

**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.М. МАТВЕЕНКО – председатель
А.П. АЛЕКСАНДРОВ	О.М. АЛИФАНОВ
Б.С. АЛЕШИН	Н.А. АНФИМОВ
В.Г. ДМИТРИЕВ	В.И. БАРКОВСКИЙ
А.Н. ЗЕЛИН	И.В. БАРМИН
Б.И. КАТОРГИН	В.Ф. БЕЗЪЯЗЫЧНЫЙ
П.И. КЛИМУК	Б.В. БОДИН
Ю.Н. КОПТЕВ	В.В. БУЛАВКИН
А.А. ЛЕОНОВ	А.Ф. ВОЙНОВ
А.М. МАТВЕЕНКО	А.Н. ГЕРАЩЕНКО
С.В. МИХЕЕВ	М.Б. ГУЗАИРОВ
Н.Ф. МОИСЕЕВ	В.А. ДАВЫДОВ
Ф.Н. МЯСНИКОВ	Г.Л. ДЕГТЯРЕВ
Б.В. ОБНОСОВ	О.Ф. ДЕМЧЕНКО
А.Н. ПЕРМИНОВ	Н.Н. ДОЛЖЕНКОВ
М.А. ПОГОСЯН	Ю.С. ЕЛИСЕЕВ
Г.М. ПОЛИЩУК	С.Ю. ЖЕЛТОВ
О.Н. РУМЯНЦЕВА	Л.М. ЗЕЛЕНый
Г.И. СЕВЕРИН	А.И. КАНАЩЕНКОВ
М.П. СИМОНОВ	В.А. КАРГОПОЛЬЦЕВ
В.В. ТЕРЕШКОВА	А.Н. КИРИЛИН
И.Б. ФЕДОРОВ	В.А. КОМАРОВ
Е.А. ФЕДОСОВ	В.В. КРЫМОВ
	Л.Н. ЛЫСЕНКО
	В.А. МЕНЬШИКОВ
	А.Ф. МОРОЗЕНКО
	А.Г. МУНИН
	Т.А. МУСАБАЕВ
	В.Е. НЕСТЕРОВ
	А.П. ПЕТРОВ
	Н.А. ПИРОГОВ
	К.М. ПИЧХАДЗЕ
	В.А. ПОЛЕТАЕВ
	П.Р. ПОПОВИЧ
	В.А. ПОПОВКИН
	Ю.А. РЫЖОВ
	В.Г. СВЕТЛОВ
	А.Н. СЕРЬЕЗНОВ
	В.П. СОКОЛОВ
	А.В. СОЛЛОГУБ
	В.А. СОЛОВЬЕВ
	Ю.С. СОЛОМОНОВ
	А.И. ТАТУЕВ
	Б.Е. ЧЕРТОК
	И.С. ШЕВЧУК

**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  
 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

**СОДЕРЖАНИЕ**

**Дмитриев В.Г., Володин В.В., Белкин В.Н., Соколов В.П.** Об использовании относительных критериев оценки совершенства самолета при создании истребителей 5-го поколения . . . . . 3

**Верхотуров В.И., Графодатский О.С., Панченко В.А., Соловьев С.В., Чухланцев А.А.** Космическая система наблюдения и картографирования "Смотр" для нефтегазового комплекса . . . . . 10

**Баранов Н.А.** Оптимизация параметров строя группы ЛА по условиям безопасности при преодолении ПВО . . . . . 21

**Алексеев А.В., Дорошин А.В.** Приведение спутника-гиростата с полостью с жидкостью к системам твердых тел с вязким трением . . . . . 26

**Куликов Г.Г., Алимбеков Р.И., Котенко П.С., Алимбеков А.Л.** Метод повышения точности и надежности измерительных систем . . . . . 34

**Заико Н.А.** Интеллектуальная система для анализа вероятностных характеристик случайных процессов . . . . . 39

**Полушкин Ю.Ф., Титков О.С.** Человеческий фактор при использовании одного класса боевых беспилотных летательных аппаратов . . . . . 45

**Моторин В.Н.** Построение электромеханических приводов полноповоротных антенных систем . . . . . 51

**Деянов Е.А., Рулин В.И.** Возможности использования дозаправки в воздухе в гражданской авиации . . . . . 55

**Казанов В.В., Равилов Р.Г., Пащенко Г.Т., Самойленко В.М.** Математическое моделирование состава защитного покрытия лопаток турбины ГТД . . . . . 58

*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, Стромьинский пер., 4  
 Телефоны: 269-48-96; 268-49-69; 268-33-39  
 Факс: 269-48-97; 268-33-39  
 Адрес электронной почты: [polet@mashin.ru](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  
A.N. ZELIN  
B.I. KATORGIN  
P.I. KLIMUK  
Yu.N. KOPTEV  
A.A. LEONOV  
A.M. MATVEYENKO  
S.V. MIKHEYEV  
N.F. MOISEEV  
F.N. MYASNIKOV  
B.V. OBNOSOV  
A.N. PERMINOV  
M.A. POGOSYAN  
G.M. POLISHCHUK  
O.N. RUMYANTSEVA  
G.I. SEVERIN  
M.P. SIMONOV  
V.V. TERESHKOVA  
I.B. FEDOROV  
E.A. FEDOSOV

Executive secretaries  
of the journal

I.N. MYMRINA  
D.Ya. TCHERNIS

Editor Organizer

O.S. RODZEVICH

Editorial

Committee

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

Representatives of the journal:

Kazan: R.I. ADGAMOV, phone (843) 238-46-23  
Russian AF: A.V. 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

**CONTENTS**

**Dmitriyev V.G., Volodin V.V., Belkin V.N., Sokolov V.P.** On Relative Perfection Assessment Criteria Applied In 5<sup>th</sup> Generation Fighter Development. . . . . 3

**Verkhoturov V.I., Grafodatsky O.S., Panchenko V.A., Soloviov S.V., Chukhlantsev A.A.** Smotr Space-Based Monitoring And Mapping System For Oil-And-Gas Sector. . . . . 10

**Baranov N.A.** Optimization Of Aircraft Group Order's Parameters On Safety Conditions At Overcoming Air Defense . . . . . 21

**Alekseyev A.V., Doroshin A.V.** Reducing Models Of Liquid Containing Gyrostatic Satellite Motions To Models Of Viscous Friction Solid Systems . . . . . 26

**Kulikov G.G., Alimbekov R.I., Kotenko P.S., Alimbekov A.L.** Method Of Improving Instrumentation Accuracy & Reliability . . . . . 34

**Zaiko N.A.** Intellectual System For Probability Assessment Of Stochastic Processes . . . . . 39

**Polushkin Yu.F., Titkov O.S.** Human Factor In Combat Operations Of One Type Of UAVs . . . . . 45

**Motorin V.N.** Development Of Electromechanical Drives For Fully Rotating Antennas. . . . . 51

**Deyanov E.A., Rulin V.I.** Prospects Of Air Refueling In Civil Aviation . . . . . 55

**Kazanov V.V., Ravilov R.G., Pashchenko G.T., Samoilenko V.M.** Mathematical Modeling Of Protective Coating Composition For GTE Turbine Blades. . . . . 58

*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

## Об использовании относительных критериев оценки совершенства самолета при создании истребителей 5-го поколения

**В.Г. Дмитриев, В.В. Володин, В.Н. Белкин, В.П. Соколов**

*В статье продолжается начатое ранее ("Поет" № 7, 2005) рассмотрение вопроса о весовом проектировании самолетов нового поколения, для которых еще не накоплено достаточно примеров, позволяющих вести проектирование "от прототипа". Приведены примеры анализа поверхностной плотности конструкции самолетов различных поколений.*

**V.G. Dmitriyev, V.V. Volodin, V.N. Belkin, V.P. Sokolov. On Relative Perfection Assessment Criteria Applied In 5<sup>th</sup> Generation Fighter Development**

*The article is a follow-on of the discussion started in Polet No. 7 for 2005, where weight determination was raised as an issue relevant to the development of new-generation aircraft, in which case there are no examples enough for prototype-based development. The article also gives examples of analyses of surface densities of various generations of aircraft.*

**В** период создания истребителей 3-го и 4-го поколений в отечественной практике широкое распространение получила оценка боевых самолетов по совокупности относительных критериев. При полном их рассмотрении было принято выделять комплексные, весовые, геометрические и выходные критерии [1]. Одни из них использовались для оценки совершенства существующих или создаваемых самолетов на фоне сложившейся статистики по величине этих критериев. Другие использовались для прогнозирования тенденций развития боевых самолетов, в том числе предполагаемых значений критериев их оценки.

Появление сегодня боевых самолетов нового поколения (истребителей 5-го поколения) обнаруживает несовпадение оценок этих самолетов по упомянутым критериям с теми значениями, которые представлялись ранее как типичные величины. Это касается и таких комплексных критериев, как тяговооруженность и удельная нагрузка на крыло, и весовых критериев типа объемной плотности компоновки и поверхностной плотности конструкции планера. Иллюстрацией этого может быть рис. 1, где рассмотрена оценка истребителей по критерию поверхностной плотности конструкции планера самолета  $q_s = m_{пл}/S_{ом}$  ( $m_{пл}$  — масса конструкции планера, кг;  $S_{ом}$  — омываемая поверхность самолета, м<sup>2</sup>). Значения этого критерия для серии боевых самолетов разных поколений, включая истребители 5-го поколения F-22 и F-35A и F-35C, показаны на фоне зоны значений  $q_s$ , принятой в работе [1] при оценке совершенства истребителей 4-го поколения. Для наглядности анализ развернут по годам появления самолетов в летной эксплуатации.

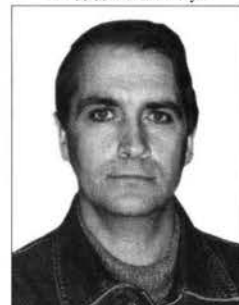
Можно видеть, что истребитель F-22 намного "не дотягивает" до уровня, соответствующего оценке истребителей 4-го поколения, и даже уступает истребителям 3-го поколения. Об оценке по этому критерию истребителя-бомбардировщика F/A-18E, поступившего в начале 1990-х гг. на вооружение ВМС США, вообще не приходится



**ДМИТРИЕВ**  
Владимир Григорьевич — председатель Научно-технического совета Военно-промышленной комиссии при Правительстве РФ — заместитель председателя ВПК, доктор техн. наук, член-корреспондент РАН



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



**БЕЛКИН**  
Владимир Николаевич — начальник сектора ГосНИИАС, кандидат техн. наук



**СОКОЛОВ**  
Владимир Петрович — директор НК РУНИКАП, профессор, доктор техн. наук

говорить. Означает ли это, что в последние годы в США были приняты на вооружение самолеты, уступающие истребителям предыдущих лет? Очевидно, нет. Но чтобы это показать, надо разобраться, каков механизм тех влияний, которые оказывают свойства боевых самолетов на рассматриваемый (и ему подобные) относительные критерии оценки.

**Зависимость поверхностной плотности конструкции планера от определяющих ее факторов.** Ответ на поставленный выше методический вопрос следует искать в изменившемся функциональном облике самолетов нового поколения в сравнении с привычными стереотипами. Эти самолеты характеризует существенное расширение и повышение функциональных возможностей. Как показано в работе [2], многие новые свойства боевого самолета требуют дополнительных весовых затрат. А следовательно, существенное расширение боевых эксплуатационных и других свойств приводит к ухудшению относительных критериев оценки самолетов, тем или иным образом связанных с его массой. Это относится и к случаю рассматриваемого критерия поверхностной плотности конструкции планера.

Необходимо различать три категории факторов, влияющих на величину  $q_s$ . В их числе *совершенство проектно-производственной технологии*, представленное соответствующим искусством коллектива конструкторов и производственными возможностями. Во второй категории *боевые свойства самолета*. Это и маневренность, и живучесть, и минимизация заметности, представленная, в частности, внутренним расположением оружия, и летная многорежимность, проявляющаяся, в частности, в использовании крыла изменяемой стреловидности. Все они объективно влияют на весовые критерии.

Еще одну категорию составляют свойства самолета, не относящиеся к боевым, но также влияющие на эффективность боевого самолета в развернутом ее понимании, а именно на величину критерия стоимость–эффективность. Это *ограничения на достижение весовой эффективности*, продиктованные соображениями минимизации стоимости. Минимизация стоимостной составляющей критерия стоимость–эффективность уже привела к широкой унификации различных боевых систем и созданию не просто многофункциональных, но даже унифицированных по применению боевых систем. Это нашло свое отражение и в разработке боевых самолетов нового поколения.

Унификация – весьма эффективный метод снижения производственной стоимости создаваемых боевых систем, а также стоимости их эксплуатации в рамках всего жизненного цикла. Однако обеспечение этого

свойства не обходится без весовых издержек в конструкции, а следовательно, ухудшает критерий  $q_s$ .

В рамках факторов этой категории нельзя не упомянуть и об использовании прогрессивной технологической концепции производства, широко используемой в настоящее время в зарубежном авиастроении под обозначением "lean manufacturing". Технология, безусловно, влияет на массу конструкции и оборудования авиационной техники, влияя, однако, и на ее производственную стоимость. И в ряде случаев прогрессивные методы производства, снижающие производственную стоимость, могут приводить к заметному ухудшению весовой эффективности.

Существует влияние и обратного характера. Примером может быть использование в конструкции самолета композиционных материалов. Их применение снижает величину  $q_s$ , но при этом возникает вопрос о влиянии используемых технологий производства на стоимость самолета.

Обобщая сказанное выше, можно говорить о наличии в общем случае определенной функциональной зависимости

$$q_s = F(A_k; B_i; C_j), \quad (1)$$

где  $A_k$  – факторы совершенства проектной и производственной технологии;  $B_i$  – фактор влияния боевых свойств самолета на весовое совершенство конструкции;  $C_j$  – фактор влияния ограничений на весовое совершенство конструкции.

Проводимые анализы, оперирующие оценкой величин  $q_s$ , обычно подразумевают справедливость зависимости

$$q_s = F'(A_k), B_i = \text{const}, C_j = \text{const}. \quad (1')$$

Именно такое предположение имеет место в анализе, проиллюстрированном на рис. 1.

Однако строгость постановки (1') может иметь место только в рамках групп идентичных самолетов, действительно характеризующихся постоянством  $B_i$  и  $C_j$ . Не выполнив это условие, что и имеет место в представленном на рис. 1 анализе, можно влияние одних факторов принять за влияние других. Это, естественно, приведет к ошибке при сравнении самолетов, обладающих разной совокупностью свойств.

Возможным подходом к исключению подобной ошибки является рассмотрение зависимости в виде

$$q_s = F''(A_k)Q(B_i; C_j), \quad (1'')$$



позволяющем более уверенно проводить сравнение различных боевых самолетов по нормированной величине поверхностной плотности конструкции планера,

$$q_s'' = F''(A_k) = \frac{q_s}{Q(B_i; C_j)}. \quad (2)$$

По своему смыслу этот критерий идентичен так называемому показателю "классической" конструкции, иногда используемому в отечественной практике.

Представление об общем характере рассматриваемой зависимости в ее виде (1") может быть получено из алгоритмов весового проектирования, если, разумеется, это достаточно точные алгоритмы в отношении полноты учета влияния различных факторов на массу конструкции. Однако использование такого подхода грозит получением сложных зависимостей, аналогичных самому алгоритму весового расчета, не обладающего необходимой наглядностью.

Такую наглядность может дать учет рассматриваемых факторов с помощью определенных поправок, представляющих собой весовые эквиваленты проектно-конструкторских мероприятий, связанных с этими факторами. Рассматривая эти поправки относительно "классической" конструкции, интегральный учет факторов может быть представлен в виде

$$Q(B_i; C_j) = 1 + \sum K_i B_i + \sum K_j C_j, \quad (3)$$

где  $K_i, K_j$  – весовые коэффициенты отдельных факторов.

**Анализ зависимости  $q_s$  от боевых свойств самолета.** Рассматривая расчетные алгоритмы весового проектирования боевого самолета с позиции моделируемых в них взаимосвязей между параметрами и характеристиками самолета, можно для проводимого анализа выделить следующие факторы  $B_i$ , в наибольшей степени влияющие на величину  $q_s$ :

- уровень боевой живучести самолета;
- использование крыла изменяемой стреловидности для расширения диапазона летных возможностей;
- использование отсеков вооружения и других проектных решений, направленных на минимизацию заметности самолета;

- обеспечение палубного базирования самолета.

Безусловно, на величину  $q_s$  оказывает влияние еще и уровень маневренности самолета и даже его размерность (аналитически эти зависимости можно проследить), однако степень этого влияния существенно меньше той, которую имеют указанные выше факторы.

Определенные упрощения могут быть приняты и в отношении формы учета самих факторов. Разумеется, относительное увеличение массы конструкции планера, обусловленное использованием крыла изменяемой стреловидности или наличием в фюзеляже самолета отсеков вооружения, может быть различным в зависимости от конструктивных особенностей этих проектных решений. Однако определенная однозначность этих проектных решений (либо они есть, либо их нет) позволяет использовать столь же однозначную формулу их учета, а именно:  $B_i = 0$  при отсутствии и  $B_i = 1$  при наличии  $i$ -го проектного решения.

Это не очень подходит для учета такого фактора как живучесть конструкции самолета, уровень которой, имея для разных самолетов свои значения, изменяется на практике в определенном диапазоне. В проводимом здесь анализе для оценки уровня боевой живучести принято изменение соответствующего этому фактору показателя  $B_i$  в диапазоне от 0 до 1. Конкретные его значения устанавливаются с учетом тактического назначения боевого самолета (истребитель-перехватчик, многоцелевой истребитель, многофункциональный истребитель, ударный истребитель, истребитель-бомбарди-

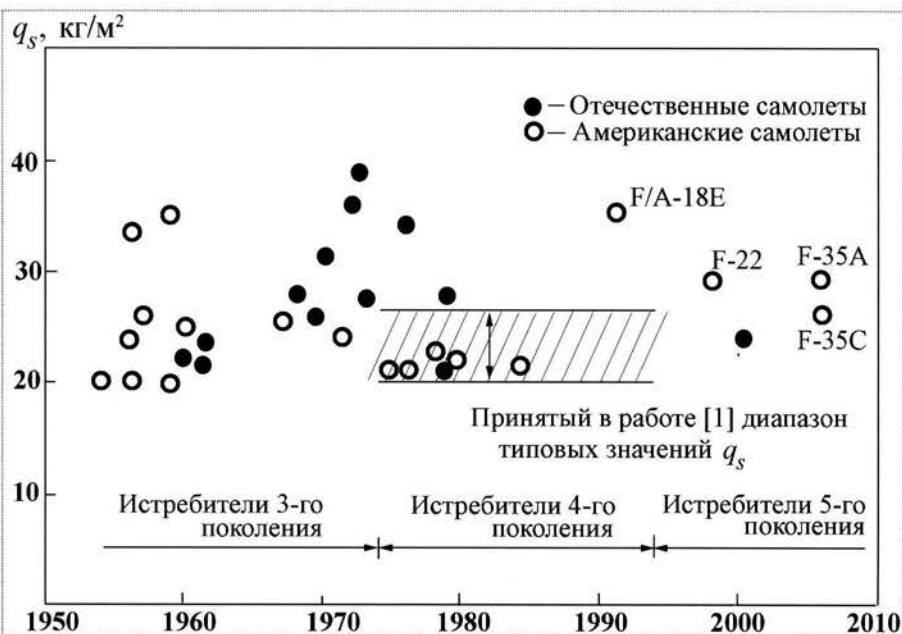


Рис. 1. Поверхностная плотность конструкции планера истребителей

ровщик), а также экспертных оценок, если они имеются.

Наличие достаточно большой выборки статистических данных, равноценно охватывающей факторы, связанные с боевыми свойствами самолета, позволяет использовать в данном случае для конкретизации зависимости (3) соответствующие методы регрессионного анализа. Проведение именно такого анализа с использованием массива статистических точек, отображенного на рис. 1, позволяет получить следующую конкретизацию зависимости (3):

$$\sum K_j B_j = 0,3B_{ж} + 0,3B_{и.г} + 0,15B_{о.в} + 0,04B_{м.з} + 0,05B_{п.б}, \quad (4)$$

где  $B_{ж}$ ,  $B_{и.г}$ ,  $B_{о.в}$ ,  $B_{м.з}$ ,  $B_{п.б}$  — соответственно показатели учета факторов боевой живучести, использования крыла изменяемой геометрии, наличия отсеков вооружения, использования проектных решений по минимизации заметности и обеспечения палубного базирования.

**Анализ зависимости  $q_s$  от минимизации производственной стоимости самолета.** В отличие от изложенного выше анализа зависимости поверхностной плотности конструкции планера от факторов, связанных с боевыми свойствами истребителя, для выявления зависимости  $q_s$  от мероприятий по минимизации производственной стоимости самолета отсутствует достаточная статистическая база. Имеющиеся сведения о проявлении на практике рассматриваемого влияния носят в основном качественный, иллюстративный характер, хотя сам факт существования и значимости такого влияния осознан уже давно. Так, в одной из фундаментальных работ в области весового проектирования самолетов еще четверть века назад отмечалось, что "... производственная технологичность, унификация и стандартизация способствуют уменьшению стоимости, сокращению сроков проектирования, повышению качества, надежности и долговечности конструкции. Но при этом они могут вызывать заметное увеличение массы конструкции, так как часто препятствуют применению оптимальных с точки зрения весового совершенства проектных решений" [3].

Можно считать, что осознание самого факта влияния технологических решений на весовую эффективность конструкции самолета имеет даже более глубокую историю. К ней относится широко известный пример выпуска в первые годы Великой Отечественной войны самолета-штурмовика Ил-2 без задней кабины стрелка, предусмотренной проектом самолета. Причина снятия с самолета огневой точки защиты задней полусферы, что иногда относится на счет недалековидности военных специалистов, принимавших Ил-2 на

вооружение, абсолютно объективна и имеет "технологические корни". По свидетельству специалистов-производственников, принимавших участие в организации выпуска Ил-2, требование ускоренного выпуска этого самолета могло быть реализовано только за счет использования технологических решений, приводящих к увеличению массы конструкции планера. Компенсирование этого увеличения, необходимое для сохранения основных летно-технических характеристик самолета, могло быть достигнуто в тот момент только за счет снятия с самолета определенной нагрузки, которой и стала огневая точка стрелка.

Отсутствие систематизированных статистических данных, характеризующих влияние технологических решений на массу конструкции самолета и далее на величину  $q_s$ , делает единственно возможной формой учета этого влияния использование экспертных оценок, основанных на анализе имеющихся примеров из практики. Подобные примеры можно обнаружить не только в историческом прошлом развития боевой авиации, но и в современных программах создания истребителей 5-го поколения. Это прежде всего упомянутая выше так называемая "прогрессивная концепция производства", вошедшая в практику многих западных производителей авиационной техники. Использование этой концепции, пришедшей из автомобилестроения, нашло применение в разработке и организации производства не только пассажирских и военно-транспортных самолетов (A380, C-17 и др.), но также истребителей ("Еврофайтер", F/A-18E F-35) и даже авиационного оружия (бомбы JDAM, ракеты JASSM и др.) [4, 5].

Внедрение "прогрессивной концепции производства" в программу военно-транспортного самолета C-17 предотвратило в начале 1990-х гг. закрытие программы, поскольку позволило сократить стоимость этого самолета фирмы Боинг на 17 %. В производстве истребителя-бомбардировщика F/A-18E фирма Боинг добилась за счет использования "прогрессивной концепции производства" более скромных результатов снижения стоимости самолета — всего на 7 %. Но и такой результат существенно укрепил положение программы выпуска этого самолета в общем плане закупок вооружений Пентагоном, не говоря уже об укреплении позиций F/A-18E на мировом рынке боевых самолетов.

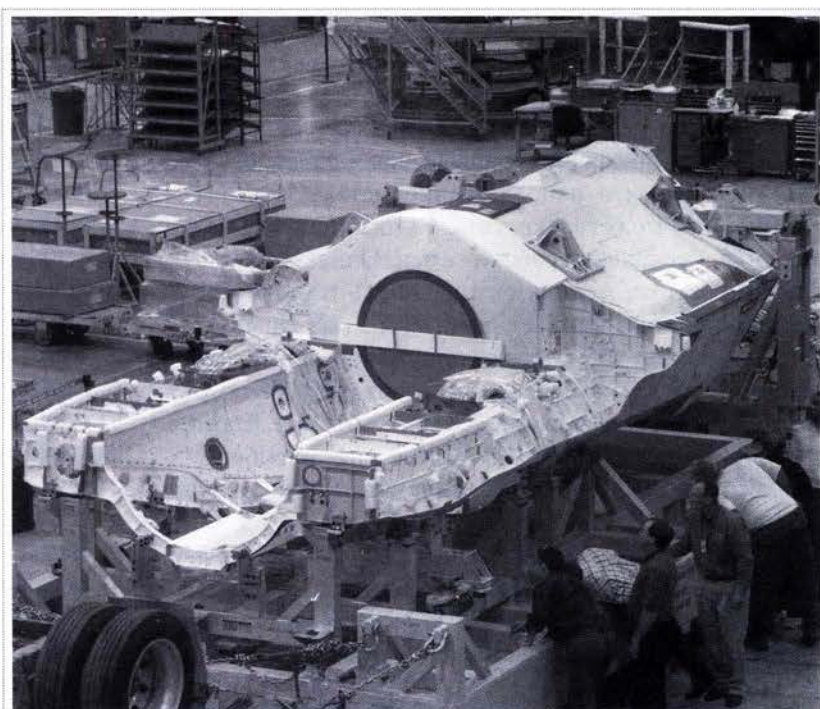
Наибольший размах, однако, использование "прогрессивной концепции производства" в американском авиастроении получило в последние годы в программе JSF, результатом которой стало создание истребителя 5-го поколения F-35, точнее, целого семейства самолетов (F-35A аэродромного базирования, F-35B безаэро-



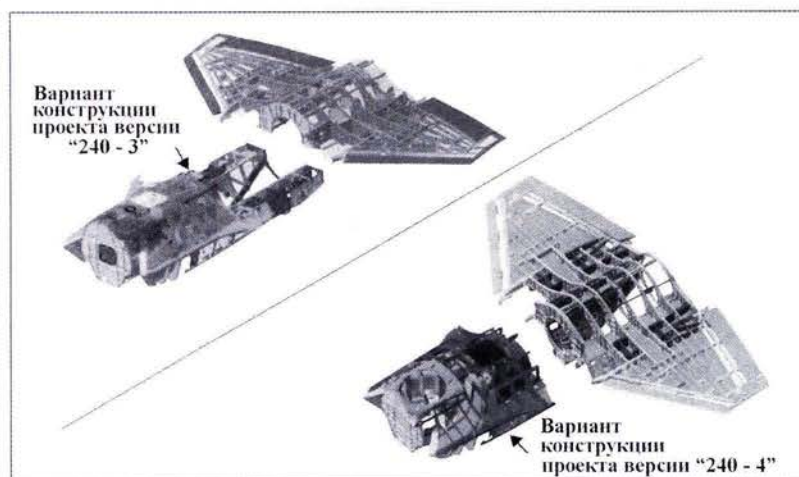
дромного базирования, F-35С палубного базирования). Испытывавшая в течение многих лет острую критику Пентагона по поводу высокой стоимости истребителя 5-го поколения F-22, созданного по программе ATF, фирма Локхид Мартин при разработке истребителя F-35 прибегла к использованию всех известных способов снижения стоимости самолета, в том числе и к максимально полному использованию "прогрессивной концепции производства". Стоимость разрабатываемого по программе JSF истребителя 5-го поколения была провозглашена основным проектным параметром самолета и установлена в среднем на уровне 40 млн дол. в ценах 1994 г. для всего семейства истребителей.

Взятая ориентация в разработке самолета привела к тому, что в конце 2003 г. после получения первых подетальных весовых расчетов масса конструкции F-35 оказалась больше на 10 % в сравнении с прогнозирувавшейся на основе всего предыдущего опыта величиной. Предпринятая разработчиками программа весовой оптимизации конструкции привела к отказу от целого ряда проектных решений, принятых до этого в духе следования концепции "lean manufacturing". Примером может являться доработка центральной части фюзеляжа и центральной секции крыла F-35.

