий работника. Именно с введением такого описания ответственности уходит в небытие термин "контроль действий", так как каждый из участников процессов, включая руководителей, знает участок своей ответственности. Таким образом, можно считать, что работник знает о цели, моментах начала и окончания процедуры, а также выделил из всей последовательности действий именно свои действия.

Теперь необходимо представить описание собственно действий. Оно должно иметь такую степень детализации, которая обязательно позволит учесть квалификацию работников, и не быть ни чрезмерно де-

тальным, ни неопределенным. К этому моменту в документе есть все для успешной работы, но не определен один важный вопрос. Не секрет, что описанная последовательность действий не дает ровным счетом никакой информации о результатах реальных действий, которые весьма важны прежде всего для анализа и корректировки самой последовательности в целях ее совершенствования. Если фиксировать результат и в соответствии с ним корректировать свои действия, то каждый раз будем получать продукт с лучшим качеством. Именно по этой причине, для того чтобы не терялись данные о реальных результатах действий, в письменной процедуре должен быть описан порядок сохранения этих данных.

Отметим еще одно направление совершенствования деятельности предприятия. Четкое описание последовательности действий работников в соответствующих документах позволяет осуществить переход к гуманистической организации производственных отношений. Для этого необходимо четко определить и документально зафиксировать конкретные процедуры и контролируемые характеристики результата данных процедур, права и обязанности каждого работника, создавать моральные и материальные стимулы для развития в каждом подчиненном желания самостоятельного совершенствования тех процессов, в которых он участвует. Постоянное совершенствование каждого работника в отдельности и коллектива в целом (социальный статус, материальное благополучие, квалификация) автоматически приведет к совершенствованию деятельности предприятия (имидж, финансовый рост, качество продукции).

В заключение приведем рекомендации по совершенствованию деятельности машиностроительного производства.

1. Переработка практических методов управления для использования в условиях российской действительности;

обучение персонала; разработка собственных научных концепций; внедрение принципов TQM, международных стандартов по качеству на предприятиях.

2. Повышение государственного контроля за деятельностью аккредитованных служб; развитие системы лицензирования деятельности производства и сертификации продукции предприятий.

3. Переход к единому стандарту, методике повсеместного статистически обоснованного контроля процессов и процедур производства; структуризация документации.

4. Переход к гуманистическому подходу в производственных отношениях; документирование производственных процессов, а не отношений; повышение ответственности руководства предприятия за качество процессов и продукции; устранение дисбаланса ответственности и полномочий.

5. Идентификация вариантов решений, технико-экономическое обоснование проектов; повышение финансовой активности предприятий.

Работа выполнена при поддержке гранта Президента Российской Федерации МК-2972.2005.8.

#### Список литературы

1. Ерошков В.Ю. Совершенствование этапов технического контроля в системе метрологического обеспечения машиностроительного производства // Контроль, диагностика. 2005. № 8.
2. Мартынов Р.А. От "учета и контроля" к системному построению производственных процессов // Методы менеджмента качества. 2000. № 5.
3. Лапидус В.А. Конфликт TQM с постсоветским менеджментом на типичном российском предприятии. "Болезни" российского менеджмента // Методы менеджмента качества. 2000. № 4.



ДАЙДЖЕСТ ☺ ДАЙДЖЕСТ ☺ ДАЙДЖЕСТ ☺ ДАЙДЖЕСТ ☺ ДАЙДЖЕСТ ☺ ДАЙДЖЕСТ

### ВЫПУСК САМОЛЕТОВ Ил-76 В РОССИИ МОЖЕТ НАЧАТЬСЯ В 2010 г.

Решение о переносе серийного производства военно-транспортных самолетов Ил-76 из Ташкента в Ульяновск уже принято и будет реализовываться. Для его организации в России потребуется не менее двух-трех лет. Реальный выпуск самолетов может начаться в 2010 г.

В России планируется организовать серийное производство Ил-76 всех модификаций (Ил-76МД, Ил-76МФ, Ил-78 и др.). Окончательная сборка Ил-76 будет вестись в Ульяновске на предприятии "Авиастар-СП" при широкой кооперации с другими авиастроительными предприятиями.

Вестник Интерфакс — АВН № 51 (274), 2006 г.



УДК 629.7:528

# Международная аэрокосмическая система мониторинга опасных геофизических процессов и прогнозирования катастроф

**В.А. Меньшиков, М.И. Макаров**

*В статье представлены предложения по построению международной аэрокосмической системы мониторинга глобальных геофизических процессов и прогнозирования природных и техногенных катастроф, которая позволит своевременно оповещать органы управления заинтересованных государств и население о грозящих стихийных явлениях природы и техногенных катастрофах в целях парирования или уменьшения их отрицательного воздействия на природу, инфраструктуру и людей.*

**V.A. Menshikov, M.I. Makarov.** International Aerospace System For Monitoring Hazardous Geophysical Processes And Predicting Natural And Human-Caused Disasters

*The article presents proposals as to the deployment of an international aerospace system for monitoring of global geophysical process and predicting natural and human-caused disasters, which is expected to issue timely warnings to the authorities and the population of the countries concerned of the threatening natural disasters or human-caused catastrophes in order to repel or at least reduce their negative impact on the nature, infrastructure and humans.*

**П**рогнозирование возникновения и развития стихийных природных и техногенных явлений на Земле в настоящее время приобретает все большую актуальность. Наиболее распространены и опасны такие стихийные явления, как землетрясения, цунами, извержения вулканов, оползни, наводнения, штормы (ураганы, циклоны, тайфуны), засухи. Предупреждать стихийные явления, ослаблять их последствия и готовиться к ним экономически более выгодно, чем устранять последствия этих явлений.

Среди стихийных явлений, приводящих к резкой дестабилизации экономики и человеческим жертвам, землетрясения занимают ведущее место и являются зачастую причиной возникновения других стихийных явлений — цунами, оползней, наводнений и т.д. Ежегодно от катастрофических землетрясений в мире гибнет в среднем около 30 тыс. человек. Экономический ущерб от сейсмических катастроф достигает сотни миллиардов долларов США, в отдельных случаях он может составлять от 0,1 до 40 % национального достояния страны (например, для Турции общий ущерб от землетрясения 17 августа 1999 г. составил около 7 %).

Сейсмическая активность Земли непрерывно контролируется глобальной сетью сейсмических станций, регистрирующих все подземные толчки. Однако традиционные методы не позволяют с достаточной достоверностью прогнозировать землетрясения.

Как показывают экспериментальные данные, большая часть землетрясений происходит на границах блоков земной коры, причем им предшествуют возрастание скорости движения отдельных участков по разлому и увеличение деформаций в очаговых зо-



**МЕНЬШИКОВ**  
Валерий Александрович —  
директор НИИ КС —  
филиала ГКНПЦ  
им. М.В. Хруничева,  
профессор, доктор техн.  
наук



**МАКАРОВ**  
Михаил Иванович —  
первый заместитель дирек-  
тора, главный конструктор  
НИИ КС — филиала  
ГКНПЦ им. М.В. Хруниче-  
ва, старший научный  
сотрудник, кандидат техн.  
наук

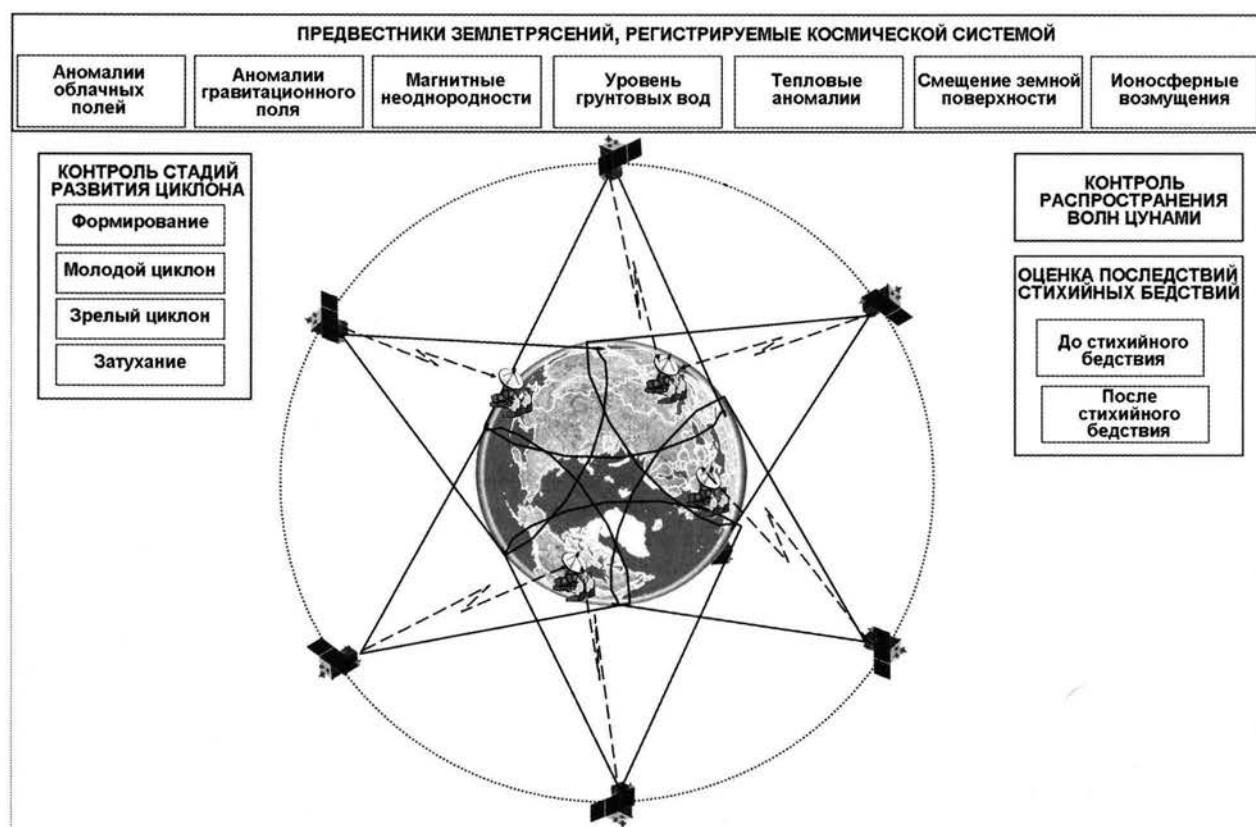


Рис. 1. Контролируемые космической системой стихийные бедствия и их геофизические признаки

нах. Поэтому геодинамические измерения, с помощью которых регистрируют относительные движения участков земной коры, позволяют определить местоположение разломов, эпицентральные области будущих землетрясений и дать долгосрочный прогноз. В настоящее время районы возможных землетрясений определяются довольно точно, а время их возникновения — с неопределенностью в несколько лет, что лишает такой прогноз практического смысла. Таким образом, глобальное оперативное и краткосрочное прогнозирование стихийных явлений в настоящее время — крайне актуальная проблема. Эта проблема может быть решена с помощью космических систем.

Процессы, происходящие в земной коре перед началом землетрясений, вызывают изменение химического состава подземных вод и атмосферных газов в области очага землетрясения, увеличение интенсивности выбросов радиоактивных веществ и заряженных аэрозолей в атмосферу. Такие изменения фона окружающей Землю среды могут быть зарегистрированы современной спутниковой аппаратурой (рис. 1). Поскольку эти изменения формируются в ионосфере за часы, дни или недели (в зависимости от вида возмущения) до начала землетрясения, их можно рассматривать как ионосфер-

ные предвестники землетрясений и использовать для задач прогнозирования. Спутниковый мониторинг, ориентированный главным образом на выявление краткосрочных предвестников, существенно повысит эффективность их регистрации и надежность прогноза землетрясений. Кроме того, космическая система может контролировать сотни тысяч потенциально опасных объектов (химически, радиационно-, пожаро- и взрывоопасных объектов, гидротехнических сооружений) в целях прогнозирования и предупреждения техногенных катастроф. Причем обладая возможностью глобального мониторинга поверхности Земли, атмосферы, околоземного пространства, космические средства наблюдения обеспечивают и оперативную передачу данных мониторинга практически в любую точку земного шара.

Таким образом, создание международной аэрокосмической системы мониторинга (МАКСМ) глобальных геофизических явлений и прогнозирования природных и техногенных катастроф — одно из важнейших направлений решения проблемы предотвращения или снижения последствий природных и техногенных катастроф.

## Цель, задачи, принципы создания, состав и структура МАКСМ глобальных геофизических явлений и прогнозирования природных и техногенных катастроф

*Назначение МАКСМ глобальных геофизических явлений и прогнозирования природных и техногенных катастроф:* глобальный мониторинг из космического пространства земной поверхности, атмосферы и околоземного пространства с передачей данных наблюдений в наземные ситуационные центры прогнозирования и оповещения в квазиреальном времени в интересах решения задач прогнозирования стихийных бедствий и предупреждения о них.

*Цель создания системы:* эффективное развитие и совместное использование космического потенциала, передовых технологий мониторинга и методов обработки данных России и других стран мира для решения задач глобального оперативного и краткосрочного прогнозирования стихийных бедствий в интересах снижения опасности и негативных последствий для населения и экономического потенциала стран мира на основе создания единого научно-тех-

нического и информационного пространства в области мониторинга состояния литосферы, атмосферы и ионосферы Земли.

Создание МАКСМ глобальных геофизических явлений и прогнозирования природных и техногенных катастроф позволит решить следующие задачи:

мониторинг поверхности Земли, атмосферы и ионосферы с использованием аппаратуры видимого и теплового диапазонов, низко- и высокочастотных волновых комплексов, плазменных комплексов, комплексов мониторинга энергетических частиц, магнитометров, масс-анализаторов, спектрометров; сбор получаемой информации на борту космических аппаратов (КА) с возможностью ее запоминания; передача данных мониторинга на наземные станции приема космической информации в режиме получения данных и с задержкой при их накоплении в бортовом запоминающем устройстве КА;

первичная обработка космической информации на наземных станциях приема и передачи данных мониторинга в международные информационно-аналитические центры;