Как показано на рис. 2, а, исходный вариант центральной секции фюзеляжа представлял собой сложную конструкцию, включающую в себя силовой каркас отсеков вооружения, играющих роль опорных балок для центральной части крыла. Такое членение конструкции было продиктовано соображениями поагрегатной сборки, являющейся одним из основных положений "прогрессивной концепции производства". Целостное воспроизведение отсеков вооружения в центральной секции фюзеляжа обеспечивало возможность монтажа в них оборудования до начала финальной сборки. Это обеспечивало снижение затрат на финальную сборку, которая должна была занять не более 5 месяцев. При переходе к оптимизированной по массе конструкции каркас отсеков вооружения, как это показано на рис. 2, б, был разбит на составляющие и включен частично в центральную секцию фюзеляжа. Это привело к увели-



а)



б)

Рис. 2. Подготовка центральной секции к сборке конструкции фюзеляжа самолета F-35A-1 (а) и оптимизация этой конструкции в последующих версиях проекта F-35 (б)

чению времени сборки и соответственно стоимости производственных работ, но дало снижение массы конструкции на 75 кг.

Наибольший эффект весовой оптимизации конструкции F-35 был связан с отказом от используемых в конструкции быстросопрягаемых соединений. Заложенная в проект истребителя F-35 технологическая концепция предусматривала членение конструкции на

крупные составляющие, объединяемые с помощью предварительно подготовленных стыковочных поверхностей с уже просверленными отверстиями. Это относится в частности к выделению в качестве составляющих конструкции крупных панелей обшивки корпуса.

Ожидалось, что использование метода "быстрых соединений" может сократить 10-дневный процесс сборки до нескольких рабочих смен. Однако, как показала практика, использование такой технологической концепции вызывает проблемы с размещением крупных блоков оборудования внутри агрегатов конструкции, что в свою очередь приводит к необходимости отвода под оборудование больших объемов. Кроме того, это требует утолщения композиционной обшивки в местах стыковочных соединений и приводит к увеличению массы. Отказ в процессе оптимизации конструкции F-35 от концепции "быстрых соединений" позволил разработчикам снизить в целом массу конструкции самолета на 360 кг. С учетом результатов, отмеченных выше, общее снижение массы составило 450 кг.

Все эти мероприятия по весовой оптимизации конструкции, проводимые за счет отказа от принятых ранее прогрессивных технологических методов и приемов, были сопряжены с возрастанием трудоемкости, а значит стоимости и времени окончательной сборки самолета. По предварительным оценкам, сокращение массы конструкции за счет пересмотра производственно-технологических методов и приемов на 450 кг (т.е. примерно на 8 %) привело к увеличению времени финальной сборки самолета на 26 дней (т.е. примерно на 20 %). Это сделало фактически невозможным обеспечение пятимесячной продолжительности финальной сборки самолета, оговоренной в качестве одного из требований при заключении с фирмой Локхид Мартин контракта на реализацию проекта F-35. В связи с этим руководство фирмы Локхид Мартин стало рассматривать возможность использования при сборке F-35 специальной подвижной сборочной линии, применение которой могло позволить снизить продолжительность цикла сборки в два раза, однако не без увеличения стоимости финальной сборки самолета.

Опыт создания истребителя F-35 позволяет проиллюстрировать еще одно проявление зависимости массы конструкции и, соответственно, величины  $q_s$  от мероприятий по минимизации производственной стоимости самолета. Оно связано с влиянием унификации, о чем шла речь в приведенной выше цитате из работы [3], в том числе с влиянием так называемой унификации по применению. Такая унификация проводится в рамках семейства однотипных самолетов и в разработке истребителей наиболее часто проявляется как соз-

дание на базе одного проекта двух самолетов, предназначенных соответственно для обычного аэродромного и палубного базирования. Этот прием, возможно, впервые был опробован (правда, неудачно) в программе создания истребителя-бомбардировщика F-111. Затем он был использован при создании самолета F/A-18, а позднее и самолета "Рафаль". В программе JSF при создании F-35 этот прием был применен (причем удачно) к разработке сразу трех различных самолетов.

Оценки, проведенные в ходе предварительных проектных исследований в программе JSF, показали, что полная стоимость создания в рамках одного проекта сразу трех боевых самолетов снижает в среднем стоимость создания каждого из них на 50 %. Правда, это приводит к определенному ухудшению весовых характеристик самолета, которое может достигать 4...6 %. Конкретная его величина, как и величина снижения производственной стоимости самолетов, зависит от степени проектной унификации с другими самолетами семейства.

В целом, подводя черту под проведенным здесь анализом зависимости массы конструкции и, соответственно, величины  $q_s$  от мероприятий по минимизации производственной стоимости самолета, можно экспериментально принять следующую конкретизацию зависимости (3):

$$\sum K_j C_j = 0,08C_{п.к.п} + 0,04C_{у.п.п}, \quad (5)$$

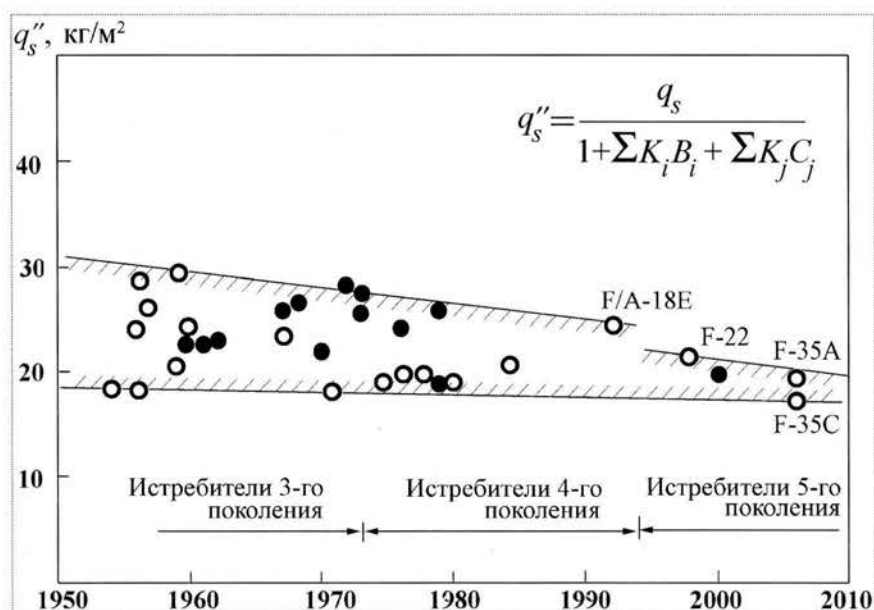
где  $C_{п.к.п}$  и  $C_{у.п.п}$  — соответственно показатели учета факторов использования в разработке самолетов "прогрессивной концепции производства" и унификации по применению.

**Заключение.** Возвращаясь к сформулированной в начале этой статьи постановке задачи, заметим, что разрабатываемые сегодня истребители 5-го поколения существенно отличаются от боевых самолетов предыдущих поколений по своим свойствам. Это касается и боевых возможностей, и эксплуатационных свойств, и стоимостных характеристик истребителей, что приводит к определенным изменениям в зависимостях, связывающих их параметры и функции.

Такие изменения не исключают самой возможности оценки совершенства истребителей нового поколения по относительным критериям, сформировавшимся в предшествующий период. Однако эти изменения должны быть соответствующим образом учтены в технологии использования критериев. Для рассматривавшегося здесь критерия поверхностной плотности конструкции, а это один из нескольких десятков относительных критериев, получивших применение в отече-



Рис. 3. Поверхностная плотность конструкции планера истребителей с учетом факторов, влияющих на величину  $q_s$



ственной практике разработки истребителей [1], такой учет может основываться на приведении сравнимых данных по величине  $q_s$  к единому типу. Им может являться величина критерия, соответствующая "классической" конструкции, полученная из реальной величины с учетом различных факторов, как это определено зависимостью (2).

Иллюстрацией такого подхода к использованию в современных условиях рассматриваемого критерия оценки совершенства боевого самолета является рис. 3. Здесь в нормированном в соответствии с зависимостью (2) виде рассмотрены исходные статистические данные, представленные на рис. 1. Нормирование произведено по зависимости (3) с числовыми значениями весовых коэффициентов, представленными в выражениях (4) и (5).

Можно видеть, что при соответствующем учете всех факторов, влияющих на величину  $q_s$ , картина изменения поверхностной плотности конструкции планера истребителя приобретает вполне логический вид. В частности видно, что:

1) за прошедшие 50 лет среднестатистическая величина критерия  $q_s$  уменьшилась с 25 кг/м<sup>2</sup> для истреби-

телей 3-го поколения до 18...20 кг/м<sup>2</sup> для истребителей 5-го поколения;

2) существенно сократился разброс значений этого критерия, характеризующий различие самолетов по совершенству использованной при их создании проектно-производственной технологии.

#### Список литературы

1. Антонов В.И., Кнышев А.И., Симонов М.П. Основные требования к истребителю 4-го поколения и их реализация в конструкции истребителя-перехватчика Су-27/ "ТВФ" № 2, 1990.
2. Дмитриев В.Г., Володин В.В., Федоренко Г.А., Колоколова Л.Г., Кулясов В.М. Весовые эквиваленты новых свойств перспективных самолетов/ "Полет" № 7, 2005.
3. Шейнин В.М., Козловский В.И. Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолетов. В 2-х т. М.: Машиностроение, 1977.
4. Lean manufacturing — a faster and fitter production process / "Jane's International Defense Review" Sept / 2003. P. 72–75.
5. Lean lessons / "Flight International", 6–12/ XII, 2005. P. 30–33.

# Космическая система наблюдения и картографирования "Смотр" для нефтегазового комплекса

**Верхотуров Владимир Иванович** – первый вице-президент, первый заместитель генерального конструктора ОАО "Ракетно-космическая корпорация "Энергия" им. С.П. Королева", кандидат техн. наук, **Графодатский Олег Сергеевич** – руководитель научно-технического центра автоматических космических систем и комплексов ОАО "Ракетно-космическая корпорация "Энергия" им. С.П. Королева", доктор техн. наук, **Панченко Валерий Арсентьевич** – руководитель научно-технического центра целевых комплексов дистанционного зондирования ОАО "Ракетно-космическая корпорация "Энергия" им. С.П. Королева", кандидат техн. наук, **Соловьев Сергей Владимирович** – руководитель дирекции ОАО "Ракетно-космическая корпорация "Энергия" им. С.П. Королева", кандидат техн. наук, **Чухланцев Александр Алексеевич** – начальник отдела ОАО "Ракетно-космическая корпорация "Энергия" им. С.П. Королева", доктор физ.-мат. наук

*Статья посвящена космической системе наблюдения и картографирования "Смотр", проектируемой в РКК "Энергия". Показаны области применения и основные характеристики системы, обосновывается выбор ее целевых показателей.*

**V.I. Verkhoturov, O.S. Grafodatsky, V.A. Panchenko, S.V. Soloviov, A.A. Chukhlantsev. Smotr Space-Based Monitoring And Mapping System For Oil-And-Gas Sector**

*The article is devoted to the Smotr space-based remote sensing system, being developed by the Energia rocket and space corporation to render monitoring and mapping services. The article describes possible applications and primary specifications of the system, stating the reasons why they were selected.*

Обеспечение глобальной экологической и энергетической безопасности – важнейшая задача, стоящая перед человечеством в начале XXI века. Ее решение немислимо без использования глобальных систем наблюдения и экологического мониторинга. Поэтому создание и развертывание принципиально новых космических систем для контроля чрезвычайных ситуаций и экологических бедствий, исследования природных ресурсов Земли с характеристиками, соответствующими мировому уровню, является одним из приоритетных направлений космической деятельности в Российской Федерации на ближайшие годы [1, 2]. В Федеральной космической программе России на 2006–2015 годы (ФКП-2015) устанавливается, что для контроля чрезвычайных ситуаций и решения оперативных задач в области природных ресурсов необходимо к 2010 г. обеспечить наблюдение земной поверхности суммарной площадью 20–30 млн км<sup>2</sup> (территории России и прилегающих зон экономических интересов). При этом отдельные регионы должны наблюдаться с периодичностью от 3 ч до 1 сут и разрешением до 1–5 м. С учетом коммерческих и экономических интересов Российской Федерации к 2015 г. общая площадь наблюдаемой территории возрастет до 50–70 млн км<sup>2</sup> при разрешении 1–5 м и периодичности по отдельным районам от реального масштаба времени до 1 сут. Особую важность приобретет прогнозирование техногенных и природных чрезвычайных ситуаций. Космические средства должны обеспечить по-

стоянный экологический мониторинг территории Российской Федерации, а также контроль состояния особо важных объектов.

Большое значение для обеспечения энергетической безопасности страны имеет контроль состояния объектов нефтегазовой отрасли. Предприятия нефтегазовой отрасли обладают развитой инфраструктурой, многочисленные объекты которой расположены на обширных, зачастую труднодоступных территориях. Современный подход к управлению такими предприятиями подразумевает широкое применение геоинформационных систем (ГИС), осуществляющих сбор, отображение, обработку, анализ и распространение информации о пространственно распределенных объектах и явлениях на основе электронных карт, баз данных и сопутствующих материалов. Регулярный контроль (мониторинг) пространственно распределенных объектов возможен только с использованием космических средств наблюдения, позволяющих оперативно и систематически получать данные о состоянии таких объектов независимо от погодных условий и времени суток. Существенным преимуществом космических средств дистанционного зондирования является также возможность автоматизированной обработки и представления данных и относительная дешевизна получаемых данных по сравнению с другими источниками информации. Получение данных для геоинформационных систем с помощью космических средств дистанцион-

ного зондирования считается в настоящее время одним из самых перспективных и экономически оправданных методов. Создание глобальных информационных полей дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ), контроля объектов и чрезвычайных ситуаций в интересах федеральных органов исполнительной власти, субъектов и организаций Российской Федерации является одной из основных задач ФКП-2015.

#### **Предпосылки создания космической системы наблюдения и картографирования "Смотр"**

К настоящему времени в мире накоплен значительный опыт применения данных ДЗЗ в интересах нефтегазовой отрасли. Результаты обширных научных исследований, ряда пилотных и коммерческих проектов показывают, что в комплексе с топографическими, геолого-геофизическими и промысловыми данными результаты дешифрирования материалов космических съемок являются надежной информационной основой устойчивого функционирования и интенсификации производственных процессов нефтегазовых компаний. Специфика использования космических данных зависит не только от природно-климатических зон и съемочных систем, но и от объектов наблюдения: месторождений, трубопроводов, подземных хранилищ газа и др.

Сохранность трубопроводной сети является предметом особой заботы газотранспортных компаний. В Европе и США основное внимание уделяется непреднамеренным повреждениям трубопроводов третьей стороной или повреждениям трубопроводов вследствие природных явлений. Поскольку практически все трубопроводы являются подземными и их местоположение на поверхности земли недостаточно хорошо отмечено, они подвергаются риску быть поврежденными вследствие производственной деятельности третьих лиц. Такой деятельностью может быть прокладка кабелей, строительные работы и даже глубокая вспашка почвы при сельскохозяйственных работах. В результате воздействия на трубопровод может быть повреждено его антикоррозийное покрытие, а в худшем случае — целостность труб, что может привести к большому выбросу транспортируемого газа. Повреждения газопроводов могут также возникать в результате воздействия неблагоприятных природных факторов и явлений. К таким факторам и явлениям относятся движение почвы, которое может быть вызвано как геологическими причинами (оползни, сейсмические явления), так и человеческой активностью (шахты вблизи трубопроводов и т.п.). Неблагоприятными природными факторами для северных газопроводов являются заболачивание почвы, почвенное промерзание и др. Целью наблюдения состояния трубопроводов наряду

с выявлением вмешательства третьих лиц и неблагоприятных природных факторов является также обнаружение слабых утечек газа путем прямых измерений либо по косвенным признакам, в частности по воздействию метана на окружающую растительность.

Высокая эффективность спутниковых методов наблюдения для мониторинга трубопроводной сети подтверждена результатами ряда проектов в Европе и США: проекта PRESENSE [3, 4] и др. [5]. В ходе выполнения проектов разработаны технологии автоматизированного выявления опасных объектов в зоне трубопроводов по оптическим и радиолокационным изображениям высокого разрешения [6, 7], технологии определения малых смещений грунта в области пролегания трубопроводов по данным интерференционной радиолокационной [8] и лидарной [3] съемки, технологии выявления зон утечек газа и нефти из трубопроводов по данным многозональной и гиперспектральной съемки [9, 10]. Данные технологии, объединенные в рамках единой мониторинговой системы, имеют большой потенциал коммерческого использования.

При проектировании инженерных сооружений и обустройстве месторождений около 5 % от затрат на строительство составляет стоимость инженерно-изыскательских работ. Современные подходы к выполнению этих работ с использованием материалов аэрокосмических съемок и ГИС-технологий позволяют в несколько раз сократить сроки их проведения и в 2–3 раза уменьшить стоимость без потери качества. В частности, результаты ряда проектов [11...13] показывают, что использование данных аэрокосмической съемки высокого пространственного разрешения и ГИС-технологий для выбора оптимального маршрута прокладки трубопровода позволяют уменьшить стоимость прокладки на 15–30 % по сравнению со стоимостью прокладки по маршрутам, выбранным в соответствии со стандартными процедурами. Для продвижения новых технологий на рынок Европейское космическое агентство финансировало проект PIPEMON [14], целью которого является подготовка специалистов к использованию данных космической съемки при эксплуатации трубопроводов и ГИС при проектировании трасс трубопроводов. Результаты проекта продемонстрировали эффективность разработанных технологий при выборе маршрутов трубопроводов и их готовность для коммерческого использования.

Разработке технологий мониторинга состояния техногенных объектов и природной среды в зонах размещения технологических объектов с использованием ДЗЗ посвящены многочисленные работы и проекты. Особый интерес представляет задача определения смещений почвы вследствие добычи углеводородного сырья и от-



бора газа из подземных газохранилищ в связи с необходимостью обеспечения бесперебойного газоснабжения и безопасности при добыче газа, нефти и каменного угля [15]. Кроме того, актуальным является определение смещения грунта в районах прохождения транспортных коммуникаций (трубопроводных, железнодорожных и пр.), в районах селевой и оползневой опасности, для контроля ледников и прогнозирования землетрясений в сейсмоопасных зонах. Как отмечается в работе [15], природные деформации грунта обычно обусловлены перемещениями блоков земной коры, вызванными циклом лунных приливов и отливов; сезонным протаиванием грунтов в районах вечной мерзлоты; просадками грунтов в районах высокой активности термокарстовых процессов; современными геодинамическими процессами. Техногенные смещения обусловлены в основном добычей углеводородов, сопровождающейся значительным (на порядок) понижением давления в пластах-коллекторах, отработкой водоносных горизонтов, а также добычей различных полезных ископаемых шахтовым методом с образованием крупных полостей в породном каркасе осадочного чехла. Эксплуатация подземных хранилищ газа сопровождается примерно полугодовым циклом знакопеременных смещений земной поверхности. Техногенное растепление почв вызывает деформации магистральных трубопроводов, которые можно отследить с помощью спутниковых систем методами радиолокационной интерферометрии.

Технологии, основанные на использовании данных дистанционного зондирования, уже применяются при создании аэрокосмических карт территорий интереса и объектов нефтегазовых предприятий; при инвентаризации, оценке и мониторинге природных ресурсов и объектов инфраструктуры нефтегазовой промышленности; для информационного обеспечения решения кадастровых задач при управлении имуществом-земельным комплексом; при прогнозе, поиске и разведке месторождений углеводородов (в том числе и на шельфе); для мониторинга и прогноза ледовой обстановки и др. [16] (см. также материалы 8-й Всероссийской научно-практической конференции "Геоинформатика в нефтегазовой и горной отраслях", 27 февраля – 1 марта 2007 г., ВНИИГаз, Москва).

Из приведенных данных следует, что в настоящее время уже созданы технологии использования данных ДЗЗ в интересах нефтегазовой отрасли. Эти технологии готовы к коммерческому использованию, а некоторые из них уже стали рутинными. Снижение ограничений на точность привязки дистанционных данных к местности, на пространственное разрешение космических снимков, введение в эксплуатацию системы

ГЛОНАСС может привести к бурному внедрению указанных технологий на российском рынке на базе космической информации, поставляемой в настоящее время зарубежными космическими системами. Поэтому актуальным является создание отечественной космической системы, которая станет базовым звеном внедрения технологий аэрокосмического мониторинга в производственную деятельность нефтегазового комплекса. Это связано с тем, что существует круг производственных задач, решение которых требует дистанционного определения специфических параметров и соответствующего планирования съемок, целенаправленного, оперативного и регулярного обновления информации, что возможно только с использованием такой системы. Создание подобной системы дает возможность системного подхода к выбору состава аппаратуры дистанционного зондирования и баллистического построения космической системы, а также возможность совместной обработки данных, полученных в оптическом, инфракрасном и радиодиапазоне, для одних и тех же территорий, т.е. возможность получения качественно нового результата тематической обработки. Особенно важно, что отечественные космические системы ДЗЗ позволяют оперативно получать космические изображения высокого пространственного разрешения, что не обеспечивается при использовании системы заказов этих изображений через иностранных операторов космических систем ДЗЗ.

В основу создания рассматриваемой космической системы должны быть положены два концептуальных положения. Во-первых, создаваемая космическая система должна обеспечивать наиболее полную информационную поддержку для решения приведенных выше производственных задач нефтегазовой отрасли, а также актуальных народно-хозяйственных задач дистанционного мониторинга. При этом не исключается, что ряд этих задач может и должен решаться с привлечением данных других систем ДЗЗ, включая авиационные. Во-вторых, космическая система должна создаваться как коммерческая система, на принципах окупаемости и получения прибыли, в том числе путем коммерческого использования ее продукции, т.е. информационная продукция системы должна обладать высокой потребительской стоимостью.

В октябре 2004 г. ОАО "Газком", дочернее предприятие ОАО "Газпром", объявило о начале создания компанией космической системы дистанционного зондирования Земли. В дальнейшем этот проект получил название "Смотр" и был включен в Федеральную космическую программу России на 2006–2015 годы. Разработчиком системы является РКК "Энергия".



Ракетно-космическая корпорация "Энергия" им. С.П. Королева имеет большой опыт в области создания космических систем, в том числе предназначенных для дистанционного зондирования Земли. В частности, корпорацией был создан специализированный модуль "Природа" в составе орбитальной станции "Мир", предназначенный для дистанционного зондирования поверхности Земли из космоса. Одними из последних разработок корпорации в области создания автоматических космических аппаратов являются спутники связи "Ямал", которые уже несколько лет успешно функционируют на орбите, и спутник ДЗЗ "Белка" (утрачен вследствие неудачного запуска в 2006 г.).

### Основные технические характеристики системы "Смотр"

Космическая система наблюдения и картографирования (КСНК) "Смотр" предназначена для всепогодного, круглосуточного наблюдения и картографирования объектов и территории. Она должна обеспечивать информационную поддержку решения различных технологических задач в интересах предприятий, занимающихся разведкой и разработкой месторождений, добычей и транспортировкой газа и конденсата, в том числе:

- контроль состояния технологических объектов предприятий и опасных природных явлений в зоне их размещения;

- обнаружение и мониторинг угроз безопасности стационарных объектов;

- прогнозирование и мониторинг чрезвычайных ситуаций, оценку последствий экологического ущерба при авариях и природных катастрофах;

- мониторинг экологического состояния окружающей среды в зоне размещения технологических объектов;

- учет и контроль объектов имущества как объектов собственности, землепользования и кадастрового учета;

- информационное обеспечение работ по изысканию, проектированию и строительству;

- контроль за состоянием элементов инфраструктуры как объектов строительства и страхования имущества;

- разведку и геолого-маркшейдерское обеспечение разработки месторождений.

Потребителями продукции, которая будет создана на основе данных, полученных системой "Смотр", могут быть практически все организации газовой отрасли: от предприятий, занимающихся разведкой месторождений, до предприятий, транспортирующих газ и конденсат.

Следует особо подчеркнуть, что система "Смотр" создается как многофункциональная система, продукция которой может использоваться для решения не только перечисленных выше задач нефтегазового комплекса, но и широкого круга задач ДЗЗ. При этом приоритетными являются задачи контроля чрезвычайных ситуаций и экологических бедствий, исследования природных ресурсов Земли, что отражено в ФКП-2015. Как отмечается в программе, сложившаяся ситуация с российскими космическими средствами приводит к возрастающему отставанию Российской Федерации в области космической деятельности от ведущих космических держав мира и не позволяет удовлетворить потребности страны в данной области отечественными средствами. Если не будут приняты адекватные меры, этот процесс станет необратимым, что явится тормозом на пути развития технико-экономического потенциала страны. Для решения данной проблемы в числе программных мероприятий ФКП-2015 в подразделе "Дистанционное зондирование Земли, гидрометеорологическое наблюдение, экологический мониторинг и контроль чрезвычайных ситуаций" предусматривается проведение мероприятий по созданию:

- геостационарных и низкоорбитальных космических комплексов и систем нового поколения для гидрометеорологического обеспечения и оперативного мониторинга техногенных и природных чрезвычайных ситуаций;

- оптико-электронного космического комплекса исследования природных ресурсов Земли и космической системы на его основе;

- космической системы радиолокационного наблюдения;

- интегрированной спутниковой системы дистанционного зондирования Земли;

- перспективного многофункционального комплекса и центров наземных средств приема, регистрации и обработки космической информации дистанционного зондирования Земли.

Состав и целевые показатели КСНК "Смотр" должны удовлетворять установкам и требованиям программы. Из установок ФКП-2015 следует, что с использованием продукции системы должны решаться следующие приоритетные задачи:

- обеспечение национальной безопасности;

- мониторинг чрезвычайных ситуаций;

- картографирование;

- использование данных ДЗЗ в интересах добывающих и перерабатывающих отраслей;

- мониторинг и контроль противоправных действий;

- мониторинг сельскохозяйственных и природных ресурсов;

- мониторинг окружающей среды.

Решение указанных задач обуславливает определенные требования как к создаваемой системе, так и к ее продукции по следующим показателям:

пространственное разрешение получаемых данных (линейные размеры объектов на земной поверхности, различимых на изображении);

периодичность наблюдения (интервал времени, через который проводится съемка одной и той же территории);

комплексность получаемой информации (по решению, масштабам съемки, спектральным диапазонам и пр.);

обзорность зондирования земной поверхности (ширина полосы захвата и обзора местности);

точность привязки получаемых данных к географическим координатам;

производительность съемки (площадь);

радиометрическое разрешение;

оперативность доставки информации потребителям.