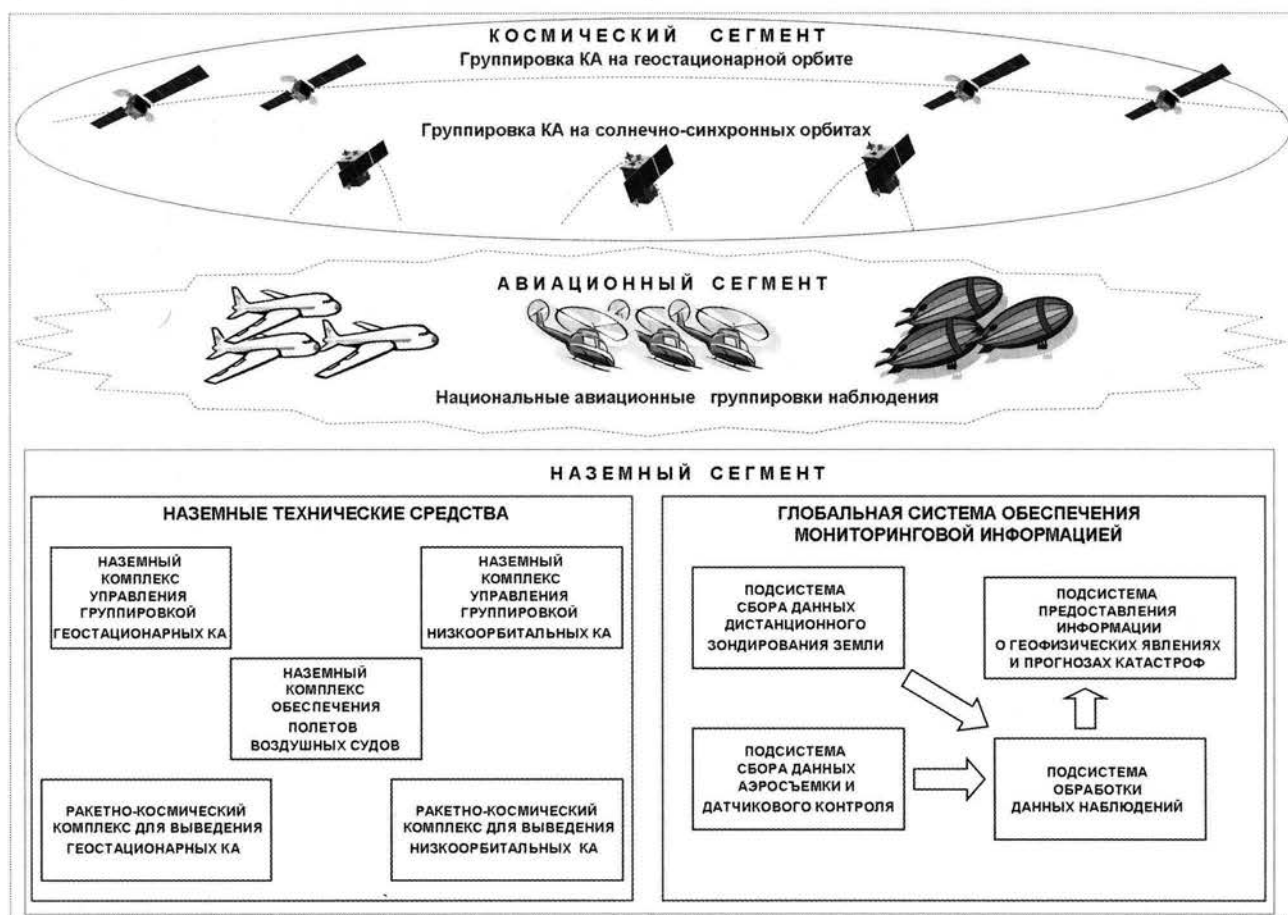


Рис. 2. Структура МАКСМ

сбор и обработка данных мониторинга для решения задач глобального оперативного и краткосрочного прогнозирования стихийных бедствий, а также ее хранение и отображение в международных ситуационных центрах;

оперативное доведение необходимой информации до государственных органов управления в интересах снижения опасности и негативных последствий стихийных бедствий для населения и экономического потенциала стран мира;

дистанционное обучение специалистов по мониторингу и прогнозированию стихийных бедствий с использованием передовых космических и информационных технологий;

предоставление данных для анализа и прогнозирования погоды в региональном и глобальном масштабах, состояния акваторий морей и океанов, ледовой обстановки и т.п.

#### *Принципы создания МАКСМ:*

широкое использование результатов работ и исследований, проводимых в рамках федеральных космических программ и других отечественных и международных программ, связанных с разработкой космической техники и аппаратуры мониторинга, технологий сбора и обработки данных;

рациональная этапность создания международной аэрокосмической системы мониторинга глобальных геофизических явлений с учетом приоритетности решаемых задач, технологических проработок и финансовых ограничений;

первоочередное развитие орбитальной инфраструктуры системы на основе предварительной отработки и апробации базовых технологий и программно-аппаратных комплексов;

максимальное использование возможностей существующей и перспективной группировки КА российских и зарубежных космических систем дистанционного зондирования Земли, навигации, связи и ретрансляции;

интеграция существующих группировок КА дистанционного зондирования Земли, связи и ретрансляции с группировками перспективных малых космических аппаратов (МКА), создаваемых в составе международной космической системы мониторинга глобальных геофизических явлений;

использование международной аэрокосмической системой мониторинга информации от существующих элементов систем мониторинга России и зарубежных стран.

В состав МАКСМ входят орбитальный, воздушный и наземный сегменты (рис. 2).

### **Орбитальный сегмент МАКСМ**

Орбитальный сегмент МАКСМ обеспечивает (путем прямых измерений и методами дистанционного зондирования) получение фоновых распределений и выделение возмущений параметров тепловых, магнитных, гравитационных полей и плазмы в ионосфере; выявление изменений в озоновом слое и характеристиках атмосферы, в геодинатике земной коры и гидродинамике грунтовых вод, являющихся возможными предвестниками стихийных бедствий, природных и техногенных катастроф. Полученные данные передаются в ситуационные центры глобальной системы обеспечения потребителей мониторинговой информацией.

В состав орбитальной группировки МАКСМ входят группировки КА верхнего и нижнего ярусов (см. рис. 2).

Группировка КА верхнего яруса состоит из 6 спутников на геостационарной орбите по экватору Земли, объединенных в две группировки по 3 спутника — вершины двух треугольных плоскостей, условно рассекающих Землю по экватору.

Группировка КА нижнего яруса включает в себя 3—4 спутника на солнечно-синхронных орбитах высотой 600...700 км с равномерным расположением плоскостей орбит по долготе восходящего узла.

Космические аппараты МАКСМ проектируются по модульному принципу, причем приборы, расположенные на базовом модуле, — в негерметичном исполнении. В качестве платформы космического аппарата может быть использована "Яхта" (ГКНПЦ им. М.В. Хруничева), разработанная для создания малых космических аппаратов. Масса космических аппаратов не превышает 600—700 кг, и согласно международной классификации они являются малыми КА (МКА).

Срок активного существования космических аппаратов МАКСМ верхнего яруса должен составлять не менее 10 лет, нижнего яруса — не менее 5 лет.

**Целевая аппаратура МКА.** На спутниках, функционирующих на геостационарной орбите, устанавливается высокочувствительная радиометрическая аппаратура видимого и теплового диапазонов с разрешением 1440 м в тепловом (дальнем инфракрасном) и 360 м в видимом диапазонах.