Таблица 1

Тип съемки, пространственное разрешение	Назначение
Панхроматическая съемка с высоким линейным пространственным разрешением, 0,5–1 м Мультиспектральная съемка в видимом и ближнем ИК-диапазонах с высоким линейным пространственным разрешением, 2–4 м	Синтез цветных изображений высокого пространственного разрешения; обнаружение, идентификация и описание объектов при контроле состояния технологических объектов предприятий и опасных природных явлений в зоне их размещения, обнаружение и мониторинг угроз безопасности стационарных объектов, прогноз и мониторинг чрезвычайных ситуаций, оценка последствий экологического ущерба при авариях и природных катастрофах; получение картографических материалов масштаба 1:5000 и планов масштаба 1:2000 с целью информационного обеспечения работ по изысканию, проектированию и строительству, контролю состояния элементов инфраструктуры как объектов строительства и страхования имущества; учет и контроль объектов имущества как объектов собственности, землепользования и кадастрового учета
Мультиспектральная съемка в видимом и ближнем ИК-диапазонах со средним пространственным разрешением, 8–12 м	Получение картографических материалов масштаба 1:25000 – 1:50000 с целью информационного обеспечения работ по изысканию, проектированию и строительству; мониторинг экологического состояния окружающей среды в зоне размещения технологических объектов; решение народно-хозяйственных задач
Гиперспектральная съемка в видимом и ближнем ИК-диапазонах со средним пространственным разрешением, 15–30 м	Мониторинг экологического состояния окружающей среды в зоне размещения технологических объектов; контроль состояния технологических объектов предприятий и опасных природных явлений в зоне их размещения; разведка и геолого-маркшейдерское обеспечение разработки месторождений; решение народно-хозяйственных задач
Мультиспектральная съемка в коротковолновом ИК-диапазоне (30–60 м) и средне- и длинноволновом ИК-диапазоне (60 м)	Контроль состояния технологических объектов предприятий и опасных природных явлений в зоне их размещения; мониторинг экологического состояния окружающей среды в зоне размещения технологических объектов; разведка и геолого-маркшейдерское обеспечение разработки месторождений; решение народно-хозяйственных задач
Радиолокационная съемка с высоким и средним пространственным разрешением, 1–10 м	Обеспечение всепогодного наблюдения и картографирования объектов и территории; обнаружение, идентификация и описание объектов при контроле состояния технологических объектов предприятий и опасных природных явлений в зоне их размещения, обнаружение и мониторинг угроз безопасности стационарных объектов, прогноз и мониторинг чрезвычайных ситуаций, оценка последствий экологического ущерба при авариях и природных катастрофах; получение высокоточных цифровых моделей рельефа местности; получение карт смещений объектов на поверхности Земли; мониторинг экологического состояния окружающей среды в зоне размещения технологических объектов; решение народно-хозяйственных задач

Важнейшим этапом работы над любой космической системой ДЗЗ является определение и обоснование необходимых для решения целевых задач значений приведенных показателей. Для КСНК "Смотр" они определялись путем анализа опубликованных данных о применении средств ДЗЗ, прежде всего в нефтегазовой отрасли, а также данных разработанного ЦНИИмаш проекта "Концепции развития российской космической системы дистанционного зондирования Земли на период до 2025 года", опубликованного для обсуждения на сайте ГИС-Ассоциации. При этом максимальное внимание уделялось таким показателям, как требуемое пространственное разрешение

и полоса захвата, тип съемки, состав спектральных каналов оптико-электронной аппаратуры и выбор частотного диапазона радиолокационной аппаратуры. Из табл. 1 и 2 и представленной на рис. 1 диаграммы видно, что система "Смотр" способна осуществлять съемку для решения практически всех народно-хозяйственных задач. Тем не менее следует отметить, что вопрос об оптимальном выборе типов и параметров космической съемки для решения той или иной задачи до сих пор остается открытым и является предметом дискуссии. Однако данное обстоятельство не может служить сдерживающим фактором в вопросе создания национальных космических средств ДЗЗ.

Таблица 2

Спектральный канал	Краткое обоснование выбора спектральных каналов
Панхроматическая съемочная система высокого пространственного разрешения: 0,50–0,80 мкм	<p>Назначением панхроматического канала является получение изображений земной поверхности с высоким пространственным разрешением с целью обнаружения и идентификации объектов, картографирования, наблюдения и выявления изменений. Требование повышенного пространственного разрешения влечет за собой необходимость интегрирования спектральной яркости в широком частотном диапазоне для обеспечения требуемой мощности оптического излучения, регистрируемого ПЗС-матрицей. При этом ширина интегрируемого спектра определяется как требованиями получения необходимой плотности потока электромагнитной энергии, поступающей на элемент ПЗС-матрицы, так и техническими характеристиками (рабочей частотной полосой) самой ПЗС-матрицы и применяемой оптической системы.</p> <p>Синтез мультиспектральных изображений высокого разрешения проводится путем наложения на панхроматическое изображение мультиспектральных снимков. Успех такого синтеза определяется в основном не наличием в панхроматическом изображении той или иной области спектра, а его геометрическим разрешением. В частности, как известно из публикаций, отсутствие голубой области спектра в панхроматическом канале КА Ikonos-2 не является препятствием для осуществления синтеза мультиспектральных изображений высокого разрешения на основе изображений, получаемых в мультиспектральных каналах данного КА. Напротив, такой синтез в случае наличия атмосферной дымки (проявление которой наиболее существенно в голубой части спектра) дает лучшие результаты</p>
Мультиспектральная съемочная система высокого пространственного разрешения: 0,45–0,52 мкм; 0,52–0,60 мкм; 0,62–0,69 мкм; 0,76–0,90 мкм	<p>Данный набор спектральных каналов является традиционным для синтеза цветных изображений и применяется практически во всех космических системах высокого и среднего пространственного разрешения</p>
Мультиспектральная съемочная система среднего пространственного разрешения: 0,45–0,52 мкм; 0,52–0,60 мкм; 0,62–0,69 мкм; 0,76–0,90 мкм	<p>Традиционный набор спектральных каналов, который в сочетании с данными съемки в ИК-диапазоне обеспечивает решение всех народно-хозяйственных задач, решаемых с помощью съемки в оптическом диапазоне.</p> <p>Выбор каналов, близких к каналам системы Landsat, обеспечивает потребителю преемственность при тематической обработке изображений, поскольку за время существования данной системы накоплен большой опыт, разработаны алгоритмы и созданы программные продукты такой обработки</p>
Гиперспектральная камера видимого и ближнего ИК-диапазонов среднего пространственного разрешения: 190 каналов в диапазоне 0,45–1,00 мкм	<p>Ограничение частотного диапазона длиной волны 1 мкм (диапазон известных зарубежных гиперспектрометров доходит до 2,5 мкм) компенсируется в системе "Смотр" наличием отдельной четырехканальной съемочной системы коротковолнового ИК-диапазона. В настоящее время рассматривается возможность использования в системе "Смотр" гиперспектральной камеры с рабочим диапазоном 0,45–2,5 мкм</p>
Мультиспектральная съемочная система коротковолнового ИК-диапазона: 1,00–1,30 мкм; 1,55–1,70 мкм; 1,70–2,08 мкм; 2,08–2,25 мкм Мультиспектральная съемочная система среднего и длинноволнового ИК-диапазонов: 3,50–4,10 мкм; 10,40–12,50 мкм	<p>Выбор спектральных каналов определяется окнами прозрачности атмосферы в данной области ИК-диапазона.</p> <p>Данный выбор спектральных каналов делает возможным решение всех народно-хозяйственных задач, решаемых с помощью съемки в оптическом диапазоне</p>

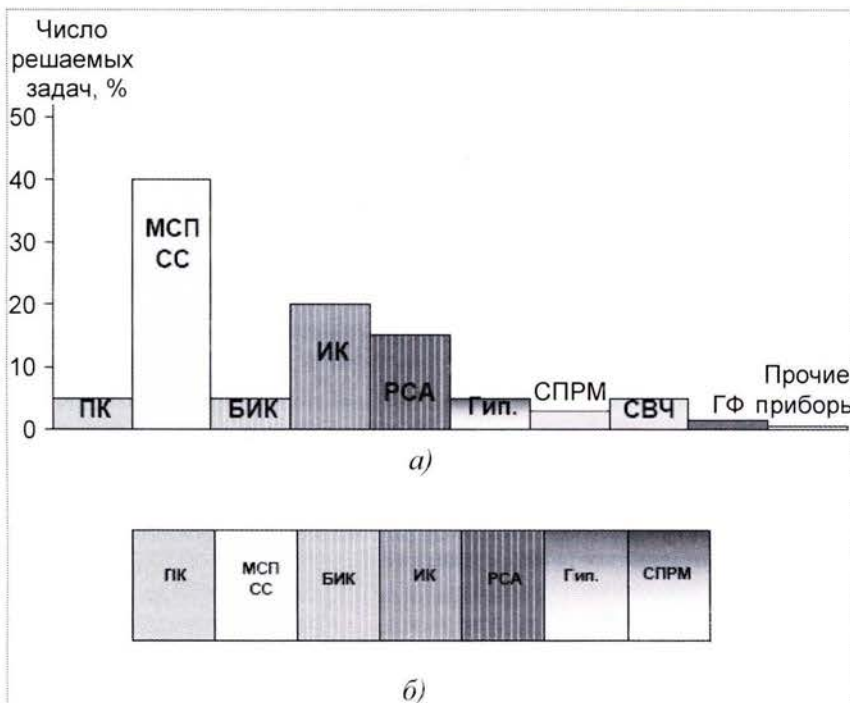


Спектральный канал	Краткое обоснование выбора спектральных каналов
Рабочий диапазон несущих частот РСА: С-диапазон (L-диапазон на 5-м КА системы)	<p>X-диапазон особенно эффективен для метеорологических и океанографических задач, в особенности для различения типов льдов, а также для достижения максимального разрешения, но подвержен влиянию метеорологических факторов.</p> <p>С-диапазон эффективен для проведения съемок в сложных метеоусловиях, пригоден для достижения разрешения 1 м, позволяет решать широкий круг задач ДЗЗ и хорошо методологически и технологически освоен.</p> <p>S-диапазон менее эффективен для достижения разрешения 1 м вследствие меньшей разрешенной полосы частот зондирующего сигнала, однако глубина проникновения радиоволн в сухих грунтах более высокая, чем в диапазонах X и С.</p> <p>L-диапазон практически неприемлем для высокдетального наблюдения с максимальным разрешением, но представляет интерес для выполнения задач мониторинга растительного покрова (в отличие от С и X диапазонов, в которых сигнал от интенсивной растительности попадает в область ограничения), а также для повышения точности измерения рельефа местности, мониторинга сейсмических явлений и вулканической деятельности. Вместе с тем в L-диапазоне необходим более высокий (по сравнению с С-диапазоном в 4 раза) энергетический потенциал РСА, компенсирующий снижение отражающей способности местности.</p> <p>R-диапазон обладает максимальной проникающей способностью, но непригоден для решения задач, требующих высокого разрешения.</p> <p>Анализ особенностей различных диапазонов для создания РСА с высокими информационными характеристиками выявляет приоритетность С-диапазона, но при этом следует отметить, что для разведки и геолого-маркшейдерского обеспечения разработки месторождений, построения карт смещения почвы, а также для информационного обеспечения работ по изысканию, проектированию и строительству более предпочтительным является использование L-диапазона, в котором зондирующий сигнал имеет высокую проникающую способность и временная когерентность больше, чем в С-диапазоне</p>

Принципиальной особенностью системы "Смотр" в отличие от других известных проектов ДЗЗ, которые включают в себя, как правило, один космический аппарат (КА), является то, что система будет включать в себя несколько КА различного назначения, что позволяет в полной мере использовать преимущества системного

подхода при проектировании системы. Прежде всего такой подход позволяет формировать облик космической системы исходя из поставленных целевых задач. При этом имеется возможность использовать последние разработки и новые технологии как в области создания целевой аппаратуры, так и в части усовершенствования платформ КА.

Немаловажным фактором при проектировании является возможность оптимального орбитального построения системы. Большое внимание при проектировании системы должно быть уделено построению наземного комплекса управления и наземного комплекса приема, обработки и распространения информации.



**Рис. 1.** Относительная важность основных классов приборов ДЗЗ (а) и состав целевой аппаратуры (б) системы "Смотр":

ПК – оптические камеры для съемки в панхроматическом режиме; МПС СС – многоспектральные съемочные камеры; БИК – приборы ближнего инфракрасного диапазона; ИК – инфракрасные радиометры среднего и дальнего ИК-диапазонов; РСА – радиолокаторы с синтезированной апертурой; Гип. – гипер- и видеоспектрометры; СПРМ – инфракрасные спектрометрические и Фурье-спектрометры; СВЧ – микроволновые радиометры и спектрометры; ГФ – приборы для гелиогеофизических измерений





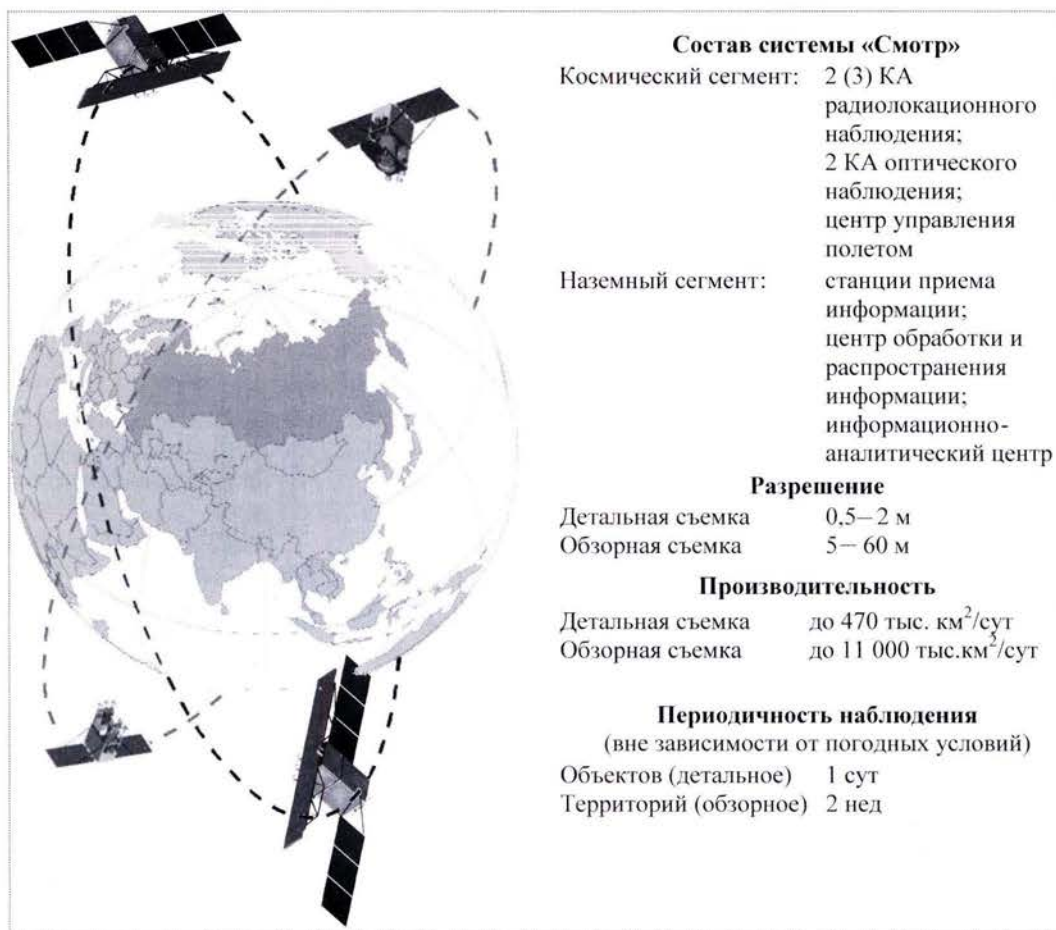


Рис. 2. Основные характеристики КСНК «Смотр»

В соответствии с проведенными к настоящему времени проектными проработками космическая система «Смотр» будет включать четыре-пять космических аппаратов: два оптико-электронных детального и обзорного наблюдения, и два-три радиолокационных для всепогодного наблюдения. Такой облик системы сформирован с учетом преобладающих погодных условий в районах, в которых расположены основные объекты российской газовой отрасли. Средняя продолжительность облачных дней в году в этих районах составляет 70–80 %. Кроме того, часть объектов находится за полярным кругом и их наблюдение в видимом диапазоне невозможно в период полярной ночи. По этим причинам одним из основных инструментов для системы «Смотр» выбран радиолокатор с синтезированной апертурой. Тандемная пара радиолокационных космических аппаратов при определенном баллистическом построении системы обеспечивает всепогодное и ежесуточное наблюдение объектов и территорий, предоставляет уникальную возможность получения радиоинтерферограмм,

являющихся основой для построения высокоточных цифровых моделей рельефа. В настоящее время такая возможность заложена лишь в проекте TerraSAR-X. Использование радиолокационных спутников обеспечивает также построение карт смещений почвы для требуемых территорий.

Базовые технические характеристики системы «Смотр» приведены на рис. 2. На рис. 3 показана возможная организация использования информации, предоставляемой системой, а на рис. 4 изображен внешний вид космических аппаратов системы. Основные характеристики космических аппаратов системы «Смотр» приведены в табл. 3...5, где для сравнения даны также характеристики передовых проектируемых систем ДЗЗ.

Срок активного существования каждого космического аппарата на орбите не менее 7–10 лет. Широкая полоса обзора, возможность проведения стереосъемки, а также криволинейной маршрутной съемки обеспечиваются возможностью быстрых разворотов космических аппаратов по крену и тангажу на угол до 40°. Для приема информации КА системы «Смотр» предполага-

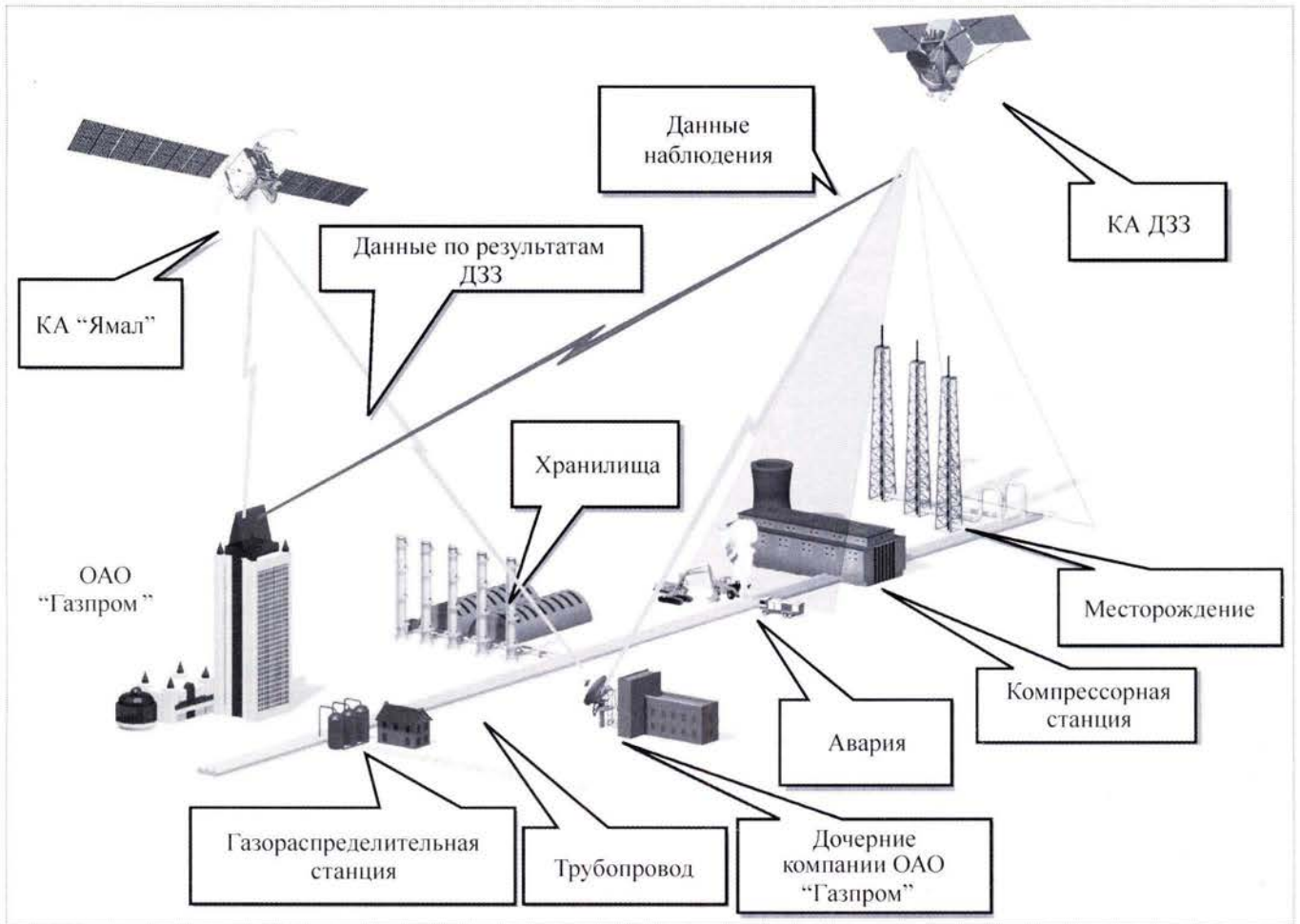


Рис. 3. Вариант системы организации использования данных КСНК "Смотр"

ется использовать не менее трех приемных станций, расположенных на территории России таким образом, чтобы обеспечить передачу и прием данных космиче-

ского наблюдения практически на каждом витке. Предполагаемые сроки развертывания системы – 2009–2010 гг.

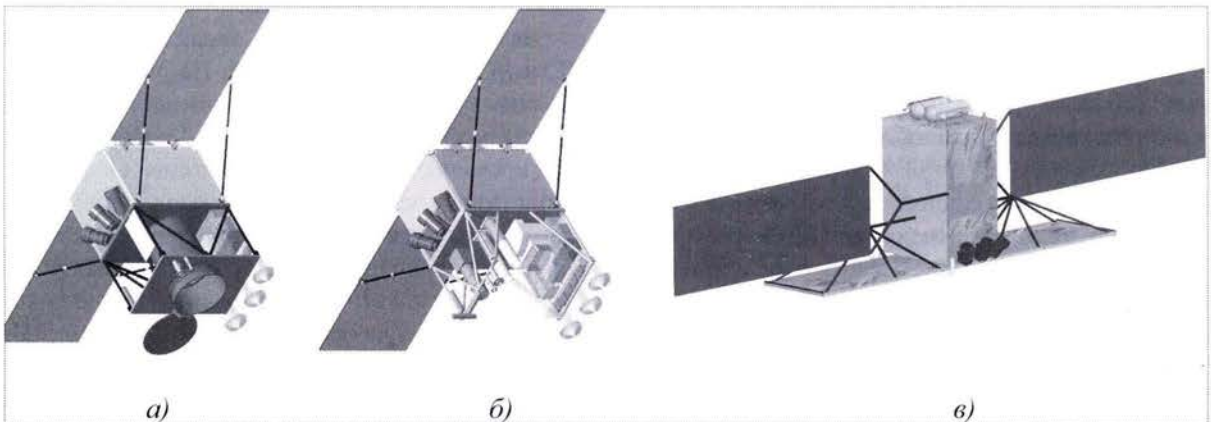


Рис. 4. Внешний вид космических аппаратов системы "Смотр":  
 а – КА с оптико-электронной аппаратурой высокого разрешения; б – КА с оптико-электронной аппаратурой среднего разрешения; в – КА с радиолокационной аппаратурой

Таблица 3

Основные характеристики КА системы "Смотр" с оптико-электронной аппаратурой высокого пространственного разрешения и передовых систем ДЗЗ

Спутник, страна	Высота орбиты, км	Проекция пикселя (П/МС), м	Ширина полосы захвата, км	Ширина полосы обзора, км	Объем БЗУ, Гбит	Скорость передачи по ВРЛ, Мбит/с
<b>КА-1 "Смотр", Россия</b>	<b>530</b>	<b>0,45/1,8</b>	<b>14,4</b>	<b>±440</b>	<b>2560</b>	<b>640</b>
Ikonos-2, США	680	0,82	11,02	±392	64	320
QuickBird-2, США	450	0,61/2,8	16,57	±536	128	320
Rocksat-2, Тайвань	890	2/8	24,00	±890	42	120
Pleiades, Франция	694	0,7/2,8	20,98	±400	600	3×155
EROS-B, Израиль	600	0,83/3,32	27,17	±220	768	256

Обозначения: П – панхроматический канал; МС – мультиспектральный канал; БЗУ – бортовое запоминающее устройство; ВРЛ – высокоскоростная радиолиния.

Сравнение основных характеристик системы "Смотр" с характеристиками лучших образцов существующих и проектируемых систем ДЗЗ (см. табл. 3...5) показывает, что целевые показатели КА системы соответствуют показателям лучших систем или превышают их. Предлагаемая система по своему составу и возможностям не имеет аналогов среди существующих систем. Проектирование и изготовление КСНК "Смотр" потребует разработки новых технологий в области создания целевой аппаратуры и в части усовершенствования платформ КА. Например, необходима разработка системы оптико-электронного наблюдения субметрового пространственного разреше-

ния, гиперспектральной системы (гиперспектральные системы ранее на отечественных спутниках не устанавливались) и системы сброса информации. Повышенные технические требования по стабилизации и ориентации потребуют усовершенствования систем управления движением и навигации КА системы.

Как уже отмечалось, система "Смотр" создается прежде всего для решения задач газовой отрасли. Однако закладываемые в систему характеристики позволяют производить съемки практически любых районов земной поверхности и использовать получаемую информацию для нужд других заказчиков.

Таблица 4

Основные характеристики КА системы "Смотр" с оптико-электронной аппаратурой среднего пространственного разрешения и передовых систем ДЗЗ

Спутник, страна	Высота орбиты, км	Проекция пикселя, м	Ширина полосы захвата, км	Ширина полосы обзора, км	Объем БЗУ, Гбит	Скорость передачи по ВРЛ, Мбит/с
<b>КА-2 "Смотр", Россия</b>	<b>670</b>	<b>5,6 (МС) 24 (ГС) 60 (ИК) 33 (БИК)</b>	<b>±560</b>	<b>90 18 30 110</b>	<b>2560</b>	<b>640</b>
IRS-P6, Индия	817	5,8	±398	70	120	2×105
EO-1, США	705	10 30	±185	37	48	105
SPOT-5, Франция	822	5 10	±475	120	2×150 и 1×70	50
ALOS, Япония	692	10	±613	70	96	139
"Монитор-Э", Россия	550	20 40	±440	160	2×200	61,44; 15,36

Обозначения: МС – мультиспектральный канал; ГС – гиперспектральный канал; БИК – ближний инфракрасный канал; ИК – тепловой инфракрасный канал.



Основные характеристики КА "Смотр" с радиолокационной аппаратурой передовых систем ДЗЗ

Спутник, страна	Орбита, км	Диапазон волн	Антенна	Поляризация	Ширина полосы обзора, км	Разрешающая способность, м	Полоса захвата, км	Шумовой эквивалент УЭПР, дБ
КА-3, -4 "Смотр", Россия	510...670	C (L)	АФАР	4	455	1...3 (Д) 5 (О) 10...20 (М)	10 (Д) 50×50 (О) 100...150 (М)	-18...-21
RadarSat-2, Канада	798	C	АФАР 15×1,5	4	500	3 (Д) 30 (О) 50 (М)	10 (Д) 100, 150 (О) 300, 500 (М)	-18,5
Cosmo, Италия	675	X	АФАР	2	890	1 (Д) 30 (О) 15 (М)	10 (Д) 100 (О) 40 (М)	-20...-22
SAR-Lupe, Германия	500...700	X	Параболическая антенна (3м)	1	500	0,5 (Д) 5 (О)	5,5 (Д) 60 (О)	-18
TerraSAR-X, Германия	600	X	АФАР 4,9×0,85	4	570	1×1,2 (Д) 3 (О) 16 (М)	10×5 (Д) 30 (О) 100 (М)	-19...-22

Обозначения: Д – детальный режим съемки; О – обзорный режим; М – маршрутный режим; АФАР – активная фазированная антенная решетка; УЭПР – удельный эффективный поперечник рассеяния.

## Список литературы

1. **Перминов А.Н.** Космическая деятельность Российской Федерации и перспективы ее развития // Полет. 2005. № 7.
2. **Моисеев Н.Ф.** Итоги и перспективы развития космонавтики в России // Полет. 2005. № 12.
3. **PRESENSE Project: Pipeline REmote SENsing for Safety and Environment**, <http://www.presense.net>.
4. **The PRESENSE and PIPEMON projects – defining the ways of using space-borne earth observation services for pipeline monitoring** / W. Zirnig, R. Pride, I. Lingenfelder, R. Chiles, D. Hausmann // Proceedings of International Gas Research Conference (IGRS), 2004, Vancouver, Canada, November 2004.
5. **Appraisal of pipeline surveillance by high resolution satellite**. Vol. I, II, and III. Prepared by Andrew Palmer and Associates, United Kingdom: Health & Safety Executive, 2003.
6. **Multi-resolution, object-oriented fuzzy analysis of remote sensing data for GIS-ready information** / U. Benz, P. Hofmann, G. Willhauck, I. Lingenfelder, M. Heynen // ISPRS Journal of Photogrammetry and Remote Sensing. 2004. Vol. 58.
7. **Object-based detection of hazards to the European gas pipeline network using SAR images** / R.J. Dekker, I. Lingenfelder, B. Brozek, U.C. Benz, A.C. Van den Broek // Proceedings of the 5<sup>th</sup> European Conference on Synthetic Aperture Radar (EUSAR). Ulm, Germany. 25–27 May 2004.
8. **Riedmann M., Haynes M.** Developments in satellite radar interferometry for monitoring pipelines and oil & gas infrastructure // Russian Oil & Gas Technologies. July 2005.
9. **Detection of leaks in gas pipelines with IKONOS** / M.D. Steven, N. Pinheiro, K.L. Smith, J.J. Colls // Proceedings of Scales and

Dynamics in Observing the Environment. RSPSoc annual conference. Nottingham. September 2003.