На спутниках, функционирующих на солнечно-синхронной орбите высотой 700 км, устанавливается высокочувствительная радиометрическая аппаратура видимого диапазона с пространственным разрешением 70 м и инфракрасного диапазона с разрешением 140 м, а также комплекты аппаратуры на базе:

ультразвук / очень низких частот (УНЧ/ОНЧ) волнового комплекса (30...1000 Гц) для



мониторинга напряженности квазипостоянного электрического поля;

высоких частот (ВЧ) волнового комплекса для слежения за спектром осцилляции электрического поля в диапазоне 0,05...15,1 МГц или 0,05...6,35 МГц;

плазменного комплекса для контроля поперечной и продольной компонент скорости дрейфа ионов в диапазоне 0,02...5,0 км/с, плотности ионов в диапазоне  $10^2...10^6$  см<sup>-3</sup>, ионной температуры в диапазоне 300...10 000 К, осцилляции ионной плотности в диапазоне 0,5...1000 Гц и возмущения ионного состава;

видеофотометрического комплекса для контроля интенсивности и частоты появления грозových разрядов (ТВ-изображение областей атмосферного свечения в направлении лимба Земли, получаемое с помощью ТВ-камеры на базе ПЭС-матрицы и усилителя яркости), интенсивности атмосферных эмиссий в избранных спектральных диапазонах, измеряемой с помощью фотометров, ориентированных на лимб Земли и в надири;

комплекса мониторинга энергетических частиц для наблюдения энергетических спектров электронов в диапазоне 15...350 кэВ и ионов в диапазоне 15...3200 кэВ, регистрируемых с двух направлений, а также временных вариаций потоков частиц в выбранных энергетических диапазонах;

магнитометра постоянного поля для мониторинга трех компонент геомагнитного поля в диапазоне  $\pm 60$  мкТл с погрешностью не более 0,015 мкТл;

масс-анализатора для контроля распределения ионов и нейтральных частиц по массам в диапазоне 1...1000 а.е.м. с временным разрешением до 30 мс;

спектрометра для мониторинга распределения интенсивности гидроксильных эмиссий по спектру в диапазоне 727...1103 нм и по высоте в диапазоне 90...95 км, а также интенсивности эмиссии атомарного кислорода по высоте в диапазоне 85...110 км.

**Космическая платформа МКА** предназначена для оптимального размещения его ключевых элементов. В состав платформы входят бортовой комплекс управления и обеспечивающие (служебные) системы.

Космическая платформа и ее служебные системы в течение срока активного существования на орбите должны обеспечивать:

работоспособность МКА между сеансами связи с наземным комплексом управления (НКУ) не менее 30 сут;

поддержание параметров орбиты;

поддержание ориентации МКА с реализацией трехосной ориентации;

максимальную погрешность ориентации МКА в орбитальной системе координат при съемке не более 5';

стабильность угловой скорости по каждой оси при работе целевой аппаратуры не более 0,001 °/с;

определение параметров движения центра масс МКА с погрешностями на момент проведения сеанса радионавигации и работы целевой аппаратуры по местоположению не более 15 м, по орбитальной скорости не более 5 см/с при погрешности привязки по времени не более 0,1 мс;

погрешность определения ориентации осей МКА не более 30" и изменение ориентации осей за 10 с не более 5";

отклонение МКА по крену и тангажу на  $\pm 40^\circ$  при проведении съемки;

передачу информации от целевой аппаратуры в режимах непосредственной передачи и с временной задержкой на наземные пункты приема.

Бортовой комплекс управления (БКУ) предназначен для управления, баллистико-навигационного обеспечения (БНО) и контроля функционирования МКА автономно или совместно с НКУ. Для БНО предусматривается использование навигационного поля космических навигационных систем ГЛОНАСС и GPS Navstar.

БКУ должен обеспечивать решение следующих основных задач:

телеметрический контроль и управление работой бортовой обеспечивающей и целевой аппаратуры в соответствии с выданной НКУ командно-программной информацией (КПИ) по малопунктной технологии;

формирование бортовой шкалы времени и синхронизацию работы бортовых систем; выдачу в целевую аппаратуру временных меток;

передачу информации об угловой ориентации осей МКА в целевую аппаратуру и другой сопроводительной информации;

баллистико-навигационное обеспечение МКА;

проведение сеансов связи с НКУ для управления МКА и закладки программ управления;

ориентацию и стабилизацию МКА с заданными точностями, а также обеспечение программных разворотов МКА на требуемые углы с заданными временными и точностными характеристиками.

В состав обеспечивающих (служебных) систем входят радиоприемник для передачи целевой информации (РЛЦИ); бортовая аппаратура служебного канала управления (БА СКУ); система электроснабжения (СЭС); система обеспечения теплового режима (СОТР); двигательная установка (ДУ).

**Орбитальная группировка глобальных навигационных систем ГЛОНАСС и GPS Navstar.** Навигационное обеспечение функционирующих на орбитах малых космических аппаратов МАКСМ должно быть непрерывным во времени, глобальным и достаточно точным для контроля местоположения. В наибольшей степени таким требованиям удовлетворяют космические навигационные системы ГЛОНАСС, GPS Navstar. Совместное использование данных от КА этих систем позволит повысить точность и надежность позиционирования МКА, что необходимо для обеспечения выполнения полного перечня задач, возложенных на него.

Орбитальная группировка системы ГЛОНАСС в настоящее время содержит 17 спутников, функционирующих в штатном режиме. В 2007 г. в ее состав должны входить 20 спутников, функционирующих в штатном режиме. КА находятся на орбите высотой около 20 000 км с наклоном 64,8° в двух плоскостях, разнесенных на 120°. В дальнейшем будет осуществлен вывод КА в третью плоскость, повернутую относительно первых двух на 120°.

В состав системы GPS Navstar входят орбитальная группировка КА, состоящая из 24 спутников, функционирующих в штатном режиме, и 3 спутника в резерве. КА распределены по 6 плоскостям, которые разнесены по долготе на 60°. В каждой плоскости находятся 4 навигационных КА и, возможно, один резервный, которые движутся по круговым орбитам с наклоном 55° и с полуосью около 26,5 тыс. км.

**Орбитальная группировка отечественных и зарубежных КА связи и ретрансляции.** Для обеспечения связи и передачи данных в ходе функционирования МАКСМ могут эффективно использоваться космические системы связи. Широкий выбор в организации каналов связи обеспечивается космическими средствами, основными из которых являются:

- международная спутниковая система "Инмарсат", обязательная для использования по международному регламенту для морского и воздушного транспорта;

- отечественный космический сегмент фиксированной спутниковой связи, состоящий из КА "Горизонт" и "Экспресс" ("Ямал");

- космические системы низкоорбитальной связи "Гонец", Globalstar.

Орбитальная группировка отечественных и зарубежных КА связи является функционально привлекательным элементом МАКСМ.

#### **Наземный сегмент МАКСМ**

В состав наземного сегмента МАКСМ входят наземные технические средства (выведения и управле-

ния МКА, обеспечения полетов воздушных судов) и глобальная система обеспечения мониторинговой информацией. Наземные средства выведения и управления МКА включают в себя ракетно-космические комплексы и наземный комплекс управления МКА.

**Ракетно-космические комплексы.** Для запуска МКА международной аэрокосмической системы мониторинга должны использоваться ракетно-космические комплексы, развернутые на российских и зарубежных космодромах, обеспечивающие возможность одиночного, попутного и пакетного выведения космических аппаратов.

В качестве основного варианта развертывания группировки МКА нижнего яруса целесообразно рассматривать выведение с использованием ракет-носителей (РН) "Рокот", "Ангара-1.1", "Ангара-1.2" с космодрома Плесецк.

В качестве основного варианта развертывания группировки МКА верхнего яруса целесообразно рассматривать выведение с использованием РН "Протон-М" с космодрома Байконур, РН "Ангара-5" с космодрома Плесецк, возможен также запуск зарубежными РН данного класса.