10. **Smith K.L., Steven M.D., Colls J.J.** Use of hyperspectral derivatives ratios in the red-edge region to identify plant stress responses to gas leaks // Remote Sensing of Environment. 2004. Vol. 92.

11. **Use of High-Resolution Remote Sensing for Gas-Line Route Selection**. Final Report. Environmental Remote Sensing Center. University of Wisconsin-Madison and Commercial Remote Sensing Program Office. NASA. 1998.

12. **Delavar M.R., Naghibi F.** Pipeline Routing Using Geospatial Information System Analysis. <http://www.scangis.org/scangis2003/papers.12.pdf>.

13. **Dubey R.P.** A Remote Sensing and GIS based least cost routing of pipelines. <http://www.gisdevelopment.net/application/Utility/transport/utilitytr0025.htm>.

14. **PIPEMON project: Geo-information Services for Pipeline Operators: Ground motion monitoring and route planning from space**. <http://www.pipemon.com>.

15. **Опыт оценки смещений земной поверхности, вызванных разработкой месторождений нефти и газа, методом радиолокационной интерферометрии** / Ю.Б. Баранов, Ю.И. Кантемиров, Е.В. Киселевский, Д.В. Люгай // Материалы 8-й Всероссийской научно-практической конференции "Геоинформатика в нефтегазовой и горной отраслях", 27 февраля – 1 марта 2007 г. ВНИИГаз. Москва.

16. **Баранов Ю.Б., Киселевский Е.В.** К вопросу об использовании геоинформационных систем и космической информации в нефтегазовой отрасли // Информационный бюллетень ГИС-Ассоциации. 2007. № 1(58).



УДК 629.7

## Оптимизация параметров строя группы ЛА по условиям безопасности при преодолении ПВО

**Н.А. Баранов**

*Рассматривается марковская модель преодоления ПВО группой летательных аппаратов, в которой предполагается, что поражение следующего летательного аппарата в группе возможно только в результате инициирования боевой нагрузки предыдущего самолета. Показано существование оптимальных интервалов между самолетами группы.*

**N.A. Baranov. Optimization Of Aircraft Group Order's Parameters On Safety Conditions At Overcoming Air Defense**

*It is considered markovian model of air defense overcoming by aircraft's group. It is supposed that defeat of the following flying device in group is possible only as a result of arming's initiation of the previous plane. It is shown existence of optimum intervals between aircrafts of group.*

**П**ри выполнении поставленной задачи боевые летательные аппараты (ЛА), как правило, испытывают огневое противодействие, например, со стороны средств противовоздушной обороны (ПВО). При малых интервалах следования ЛА в результате одного огневого воздействия может быть поражено несколько летательных аппаратов. Вероятность поражения нескольких ЛА зависит от мощности огневого воздействия и интервалов между ними.

В связи с этим при построении боевых порядков выбираются интервалы следования ЛА, которые минимизируют вероятность поражения нескольких объектов в результате одного огневого воздействия. Вместе с тем эффективность преодоления ПВО повышается при увеличении интенсивности потока летательных аппаратов, поскольку система не успевает их обслуживать.

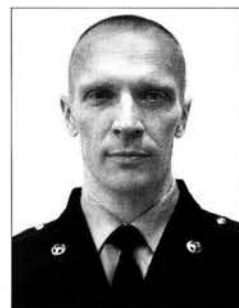
Таким образом, возникают две задачи:

оценка влияния условий безопасности (в виде интервала поступления требований) на эффективность преодоления ПВО с учетом возможности поражения нескольких ЛА при одном огневом воздействии;

оптимизация условий безопасности по критерию максимума эффективности преодоления системы ПВО.

Решение этих задач в рамках теории систем массового обслуживания приводит к необходимости анализа систем со случайной дисциплиной обслуживания. Сложность такого анализа состоит в том, что в общем случае вероятность обслуживания требований зависит от закона распределения временных интервалов между требованиями, находящимися на обслуживании и ожидающими очереди. При этом в силу того, что число и номер обслуженных требований являются случайными, структура потока требований, находящихся в системе, отличается от пуассоновского, хотя входной поток требований — пуассоновский.

В некоторых случаях функционирование системы может быть описано аналитически. В частности, аналитическое описание возможно для систем, обслуживание в которых осуществляется по принципу "цепной реакции".



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

Предположим, что радиус поражения средств ПВО невелик и при огневом воздействии по летательному аппарату другие объекты не могут быть поражены. Поражение других объектов возможно только при инициализации боевой нагрузки самого ЛА в силу ее большой мощности. При этом интервалы следования ЛА таковы, что при подрыве боевой нагрузки летательного аппарата может быть поражен только ближайший к нему объект. В свою очередь при поражении второго ЛА также может произойти инициирование его боевой нагрузки, которое может привести к поражению третьего ЛА.

Выбор интервала поступления требований можно интерпретировать как выполнение условий взаимной безопасности объектов, преодолевающих систему ПВО. Очевидно, что чем больше временной интервал между ЛА, тем меньше вероятность поражения других ЛА при огневом воздействии средств ПВО по одному из них.

#### Уравнения динамики системы

Рассмотрим одноканальную систему массового обслуживания [1, 2], функционирующую в соответствии со следующими правилами.

На вход системы поступает пуассоновский поток требований с интенсивностью  $\lambda(t)$  [3, 4]. Время обслуживания одного требования  $T_{\text{serv}}$  распределено по показательному закону с параметром  $\mu(t)$  [3, 4]. Предположим, что время ожидания требования ограничено величиной  $T_{\text{wait}}$ , которая также является случайной и распределенной по показательному закону с параметром  $\nu(t)$ .

Предположим, что процедура обслуживания требования может завершиться как успешно, так и неудачно. Вероятность успешного обслуживания требования обозначим через  $\pi_0(t)$ . В случае если процедура обслуживания завершилась неудачно, то обслуживание требования продолжается до момента окончания времени его ожидания в системе.

В случае если требование было обслужено успешно, то с вероятностью  $\pi_1(t)$  одновременно может быть обслужено следующее требование, находящееся в очереди на обслуживание. В этом случае будем считать, что произошло вторичное обслуживание одного требования.

Если произошло успешное вторичное обслуживание одного требования, то с вероятностью  $\pi_2(t)$  может быть успешно обслужено второе требование, находящееся в очереди на обслуживание.

Таким образом, при обслуживании требования может произойти успешное обслуживание  $(k + 1)$ -го тре-

бования. В соответствии с формулой полной вероятности [4] вероятность успешного обслуживания  $(k + 1)$ -го требования равна произведению условной вероятности успешного обслуживания  $k$ -го требования, находящегося в очереди на обслуживание, на вероятность успешного обслуживания  $k$  требований, находящихся перед ним:

$$P_{k+1} = P(k+1|k)P_k. \quad (1)$$

Заметим, что в соответствии с принятыми обозначениями

$$P(k+1|k) = \pi_k. \quad (2)$$

Рассуждая аналогично, по индукции из выражения (1) получаем

$$P_{k+1} = P_0 \prod_{j=0}^k P(j+1|j), \quad (3)$$

где  $P_0 = \pi_0$ . С учетом соотношения (2) имеем

$$P_{k+1} = \prod_{j=0}^k \pi_j. \quad (4)$$

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 событий:

приход нового требования;

уход одного из  $k$  требований, если обслуживаемая заявка может покинуть систему не дожидаясь окончания обслуживания или одного из  $(k - 1)$ -го требований, находящегося 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 состояния  $a_k$  с номерами  $k > 0$ .

Для численного анализа динамики состояний рассматриваемой системы массового обслуживания предположим, что длина очереди ограничена числом  $N$ . Тогда изменение вероятностей состояний системы будет описываться системой уравнений вида

$$\begin{aligned} \frac{dp_0}{dt} &= -\lambda p_0 + p_1 (\zeta v + \mu \pi_0) + \mu \sum_{j=2}^{N+1} p_j \prod_{l=0}^{j-1} \pi_l, \\ \frac{dp_k}{dt} &= \lambda p_{k-1} - \left( \lambda + \mu \sum_{j=1}^k \prod_{l=0}^{j-1} \pi_l + (k-1 + \zeta)v \right) p_k + \\ &+ p_{k+1} ((k + \zeta)v + \mu \pi_0) + \mu \sum_{j=k+2}^{N+1} p_j \prod_{l=0}^{j-k-1} \pi_l, \quad 0 < k < N+1, \\ \frac{dp_{N+1}}{dt} &= \lambda p_N - \left( \mu \sum_{j=1}^{N+1} \prod_{l=0}^{j-1} \pi_l + (N + \zeta)v \right) p_{N+1}, \end{aligned} \quad (5)$$

где  $\zeta = 0$ , если обслуживаемое требование не может покинуть систему не дожидаясь окончания обслуживания и  $\zeta = 1$  – в противном случае.

Начальные условия для системы уравнений (5) имеют вид

$$p_0(0) = 1, \quad p_k(0) = 0, \quad k > 0. \quad (6)$$

Вероятности  $p_k(t)$  должны удовлетворять условию нормировки

$$\sum_{k=0}^{N+1} p_k(t) = 1. \quad (7)$$

Можно показать, что решения системы дифференциальных уравнений (5) при начальных условиях вида (6) удовлетворяют условию (7).

Если коэффициенты уравнения (5) являются постоянными величинами, то существует стационарное решение вида

$$p_{N+1} = \frac{1}{1 + \sum_{j=0}^N a_j}, \quad p_k = \frac{a_k}{1 + \sum_{j=0}^N a_j}, \quad k < N+1,$$

где

$$\begin{aligned} a_N &= \frac{\mu}{\lambda} \sum_{j=1}^{N+1} R_j + (N + \zeta) \frac{v}{\lambda}, \\ a_{k-1} &= \left( 1 + \frac{\mu}{\lambda} \sum_{j=1}^k R_j + (k-1 + \zeta) \frac{v}{\lambda} \right) a_k - \\ &- a_{k+1} \left( (k + \zeta) \frac{v}{\lambda} + \frac{\mu}{\lambda} \pi_0 \right) - \frac{\mu}{\lambda} \sum_{j=k+2}^{N+1} a_j R_{j-k}, \quad 0 < k < N, \\ a_0 &= a_1 \left( \zeta \frac{v}{\lambda} + \frac{\mu}{\lambda} \pi_0 \right) + \frac{\mu}{\lambda} \sum_{j=2}^{N+1} a_j R_j. \end{aligned}$$

Изменение числа успешно обслуженных требований  $N_{\text{serv}}$  и необслуженных требований  $N_{\text{non}}$  определяется уравнениями вида

$$\frac{dN_{\text{serv}}}{dt} = \mu \sum_{k=1}^{N+1} p_k \left( \sum_{j=1}^k j \prod_{l=0}^{j-1} \pi_l \right), \quad (8)$$

$$\frac{dN_{\text{non}}}{dt} = v \sum_{k=0}^{N+1} p_k (k + \zeta) + \lambda p_{N+1}. \quad (9)$$

Вероятности успешного обслуживания требования и необслуживания требования в системе соответствуют:

$$P_{\text{serv}}(t) = \frac{N_{\text{serv}}(t)}{\lambda t}, \quad P_{\text{non}}(t) = \frac{N_{\text{non}}(t)}{\lambda t}. \quad (10)$$

Число требований, находящихся в системе  $N_{\text{wait}}$  и в очереди  $N_{\text{queue}}$ , определяется следующими выражениями:

$$N_{\text{wait}} = \sum_{k=1}^{N+1} k p_k, \quad N_{\text{queue}} = \sum_{k=2}^{N+1} (k-1) p_k.$$

#### Результаты численного моделирования

В качестве примера рассмотрим следующую одноканальную систему.

Будем считать, что все интенсивности не зависят от времени, а значения вероятностей  $\pi_k$  при  $k > 0$  одинаковы:  $\pi_k = \pi_1, k > 0$ .

Предположим, что вероятность  $\pi_1$  зависит от среднего времени поступления заявок:

$$\pi_1 = \begin{cases} 1, & \lambda \geq 1, \\ \lambda, & \lambda < 1. \end{cases}$$

Представленное выражение применительно к задаче преодоления ПВО может быть интерпретировано следующим образом. При поражении объекта происходит инициализация его боевой части, которая может нанести поражение следующим объектам с вероятностью обратно пропорциональной расстоянию между объектами. Так как расстояние между объектами, преодолевающими систему ПВО, пропорционально временному интервалу их следования, то можно считать, что вероятность поражения следующего объекта пропорциональна интенсивности входящего потока. При этом условно принимается, что внутри некоторой зоны вероятность поражения вторичных объектов равна 1.



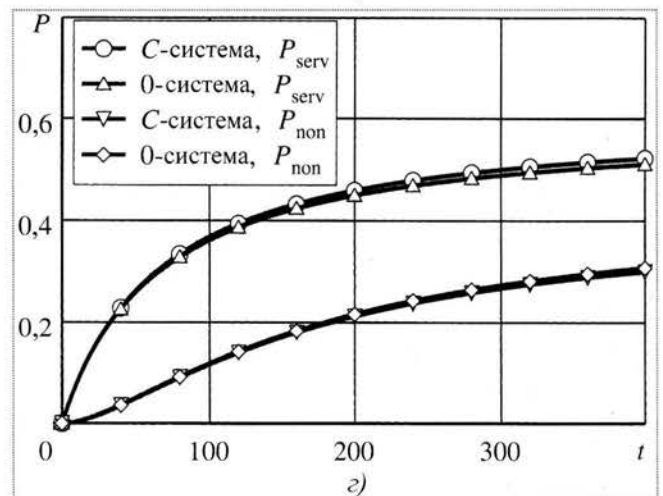
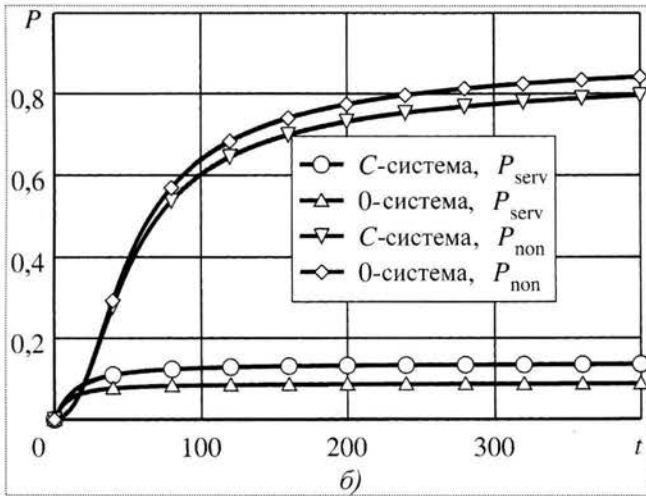
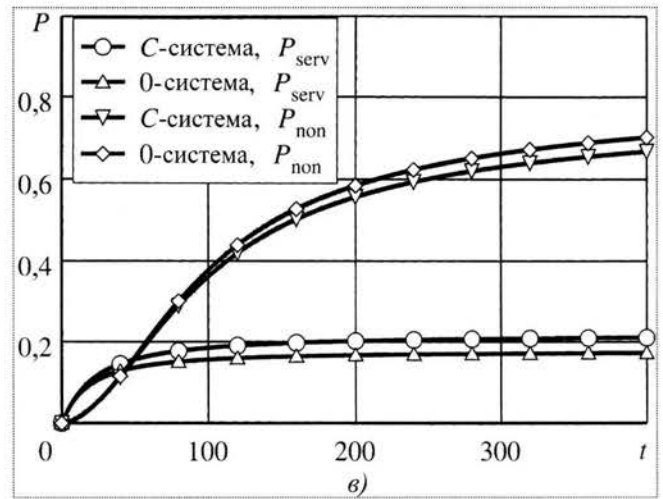
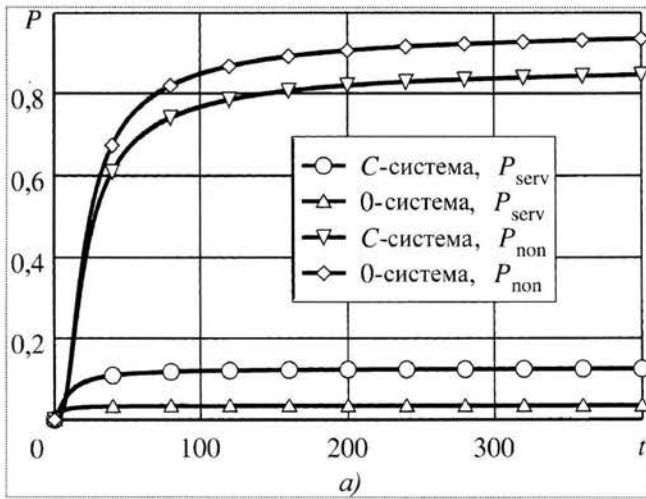


Рис. 1. Вероятности обслуживания системами различного типа при условии:  
 а -  $T_{in} = 2$ ; б -  $T_{in} = 5$ ; в -  $T_{in} = 10$ ; г -  $T_{in} = 40$

При моделировании описанной системы были приняты следующие значения: среднее время обслуживания требований  $T_{serv} = 20$ , среднее время ожидания  $T_{wait} = 100$ , вероятность успешного обслуживания требования  $\pi_0 = 0,6$ , средний временной интервал поступления требований  $T_{in}$  варьировался.

Для сравнения рассмотрим также обычную одноканальную систему, не обладающую свойством вторичного обслуживания требований, уравнения динамики которой имеют вид [1, 5]

$$\begin{aligned} \frac{dp_0}{dt} &= -\lambda p_0 + p_1 (\zeta v + \mu \pi_0), \\ \frac{dp_k}{dt} &= \lambda p_{k-1} - (\lambda + \mu \pi_0 + (k-1 + \zeta)v) p_k + \\ &+ p_{k+1} ((k + \zeta)v + \mu \pi_0), \quad 0 < k < N + 1, \\ \frac{dp_{N+1}}{dt} &= \lambda p_N - (\mu \pi_0 + (N + \zeta)v) p_{N+1}. \end{aligned}$$

В дальнейшем для краткости будем называть ее системой нулевого типа или 0-системой, а описанную выше систему с дисциплиной обслуживания типа "цепной реакции" – С-системой.

Заметим, что показателями эффективности преодоления ПВО при использовании моделей рассматриваемого типа являются вероятности. Можно рассматривать вероятности обслуживания и необслуживания требования, что соответствует вероятности поражения и непоражения летательного аппарата группы в процессе преодоления системы ПВО.

На рис. 1 представлены результаты расчета вероятностей обслуживания требования для систем указанного типа при различных значениях интервала поступления заявок. Можно отметить, что с увеличением  $T_{in}$  характеристики С-системы приближаются к значениям показателей 0-системы. При малых интервалах поступления требований имеет место существенное расхожде-

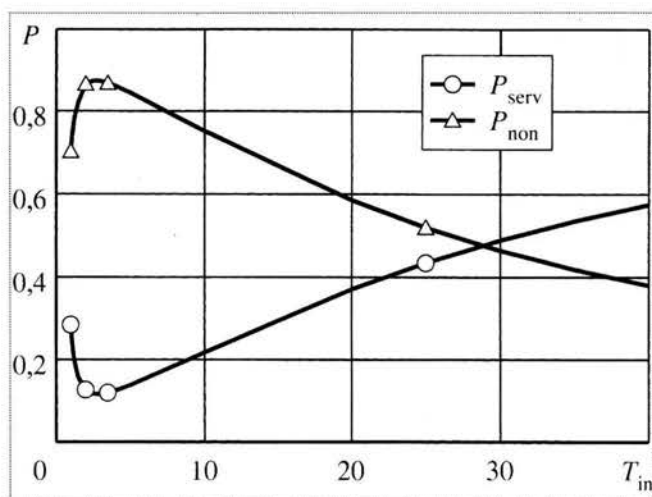


Рис. 2. Характеристики C-системы в зависимости от интервала поступления требований

ние в результатах оценки вероятностных характеристик обслуживания потока требований.

На рис. 2 показано влияние интервала поступления требований на вероятность успешного их обслуживания и вероятность необслуживания для C-системы, функционирующей в стационарном режиме. Аналогичные зависимости для 0-системы показаны на рис. 3.

Из рисунков видно, что указанные характеристики имеют ярко выраженную точку экстремума. Действительно, при уменьшении интервала поступления заявок увеличивается вероятность того, что заявка уйдет из системы необслуженной, поскольку канал обслуживания будет занят поступившим ранее требованием. С другой стороны, как было отмечено ранее, уменьшение интервала между требованиями увеличивает вероятность того, что при успешном обслуживании одного требования в результате цепной реакции будет обслужено еще несколько требований.

Представленные зависимости показывают, что существует принципиальная возможность оптимизации безопасных интервалов поступления требований, обеспечивающая минимальную вероятность успешного об-

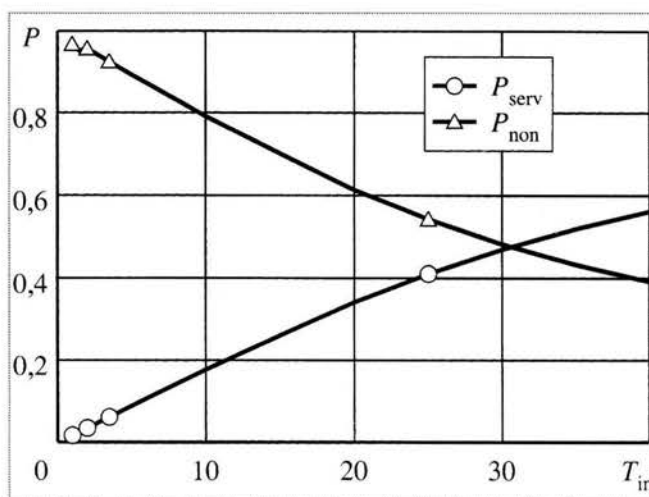


Рис. 3. Характеристики 0-системы в зависимости от интервала поступления требований

служивания требований, т.е. минимизацию вероятности поражения отдельного летательного аппарата группы при преодолении системы ПВО. С другой стороны, использование традиционных моделей, как показывает рис. 3, не позволяет учесть влияние условий взаимной безопасности летательных аппаратов группы на эффективность преодоления ПВО.

Следует отметить, что использование моделей рассмотренного типа позволяет оценивать влияние условий взаимной безопасности требований на эффективность функционирования систем обслуживания.

#### Список литературы

1. Бочаров П.П., Печинкин А.В. Теория массового обслуживания. М.: Изд-во РУДН, 1995.
2. Вентцель Е.С. Исследование операций. М.: Советское радио, 1972.
3. Вентцель Е.С. Теория вероятностей. М.: Высшая школа, 1999.
4. Гнеденко Б.В. Курс теории вероятностей. М.: Физматгиз, 1988.
5. Гнеденко Б.В., Коваленко И.Н. Введение в теорию массового обслуживания. М.: Наука, 1987.
6. Новиков О.А., Петухов С.И. Прикладные вопросы теории массового обслуживания. М.: Советское радио, 1969.



**АЛЕКСЕЕВ**  
Алексей Владимирович – ассистент Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королева



**ДОРОШИН**  
Антон Владимирович – доцент Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королева, кандидат техн. наук

## Приведение спутника-гиростата с полостью с жидкостью к системам твердых тел с вязким трением

**А.В. Алексеев, А.В. Дорошин**

*Рассматривается пространственное движение вокруг центра масс спутника-гиростата с полостью, содержащей жидкость, при малых числах Рейнольдса. Математическая модель движения гиростата, содержащего полость с жидкостью, приводится к двум более простым: модели гиростата с вязким трением между телом-носителем и роторами и к модели твердого тела, содержащего внутри сферический демпфер. Переход от гиростата с полостью, содержащей жидкость, имеющего бесконечное число степеней свободы, к указанным системам с шестью степенями свободы важен с прикладной точки зрения, так как существенно облегчает анализ динамики движения спутников-гиростатов и космических аппаратов с двойным вращением, содержащих жидкостные ракетные двигатели, на пассивных участках орбитального движения.*

**A.V. Alekseyev, A.V. Doroshin. Reducing Models Of Liquid Containing Gyrostatic Satellite Motions To Models Of Viscous Friction Solid Systems**

*The article reviews the spatial motion around the center of gravity of a liquid containing gyrostatic satellite at small Reynolds numbers. The mathematical model of such a motion is reduced to two simpler models – one of a gyrostat with viscous friction of the carrying body and the rotors, and the other one of a solid body with internal spherical damper. The transition from a model of a liquid containing gyrostat with infinite number of degrees of freedom to the aforementioned models with six degrees of freedom is most important from the practical prospective, as it can significantly simplify the analysis of the dynamics of liquid propellant gyrostatic satellites and spacecraft with dual rotation at passive phases of their orbital motions.*

**М**атематические модели движения. Рассмотрим механические системы, представляющие собой гиростат с полостью в несущем теле, содержащей жидкость, гиростат с вязким трением в подшипниках роторов и твердое тело со сферическим демпфером внутри. Составим соответствующие им математические модели, а также определим условия, взаимно приводящие математические модели [1–6].

Трехроторный гиростат с полостью в несущем теле, содержащей жидкость большой вязкости, в дальнейшем будем называть гиростатом с полостью с жидкостью. Введем следующие системы координат (рис. 1):  $OXYZ$  – кенигова система координат;  $Ox_i y_i z_i$  и  $Ox y z$  – системы координат, связанные соответственно с роторами 1–3 и несущим телом 4. Оси  $Ox$ ,  $Oy$ ,  $Oz$  являются осями вращения соответствующих роторов. Положение несущего тела относительно системы  $OXYZ$  будем характеризовать углами Эйлера  $\psi$ ,  $\theta$ ,  $\varphi$ .

Угловая скорость несущего тела  $\omega = (p, q, r)$  представлена в проекциях на оси  $Ox y z$ , а векторы угловых скоростей роторов  $\omega_i = (p_i, q_i, r_i)$  – в проекциях на оси собственных связанных систем координат  $Ox_i y_i z_i$  ( $i = 1, 3$ ). Относительное движение роторов характеризуется углами и скоростями относительного закручивания  $\delta_i = \sigma_i$  (см. рис. 1).



Компоненты векторов угловых скоростей роторов  $\omega_i$ , выраженные через компоненты  $p, q, r$  угловой скорости тела-носителя, имеют вид

$$\begin{aligned} p_1 &= p + \sigma_1; & p_2 &= p \cos \delta_2 - r \sin \delta_2; & p_3 &= p \cos \delta_3 + q \sin \delta_3; \\ q_1 &= q \cos \delta_1 + r \sin \delta_1; & q_2 &= q + \sigma_2; & q_3 &= q \cos \delta_3 - p \sin \delta_3; \\ r_1 &= r \cos \delta_1 - q \sin \delta_1; & r_2 &= r \cos \delta_2 + p \sin \delta_2; & r_3 &= r + \sigma_3. \end{aligned} \quad (1)$$

Для получения уравнений движения системы тел воспользуемся теоремой об изменении кинетического момента, выбирая в качестве полюса  $O$  центр масс системы:

$$\frac{d\bar{K}_O}{dt} = \bar{M}_O^e. \quad (2)$$

Пусть рассматриваемая система включает три одинаковых динамически симметричных ротора и динамически несимметричное тело-носитель с полостью с жидкостью. Главные моменты инерции роторов (тела 1-3), вычисленные в своих связанных системах координат  $Ox_i y_i z_i$  ( $i = \overline{1, 3}$ ), обозначим  $A_i, B_i, C_i$ , а моменты инерции тела-носителя в системе координат  $Oxyz$  –  $A_4, B_4, C_4$ . Введенные моменты инерции не являются центральными, так как начала связанных с телами систем координат совпадают с центром масс системы четырех тел. Осевые моменты инерции роторов равны друг другу:  $A_1 = B_2 = C_3 = I$ .