**Наземный комплекс управления МКА** предназначен для решения следующих основных задач:

- сбор телеметрической и навигационной информации, поступающей с МКА как в ходе проведения наземными станциями командно-измерительной системы (КИС) штатных сеансов управления, так и в составе (структуре кадров) целевой информации при ее сбросе потребителям на наземный пункт приема информации. Обработка и анализ телеметрической информации с целью контроля текущего состояния МКА и определения его возможностей по выполнению целевых задач;

- разработка долгосрочных и оперативных планов целевого применения МКА, а также программы работы средств НКУ;

- разработка рабочих программ и корректирующих команд управления бортовой аппаратурой, формирование массивов КПИ и доведение их до средств непосредственного информационного обмена с МКА (наземных станций КИС) вместе с целеуказаниями для их антенных систем;

- проведение сеансов управления МКА с контролем выдачи КПИ и закладки программ управления;

- проведение измерения текущих навигационных параметров (ИТНП), решение задач БНО: определение параметров орбиты, начальных условий движения МКА, расчет исходных данных для проведения коррекции орбиты и т.п.;

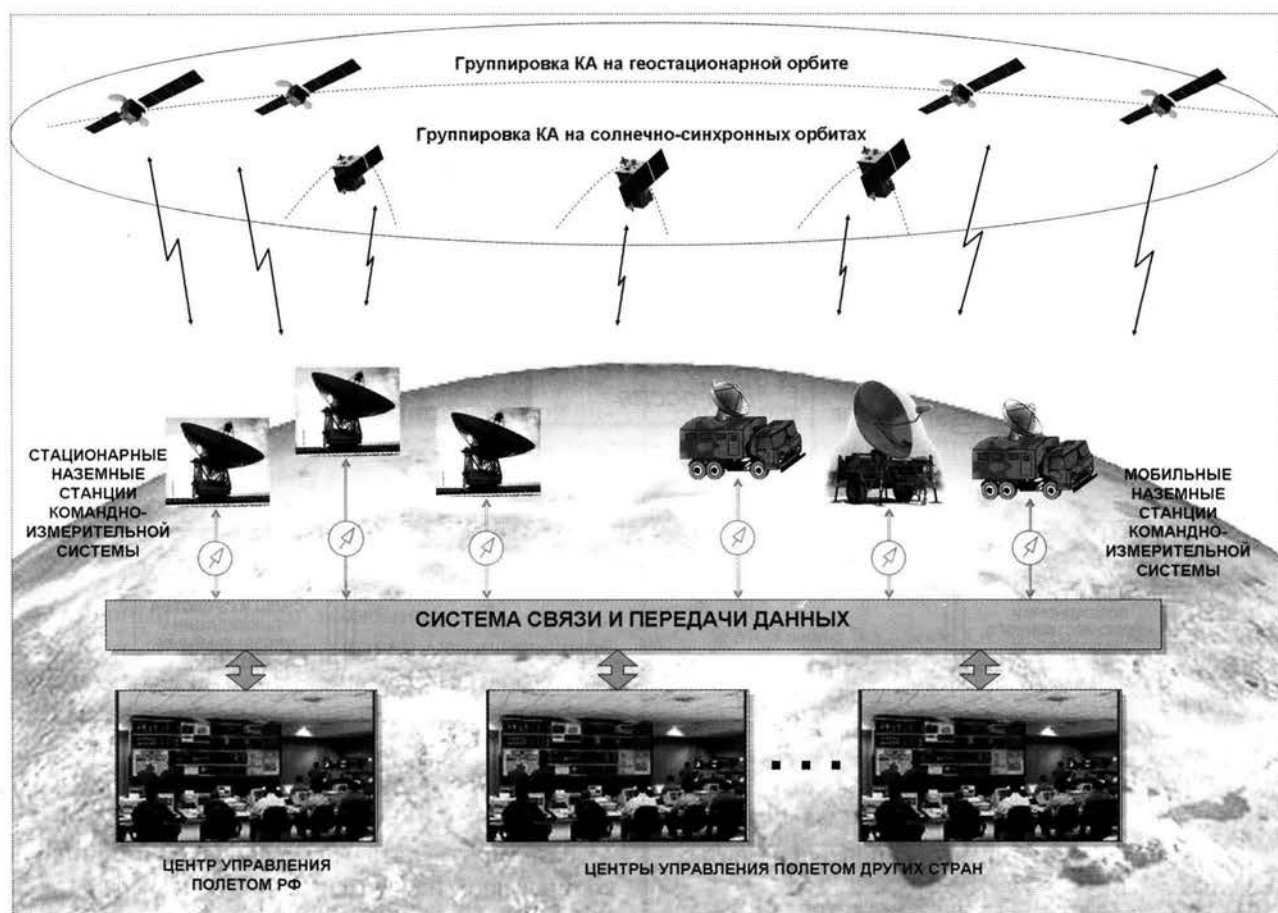


Рис. 3. Структура наземного комплекса управления

организация информационного обмена между объектами НКУ, а также между НКУ и внешними абонентами.

В состав НКУ МАКСМ входят (рис. 3):

российский центр управления полетом (ЦУП) МКА;

центры управления полетом других стран;

стационарные наземные станции командно-измерительной системы с соответствующими средствами управления МКА и связи;

перевозимые (мобильные) станции командно-измерительной системы и обмена информацией, закрепленные за центрами управления полетом МКА и размещаемые при необходимости в соответствующих зонах;

система связи и передачи данных НКУ.

**Глобальная система обеспечения потребителей мониторинговой информацией (ГСОМИ)** по глобальным геофизическим явлениям и прогнозированию природных и техногенных катастроф предназначена для планирования целевого применения, приема, структурного

восстановления, обработки, хранения и распространения всех видов целевой информации, передаваемой с МКА МАКСМ. Это сложная организационно-техническая система, технический облик которой представляет собой совокупность взаимосвязанных топологически распределенных наземных комплексов приема, многоуровневой обработки, хранения и распространения космической информации и геопро странственной информации, поступающей от наземных источников. По структуре система является иерархической с радиальной топологией, включающей глобальные центры мониторинга и национальные ситуационные центры управления в кризисных ситуациях, а также наземные станции приема космической информации, увязанные путем использования единой телекоммуникационной системы.

Основные структурные элементы ГСОМИ показаны на рис. 4. Они распределяются по следующим трем уровням:

верхний уровень системы, состоящий из двух глобальных центров мониторинга, расположенных в Рос-



Рис. 4. Состав ГСОМИ

сии и, например, в одной из экономически развитых зарубежных стран;

средний уровень системы, который представляется в виде сопряженных с центрами верхнего уровня национальных ситуационных центров управления в кризисных ситуациях;

нижний уровень системы, состоящий из наземных станций приема космической информации.

Национальные ситуационные центры действуют в большей степени в интересах отдельных государств и должны создаваться на их средства.

Для оперативной доставки мониторинговой информации от группировки МКА верхнего яруса в целях обеспечения данными глобальных центров мониторинга необходимо не менее пяти международных станций приема космической информации, разнесенных по поверхности Земли (они могут находиться, например, на западном побережье Северной Америки, восточном побережье Южной Америки, в Центральной Африке, Индокитае, центральной части России).

Для непосредственного обеспечения данными национальных ситуационных центров государства могут развертывать станции приема мониторинговой информации от МКА МАКСМ на своих территориях с использованием собственных финансовых средств.

Развернутые пять международных станций приема космической информации от МКА верхнего яруса должны использоваться и для приема информации от группировки МКА нижнего яруса.

Основными этапами создания МАКСМ являются: проведение научно-исследовательских работ, направленных на уточнение облика создаваемой системы, анализ технических и технологических возможностей создания элементов МАКСМ, дальнейшее исследование признаков-предвестников стихийных бедствий и возможностей современной аппаратурно-приборной базы по их регистрации, технико-экономический анализ разработки, создания и эксплуатации МАКСМ, разработку технического задания на ОКР по созданию МАКСМ (2007–2008 гг.);

выполнение опытно-конструкторских работ по созданию МАКСМ (2009–2014 гг.), включающих:

а) разработку технического предложения на МАКСМ (2009 г.);

б) разработку эскизного проекта, экспериментальных образцов и ключевых элементов МАКСМ, а также рабочей документации на опытные изделия системы и макеты (2010–2011 гг.);

в) изготовление опытных изделий системы, автономные испытания и корректировку рабочей документации (2011–2012 гг.);



г) комплексные и межведомственные испытания и корректировку рабочей документации (2013 г.);

д) летные испытания, подготовку документации на элементы системы серийного производства, сдачу системы в эксплуатацию (2014 г.);

развертывание международной аэрокосмической системы мониторинга глобальных геофизических явлений и прогнозирования природных и техногенных катастроф (2014–2015 гг.), включающее изготовление, запуск, летные испытания и ввод в штатную эксплуатацию космических аппаратов; дооснащение НКУ орбитальными группировками КА МАКСМ; развертывание глобальной системы обеспечения мониторинговой информацией; развертывание международной системы дистанционного образования в области мониторинга.

### Оценка экономических затрат на создание МАКСМ и ожидаемый эффект

Проведенный технико-экономический анализ стоимости создания и развертывания международной аэрокосмической системы мониторинга глобальных геофизических явлений и прогнозирования природных и техногенных катастроф показал, что ориентировочная стоимость этапов выполнения работ будет следующей:

проведение научно-исследовательских работ — 1,3 млрд руб.;

выполнение опытно-конструкторских работ по разработке и созданию МАКСМ — 12,8 млрд руб.;

развертывание МАКСМ — 28,5 млрд руб.

Таким образом, общая стоимость создания и развертывания системы может составить 42,6 млрд руб. Источник финансирования работ по созданию МАКСМ исходя из ее международного характера должен быть внебюджетным.

Эффект от создания и эксплуатации МАКСМ имеет следующие аспекты:

*гуманитарный:*

сохранение жизни и здоровья тысяч людей на Земле благодаря оперативному контролю, прогнозированию и раннему предупреждению о природных и техногенных катастрофах и стихийных бедствиях;

повышение уровня осознания мировым сообществом необходимости мирного существования на Земле; сохранение Земной цивилизации;

*экологический:*

достоверная оценка воздействия факторов экологических угроз жизни на Земле;

повышение эффективности разработки и реализации мировым сообществом масштабных мероприятий по парированию экологических угроз, вызываемых природными и техногенными факторами;

*экономический:*

организация до 140...160 тыс. дополнительных рабочих мест в РФ;

сохранение и наращивание научного, конструкторского и технологического потенциала России;

ежегодная экономия средств благодаря предотвращению чрезвычайных ситуаций природного и техногенного характера (в России 80...100 млрд руб.; в мире сотни млрд дол.); перенацеливание сэкономленных средств на гуманитарные нужды человечества.

### Список литературы

1. Киселев А.И., Медведев А.А., Меньшиков В.А. Космонавтика на рубеже тысячелетий. Итоги и перспективы. М.: Машиностроение. 2002.
2. Меньшиков В.А., Бевзо А.А. Москва — Минск: стыковка космических проектов // Российский космос. 2006. № 6.
3. Спутниковая система для Союзного государства // Новости космонавтики. № 11(286). Т. 16. Ноябрь 2006.
4. Меньшиков В.А., Родионов Б.Н. Использование малых космических аппаратов для прогнозирования землетрясений // Двойные технологии. 1999. № 1.
5. Мухамедяров Р.Д. Аэрокосмическая система мониторинга и предсказания природных и техногенных катастроф "Око Земли", Казань, Институт аэрокосмического приборостроения, 2005.
6. Меньшиков В.А., Вокин Г.Г., Макаров М.И. Концепция системы государственного мониторинга в России // Актуальные проблемы авиационных и аэрокосмических систем: процессы, модели, эксперимент. 2000. Вып. 2 (10).
7. Меньшиков В.А., Вокин Г.Г., Макаров М.И. Принципы построения интегрированной системы государственного контроля за состоянием ресурсов России // Двойные технологии. 2001. № 1.
8. Макаров М.И. Принципы построения и результаты реализации опытного проекта Федеральной системы контроля состояния природных ресурсов и экономически важных и/или опасных объектов РФ // Двойные технологии. 2004. № 1.
9. Макаров М.И. Создание Федеральной системы оперативного контроля состояния природных ресурсов и экономически важных и опасных объектов РФ // Полет. 2004. № 7.
10. Макаров М.И., Моисеев Н.Ф. Разработка и реализация опытного проекта создания Федеральной системы оперативного контроля состояния природных ресурсов и экономически важных и/или опасных объектов Российской Федерации // Региональные риски чрезвычайных ситуаций и управление природной и техногенной безопасностью муниципальных образований: Сб. материалов X Всероссийской научно-практической конференции по проблемам защиты населения и территорий от чрезвычайных ситуаций. М., 2004.



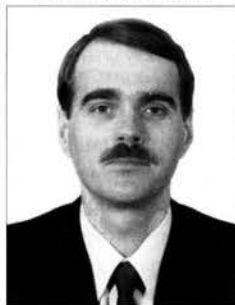
**ЧЕРТОК**

**Борис Евсеевич** — главный консультант при генеральном конструкторе Ракетно-космической корпорации "Энергия" им. С.П. Королева, академик РАН



**ГРИГОРЬЕВ**

**Юрий Иванович** — заместитель генерального конструктора Ракетно-космической корпорации "Энергия" им. С.П. Королева, директор программ



**МАРКОВ**

**Алексей Викторович** — начальник отделения Ракетно-космической корпорации "Энергия" им. С.П. Королева



**ГРОМОВ**

**Сергей Кириллович** — ведущий инженер Ракетно-космической корпорации "Энергия" им. С.П. Королева

## "...Шаг, без которого не пройти!"

**Б.Е. Черток, Ю.И. Григорьев, А.В. Марков, С.К. Громов**

*Показано, что главные результаты полета орбитальной станции "Мир" стали воплощением творческих предначертаний Главного конструктора С.П. Королева. Обосновывается необходимость итогового научного труда, который станет своеобразным учебником для будущих поколений инженеров и ученых, специалистов и энтузиастов космонавтики.*

**B.E. Tcherток, Yu.I. Grigoriev, A.V. Markov, S.K. Gromov. Things Impossible To Omit When Going Forward**

*The article shows that the results, achieved during the operation of the Mir space station in orbit, were in fact the reflection of the predictions and forecasts made by Chief Designer S.P. Korolev. It also substantiates the need for a scientific publication that would be sort of a fundamental textbook for the next generation of engineers and scientists, specialists and enthusiasts of cosmonautics.*

**"...В условиях длительного космического полета можно будет основательно проверить:**

- влияние невесомости на разных людях и на достаточно большом числе людей;
- разные медико-биологические средства;
- разные механические средства временного и постоянного искусственного тяготения.

**...Создание тяжелой орбитальной станции есть необходимый этап для длительных полетов в космическом пространстве, так как здесь будут отрабатываться у Земли (то есть легко доступны с Земли) люди и вся техника. Это важный методический шаг, без которого не пройти!..." [1, С. 451].**

Эти слова основоположника практической космонавтики Сергея Павловича Королева воистину стали пророческими, и более тридцати пяти лет назад орбитальные станции были названы магистральным направлением космонавтики. Жизнь подтвердила это: начавшиеся с первых "Салютов" полеты на советских космических станциях продолжают сегодня на международной космической станции. Важнейшей вехой на пути освоения космоса стал беспрецедентный по многим критериям полет орбитального комплекса "Мир". Его созданию сопутствовали существенные научно-технические и социально-политические условия:

- наш значительный опыт создания длительно работающих в уникальных и суровых условиях космоса бортовых систем и сложных инженерных конструкций;
- наша непосредственная практика постоянного управленческого сопровождения и регулярного обеспечения транспортно-технического снабжения станций "Салют";
- большой задел ведущих организаций многих стран Европы и Америки по научному экспериментальному оборудованию и исследовательской аппаратуре;
- устойчивое внешнеполитическое положение нашей страны в начале 1980-х гг.;
- готовность наших руководителей и специалистов к долговременному равноправному сотрудничеству с европейскими и американскими научными организациями.