Пусть жидкость внутри полости имеет большую кинематическую вязкость  $\nu$  ( $\nu \gg 1$ ), что соответствует малым числам Рейнольдса. Введем малый параметр, характеризующий величину числа Рейнольдса:  $\varepsilon = \rho \nu^{-1} \ll 1$ , где  $\rho$  – плотность жидкости.

Полость с жидкостью характеризуется тензором  $\hat{P} = \{P_{ij}\} [1]$ , который зависит лишь от ее формы и определяет диссипацию энергии за счет вязкости жидкости. Компоненты  $P_{ij}$  вычисляются в системе координат, связанной с несущим телом. Пусть полость является сферической, тогда указанный тензор  $\hat{P} = PE$ , где  $E$  – единичная матрица,  $P$  – постоянная величина.

Кинетический момент системы относительно центра масс равен векторной сумме кинетических моментов несущего тела  $\bar{K}_4$ , роторов  $\bar{K}_i$  ( $i = \overline{1, 3}$ ) и гиростатического момента жидкости  $\bar{L}$  относительно точки  $O$ :  $\bar{K}_O = \sum_{i=1}^4 \bar{K}_i + \bar{L}$ .

Вычисляя производную кинетического момента системы как производную суммы кинетических мо-

ментов тел и жидкости, используя при этом локальные производные в связанных системах  $Ox_i y_i z_i$  и  $Oxyz$ , уравнение (3) можно записать в системе  $Oxyz$  [7]:

$$\sum_{i=1}^4 \hat{\delta}_i \left[ \frac{d\bar{K}_i}{dt} + \bar{\omega}_i \times \bar{K}_i \right] = - \left[ \frac{d\bar{L}}{dt} + \bar{\omega} \times \bar{L} \right], \quad (3)$$

где  $\tilde{d}$  обозначает локальную производную в соответствующей подвижной системе координат;  $\bar{K}_i = (A_i p_i, B_i q_i, C_i r_i)$  ( $i = \overline{1, 3}$ );  $\bar{K}_4 = (A_4 p, B_4 q, C_4 r)$  – кинетические моменты твердых тел;  $\hat{\delta}_i$  ( $i = \overline{1, 3}$ ) – матрицы перехода от систем координат  $Ox_i y_i z_i$  к системе  $Oxyz$  (поворот на угол  $\delta_i$  вокруг соответствующей оси);  $\hat{\delta}_4 = E$ ;  $\bar{\omega}_4 = \bar{\omega}$ .

С учетом (1) система (3) в скалярном виде запишется следующим образом:

$$\begin{aligned} A\dot{p} + (C - B)qr + I\dot{\sigma}_1 + I(q\sigma_3 - r\sigma_2) &= m_x; \\ B\dot{q} + (A - C)pr + I\dot{\sigma}_2 + I(r\sigma_1 - p\sigma_3) &= m_y; \\ C\dot{r} + (B - A)pq + I\dot{\sigma}_3 + I(p\sigma_2 - q\sigma_1) &= m_z, \end{aligned} \quad (4)$$

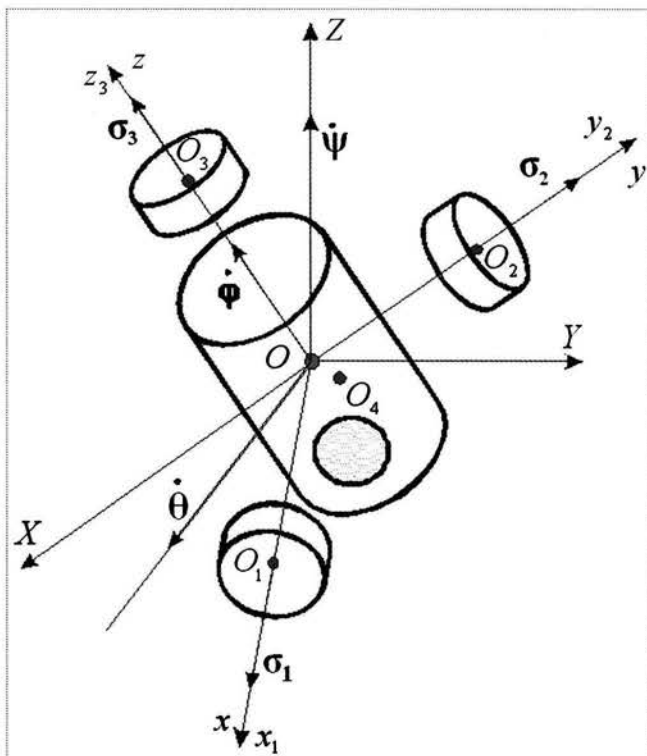


Рис. 1. Схема гиростата с полостью

где  $A = \sum_{i=1}^4 A_i; B = \sum_{i=1}^4 B_i; C = \sum_{i=1}^4 C_i$ . Правые части уравнений (4) представляют собой проекции момента сил, действующих на несущее тело со стороны полости с жидкостью:

$$\bar{m} = - \left[ \frac{d\bar{L}}{dt} + \bar{\omega} \times \bar{L} \right]. \quad (5)$$

Гиростатический момент жидкости будем определять по следующей формуле [1]:

$$\bar{L} = - \frac{\rho}{v} \hat{P} \bar{\omega} = - \varepsilon P E \bar{\omega},$$

где  $\bar{\omega} = (\dot{p}, \dot{q}, \dot{r})$  – вектор углового ускорения несущего тела. В этом случае выражение (5) можно переписать в виде

$$\bar{m} = - \varepsilon P \bar{g}, \quad (6)$$

где  $\bar{m} = (m_x, m_y, m_z)^T; \bar{g} = \begin{bmatrix} \ddot{p} + q\dot{r} - r\dot{q} \\ \ddot{q} + r\dot{p} - p\dot{r} \\ \ddot{r} + p\dot{q} - q\dot{p} \end{bmatrix}$ .

Уравнения относительного движения роторов, соответствующие углам относительного закручивания  $\delta_i$ , также могут быть получены из теоремы об изменении кинетического момента каждого из роторов:

$$I(\dot{p} + \dot{\sigma}_1) = M_x; I(\dot{q} + \dot{\sigma}_2) = M_y; I(\dot{r} + \dot{\sigma}_3) = M_z, \quad (7)$$

где  $M_w$  ( $w = x, y, z$ ) – момент, действующий со стороны несущего тела на ротор, установленный вдоль соответствующей оси. Будем рассматривать движение при отсутствии указанных моментов взаимодействия тел. Тогда система (7) приводится к следующему виду:

$$\dot{\sigma}_1 = -\dot{p}; \dot{\sigma}_2 = -\dot{q}; \dot{\sigma}_3 = -\dot{r}. \quad (8)$$

Для определения момента (6) действия жидкости на несущее тело поступим аналогично процедуре, указанной в работе [1]. В силу малости числа Рейнольдса будем искать указанные моменты с точностью до величины порядка  $\varepsilon$ . Из уравнений (4) выразим компоненты углового ускорения  $\dot{\omega} = (\dot{p}, \dot{q}, \dot{r})$  с учетом соотношений (8):

$$\begin{aligned} \dot{p} &= -(A-I)^{-1} [(C-B)qr + I(q\sigma_3 - r\sigma_2)] - \varepsilon P g_1; \\ \dot{q} &= -(B-I)^{-1} [(A-C)pr + I(r\sigma_1 - p\sigma_3)] - \varepsilon P g_2; \\ \dot{r} &= -(C-I)^{-1} [(B-A)pq + I(p\sigma_2 - q\sigma_1)] - \varepsilon P g_3. \end{aligned} \quad (9)$$

Продифференцировав выражения (9), запишем вторые производные угловой скорости:

$$\begin{aligned} \ddot{p} &= (A-I)^{-1} [(B-C)(\dot{q}r + q\dot{r}) + \\ &+ I(\dot{q}\sigma_3 + q\dot{\sigma}_3 - \dot{r}\sigma_2 - r\dot{\sigma}_2)] - \varepsilon P \dot{g}_1; \\ \ddot{q} &= (B-I)^{-1} [(C-A)(\dot{p}r + p\dot{r}) + \\ &+ I(\dot{r}\sigma_1 + r\dot{\sigma}_1 - \dot{p}\sigma_3 - p\dot{\sigma}_3)] - \varepsilon P \dot{g}_2; \\ \ddot{r} &= (C-I)^{-1} [(A-B)(\dot{p}q + p\dot{q}) + \\ &+ I(\dot{p}\sigma_2 + p\dot{\sigma}_2 - \dot{q}\sigma_1 - q\dot{\sigma}_1)] - \varepsilon P \dot{g}_3. \end{aligned} \quad (10)$$

Проинтегрируем уравнения относительного движения (8) и получим следующие общие решения:

$$\begin{aligned} p(t) + \sigma_1(t) &= p_0 + \sigma_{10}; \\ q(t) + \sigma_2(t) &= q_0 + \sigma_{20}; \\ r(t) + \sigma_3(t) &= r_0 + \sigma_{30}, \end{aligned} \quad (11)$$

где  $p_0, q_0, r_0, \sigma_{10}, \sigma_{20}, \sigma_{30}$  – соответственно начальные значения проекций угловой скорости несущего тела и относительных угловых скоростей роторов. Подставляя (9), (10) и (11) в уравнение (6) и отбрасывая члены порядка  $\varepsilon^2$ , получим проекции вектора момента сил, действующих со стороны жидкости на несущее тело, выражаемые в виде алгебраических функций третьего порядка от относительных угловых скоростей роторов:

$$m_w = \varepsilon P \sum_{i=0}^2 \sum_{j=0}^2 \sum_{k=0}^2 m_{ijk}^w \sigma_1^i \sigma_2^j \sigma_3^k, \quad w = x, y, z. \quad (12)$$

В выражениях для моментов (12) коэффициенты  $m_{ijk}^w$  являются постоянными и, например, для момента  $m_x$  определяются следующим образом:

$$\begin{aligned} m_{000}^x &= (p_0 + \sigma_{10}) \left[ \frac{(B-C-A)(C-A)(r_0 + \sigma_{30})^2}{(A-I)(B-I)} + \right. \\ &+ \left. \frac{(B-C+A)(A-B)(q_0 + \sigma_{20})^2}{(A-I)(C-I)} \right]; \\ m_{100}^x &= \frac{(B-C-A)(A-C-I)(r_0 + \sigma_{30})^2}{(B-I)(A-I)} + \\ &+ \frac{(B-C+A)(B-A+I)(q_0 + \sigma_{20})^2}{(C-I)(A-I)}; \\ m_{010}^x &= -(p_0 + \sigma_{10})(q_0 + \sigma_{20}) \times \\ &\times \frac{(B-C+A-I)(2(A-B)+I) - I(A-B+I)}{(A-I)(C-I)}; \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
m_{001}^x &= -(p_0 + \sigma_{10})(r_0 + \sigma_{30}) \times \\
&\times \frac{(B-C-A+I)(2(C-A)-I)-I((C-A)-I)}{(A-I)(B-I)}, \\
m_{020}^x &= (p_0 + \sigma_{10}) \frac{(B-C+A-I)(A-B+I)}{(C-I)(A-I)}, \\
m_{002}^x &= (p_0 + \sigma_{10}) \frac{(A-I-B+C)(A-C+I)}{(B-I)(A-I)}, \\
m_{110}^x &= (q_0 + \sigma_{20}) \times \\
&\times \frac{(2(A-B)-I)(A+B-C-I)+I(A-B)}{(C-I)(A-I)}, \\
m_{101}^x &= (r_0 + \sigma_{30}) \times \\
&\times \frac{(2(C-A)+I)(B-C-A+I)-I(C-A)}{(B-I)(A-I)}, \\
m_{120}^x &= -\frac{A-B}{C-I} \left( \frac{B-C}{A-I} + 1 \right); \quad m_{102}^x = \frac{C-A}{B-I} \left( 1 - \frac{B-C}{A-I} \right).
\end{aligned} \quad (13)$$

Остальные коэффициенты в выражении момента  $m_x$  тождественно равны нулю.

Аналогичным образом можно записать коэффициенты для моментов  $m_y$  и  $m_z$ .

Необходимо отметить, что в выражениях (12) присутствуют свободные члены  $\varepsilon P m_{000}^w$ , соответствующие постоянным моментам, зависящим только от начальных абсолютных угловых скоростей роторов. Отметим также, что ни один знаменатель в (13) не равен нулю, так как  $A, B, C > I$ .

Выражения (4) и (8) представляют собой динамические уравнения движения свободного гиростата (моменты внешних сил равны нулю), состоящего из несущего тела со сферической полостью, заполненной вязкой жидкостью, и трех свободно вращающихся роторов. Система динамических уравнений (4), (8) замыкается известными кинематическими уравнениями Эйлера.

Рассмотрим вторую механическую систему, состоящую из несущего тела и трех роторов, вращающихся при действии внутренних моментов от сил вязкого трения в подшипниках крепления к несущему телу.

В этой механической системе в отличие от предыдущей отсутствуют полости с жидкостью и существуют моменты внутреннего взаимодействия тел. Эту систему будем называть гиростатом с вязким трением.

Для моделирования движения гиростата с трением будем использовать те же кинематические параметры, что и для гиростата с полостью. Уравнения движения аналогичны уравнениям (4), (8) предыдущей модели при отсутствии в них моментов сил от жидкости в полости:

$$\begin{aligned}
A\dot{p} + (C-B)qr + I\dot{\sigma}_1 + I(q\sigma_3 - r\sigma_2) &= 0; \\
B\dot{q} + (A-C)pr + I\dot{\sigma}_2 + I(r\sigma_1 - p\sigma_3) &= 0; \\
C\dot{r} + (B-A)pq + I\dot{\sigma}_3 + I(p\sigma_2 - q\sigma_1) &= 0;
\end{aligned} \quad (14)$$

$$I(\dot{p} + \dot{\sigma}_1) = M_x; \quad I(\dot{q} + \dot{\sigma}_2) = M_y; \quad I(\dot{r} + \dot{\sigma}_3) = M_z, \quad (15)$$

где  $M_w = M_w(\sigma)$  ( $\sigma = [\sigma_1, \sigma_2, \sigma_3]^T$ ,  $w = \{x, y, z\}$ ) – внутренние моменты сил вязкого трения, действующих между несущим телом и соответствующим ротором.

Рассмотрим третью механическую систему, состоящую из твердого тела со сферической полостью, в которой находится твердое тело сферической формы [1]. Между телами имеется узкий зазор, в котором действуют вязкие силы (смазочный слой). Данную механическую систему ввел в рассмотрение М.А. Лаврентьев, называя ее телом с демпфером.

Математическая модель пространственного движения тела с демпфером приведена в [1] и в векторном виде имеет вид

$$\begin{aligned}
\bar{K} + \bar{\omega} \times \bar{K} = \bar{M}^e; \quad \bar{K} = \bar{J}\bar{\omega} + I(\bar{\omega}_1 - \bar{\omega}); \\
I\bar{\omega}_1 + I\bar{\omega} \times \bar{\omega}_1 = \bar{M}^i,
\end{aligned} \quad (16)$$

где  $\bar{J}$  – тензор инерции тела с демпфером;  $I$  – диаметральный момент инерции демпфера;  $\bar{\omega}$  – угловая скорость тела;  $\bar{\omega}_1$  – угловая скорость демпфера;  $\bar{M}^e$  – момент внешних сил, действующий на систему;  $\bar{M}^i = (M_x, M_y, M_z)$  – момент внутреннего взаимодействия тела и демпфера, в том числе момент сил вязкого трения.

Запишем скалярный вид уравнений (16) для свободной системы ( $\bar{M}^e = 0$ ):

$$\begin{aligned}
A\dot{p} + I\dot{\sigma}_1 + (C-B)qr + I(q\sigma_3 - r\sigma_2) &= 0; \\
B\dot{q} + I\dot{\sigma}_2 + (A-C)pr + I(r\sigma_1 - p\sigma_3) &= 0; \\
C\dot{r} + I\dot{\sigma}_3 + (B-A)pq + I(p\sigma_2 - q\sigma_1) &= 0;
\end{aligned} \quad (17)$$

$$\begin{aligned}
I(\dot{p} + \dot{\sigma}_1) + I(q\sigma_3 - r\sigma_2) &= M_x; \\
I(\dot{q} + \dot{\sigma}_2) + I(r\sigma_1 - p\sigma_3) &= M_y; \\
I(\dot{r} + \dot{\sigma}_3) + I(p\sigma_2 - q\sigma_1) &= M_z,
\end{aligned} \quad (18)$$

где  $\sigma = \omega_1 - \omega$  – относительная скорость вращения демпфера.



**Сопоставление и приведение математических моделей.** Проведем сопоставление и приведение рассмотренных математических моделей. Прежде всего, отметим полную эквивалентность динамических уравнений (14) и (17), что относит обе механические системы к классу гиростатов [2]. Если рассматривать уравновешенные гиростаты, когда  $\sigma_i = \text{const}$ , динамика движения систем будет идентична.

Покажем соответствие друг другу моделей гиростата с полостью и гиростата с вязким трением. В уравнения (4) гиростата с полостью подставим уравнения (8):

$$\begin{aligned} (A-I)\dot{p} + (C-B)qr + I(q\sigma_3 - r\sigma_2) &= m_x; \\ (B-I)\dot{q} + (A-C)pr + I(r\sigma_1 - p\sigma_3) &= m_y; \\ (C-I)\dot{r} + (B-A)pq + I(p\sigma_2 - q\sigma_1) &= m_z, \end{aligned} \quad (19)$$

а в уравнения (14) гиростата с трением подставим (15):

$$\begin{aligned} (A-I)\dot{p} + (C-B)qr + I(q\sigma_3 - r\sigma_2) &= -M_x; \\ (B-I)\dot{q} + (A-C)pr + I(r\sigma_1 - p\sigma_3) &= -M_y; \\ (C-I)\dot{r} + (B-A)pq + I(p\sigma_2 - q\sigma_1) &= -M_z. \end{aligned} \quad (20)$$

Сравнивая системы уравнений (19) и (20), видим, что они идентичны при условии  $M = -m$  (внутренний момент  $M$  сил вязкого трения противоположен моменту  $m$  действия жидкости в полости на несущее тело). Традиционно моменты сил вязкого трения в подшипниках задают в виде линейных либо квадратичных функций относительных скоростей (при малых и больших значениях скоростей соответственно), т.е. в виде алгебраических функций второго порядка.

Если обобщить эти зависимости до алгебраических функций третьего порядка, то систему с вязким трением в подшипниках роторов можно рассматривать как динамически эквивалентную системе с полостью с жидкостью. При этом коэффициенты аппроксимации алгебраических функций (12) должны быть адекватны (13).

В работе [1] показана возможность моделирования движения твердого тела с полостью с жидкостью большой вязкости как движения системы твердых тел: несущего тела и нескольких осесимметричных демпферов, вращающихся внутри несущего тела и взаимодействующих с ним только посредством вязкого трения.

Определим теперь возможность моделирования движения гиростата с полостью с жидкостью большой вязкости так же, как системы тел с демпфером.

Проведем сопоставление математических моделей гиростата с полостью и твердого тела с демпфером. В динамические уравнения (17) подставим уравнения

относительного движения демпфера (18), после чего получим следующую систему уравнений:

$$\begin{aligned} (A-I)\dot{p} + (C-B)qr &= -M_x; \\ (B-I)\dot{q} + (A-C)pr &= -M_y; \\ (C-I)\dot{r} + (B-A)pq &= -M_z. \end{aligned} \quad (21)$$

Уравнения (19) и (21) совпадут, если задать моменты внутреннего взаимодействия в расширенном виде, учитывающем вязкое трение при добавлении гироскопических сил:

$$\bar{M}^i = \bar{M}_{\text{тр}} + \bar{M}_{\text{гир}}, \quad (22)$$

$$\text{где } \bar{M}_{\text{тр}} = \begin{bmatrix} -m_x \\ -m_y \\ -m_z \end{bmatrix}; \bar{M}_{\text{гир}} = I \begin{bmatrix} q\sigma_3 - r\sigma_2 \\ r\sigma_1 - p\sigma_3 \\ p\sigma_2 - q\sigma_1 \end{bmatrix}.$$

Добавление момента гироскопических сил возможно либо посредством внутренних двигателей, подкручивающих демпфер, либо путем использования системы трех осесимметричных демпферов. Осевая симметрия демпфера отличается от сферической тем, что позволяет ему вращаться внутри содержащей его полости только в направлении оси симметрии. Очевидно, что система трех осесимметричных демпферов, установленных вдоль главных осей инерции несущего тела, будет механически эквивалентна трехроторному гиростату, поэтому динамические уравнения движения указанных систем будут идентичны. Кроме того, если моменты сил вязкого трения выбирать в виде (12), то будет иметь место полное соответствие всех трех рассмотренных в настоящем пункте математических моделей.

**Исследование движения спутника-гиростата.** Рассмотрим движение спутника-гиростата в пространстве угла и скорости нутации  $(\theta, \dot{\theta})$ . Нутационные колебания характеризуют наиболее значимые процессы в динамике движения КА, так как описывают отклонения продольной оси от заданного направления.

На рис. 2 изображены фазовые траектории движения гиростата с полостью: на начальном промежутке времени (рис. 2, а) и на завершающем этапе (рис. 2, б). С течением времени видна определенная стабилизация фазовой траектории.

При малых скоростях  $\sigma_i$  кубические и квадратичные члены в (12) становятся пренебрежимо малыми. Их учет в этом случае является несущественным, что подтверждается результатами численного расчета. На рис. 3, а представлена фазовая траектория, соответ-