*"Проблема обеспечения жизнедеятельности в таком полете может быть разрешена лишь путем создания на борту межпланетного корабля замкнутой экологической системы с постоянным круговоротом вещества для обеспечения жизни космонавтов..." [1, С. 435].*

*"Одной из важнейших задач является проблема встречи в космосе с другим кораблем-спутником либо с орбитальной станцией, система подхода и стыковки их на орбите..." [1, С. 434].*

*"Плавая в космическом океане, человек должен научиться выходить из корабля и свободно передвигаться в пространстве для наблюдений и для работы, например для ремонта, для монтажа научного оборудования ..." [1, С. 523].*

На станции "Мир" последовательно установлены рекорды продолжительности полета, подтвердившие эффективность длительной работы людей в условиях невесомости. Назначенный ресурс как отдельных систем и оборудования, так и всего комплекса превышен в несколько раз без снижения показателей надежности и безопасности.

Данные о работе орбитального комплекса "Мир" и аналогичные сведения по российскому сегменту МКС (РС МКС) приведены в таблицах и на рисунках. Всем этим достижениям способствовали твердая, неуклонная уверенность специалистов в правильности выбранного пути, гибкость формирования программы полета, а также адаптивность комплекса к изменениям внешних, не зависящих от его работы, условий. Уникальные качества комплекса "Мир" были получены не только благодаря использованию всего предшествующего опыта исследования и освоения космоса, но и за счет ряда принципиальных технических реше-

ний, заложенных в его структуру еще на этапах проектирования. Основные из этих решений:

- модульное построение бортовых систем и конструкции комплекса;
- практически непрерывное присутствие экипажа, активно работающего внутри и снаружи станции;
- ремонтпригодность оборудования бортовых систем;
- эффективная система транспортно-технического снабжения.

*"О полете человека много говорят, пишут, делают прогнозы, но задача советской науки состоит в том, чтобы обеспечить надежный полет и безусловно гарантированное возвращение на Землю советского человека из космического полета. Нам чужды рекордсменство и легкомысленность в этом вопросе..."*

*...Одной из самых главных задач является осуществление полета человека в космос с исследовательскими целями. Как бы ни были совершенны приборы и аппаратура на автоматических станциях, все же ничто не может заменить разум пытливого исследователя..."*

Те же принципы были заложены и в проект станции "Мир-2", в основе которой собирались использовать дублер базового блока комплекса "Мир". Для повышения эффективности нового комплекса предполагали увеличить площадь солнечных батарей и осуществить ряд других мероприятий. Готовность к запуску необходимо было обеспечить ко времени исчерпания ресурса "Мира". Однако эти идеи не воплотились в жизнь по не зависящим от разработчиков станции причинам. Резкие политические изменения в обществе заставили искать другие пути продолжения освоения околоземного космоса.

Таблица 1

Сведения об объеме научных исследований\*\*

| Продолжительность полета, год | Число сеансов экспериментов |             | Масса доставленной научной аппаратуры, кг |             | Время экипажа, затрачиваемое на выполнение экспериментов, ч |              | Энергопотребление научной аппаратуры, кВт |                               |
|-------------------------------|-----------------------------|-------------|-------------------------------------------|-------------|-------------------------------------------------------------|--------------|-------------------------------------------|-------------------------------|
|                               | РС МКС                      | ОК "Мир"    | РС МКС                                    | ОК "Мир"    | РС МКС                                                      | ОК "Мир"     | РС МКС                                    | ОК "Мир"                      |
| 1                             | 683                         | 100         | 450                                       | 210         | 480                                                         | До 500 в год | 0,3, кратко-временно — до 1,0             | 0,3, кратко-временно — до 2,2 |
| 2                             | 768                         | 1650        | 260                                       | 1300        | 520                                                         |              |                                           |                               |
| 3                             | 568                         | 2550        | 140                                       | 250         | 350                                                         |              |                                           |                               |
| 4                             | 676                         | 1500        | 490                                       | 1250        | 390                                                         |              |                                           |                               |
| 5                             | 614                         | 1050        | 300                                       | 1500        | 400                                                         |              |                                           |                               |
| 6*                            | 474                         | 1000        | 100                                       | 210         | 300                                                         |              |                                           |                               |
| Итого:                        | <b>3783</b>                 | <b>7850</b> | <b>1740</b>                               | <b>4720</b> | <b>2140</b>                                                 | <b>2500</b>  | —                                         | —                             |

\* Данные для российского сегмента (РС) МКС представлены по состоянию на июнь 2006 г.

\*\* Масса возвращаемых результатов исследований на Землю с РС МКС и ОК "Мир" практически идентична (до 40 кг на одном корабле типа "Союз").



Таблица 2

Распределение сеансов экспериментов по направлениям исследований

| Направление исследований                  | РС МКС |      |      |      |      |      |       | ОК "Мир" |      |      |      |      |      |       |
|-------------------------------------------|--------|------|------|------|------|------|-------|----------|------|------|------|------|------|-------|
|                                           | 2001   | 2002 | 2003 | 2004 | 2005 | 2006 | Итого | 1986     | 1987 | 1988 | 1989 | 1990 | 1991 | Итого |
| Космическая технология и материаловедение | —      | —    | —    | —    | 4    | 9    | 13    | —        | 45   | 50   | 30   | 46   | 45   | 216   |
| Геофизические исследования                | 81     | 106  | 85   | 96   | 77   | 28   | 473   | —        | 196  | 642  | 401  | 458  | 249  | 1946  |
| Медико-биологические исследования         | 52     | 31   | 56   | 61   | 58   | 36   | 294   | 20       | 287  | 393  | 215  | 123  | 120  | 1158  |
| Исследование природных ресурсов Земли     | 76     | 78   | 74   | 65   | 35   | 14   | 342   | —        | —    | —    | —    | —    | —    | —     |
| Космическая биотехнология                 | —      | 1    | 7    | 11   | 10   | 7    | 36    | 2        | 8    | 17   | 12   | 11   | 9    | 59    |
| Технические исследования и эксперименты   | 353    | 367  | 290  | 343  | 75   | 222  | 1650  | 5        | 18   | 112  | 126  | 87   | 155  | 503   |
| Астрофизика                               | —      | 2    | 2    | 2    | —    | —    | 6     | —        | 700  | 980  | 435  | 91   | 107  | 2313  |
| Прикладные исследования                   | —      | —    | —    | 16   | 72   | 27   | 115   | 73       | 267  | 272  | 281  | 182  | 212  | 1287  |
| Контрактные работы и эксперименты         | 121    | 183  | 54   | 82   | 282  | 131  | 853   | —        | 129  | 84   | —    | 52   | 103  | 368   |
| Итого                                     | 683    | 768  | 568  | 676  | 614  | 474  | 3783  | 100      | 1650 | 2550 | 1500 | 1050 | 1000 | 7850  |





К сожалению, не удалось реализовать два интересных инженерных предложения по продлению жизни отдельных элементов комплекса "Мир":

- использование станции "Мир" как исходной орбитальной платформы для создания международной станции;
- перемещение отдельных уникальных научных приборов на российский сегмент МКС.