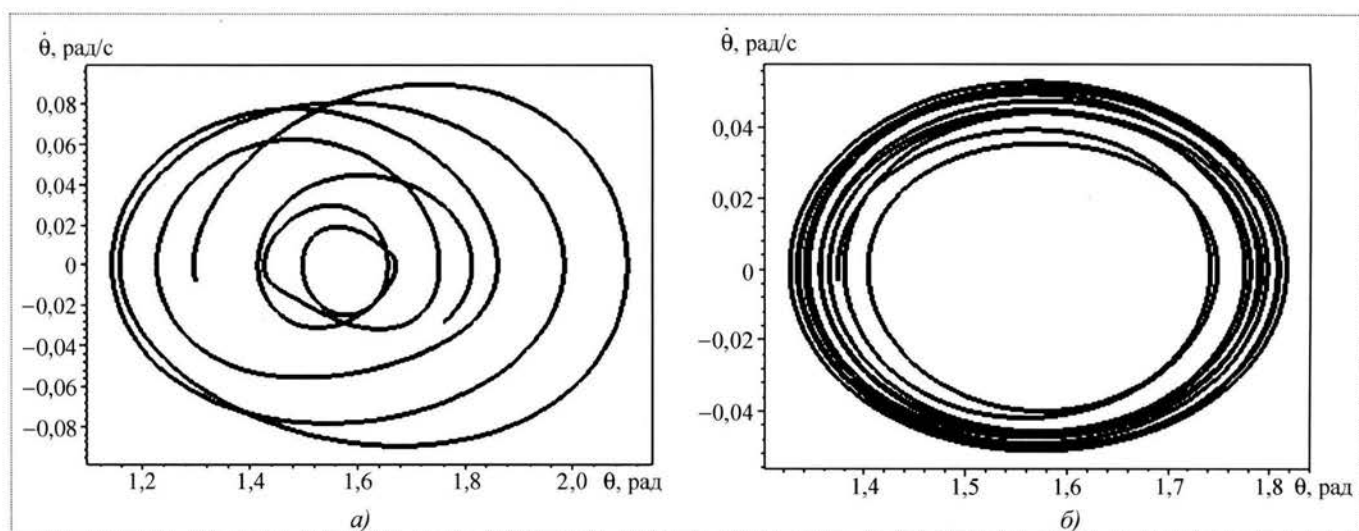


Рис. 2. Фазовые траектории движения гиростата с полостью с жидкостью

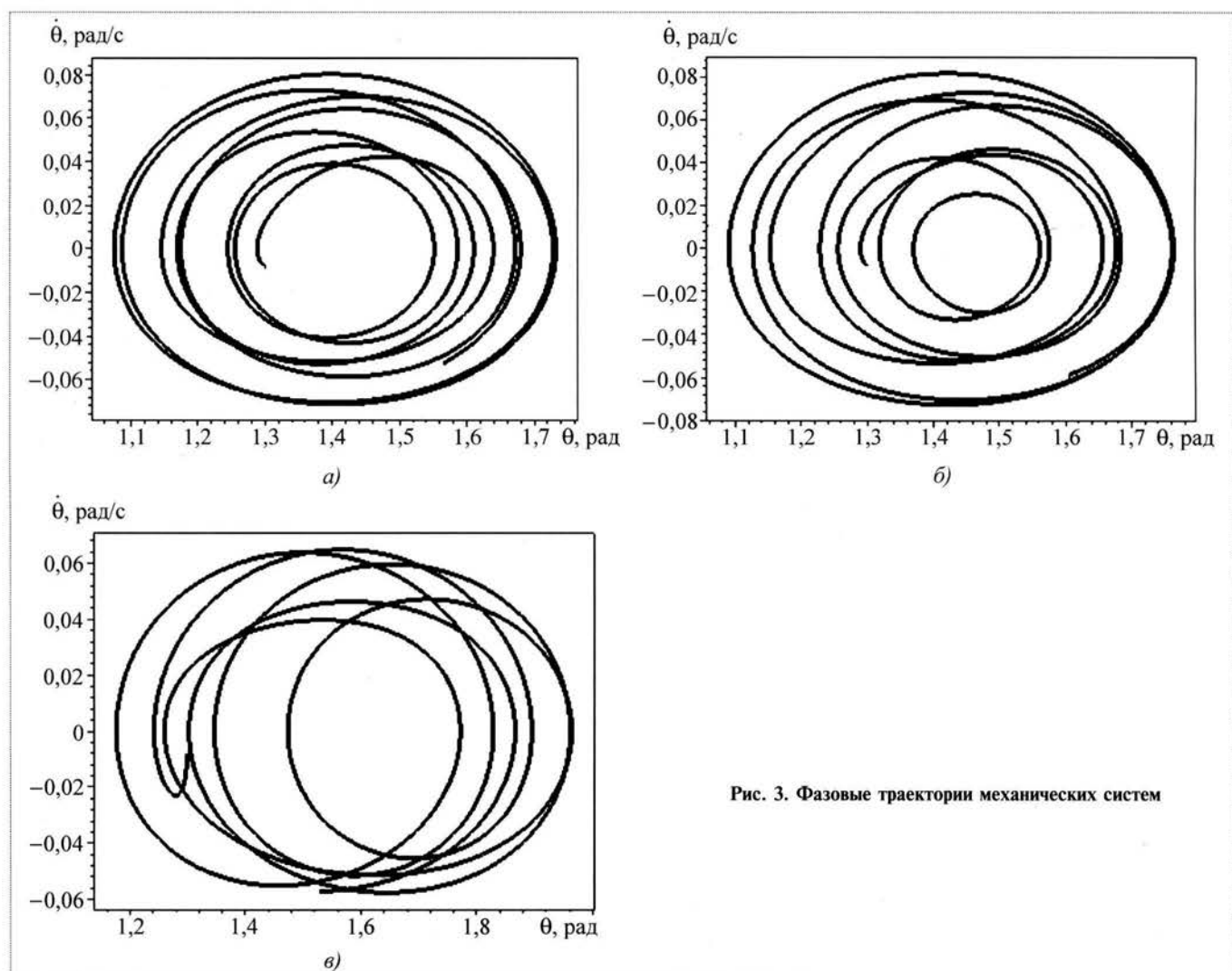


Рис. 3. Фазовые траектории механических систем

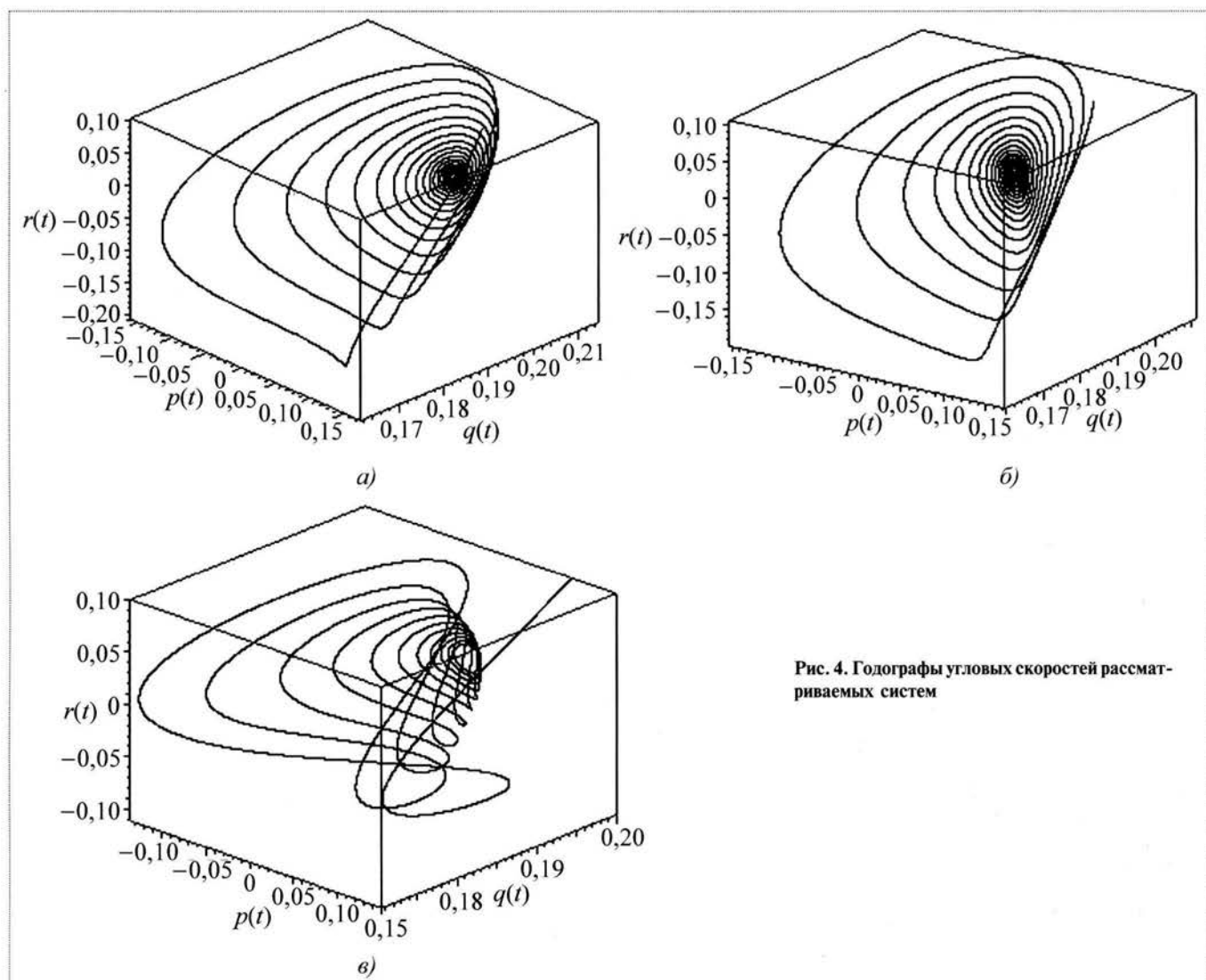


Рис. 4. Годографы угловых скоростей рассматриваемых систем

вующая полной модели гиростата с полостью, когда момент сил от действия жидкости в полости имеет вид (12), а на рис. 3, б и 3, в – фазовые траектории гиростата и тела с демпфером при линейном вязком трении. При этом компоненты векторов  $\bar{M}$  в (20) и  $\bar{M}_{тр}$  в (22) приняты равными линейной части алгебраической функции относительных угловых скоростей (12) с обратными знаками. Фазовая траектория, представленная на рис. 3, в, построена для случая, когда гироскопический момент в (22) отсутствует и имеет место неполное соответствие модели тела с демпфером и гиростата с трением. При наличии гироскопического момента в (22) динамические уравнения движения тела с демпфером совпадают с уравнениями движения гиростата с вязким трением и, следовательно, движение систем будет эквивалентным.

стата с вязким трением и, следовательно, движение систем будет эквивалентным.

На рис. 4 представлены годографы вектора угловой скорости тела-носителя в случае гиростата с полостью (рис. 4, а), гиростата с вязким трением (рис. 4, б) и твердого тела с демпфером (рис. 4, в). Во всех этих случаях годографы иллюстрируют стремление мгновенной оси вращения несущего тела к определенному положению в связанной системе координат.

Инерционно-массовые характеристики и начальные условия для всех численных расчетов приведены в табл. 1 и 2.

Для сравнения динамики движения гиростата с полостью и гиростата с трением проведен численный



Таблица 1

Параметр	Значение	Параметр	Значение	
Моменты инерции, кг·м <sup>2</sup>	A	7	Параметр сферической полости P, м <sup>7</sup>	30
	B	8		
	C	5	Плотность жидкости ρ, кг/м <sup>3</sup>	1000
	I	2	Вязкость жидкости ν, м <sup>2</sup> /с	100000
Компоненты угловой скорости несущего тела, рад/с	p	0,1	Угол прецессии ψ, рад	0,5
	q	0,2	Угол нутации θ, рад	1,3
	r	0,1	Угол собственного вращения φ, рад	0,5

Таблица 2

Механическая модель	Относительные угловые скорости, рад/с			Интервал интегрирования, с	
	σ <sub>1</sub>	σ <sub>2</sub>	σ <sub>3</sub>	t <sub>0</sub>	t <sub>k</sub>
Гиростат с полостью, содержащей вязкую жидкость	-0,1	-0,05	-0,1	0	200
	-0,1	-0,05	-0,1	300	600
	-0,01	-0,005	-0,01	0	200
Гиростат с вязким трением	-0,1	-0,05	-0,2	0	800
Твердое тело с демпфером	-0,01	-0,005	-0,01	0	200
	-0,1	-0,05	-0,2	0	800
	-0,01	-0,005	-0,01	0	200
	-0,1	-0,05	-0,2	0	800

эксперимент. По истечении 100 с ( $T \sim 1/\varepsilon$ ;  $\varepsilon = 0,01$ ) разница между модулями векторов угловых скоростей несущих тел составила  $|\bar{\omega}| - |\bar{\omega}_{пр}| = 0,002 < \varepsilon |\bar{\omega}_n|$ , а угол между этими векторами – приблизительно 3,5°.

Полученные результаты могут быть использованы для исследования движения спутников-гиростатов и КА с двойным вращением, содержащих жидкостные ракетные двигатели, на пассивных участках их орбитального движения.

Работа выполнена при помощи Российского фонда фундаментальных исследований (грант № 06-08-00325) и программы Президента Российской Федерации по поддержке молодых российских ученых и ведущих научных школ (МК-4707.2006.8).

#### Список литературы

1. Черноусько Ф.Л. Движение твердого тела с полостями, содержащими вязкую жидкость. М.: Изд. ВЦ АН СССР, 1968.
2. Виттенбург Й. Динамика систем твердых тел. М.: Мир, 1977.
3. Моисеев Н.Н., Румянцев В.В. Динамика тела с полостями, содержащими жидкость. М.: Наука, 1965.
4. Рабинович Б.И. Математическая модель космического аппарата с полостью, частично заполненной жидкостью. Режим стационарного вращения // Общероссийский научно-технический журнал "Полет". 2003. № 8. С. 55–60.
5. Рабинович Б.И. Введение в динамику ракет-носителей космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1975.
6. Нариманов Г.С., Докучаев Л.В., Луковский И.А. Нелинейная динамика ЛА с жидкостью. М.: Машиностроение, 1977.
7. Асланов В.С., Дорошин А.В. Стабилизация спускаемого аппарата частичной закруткой при осуществлении неуправляемого спуска в атмосфере // Космические исследования. 2002. Т. 40. № 2. С. 193–200.



**ДАЙДЖЕСТ** ☼ **ДАЙДЖЕСТ** ☼ **ДАЙДЖЕСТ** ☼ **ДАЙДЖЕСТ** ☼ **ДАЙДЖЕСТ** ☼ **ДАЙДЖЕСТ**

**Первый пуск российской ракеты-носителя "Союз-СТ" с космодрома Куру во Французской Гвиане состоится в 2009 г.**

Глава Роскосмоса А.Н. Перминов сообщил, что первый космический запуск с помощью ракеты-носителя "Союз-СТ" с космодрома Куру во Французской Гвиане (Латинская Америка) состоится в 2009 г. Наземное оборудование уже осенью 2007 г. будет отправлено во Французскую Гвиану.

По мнению А.Н. Перминова, это символизирует дружбу России и Франции в космической области. Он напомнил, что в конце февраля 2007 г. в Гвианском космическом центре состоялась закладка камня с "гагаринской" стартовой площадки в фундамент нового французского стартового комплекса, который строится для обеспечения пусков отечественной ракеты-носителя "Союз-СТ".

А.Н. Перминов отметил, что в 2006 г. Россия стала лидером по числу пусков ракет-носителей со своих космодромов. Их доля составила около 40 % мирового годового объема пусков. На околоземные орбиты всего в мире было выведено 94 новых спутника, в том числе российских – 16. В настоящее время в космосе работают около 950 космических аппаратов, из них более 450 – американских. По его словам, сегодня Россия играет ключевую роль в обеспечении функционирования МКС, доставке на нее экипажей и грузов. Принятые решения по развитию российского сегмента МКС позволят через несколько лет превратить станцию в орбитальный научно-производственный комплекс.

А.Н. Перминов заявил: "Мы готовы к конструктивному взаимовыгодному сотрудничеству в космосе, к координации и интеграции программ, к корректировке планов развития пилотируемой космонавтики с участием Европейского космического агентства. Российскую пилотируемую транспортную космическую систему нового поколения планируется создавать в рамках широкой международной кооперации".

Вестник Интерфакс – АВН № 26 (301), 2007 г.



**КУЛИКОВ**  
Геннадий Григорьевич –  
заведующий кафедрой  
УГАТУ, профессор, доктор  
техн. наук



**АЛИМБЕКОВ**  
Роберт Ибрагимович –  
директор НИИ технических  
систем "Пилот", кандидат  
техн. наук



**КОТЕНКО**  
Павел Степанович –  
доцент УГАТУ, кандидат  
техн. наук



**АЛИМБЕКОВ**  
Азат Лиерович –  
аспирант УГАТУ

## Метод повышения точности и надежности измерительных систем

**Г.Г. Куликов, Р.И. Алимбеков, П.С. Котенко,  
А.А. Алимбеков**

*Рассматривается проблема повышения точности и надежности навигационных датчиков, а также повышения отказоустойчивости навигационной судовой системы. Для решения данной проблемы разработаны алгоритмы на основе структурной избыточности и применения адаптивной фильтрации. Сравниваются технические решения в различных областях применения навигации.*

**G.G. Kulikov, R.I. Alimbekov, P.S. Kotenko, A.L. Alimbekov. Method Of Improving Instrumentation Accuracy & Reliability**

*The article gives an account of methods to improve accuracy and reliability parameters of navigation sensors, and increase fail safety of vehicle navigation systems. Furthermore it offers dedicated algorithms, based on structure redundancy and adaptive filtration, and compares solutions introduced in various-purpose navigation systems.*

**Н**авигационная система (НС) любого транспортного средства должна обеспечивать перемещение по заданным пространственно-временным траекториям, непрерывно определяя текущие координаты местоположения и выдерживая временной график движения.

Параметры навигации для разных объектов различны. Для наземного транспорта точность определения координат не имеет существенного значения, так как движение автомобильного и железнодорожного транспорта производится по трассам, привязанным непосредственно к наземным объектам. Здесь важно соблюдение расписания, а следовательно, точности движения в продольной плоскости (выдерживание временного графика пути).

Для самолетовождения и навигации морских судов параметры их движения в горизонтальной и продольной плоскости взаимосвязаны и являются определяющими.

Жесткие условия по временному и пространственному эшелонированию в авиации обусловлены прежде всего высокой скоростью движения воздушных судов, а значит, минимальным временем для осуществления действий, необходимых для предотвращения столкновений. Напротив, движение морских (речных) судов характеризуется относительно низкой скоростью, что объясняет отсутствие жесткого эшелонирования.

Сравним требования по навигации, рекомендуемые ИКАО для авиации и ИМО для судовождения:

	ИКАО	ИМО
Погрешность местоопределения, км:		
на основном участке маршрута	9,9...1,1	6,4
на конечном участке маршрута	1,8	–
Погрешность местоопределения		
при посадке или в порту	18...0,3	10
Точность прибытия в конечный пункт маршрута, с	±30	–
Максимальное время между определениями координат, с:		
при ручном управлении	Непрерывное числение координат	10
при автоматическом управлении	Непрерывное числение координат	2

Видно, что оптимизация самолетовождения по сравнению с судовождением проходит более успешно. В авиастроении широко внедрены системы оптимизации режимов полета и в значительной степени разработаны методы контроля и резервирования навигационных параметров.

Особенности оптимизации судовождения связаны с тем, что движение судов осуществляется на большие расстояния часто при отсутствии наземных или иных видимых ориентиров, а рейс судна может длиться несколько месяцев. В настоящее время достаточно точных долгосрочных прогнозов погоды не существует. Кроме того, судно может находиться в автономном плавании. Разработанными областями в судовождении являются автоматизация картографии, управления двигателями и рулями. Оптимизации движения не уделялось достаточного внимания.

К понятиям надежности и отказоустойчивости навигационной системы следует отнести:

- разнородность резервирования по физическому принципу работы навигационных средств;

- повышение степени контроля целостности навигационных данных;

- уменьшение влияния одиночных отказов навигационных приборов.

Таким образом, необходимо разработать алгоритмы обработки информации, позволяющие повысить надежность, точность и достоверность навигационных данных.

Исследования проводились при помощи методов математического моделирования, на сертифицированных стендах качки и на судах рыболовного флота [1].

Состав электронного оборудования на современных судах регламентируется требованиями Российского морского и речного регистров судоходства. Они в свою очередь базируются на правилах судоходства, которые установлены Международной морской организацией (ИМО). Состав и номенклатура оборудования зависят от класса судна (река, озеро, море), района плавания (ограниченный, неограниченный), водоизмещения и назначения судна (к оборудованию пассажирских судов предъявляются более жесткие требования).

Для коррекции численных координат и обеспечения непрерывности отсчета используется спутниковая система навигации (долгота и широта места, путевая скорость, путевой угол). Она же при определенных условиях может обеспечивать систему разнородного резервирования навигационных параметров и счисления пути.

При необходимости могут также использоваться радионавигационные системы ближней, дальней или сверхдальней навигации VOR/DME, Loran-A, Loran-C, Omega (азимут, дальность или долгота и широта места). Они, как правило, выполняют функции позиционных корректоров.

В качестве средства отображения информации используются:

- электронная картографическая система (визуальное отображение на карте текущего положения судна в акватории, магнитное склонение);

- картографический планшет.

Одним из важнейших условий для проектирования перспективной навигационной судовой системы является ее минимальная стоимость. Это означает, что следует максимально использовать установленное на судне базовое оборудование.

Человек является частью системы управления, а также осуществляет управление работой системы автоматизированного управления движением.

Таким образом, можно сформулировать основные задачи, которые необходимо решить в процессе проектирования судовой навигационной системы:

- повышение точности судовождения в горизонтальной и продольной плоскостях;

- обеспечение автоматизации судовождения;

- обеспечение оптимизации экономии топлива за счет более точного определения предполагаемого времени прибытия;

- повышение отказоустойчивости;

- обеспечение оптимального режима работы в случае отказов;

- исключение использования недостоверных данных.

Обеспечение непрерывности счисления координат места – это необходимое условие для выработки сигналов управления рулями и силовой установкой.

Как известно, гарантированную непрерывность счисления можно обеспечить, используя инерциальную навигационную систему (ИНС). К ее достоинствам следует отнести полную автономность. Кроме того, она позволяет определить линейные и угловые ускорения при движении судна.

Современные ИНС способны обеспечить погрешность определения долготы и широты в пределах одной морской мили на час пути. Эта точность недостаточна, учитывая большие продолжительности рейсов. Поэтому необходимо периодически использовать позиционную и скоростную коррекцию.

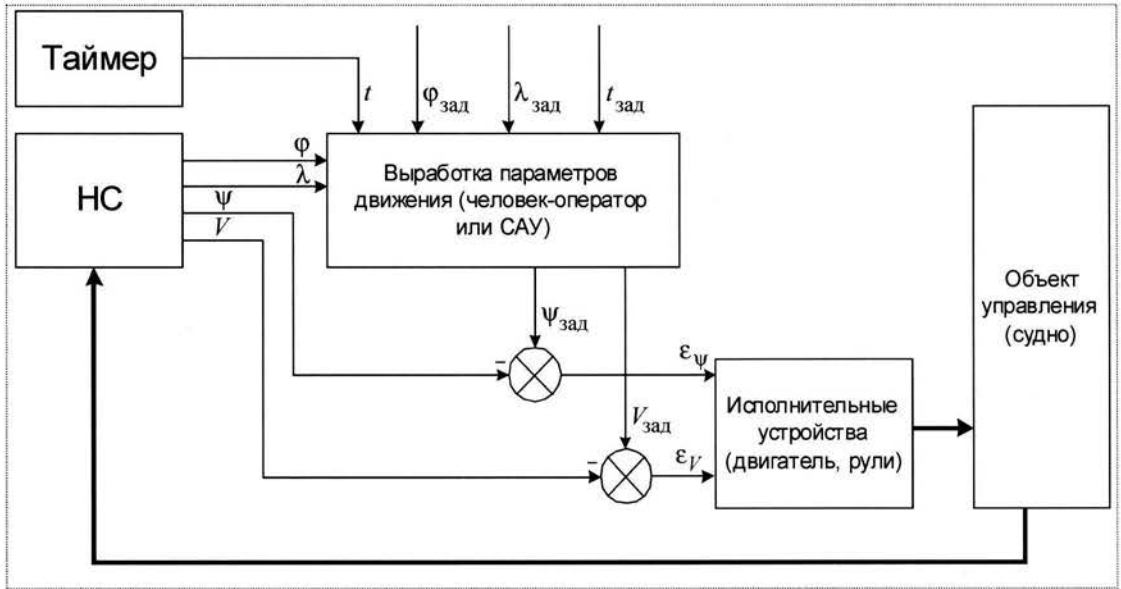
Позиционная коррекция может проводиться по известным визуальным ориентирам, при помощи астронавигационных измерений или при использовании спутниковой СНС и радионавигационной системы. Скоростная коррекция проводится с использованием показаний лагов.

К недостаткам ИНС прежде всего относится высокая цена. ИНС, как правило, устанавливается на военные суда в целях использования определяемых значений ускорения в системах управления вооружением.

Таким образом, для решения поставленных задач наиболее эффективным средством является повыше-



Рис. 1. Схема управления судном на основе навигационных данных



ние точности базовой системы счисления пути с помощью цифровой обработки навигационных данных и использования сглаживающей фильтрации [2–4].

Схема управления судном на основе навигационных данных представлена на рис. 1.

Реальные параметры движения формируются навигационной системой и поступают в блок выработки параметров движения. Он выдает требуемый курс и скорость движения судна исходя из текущих и заданных географических координат и времени. Рассогласование поступает на исполнительные устройства, которые изменяют параметры движения судна и, следовательно, навигационные данные.

Для решения задачи исключения из дальнейшей обработки недостоверных навигационных данных введена подсистема контроля целостности данных.

Рассмотрим цифровую обработку в канале курса.

Интегральная погрешность современных магнитных компасов складывается из следующих погрешностей:

- нескомпенсированной в результате калибровки погрешности датчика и счетно-решающей схемы;

- погрешности, вызванной остаточной четвертой и полукруговой девиацией [5];

- погрешности, возникающей вследствие качки судна [1, 6, 7].

Погрешность, вызванную неидеальностью датчика магнитного поля и счетно-решающей схемы, можно свести к нулю путем нахождения кусочно-линейной корректирующей функции при заводской калибровке до некоторого значения в лаборатории. Это значение регламентируется требованиями нормативных доку-

ментов и у современных магнитных компасов не превышает 1°.

Остаточная девиация определяется с точностью до 0,1°. Таблица отклонений вносится в память устройства дистанционной передачи курса (УДПК) и они автоматически учитываются при вычислении и передаче курса.

Погрешность, связанная с качкой судна, подразделяется на две составляющие:

- нескомпенсированная креновая девиация;
- погрешность, вызванная отклонением феррозондов от горизонтального положения.

Креновая девиация компенсируется при помощи специального компенсатора в нактоузе, однако со сменой широты (а значит, горизонтальной составляющей индукции магнитного поля) она возникает вновь. Ее можно определить по формуле [7]:

$$\delta = \frac{R - eZ + kZ}{\lambda H} \theta \cos \psi, \quad (1)$$

где  $H$  – индукция магнитного поля Земли;  $\lambda$  – безразмерный коэффициент, который показывает, насколько направляющая сила  $\lambda H$  (на судне) уменьшена из-за влияния судового железа по сравнению с аналогичной силой  $H$  вне судна;  $\psi$  – магнитный курс судна;  $\theta$  – угол поперечного крена судна.

Величина  $\delta$  достигает значительных величин: 2...3° на один градус крена [7]. Следовательно, при крене 8...10° креновая девиация может составлять 15...20°.

Вопросу уменьшения погрешности, вызванной качкой, не уделялось достаточного внимания. Известен метод компенсации погрешности качки [2], в котором в феррозондовый датчик предлагается встроить

акселерометр для измерения проекции гравитационного поля на вертикальную ось датчика, обеспечив тем самым ввод информации о крене судна в вычислитель УДПК. Однако сделать это технически сложно из-за ограниченности объема датчика.

В работе [3] изложен метод компенсации погрешностей путем физической стабилизации магнитного датчика при помощи курсовертикали. Метод чрезвычайно громоздкий, что значительно снижает его надежность.

Как показано в [1], погрешность курса, вызванная непараллельностью плоскостей карданова подвеса и плоскости горизонта, определяется выражением

$$\gamma = \arcsin [\sin \alpha_k \sin \theta_k], \quad (2)$$

где  $\alpha_k$  — угол поворота плоскости карданова подвеса относительно плоскости горизонта (ПГ) в килевой плоскости;  $\theta_k$  — угол поворота плоскости карданова подвеса относительно ПГ в плоскости бортовой качки.

В данной статье предлагается использовать информацию от судового кренометра для получения мгновенного значения крена. При этом нет необходимости устанавливать дополнительные приборы или датчики, а для компенсации указанной погрешности предлагается ввести в устройство дистанционной передачи курса микроконтроллер для обеспечения оптимальной фильтрации погрешности в канале магнитного курса по специальному алгоритму.

Основная цель синтеза алгоритма оптимальной фильтрации для УДПК — получение алгоритма фильтрации, который способствует повышению точности измерений вследствие оценки и учета крена и дифференциала, а также обеспечивает подавление высокочастотных составляющих помех измерительной схемы.

Этим требованиям отвечает рекурсивный цифровой фильтр с настройкой коэффициентов по методу Уидроу—Хоффа. В аналитическом виде этот фильтр можно представить формулой

$$y_k = \sum_{j=0}^{N-1} a_{j,k}^* x_{j-k}. \quad (3)$$

Уравнения настройки коэффициентов фильтра (3) будут выглядеть следующим образом:

$$a_{j,k}^* = a_{j,k-1}^* + 2\mu e_k x_{j-k}; \quad (4)$$

$$e_k = d_k - y_k, \quad (5)$$

где  $e_k$  — сигнал ошибки между сигналом на опорном входе и его оценкой на выходе фильтра;  $k$  — номер итерации;  $N$  — длина импульсной характеристики или число коэффициентов фильтра;  $a_k$  — вектор длины  $N$  коэффициентов фильтра на  $k$ -й итерации;  $\mu > 0$  — ко-

эффициент адаптации, определяющий качество процесса фильтрации и скорость сходимости итерационного процесса к этому решению.

Независимо от начального значения вектора коэффициентов фильтра, которое может быть произвольным, алгоритм сходится и остается устойчивым до тех пор, пока параметр  $\mu$  удовлетворяет условию

$$1/I_{\max} > \mu > 0, \quad (6)$$

где  $I_{\max}$  — максимум значения автокорреляционной матрицы входных сигналов.

На рис. 2 показаны результаты экспериментов по измерению погрешности, вызываемой качкой на судне.

Рассмотрим фильтрацию в канале скорости. Лаги по типу датчика можно подразделить на гидродинамические, гидравлические, индукционные, доплеровские.

В данной статье предлагается использовать математическую обработку сигнала индукционного лага в целях уменьшения погрешности его показаний.

Источниками погрешностей индукционного лага являются:

погрешность счетно-решающей и измерительной схемы;

нелинейная погрешность, связанная с особенностями обтекания датчика лага на конкретном типе судна;

погрешность, вызванная непостоянством проводимости воды в акватории плавания судна.

Погрешность первого типа при помощи тарировки нивелируется почти полностью. Погрешность второго типа корректируется при помощи специального алгоритма нелинейной тарировки после прогона судна на мерной линии на разных скоростях. Этот алгоритм реализует мультипликативную нелинейную корректирующую функцию.

Вопросу уменьшения погрешности индукционного лага, вызванной изменением проводимости воды, не уделялось достаточно внимания. Как известно, проводимость воды определяется ее соленостью, которая меняется от 0,1‰ в реках до 39‰ в некоторых морях.

Для учета этой погрешности в лаг предлагается встроить контроллер, который периодически будет выполнять (при помощи тех же контактов, с которых снимается сигнал скорости) измерение проводимости воды. Кроме того, он будет проводить коррекцию коэффициента, который учитывает изменение проводимости.

Вычисление скорости будет производиться по следующему уравнению:

$$V = (U - U_0) CNl \frac{1}{S},$$

Рис. 2. Погрешность показаний компаса

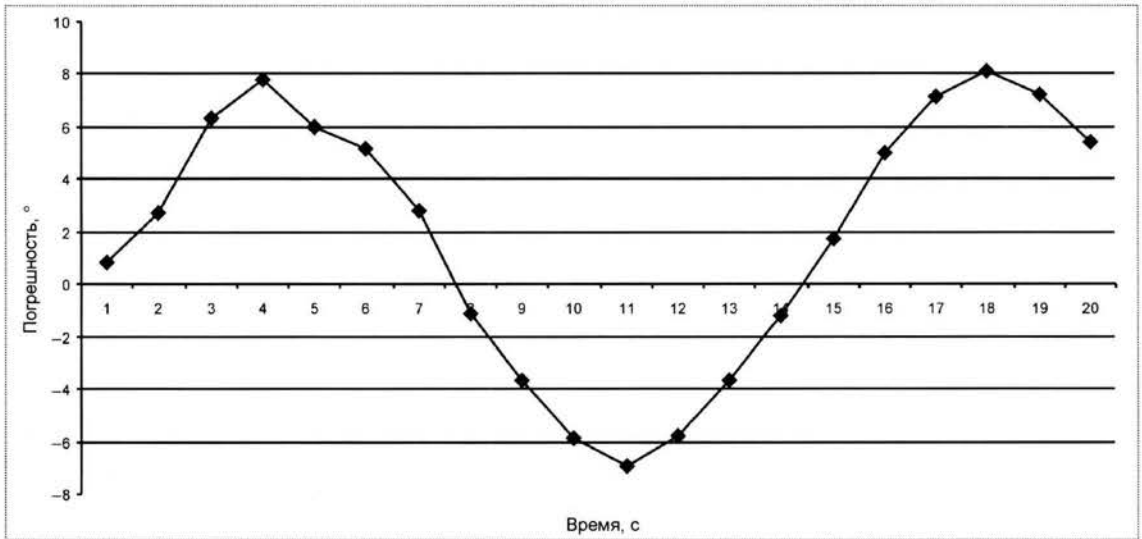
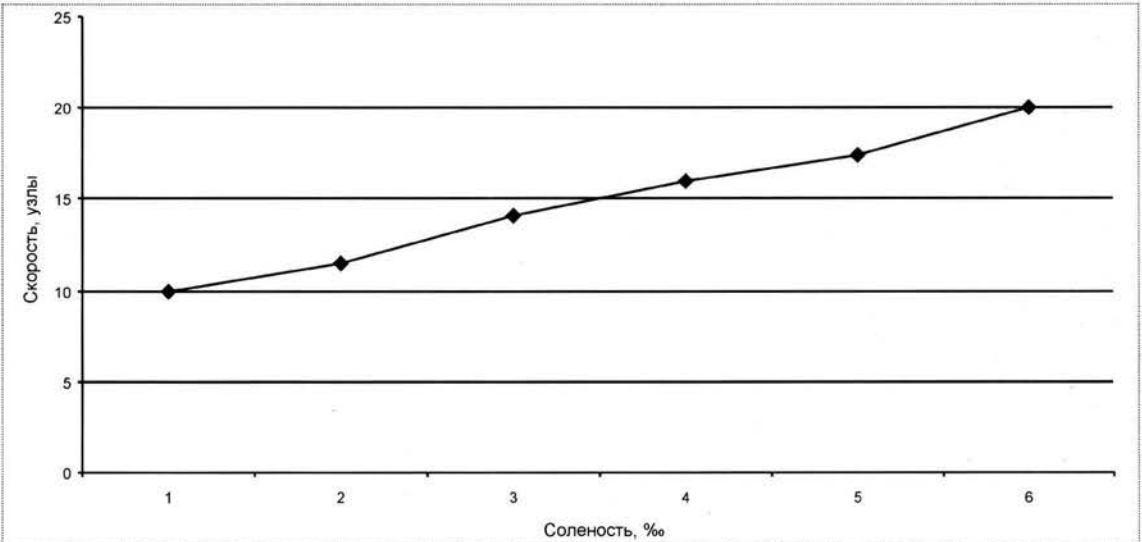


Рис. 3. Погрешность показаний лага



где  $V$  – скорость судна;  $U$  – разность потенциалов на контактах датчика лага;  $U_0$  – напряжение, соответствующее нулю усилительной схемы;  $C$  – линейный коэффициент преобразования напряжения в скорость;  $Nl$  – нелинейный коэффициент, который вычисляется из функции, получаемой при тарировке лага на судне;  $S = G/G_0$  – коэффициент, учитывающий проводимость воды;  $G$  – текущее значение проводимости воды;  $G_0$  – значение проводимости воды, которое было зафиксировано при операции тарировки.

На рис. 3 показаны результаты экспериментов на проливочном стенде. Установлено, что погрешность показаний лага линейно зависит от солености воды.

**Список литературы**

1. Ривкин С.С. Стабилизация измерительных устройств на качающемся основании. М.: Наука, 1978. 180 с.

2. Литовченко Я.А. Электронный компас "Енисей". Заявка на изобретение 96123609/28, РФ, МКИ G 01C 17/00, заявлено 10.12.1996, опубл. 10.02.1999.

3. Проскуряков Г.М., Мусатов В.Ю. Устройство для уточнения показаний магнитного компаса. Заявка на изобретение 96101662/28, РФ, МКИ G 01C 17/38, заявлено 30.01.1996, опубл. 10.04.1998.

4. Алимбеков А.Л., Шулаков А.С. и др. Устройство измерения относительной скорости судна: Пат. 2249825, РФ, МКИ G 01P 5/08 № 2003127315, заявлено 08.09.2003, опубл. 10.04.2005. Бюл. № 10.

5. Воронов В.В., Григорьев Н.Н., Яловенко А.В. Магнитные компасы. Теория, конструкция, девиационные работы. СПб: ЭЛмор, 2004. 82 с.

6. Кардашинский-Брауде Л.А. Морской магнитный компас России на рубеже тысячелетий. СПб.: Изд. ОАО "Штурманские приборы", 2006. 140 с.

7. Хлюстин Б.П. Девиация магнитного компаса. Л.: Гострансиздат, 1935. 224 с.



# Интеллектуальная система для анализа вероятностных характеристик случайных процессов

**Н.А. Заико**

*Представленная в статье теория точности относится к фундаментальным проблемам измерений. Она основывается на комплексном подходе к определению погрешностей, позволяющем во взаимосвязи учесть основные факторы, влияющие на точность измерений. На базе данного подхода была реализована интеллектуальная измерительная система (ИНИС), в рамках которой используются традиционные и оригинальные алгоритмы измерения вероятностных характеристик случайных процессов.*

**N.A. Zaiko. Intellectual System For Probability Assessment Of Stochastic Processes**

*The precision theory under discussion is generally referred to as one of the fundamental measurement problems. The theory is based on the comprehensive approach to error determination, which takes into account main factors affecting measurement accuracy.*

*Based on the approach, the Intellectual Measurement System has been developed to apply traditional and brand-new algorithms to assess probability of stochastic processes.*

Осознание необходимости всеобщей компьютеризации измерений послужило толчком к развитию функциональных возможностей измерительных средств, что привело к необходимости пересмотра принципов организации их работы и созданию интеллектуальных измерительных систем (ИНИС) нового поколения. Сегодня одним из основополагающих направлений развития систем сбора, обработки информации и управления является их интеллектуализация, т.е. придание им способности определения своего целесообразного поведения (алгоритма функционирования) в зависимости от изменяющихся условий их работы (текущих задач измерения и управления, входных воздействий, внутреннего состояния и имеющихся ресурсов) и требуемой точности измерений. Базисом для построения интеллектуальных систем является теория искусственного интеллекта. Решаемые этими системами задачи имеют очевидную специфику, определяемую измерительными и метрологическими аспектами проблемы, которые в полной мере не учитываются. Поэтому вопросы интеллектуализации измерительных систем представляют все больший интерес. Возникает необходимость в более четком определении концепции ИНИС требуемой точности, что позволило бы с единых позиций взглянуть на интеллектуализацию измерительной техники [1].

В данной работе рассматривается разработка и исследование ИНИС требуемой точности для анализа вероятностных характеристик случайных процессов и выдача рекомендаций для их реализации.

При создании системы необходимо решить следующие задачи:

- разработка информационного обеспечения – базы данных измерений и базы знаний алгоритмов обработки измерений;
- разработка математического обеспечения, реализующего численные методы;
- разработка программного обеспечения, способного реализовать математическое обеспечение и обеспечить интеллектуальный интерфейс с пользователем.



**ЗАИКО**  
Наталья Александровна –  
аспирант Уфимского  
государственного  
авиационного  
технического  
университета

В качестве методики решения сформулированных задач предполагается использовать комплексный подход к определению погрешностей ИнИС, идея которого заключается в том, чтобы рассматривать погрешность измерений как единое и неделимое целое, трансформирующееся при изменении режимов измерений, условий эксплуатации и других факторов. При этом учитываются основные факторы, влияющие на точность статистических измерений: погрешности отсчетов, алгоритмы восстановления сигналов между отсчетами, шаги дискретизации, объемы выборки и длина реализации. Комплексный подход согласуется с экспериментальным методом и имитационным моделированием. В рамках данного подхода используются различные алгоритмы измерения вероятностных характеристик случайных процессов.

*Применение эргодического свойства для измерения плотностей вероятностей случайных процессов.* Для случайных эргодических процессов оценки одномерной  $\langle \bar{\omega}_1 [X] \rangle$  и двумерной  $\langle \bar{\omega}_2 [X', X''] \rangle$  плотностей вероятностей равны [2]:

$$\langle \bar{\omega}_1 [X] \rangle = \frac{1}{T} \int_0^T \bar{\omega}_1 [X | \langle x(t) \rangle] dt, \quad (1)$$

$$\langle \bar{\omega}_2 [X', X''] \rangle = \frac{1}{T - |t'' - t'|} \int_0^{T - |t'' - t'|} \bar{\omega}_2 [X', X'' | \langle x(t) \rangle] dt, \quad (2)$$

где  $\langle x(t) \rangle$  – измеренная аналоговым способом оценка реализации случайного процесса, а  $T$  – ее длительность.

При цифровых измерениях с равномерным шагом дискретизации  $T_0 = t_{i+1} - t_i$ , где  $i$  – номер показания, экстраполяции сигнала  $x(t)$  по одному предыдущему показанию  $x_i$ , выражения (1) и (2) принимают вид [3]:

$$\langle \bar{\omega}_1 [X] \rangle = \frac{1}{nT_0} \sum_{i=1}^n \int_{t_i}^{t_{i+1}} \bar{\omega}_1 [X | x_i] dt, \quad (3)$$

$$\langle \bar{\omega}_2 [X', X''] \rangle = \frac{1}{(n-\mu)T_0} \sum_{i=1}^{n-\mu} \int_{t_i}^{t_{i+\mu}} \bar{\omega}_2 [X', X'' | x_i] dt, \quad (4)$$

где  $\bar{\omega}_1 [X | x_i]$  и  $\bar{\omega}_2 [X', X'' | x_i]$  – одномерная и двумерная плотности вероятности сигнала в моменты времени  $t$ ,  $t'$  и  $t''$  при условии, что на интервале  $t_i \leq t \leq t_{i+1}$  он экстраполирован по показанию  $x_i$ ;  $\mu = |t'' - t'|/T_0 = 1, 2, \dots, (n - 1)$ ;  $n$  – число показаний реализации  $x(t)$ .

*Измерение моментных характеристик случайных процессов.* По определению, оценки математического ожидания  $\langle m \rangle$ , дисперсии  $\langle \sigma^2 \rangle$  и корреляционной функции  $\langle R(t'' - t') \rangle$  находятся как моменты оценок (3), (4) и равны [4]:

$$\langle m \rangle = \int_{-\infty}^{+\infty} X \langle \bar{\omega}_1 [X] \rangle dX = \frac{1}{nT_0} \sum_{i=1}^n \int_{t_i}^{t_{i+1}} m(t | x_i) dt;$$

$$\begin{aligned} \langle \sigma^2 \rangle &= \int_{-\infty}^{+\infty} (X - m)^2 \langle \bar{\omega}_1 [X] \rangle dX = \\ &= \frac{1}{nT_0} \sum_{i=1}^n \int_{t_i}^{t_{i+1}} \langle [m(t | x_i) - m]^2 + \sigma^2(t | x_i) \rangle dt; \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \langle R(t'' - t') \rangle &= \int_{-\infty}^{+\infty} \int_{-\infty}^{+\infty} (X' - m)(X'' - m) \langle \bar{\omega}_2 [X', X''] \rangle dX' dX'' = \\ &= \langle R(\mu T_0 + \lambda) \rangle = \frac{1}{(n - \mu - 1)T_0} \sum_{i=1}^{n-\mu-1} \left\{ \int_{t_i}^{t_{i+1}} \langle [m(t' | x_i) - \right. \\ &\quad \left. - m][m(t'' | x_{i+\mu}) - m] + R(t', t'' | x_i, x_{i+\mu}) \rangle dt + \right. \\ &\quad \left. + \int_{t_{i-1}}^{t_i} \langle [m(t' | x_i) - m][m(t'' | x_{i+\mu+1}) - m] + R(t', t'' | x_i, x_{i+\mu+1}) \rangle dt \right\}, \end{aligned}$$

где  $m(t | x_i)$  и  $\sigma^2(t | x_i)$  – условные математическое ожидание и дисперсия сигнала на интервале  $t_i \leq t \leq t_{i+1}$ ;  $R(t', t'' | \bullet)$  – условная корреляционная функция сигнала на интервалах  $t_i \leq t' \leq t_{i+1}$  и  $t_{i+\mu} \leq t'' \leq t_{i+\mu+1}$ ;  $\lambda = |t'' - t'| - \mu T_0$ ,  $0 \leq \lambda \leq T_0$ .

*Характеристики сигналов и их погрешности.* Оценки математического ожидания  $\langle m \rangle$ , дисперсии  $\langle \sigma^2 \rangle$  и корреляционной функции  $\langle R(\mu T_0 + \lambda) \rangle$ , а также характеристики их погрешностей в рамках выбранной модели сигнала для случая  $\mu \ll n$  равны:

$$\langle m \rangle = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n x_i; m_{\delta m} = \langle m \rangle - m; \sigma_{\delta m}^2 = \frac{\sigma_{\delta}^2}{n};$$

$$\langle \sigma^2 \rangle = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n (x_i - m)^2 + \sigma_{\delta}^2;$$

$$m_{\delta \sigma}^2 = \langle \sigma^2 \rangle - \sigma^2; \sigma_{\delta \sigma}^2 = \frac{4\sigma_{\delta}^2}{n} \left[ \langle \sigma^2 \rangle + \frac{\sigma_{\delta}^2}{5} \right];$$

$$\langle R(\mu T_0 + \lambda) \rangle = \frac{T_0 - \lambda}{T_0} \langle R(\mu T_0) \rangle + \frac{\lambda}{T_0} \langle R((\mu + 1)T_0) \rangle;$$

$$m_{\delta R}(\mu T_0 + \lambda) = \langle R(\mu T_0 + \lambda) \rangle - R(\mu T_0 + \lambda);$$

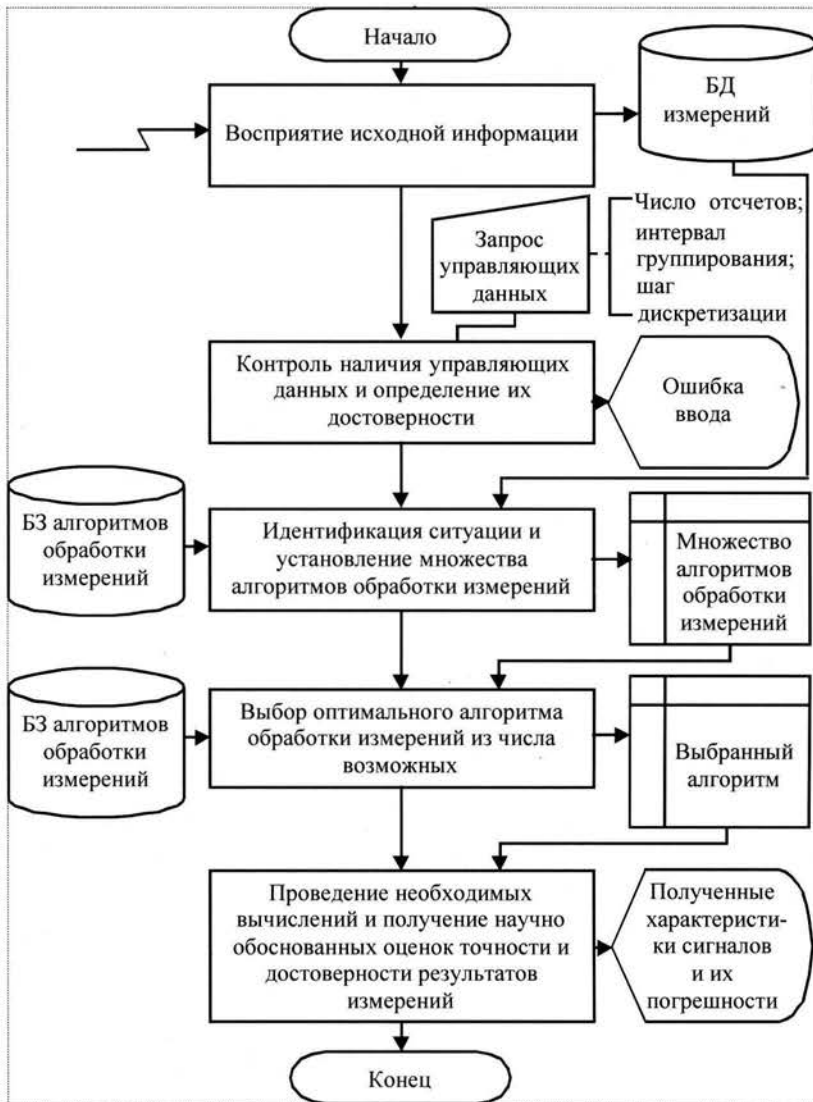


Рис. 1. Схема работы интеллектуальной измерительной системы

$$\sigma_{\delta R}^2(\mu T_0) = \frac{2\sigma_{\delta}^2}{n-\mu} \left[ \langle \sigma^2 \rangle + \langle R(2\mu T_0) \rangle + \frac{\sigma_{\delta}^2}{5} \right],$$

$$\text{где } \langle R(kT_0) \rangle = \frac{1}{n-k-1} \sum_{i=1}^{n-k-1} (x_i - m)(x_{i+k} - m); k = \mu, \mu + 1, \\ 2\mu, \mu'' - \mu'.$$

При комплексном подходе расширяется определение эргодических случайных процессов и получаются алгоритмы измерения плотностей распределения вероятностей с оценкой их погрешностей. Из них можно получить алгоритмы измерения характеристических функций, статистические характеристики случайных процессов и выражения для вычисления их погрешностей.

На базе рассмотренного комплексного подхода к определению погрешностей статистических измерений была реализована интеллектуальная измерительная система (ИИС).

В соответствии с принципами функционирования интеллектуальных ЭВМ и экспертных систем, схема работы ИИС состоит из пяти этапов (рис. 1). На первом этапе ИИС по каналу связи воспринимает данные измерений, а также информацию о характере измерительной задачи, об объектах и условиях измерений, требуемой точности измерений, предъявляемых требованиях и наложенных ограничениях. Вид и характер этой информации должен обеспечивать возможность идентификации измерительной ситуации, определяемой свойствами объекта измерений, условиями измерений, предъяв-



Результат		
Метод		
	Классический	Комплексный
Математическое ожидание	2.7825	2.7825
Матем. ожидание погрешности	2.18435	2.18435
Дисперсия	31545.450362006	31510.4978266723
Матем. ожидание погрешности	5661.55149542838	2.18435
<input type="button" value="Назад"/>		<b>ОПТИМАЛЬНЫЙ МЕТОД: Комплексный</b>

Рис. 2. Таблица результатов измерений

ляемыми требованиями и наложенными ограничениями и установления множества алгоритмов обработки измерений, реализация которых возможна на основе входящих в ИНИС аппаратных и программных средств. Результатом этого этапа является создание базы данных (БД) измерений. На втором этапе осуществляется контроль наличия управляющих данных (числа отсчетов, шага дискретизации и интервала группирования) и определение их достоверности. В случае обнаружения недостоверных данных система оповещает об этом пользователя. На третьем этапе, в соответствии со схемой работы ИНИС, на основе имеющихся БД измерений и базы знаний (БЗ) алгоритмов обработки измерений выполняются идентификация ситуации и установление множества алгоритмов обработки измерений. Четвертый этап по схеме работы ИНИС заключается в выборе оптимального алгоритма обработки измерений из числа возможных с помощью БЗ алгоритмов обра-



Рис. 3. Структура интеллектуальной измерительной системы

ботки измерений. Поскольку правило выбора этого алгоритма неизбежно связано с установлением характеристик точности результатов измерений при использовании сравниваемых алгоритмов, измерительные знания должны включать в себя все сведения, необходимые для выполнения соответствующих процедур – расчетов, имитационного моделирования или их комбинаций. После выбора оптимального алгоритма обработки измерений выполняется заключительный этап работы ИНИС – проведение необходимых вычислений и получение научно обоснованных оценок точности и достоверности результатов измерений. В результате потребителю выводятся полученные характеристики сигналов с оценкой их погрешностей в виде сравнительных таблиц (рис. 2) и графиков [5].

Общепризнанно, что наиболее корректным и адекватным с позиций современной теории измерений

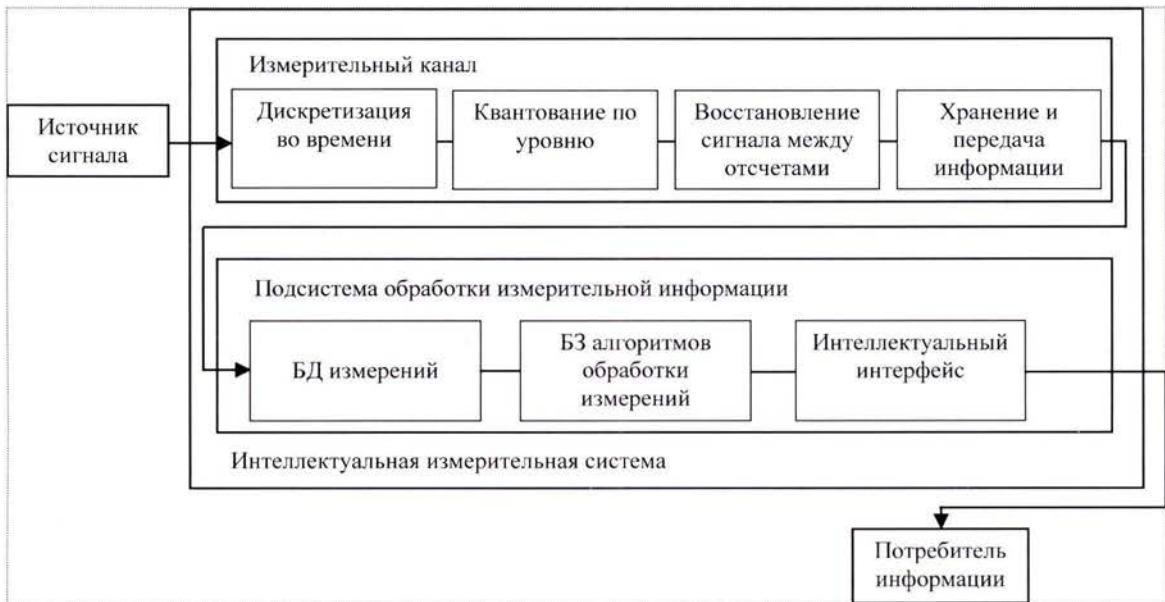


Рис. 4. Информационная модель интеллектуальной измерительной системы

является вероятностно-статистический подход к описанию как измеряемых величин, так и свойств самих систем измерений.

Для реализации описанной схемы работы ИНИС должна включать в свой состав следующие основные части, показанные на рис. 3. Исполнительную часть, реализующую выбранный оптимальный алгоритм обработки измерений. Базу данных измерений, содержащую отсчеты, полученные с датчиков по каналу связи, а также информацию о характере измерительной задачи, об объектах и условиях измерений, требуемой точности измерений, предъявляемых требованиях и наложенных ограничениях. Базу знаний, включающую в себя все возможные алгоритмы обработки измерений. Интеллектуальный интерфейс, содержащий все необходимое программное обеспечение для получения исходной информации, общения с пользователем при необходимости, использования знаний, обеспечения необходимой точности измерений, управления исполнительской частью и выдачи результатов обработки измерений. Как правило, исполнительная часть, БД измерений, БЗ алгоритмов обработки измерений и интеллектуальный интерфейс объединяются общей интерфейсной шиной.

Информационные процессы, протекающие в ИНИС, отражены в модели на рис. 4. Сигнал, несущий информацию о характере измерительной задачи, об объектах и условиях измерений, требуемой точности измерений, предъявляемых требованиях и наложенных ограничениях, после преобразований в удобную для обработки форму (дискретизации во времени, квантования по уровню, восстановления сигнала между отсчетами) запоминания и передачи в подсистему обработки измерительной информации (ПОИИ). Здесь на основе имеющихся БД измерений и БЗ алгоритмов обработки измерений при непосредственном участии ин-

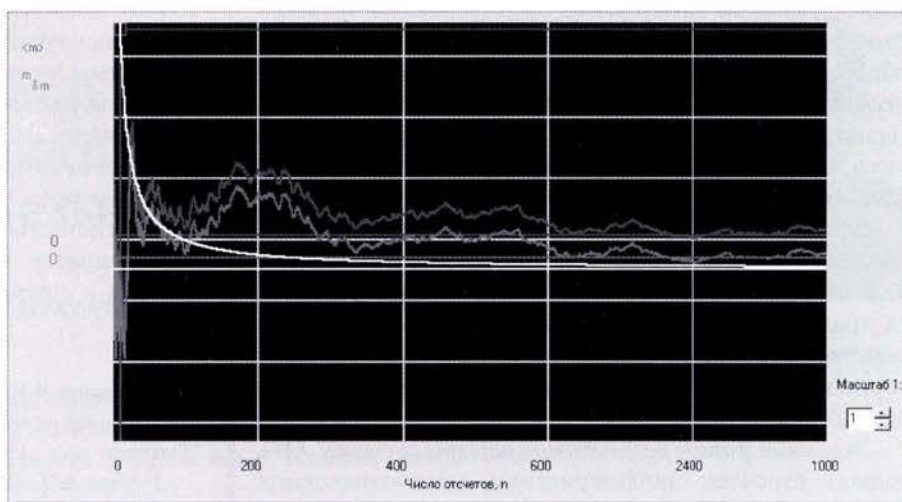


Рис. 5. Математическое ожидание и его характеристики погрешности

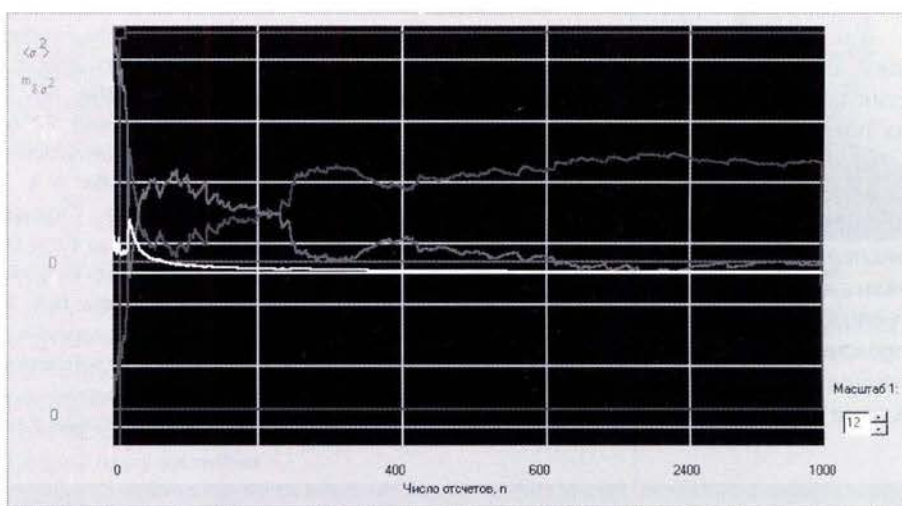


Рис. 6. Дисперсия и ее характеристики погрешности

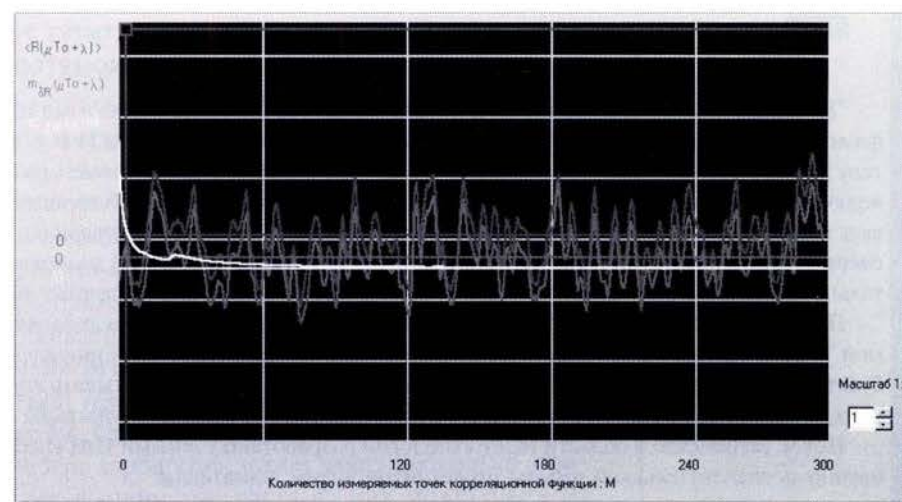


Рис. 7. Корреляционная функция и ее характеристики погрешности



теллектуального интерфейса осуществляется идентификация ситуации и выбор оптимального алгоритма обработки измерений, на основе которого проводятся необходимые вычисления, а затем полученные характеристики сигналов с оценкой их погрешностей выдаются потребителю информации. Дискретизацию во времени и квантование по уровню измерительной информации для представления ее в цифровой форме выполняет аналогово-цифровой преобразователь (АЦП). Задачи хранения измерительной информации решаются аналоговыми и цифровыми запоминающими устройствами. ПОИИ строится на основе микропроцессорных контроллеров, универсальных и специализированных ЭВМ.