Комплекс "Мир" навсегда вошел в историю освоения космоса человеком, шагнувшем от первых осторожных попыток разных элементарных действий к уверенному проведению широкого спектра планомерных работ. Практикой полета "Мира" предметно подтверждена возможность выполнения в околоземном пространстве любых, в том числе незапланированных процедур. Это весьма ценный вклад и в будущее нашей космонавтики, и в будущее человечества. Нашему народу, нашей науке и промышленности принадлежат приоритеты, величай-

шее значение которых должно быть по достоинству оценено следующими поколениями.

Однако может случиться и так, что уникальный опыт, накопленный сотнями отечественных предприятий и организаций, будет забыт, затерт в памяти человечества. Причиной тому может стать эйфория вокруг зарубежных достижений, связанных с МКС. В рекламных и научно-популярных средствах массовой информации, во всевозможных технических описаниях международной станции могут, как это случалось, доказывать, что приоритеты и высочайший уровень научно-технического потенциала в космосе принадлежат прежде всего США, Европе, Японии, и совсем немного — России.

С проблемами приоритетов, может быть, и разберутся будущие историки техники. А как быть с тем бесценным опытом, который накоплен при создании и эксплуатации "Мира"? Часть этого опыта хранится в различных архивах в виде технической документации.

**ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ОК «Мир»**

|                          | Проект        | Реализовано   |
|--------------------------|---------------|---------------|
| Длительность полета      | 5 лет         | 15 лет        |
| Число модулей            | 5             | 7             |
| Масса станции            | 20...140 т    | 135 т         |
| Масса научной аппаратуры | 0,2...15 т    | 11,5 т        |
| Численность экипажа      | 2...6 человек | до 10 человек |

**Пилотируемый режим (длительные экспедиции)**      Периодически      12,5 лет

На станции проведено 28 длительных основных экспедиций и 25 экспедиций посещения на кораблях «Союз» и «Спейс шаттл» длительностью от недели до месяца. В составе экипажей работало 104 космонавта и астронавта

**ЧИСЛО РЕАЛИЗОВАННЫХ НА ОК «Мир»  
НАУЧНЫХ ПРОГРАММ**

|                                                                                  |    |
|----------------------------------------------------------------------------------|----|
| • отечественных программ основных экспедиций                                     | 28 |
| • программ международного сотрудничества,                                        | 27 |
| в том числе:                                                                     |    |
| программ США                                                                     | 7  |
| программ Франции                                                                 | 6  |
| программ Казахстана                                                              | 3  |
| программ Германии                                                                | 2  |
| программ ЕКА                                                                     | 2  |
| программ Сирии, Болгарии, Афганистана, Великобритании, Японии, Австрии, Словакии | 7  |

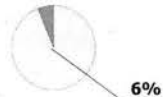
**Всего реализовано программ**      55

## ЗА 15 ЛЕТ НА ОК «Мир» ПРОВЕДЕНО 31 200 СЕАНСОВ ЭКСПЕРИМЕНТОВ:



## «МИР» - МЕЖДУНАРОДНАЯ НАУЧНАЯ ЛАБОРАТОРИЯ

АСТРОФИЗИКА  
ГЕОФИЗИКА  
12500 сеансов



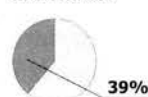
БИОЛОГИЯ  
1380 сеансов



МЕДИЦИНА  
5320 сеансов



ТЕХНОЛОГИЯ  
850 сеансов



ТЕХНИКА  
МАТЕРИАЛОВЕДЕНИЕ  
10400 сеансов

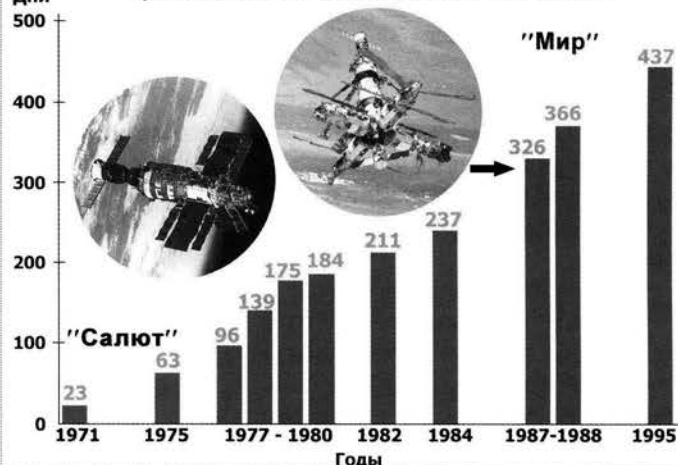


БИОТЕХНОЛОГИЯ  
750 сеансов



■ по российской программе  
■ по международным программам

## Продолжительность космического полета человека



Отрывочные описания отдельных систем "Мира", кораблей транспортной системы, результатов исследований и экспериментов имеются в разных ведомственных изданиях. Часть опыта скрыта в сотнях бортовых и наземных журналов. Всей этой документации, которая пока еще доступна узкому кругу специалистов конкретного предприятия, со временем грозит уничтожение. Наиболее ценная информация хранится в мозгах ученых, инженеров и космонавтов. Через несколько лет по тем или иным причинам воспроизвести эту информацию будет уже невозможно.

"Мир" достоин того, чтобы войти в историю человеческой цивилизации не только эпизодическими статьями в разных журналах, докладами на исторических конференциях, красивыми макетами и фотографиями в музеях. Необходим итоговый научный труд, содержащий историю и техническое описание "Мира". Нужен учебник для будущих поколе-

## Сведения о научной и целевой аппаратуре, работавшей на станции «Мир»

Более 240 наименований аппаратуры производства 27 стран общей массой 11,5 т



ний специалистов. Важен документ, подтверждающий не только российские национальные приоритеты, но и приоритеты фирм, дающий описание наиболее поучительных ошибок и нештатных ситуаций, результатов научных и технических исследований.



Такое капитальное издание должно содержать:

- историю создания комплекса "Мир" и его жизни (до окончания эксплуатации);
- перечень предприятий и организаций – участников работ;
- общее описание комплекса;
- техническое описание служебных систем (в том числе их эволюция во времени);
- техническое описание транспортных систем (ракеты-носители, "Союзы", "Прогрессы");
- методы отработки и обеспечения надежности;
- информацию об управлении полетами станции и транспортных кораблей (включая структуру и методы обработки информации);
- перечень всех проведенных на станции исследований и экспериментов и описание основных;

- методику подготовки экипажей и персонала всех летавших;
- персоналии по предприятиям и бортовым системам (кто был кто в истории "Мира" от проекта и до завершения работы комплекса);
- календарь событий.

Сегодня еще можно подобрать и упорядочить различные иллюстрации, которые, несомненно, украсят монографию. Есть основания полагать, что выход в свет подобного издания был бы с огромным интересом встречен специалистами и энтузиастами космонавтики не только у нас в стране, но и во всем мире.

#### Литература

1. Творческое наследие С.П. Королева. М.: "Наука", 1980.

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, Строминский пер., 4**

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

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

Сдано в набор 05.12.06. Подписано в печать 23.01.07. Формат 60×88/8. Усл. печ. л. 7,35. Уч.-изд. л. 7,85. Зак. 113. Свободная цена.

Оригинал-макет и электронная версия подготовлены в ОАО "Издательство "Машиностроение".

Отпечатано в Подольской типографии – филиале ОАО "ЧПК", 142110, г. Подольск, ул. Кирова, д. 15