*Экранные формы результатов работы системы.* Отдельно строятся характеристики математического ожидания (рис. 5), дисперсии (рис. 6) и корреляционной функции (рис. 7) с оценками их погрешностей: математического ожидания и дисперсии.

Таким образом, ИНИС позволяет выбрать наилучший алгоритм измерения вероятностных характеристик и сопровождает результаты измерений оценкой их погрешностей [6].

Это событие реализуется благодаря использованию комплексного подхода к определению погрешностей статистических измерений. Теоретический анализ и экспериментальная проверка этих результатов показали, что комплексный подход к определению погрешностей статистических измерений позволяет, прежде всего, получить научно обоснованные оценки точности и достоверности результатов измерений. Кроме того, он позволяет синтезировать быстрые и

точные алгоритмы измерения статистических характеристик случайных сигналов. Так, синтезированные алгоритмы позволяют при той же длительности реализации уменьшить погрешность измерения в 2...4 раза по сравнению с известными алгоритмами. И, наоборот, при неизменной точности измерений во столько же раз можно уменьшить длительность реализации. Разрабатываемая теория точности позволяет получить эффективные методы уменьшения погрешностей, анализа и синтеза современных ИНИС.

#### Список литературы

1. Романов В.Н., Соболев В.С., Цветков Э.И. Интеллектуальные средства измерений / под ред. Э.И. Цветкова // М.: РИЦ "Татьянин день", 1994. 280 с.
2. Заико А.И. Аналоговые измерения многомерных характеристик случайных процессов // Метрология. 1985. № 11. С. 3–6.
3. Zhitnikov V.P., Zaiko N.A. Determination of Methodical and Instrumental Errors of Statistical Measurements // Proc. of Second International Summer Scientific School "High Speed Hydrodynamics". Cheboksary. 2004. P. 281–285.
4. Zaiko A., Zaiko N. Accuracy of Statistic and Spectral Measurements // Proc. of XVII IMEKO World Congress "Metrology in the 3<sup>rd</sup> Millennium". Dubrovnik. TC8. 2003. P. 1275–1279.
5. Zaiko N.A. Intellectual Measuring System for Analysis of Probability Characteristics of Random Processes with Complex Approach to Error Definition // Workshop on Computer Science and Information Technologies (CSIT'2005). Vol. 2. Ufa. 2005. P. 27–29.
6. Заико Н.А. Интеллектуальная измерительная система для анализа случайных процессов с применением комплексного подхода к определению погрешностей // Материалы второй межвузовской научно-практич. конф. "Вузовская наука – России". Набережные Челны: КамПИ, 2005. Т. 1. С. 254–256.



ДАЙДЖЕСТ ☺ ДАЙДЖЕСТ ☺ ДАЙДЖЕСТ ☺ ДАЙДЖЕСТ ☺ ДАЙДЖЕСТ ☺ ДАЙДЖЕСТ

### Центральный аэрогидродинамический институт запатентовал новое устройство для получения наноматериалов

"Центральный аэрогидродинамический институт (ЦАГИ) разработал и запатентовал устройство для получения твердофазных наноструктурированных материалов", – сообщил директор ЦАГИ В.А. Каргопольцев. ЦАГИ получил первый патент по нанотехнологиям. По мнению В.А. Каргопольцева, это направление может привести в авиацию серьезные, революционные изменения. В области аэродинамики благодаря новому устройству появляется реальная перспектива создавать такие нанопокрывтия, которые помогут в несколько раз снизить тепловой нагрев поверхности космических аппаратов и сверхзвуковых самолетов. Кроме того, использование нанотехнологий позволит на треть снизить вес конструкции летательного аппарата (ЛА) благодаря получению более прочных и долговечных материалов.

По словам директора ЦАГИ, скорее всего, благодаря именно этим технологиям можно подойти к созданию так называемой "умной" конструкции. При помощи нанодатчиков, наномембран, установленных в различных точках конструкции ЛА, будет можно собирать информацию о ее поведении. ЭВМ будет обрабатывать эту информацию, сравнивать ее с моделью и, если обнаружит расхождения, выдавать рекомендации летчику, как влиять на ситуацию.

Новое устройство в области нанотехнологий разработано учеными ЦАГИ совместно с НПО "Сатурн" при проведении научно-исследовательской работы по детонационным двигателям.

Вестник Интерфакс – АВН № 25 (300), 2007 г.



УДК 629.7

## Человеческий фактор при использовании одного класса боевых беспилотных летательных аппаратов

Ю.Ф. Полушкин, О.С. Титков

*В статье рассмотрена роль человека-оператора при боевом применении одного из основных классов тяжелых боевых беспилотных летательных аппаратов (ББЛА) большой дальности и продолжительности полета со взлетом-посадкой по-самолетному. Показано, что применение подобных ББЛА может потребовать участия большого числа операторов с различными целевыми функциями, что такая эргатическая система требует организации интерактивной системы управления. Описывается задача гармонизации возможностей управляющей системы по отношению к числу одновременно (квазиодновременно) обслуживаемых (поражаемых) целей, приводятся различные формы участия оператора в управлении ББЛА, в том числе при телекомандном наведении. Дана оценка загрузки, вероятности безошибочной работы, необходимого времени для решения задачи оператором на наиболее ответственных и загруженных этапах работы.*

**Yu.F. Polushkin, O.S. Titkov. Human Factor In Combat Operations Of One Type Of UAVs**

*The article casts light on the role played by human operator in the employment of one of the main types of combat unmanned aerial vehicles, the long-range heavy combat UAV, taking off and landing like a standard fixed-wing aircraft. Such UAVs will require many operators, vested with various functions, and an interactive control system to control this complex ergatic system effectively. The article sets the main task to harmonize the capabilities of the control system with respect to the number of targets, acquired (or destroyed) simultaneously (or quasi-simultaneously). In doing so it presents patterns of how human operators may be involved in UAV control, including through the use of TV-command guidance, and assesses fatigue, error-free operation probability and the time requirement for an operator to accomplish the mission in the course of most important and fatigue-heavy operations.*

**В** последнее время в мире ведется разработка большого количества беспилотных летательных аппаратов (БЛА) различных классов, хотя о наличии общепринятой классификации говорить пока преждевременно. Многие авторы даже полагают, что шестое поколение авиационных военных летательных аппаратов будет беспилотным. Какой не была бы классификация, важное место в ней занимают БЛА тяжелого класса, способные нести боевую нагрузку большой массы, с большой дальностью и продолжительностью полета и взлетом-посадкой по-самолетному. К ним может быть отнесен, например американский "Предейтор-В" MQ-9.

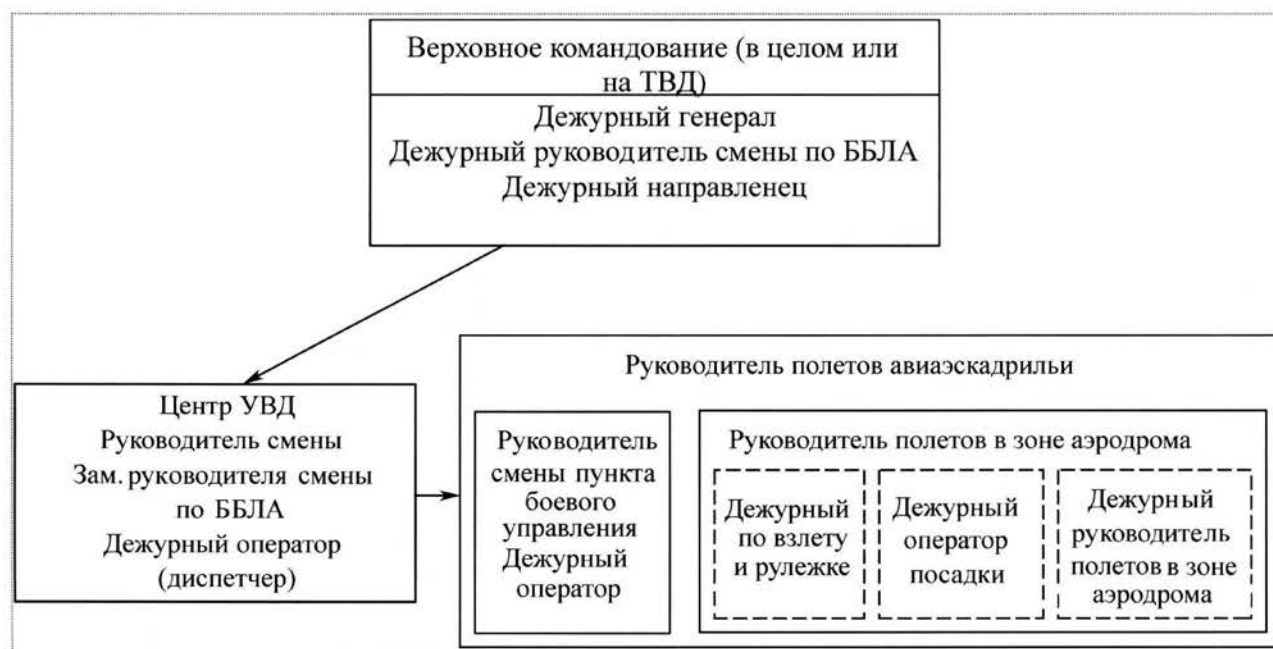
Летно-технические характеристики подобных боевых БЛА (ББЛА) приводят к необходимости привлечения информационно-командных средств Верховного командования на театре военных действий для принятия оперативных решений; региональных органов управления воздушным движением (УВД) для обеспечения безопасности полетов, в том числе при одновременном применении пилотируемых самолетов с учетом того, что оснащение беспилотной техники системами обеспечения нестолкновения типа TCAS не предусматривается. Система управления части, например отдельной авиаэскадрильи, базирующейся на аэродроме, может иметь несколько взаимосвязанных операторов с различными функциями, часть из них может быть на территории части и (или) базироваться на воздушном командном пункте.



**ПОЛУШКИН**  
Юрий Федорович —  
заместитель начальника  
отделения ФГУП РСК  
"МиГ", кандидат техн.  
наук



**ТИТКОВ**  
Олег Сергеевич —  
старший научный сотрудник  
ФГУП ГосНИИАС,  
доцент, кандидат техн.  
наук



Система операторов боевых беспилотных летательных аппаратов

В целом система операторов может иметь вид, представленный на рисунке. Из рассмотрения исключены традиционные для пилотируемой авиации ВВС операторы обзорных радиолокационных станций (РЛС), средств связи, технического обслуживания, тылового обеспечения.

Требования, предъявляемые к операторам, приведены в таблице.

Необходимо заметить, что часть операторов может находиться на воздушных командных пунктах, что требует дополнительной специальной их подготовки в качестве летно-подъемного состава.

Таблица

Тип деятельности	Задачи	Формирование	Форма обучения	Загрузка
Командир боевого расчета (верхнее командование)	Управление операторами; контроль их действий; дублирование действий оператора при необходимости; принятие решения в нештатной (неплановой) ситуации	Из операторов боевого управления	Как у оператора + участие в постановке задачи, тренажер	Высокая
Дежурный оператор	Контроль полета ББЛА; принятие (согласование) решения о конкретном боевом применении	Из летного состава или специально подготовленного	Тренажер	Высокая
Оператор УВД региона или части	Контроль местоположения ББЛА; обеспечение нестолкновения с пилотируемыми самолетами	Из летного состава, диспетчеры УВД	Тренажер	Умеренная
Оператор посадки	Контроль безопасности посадки	Летный состав или специально подготовленный	Тренажер	Высокая
Оператор старта	Контроль готовности; безопасность рулежки на старт и на взлет	Летный состав или специально подготовленный	Тренажер	Умеренная
Оператор эвакуации	Обеспечение безопасности при эвакуации	Специальная подготовка	Практические занятия	Умеренная

Из таблицы следует, что целесообразно сосредоточиться на изучении загрузки операторов боевого применения и посадки. В большинстве случаев за счет диспетчирования можно обеспечить последовательную посадку ББЛА, темп которой в основном будет определяться циклограммой действий эвакуационной машины и его боевого расчета. Поэтому в дальнейшем будем рассматривать действия только этих операторов. Особый интерес, но требующий специальных исследований, представляет одновременное управление и целераспределение при атаке групповой цели несколькими ББЛА.

Данная схема действий операторов характерна и для БЛА других классов.

Рассмотрим два подхода к деятельности оператора.

Первый, назовем его "классический", предполагает активное участие оператора командного пункта (КП) в работе с изображениями, переданными на дисплей КП от бортовых датчиков ББЛА. При этом оператор распознает цель, принимает решение об ее атаке. Сброс оружия может быть автоматическим, либо осуществлен оператором при совмещении прицельной марки с целью, как в случае неуправляемого оружия. Для управляемого или корректируемого оружия оператор осуществляет контроль захвата цели головкой самонаведения (ГСН), либо бортовым датчиком и нахождения цели в зоне возможных атак. Он также формирует команду "ПР" (пуск разрешен).

При необходимости, например в случае неуверенности распознавания цели, невозможности точного совмещения прицельной марки с целью может быть реализован повторный заход на цель. Для снижения рабочей нагрузки целесообразно использовать технологию АТР.

Второй подход, назовем его "американский", основан на автоматическом распознавании цели (технология АТР), принятии решения и выполнении атаки. За оператором остается функция "согласия" с решением автоматики при одновременном контроле ситуации. Можно априори предположить, что время на распознавание цели в автоматическом режиме будет меньше, чем у оператора в ручном, даже при использовании высокопроизводительной вычислительной техники. Поэтому с учетом возможностей "классического" метода в качестве резервного целесообразно выполнить его оценку при проведении летных испытаний и исследованиях на тренажерах [1]. При этом следует ориентироваться на имеющийся опыт использования телевизионно-командных систем наведения ракет и корректируемых бомб [2, 4].

Экспериментально установленное время, затрачиваемое оператором на распознавание цели на экране индикатора следующее:

до 20 с при работе с изображениями от бортовой радиолокационной станции (БРЛС) (режим САР с высоким разрешением для БРЛС трехсантиметрового диапазона при боковом обзоре, либо БРЛС миллиметрового диапазона с угловой разрешающей способностью  $\sim 3'$ ) при слабом контрасте изображения цели относительно фона  $K = 0,1...0,13$ ;

до 5 с в тех же условиях при контрасте цели  $K > 0,75$  и ее угловых размерах  $8...10'$ ;

до 3,5...4 с при работе с изображением от дневной или низкоуровневой телевизионной системы при площади цели  $S = 3...5 \text{ м}^2$ ;

до 5...6 с при работе с изображением от ИК-системы.

Приведенные оценки соответствуют уровню вероятности обнаружения целей опытным оператором  $P \approx 0,5$ . Помимо поиска цели и прицеливания оператор может решать задачи навигации (контроль точности полета при пролете заранее известных ориентиров) и ручных заходов на посадку. Он может, например при отказе приемника GPS, перейти на режим полета по ориентирам.

Кадр на экране дисплея может в общем случае формироваться как наложенным на изображение подстилающей поверхности от прицельных систем, или как дополнительная информация от пилотажно-навигационного комплекса ББЛА. Во втором случае на отдельном окне экрана на фоне карты местности представляется текущее положение ББЛА.

Кадр будет содержать информацию:  
значение высоты полета (текущей и заданной);  
дальность до точки прицеливания (ориентира);  
дальность до цели (после пролета ориентира);  
прицельное перекрытие (центр поля зрения бортового датчика);

подвижное прицельное перекрытие;  
метку углового положения строительных осей ББЛА относительно оптической оси бортового датчика;

выбор варианта отворота после пуска оружия;  
выбор режима наведения;  
сигнал переключения ширины поля зрения бортового датчика.

Критическими моментами для оператора являются:

управление линией визирования и полем зрения бортового датчика в момент его изменения;



обеспечение слежения за целью при дефиците времени;

выбор дальнейшей логики работы и режимов функционирования бортовых датчиков;

ограничения моторных возможностей руки при работе с органом управления;

сложность прогнозирования ситуации;

организация групповых действий.

Кроме того, возможны затруднения при коррекции курса ББЛА по ориентиру при дефиците времени на компенсацию пролета из-за накоплений ошибок навигации, особенно в случае позднего обнаружения ориентира, и при необходимости сканирования полем зрения бортового датчика ББЛА.

Этапы работы оператора включают: обнаружение цели на экране дисплея командного пункта, принятие решения, прицеливание и вывод в точку пуска оружия с минимизацией ошибок, совершение операций по пуску оружия и выводу из атаки, а также выбор нового режима, если это потребует.

Этапы обнаружения и распознавания относятся к категории творческих и носят эвристический характер. При их исследовании эффективны методы моделирования, исследования на летающих лабораториях и во время летных испытаний с набором соответствующей статистики, включая элементы прогнозирования.

Принятие решения производится оператором в рамках концептуальной модели "образа полета", сформированной на основе жизненного опыта и профессиональной подготовки. Особенностью его является безусловность к исполнению.

Время актуализации долговременной памяти при вызове из нее "образа полета" составляет в среднем 1,2 с при  $\sigma = 0,2$  с.

Время реакции на совершение акта принятия решения находится в диапазоне 0,1...0,35 с. В ряде случаев оно может быть большим, например в 1,2...1,5 раза при негативном влиянии на человека экстремальных факторов окружающих условий.

При оценке информационной загрузки учитываются возможности оперативной памяти оператора. Средний объем одновременно воспринимаемой информации ~8 бит при скорости приема ~10 бит/с.

При работе в контуре наведения оператор, выполняя функции основного звена следящей системы, сводит к нулю рассогласование прицельной марки и прицельного перекрестия. Здесь следует иметь в виду ограничения по пределу моторных возможностей руки (4...5 Гц) и вероятность срыва слежения, если запаздывание управляющих движений по отношению к обрабатываемому сигналу составляет более 1/6 периода сигнала.

Если оператор использует возможность прогнозирования и контроля ситуации, то срыв слежения может быть сдвинут в область частот 2...2,5 Гц (запаздывание не более 0,1 с).

При ступенчатом изменении контролируемого параметра, например при ступенчатом изменении поля зрения оптического датчика ББЛА, возможно появление больших ошибок, так как оператор должен переключаться на отработку ступенчатой составляющей, и потому общее время отработки сигнала возрастает. Опытный оператор, как правило, выбирает управление, минимизирующее время переходного процесса  $T$ . Время компенсации ошибки рассогласования (фактически время цикла слежения) определяется как  $T_{ц} = T + t_{оп} + T_{отвл}$ , где  $t_{оп}$  — время чистого запаздывания органов чувственного восприятия оператора;  $T_{отвл}$  — время "отвлечения", определяемое зоной нечувствительности  $\Delta$  и максимальной скоростью нарастания ошибки  $\dot{\varphi}_{ц\max} \cdot T_{отвл} \leq \Delta/\varphi_{ц\max} \approx (\varphi_0 - \gamma)/\varphi_{ц\max}$ , где  $\varphi_0$  — пороговое значение ошибки слежения;  $\gamma \approx 3'$  — острота зрения человека в условиях дискомфорта.

Эргономическая оценка алгоритмов телекомандного наведения проводится с использованием критериев стереотипности ( $K_{ст}$ ), логической сложности ( $K_{лс}$ ) и эмоциональной напряженности ( $K_{э}$ ) [2].

Первый критерий выражается как  $K_{ст} = \sum_{n=1}^k P_n^{(0)} X_n^{(0)}$ , где  $X_n^{(0)}$  — число последовательных элементарных действий в группе без логических условий по 1, 2, ..., k члену группы;  $P_n^{(0)}$  — частота таких групп. Очевидно, что если в алгоритме нет логических условий, то  $K_{ст} = k = \max$ . Диапазон допустимого для человека разброса  $K_{ст} = 0...8$ .

Критерий логической сложности выражается как  $K_{лс} = \sum_{n=1}^k P_n^{(n)} X_n^{(n)}$ , где  $X_n^{(n)}$  — число проверяемых логических условий в группе из  $m$  таких условий;  $P_n^{(n)}$  — частота таких групп. Диапазон допустимого для человека разброса  $K_{лс} = 0...4$ . Если  $K_{ст} > 8$  и  $K_{лс} > 4$ , то к управлению должна подключаться автоматика.

Критерий эмоциональной напряженности определяется на основании прямых измерений вегетативных параметров систем организма человека, фиксируемых датчиками медико-биологического контроля при выполнении режима, например на тренажере. Чаще всего используются данные динамики ЧСС (частоты сердечных сокращений) и изменения артериального давления. В этом случае используется эквивалент критерия



рия  $K_3$  – коэффициент резерва  $R = \frac{P_{\max} - P}{P_{\max} - P_0}$ , где  $P_{\max}$ ,

$P_0$ ,  $P$  – максимальное, фоновое (в состоянии покоя) и текущее значение ЧСС соответственно.

Эмоциональная напряженность определяется как малая при  $R > 0,9$ , умеренная –  $0,9 < R < 0,7$ , высокая –  $0,7 < R < 0,4$  и стрессовая при  $R < 0,3$ . Проведенные исследования одного из алгоритмов телекомандного наведения показали, что у оператора будет иметь место напряженность от умеренной (0,8...0,85) до достаточно высокой (0,5...0,6) по данному критерию [4].

Важным моментом является возможность телеуправления ББЛА на этапе посадки, особенно в сложном случае посадки по-самолетному, при достаточно высокой посадочной скорости на бетонированную, либо грунтовую взлетно-посадочную полосу (ВПП). Для решения задачи, включающей управление ББЛА до точки касания и на пробеге, могут быть использованы автоматические режимы по информации от космических высокоточных систем навигации, локальных гиперболическо-фазовых систем радионавигации коротковолнового диапазона, либо специальных курсоглиссадных радиомаяков, обеспечивающих посадку по категории IIIВ ИКАО. Задача значительно упрощается, если использовать крутую глиссаду без выравнивания, но это неизбежно приводит к повышенным нагрузкам, особенно на шасси ББЛА. Однако в случае отказа внешних средств навигации и УВД, а также повышенных ошибках космической навигационной системы, радиомаяков, ряда отказов на борту, или же когда профиль и размеры ВПП не соответствуют стандарту может возникнуть необходимость использования бортовых прицельных систем и радиолиний ББЛА для обеспечения режима телеуправления при посадке. Экспериментальные работы показали возможность реализации подобного режима. Принципиально возможно использование его и в качестве контрольного, например для своевременного ухода на второй круг при возникновении сильной турбулентности атмосферы и сдвига ветра в приземном слое. С точки зрения человеческого фактора пилотирование ББЛА со специализированного пункта управления имеет отличительные особенности по сравнению с пилотированием самолета экипажем, находящимся в его кабине. У оператора ББЛА возникают определенные трудности в части адекватности "образа полета" и оценки дальности сначала до расчетной точки касания, а затем до конца ВПП.

Особенно существенным на заключительных этапах для оператора является возможность видеть хотя бы периферическим зрением детали планера ББЛА. Потому понятна целесообразность переменного поля зрения оптического датчика, которое для ориентиро-

вания на рулежке должно быть достаточно широким; возможность поворота оптической оси; индикация дальности до расчетной точки, индикация высоты (в том числе малой, перед касанием), а также вертикальной скорости.

Оценка дальности (при соответствующем алгоритмическом обеспечении) возможна с помощью механизма машинного зрения за счет создаваемого в оптико-электронной системе ББЛА эффекта параллакса движения.

При этом непосредственному фиксированию подлежит яркость точек поверхностей наблюдаемого объекта, информация о которой позволяет иметь на выходе объемные изображения сцен. По яркости видимых точек  $E(\varphi, \nu, t)$  в каждый момент времени определяется их удаленность  $\rho(\varphi, \nu, t)$ , где  $(\varphi, \nu)$  в полярных координатах с центром на входе в оптическую систему определяет направление на объект. Для постоянной скорости ББЛА  $V = \text{const}$  расстояние до объекта, исходя из динамики изменения яркости точек на его поверхности (вход системы), соответствует

$$\rho = -V \sin \vartheta \frac{\partial E / \partial \vartheta}{\partial E / \partial t}.$$

Здесь для простоты принято, что система координат совпадает с направлением вектора скорости полета (направление  $\varphi = 0$ ) [7].

Проведем оценку показателей надежности эргатической системы. Под эргатической надежностью сложных систем класса оператор–ББЛА понимается способность системы сохранить устойчивый процесс функционирования без срывов и нарушений требований к траектории полета, а также к режиму слежения за целью, как в рассматриваемом случае. Физическая сущность показателя надежности определяет допустимую замкнутую область успешного решения задачи как полуаддитивное множество двух подмножеств – "трубки точности" как множества допредельных значений траекторных параметров, выход из которых потребует ухода на второй круг при посадке либо повторного захода на цель, и "трубки безопасности" как множества докритических значений траекторных параметров, выход из которых означает возможность возникновения аварийных ситуаций. В эргатической системе оператор–ББЛА возможны следующие ситуации, когда

условия нахождения траекторных параметров в "трубках точности" и "безопасности" удовлетворяются одновременно;

имеется вероятность  $P_{6/7}$  нахождения траекторных параметров в "трубке безопасности" при условии их выхода из "трубки точности", вытекающая из особен-

ностей функционирования системы под воздействием внешних и внутренних факторов.

Второй случай является критическим и именно он в целом определяет эргатическую надежность системы  $P_{эп} = P_T + (1 - P_T)P_{6/т}$ , где  $P_T = P_1P_2P_3$ ;  $P_{6/т} = P_4P_5$ , где в свою очередь  $P_1$  – вероятность безотказной работы бортового оборудования ББЛА;  $P_2$  – вероятность безошибочной работы экипажа;  $P_3$  – надежность навигационного обеспечения ББЛА;  $P_4$  – вероятность безошибочной работы оператора в нештатных ситуациях и (или) особых случаях;  $P_5$  – надежность решения навигационных задач при неисправностях бортового навигационного оборудования.

В нештатных ситуациях возможно резкое падение показателя  $P_4$  вплоть до величины  $P_4 = 0,4...0,6$  при одновременном снижении величины внутреннего резерва времени человека, что может оказать существенное влияние на общую величину эргатической надежности  $P_{эп}$ . Как правило, организм подготовленных операторов в подобных ситуациях реагирует повышением уровня активации и достаточно быстро подключает внутренние резервы [6].

Можно показать, что одинаковый уровень эргатической надежности может быть обеспечен различной комбинацией показателей машинной и человеческой составляющих системы. Понятно, что снижение показателя надежности одной из составляющих системы должно быть компенсировано за счет повышения эффективности другой ее составляющей. Повышению надежности могут способствовать меры по внедрению в помощь оператору "советующих систем" типа "В помощь летчику", а также проведение специальных тренировок на наземных комплексах и тренажерах, например по управлению фокусным расстоянием бортового датчика, углом поворота его оптической оси, изменению спектра сигнала на фотоприемнике за счет переключения светофильтров при работе с оптико-электронной системой ББЛА. Повышению величины эргатической надежности способствует отработка заходов на цель или на посадку в соответствии с планом подготовки боевой операции.

Обобщая вышесказанное, следует, что боевой беспилотный летательный аппарат большой дальности и продолжительности полета со взлетом и посадкой по-самолетному представляет собой сложную эргатическую систему, использующую деятельность большо-

го числа операторов с различными функциями управления. Рабочие места операторов могут находиться в различных условиях и в том числе на больших удалениях от основного района базирования. Аналогичная ситуация характерна для беспилотных аппаратов и другого функционального назначения – разведчиков и т.д. Управление ББЛА в принципе может быть автоматическим практически на всех этапах полета, тем не менее, представляется целесообразным использование режимов телеуправления на этапах распознавания цели, ее атаки, контроля эффективности атаки, общего управления (взлет, полет к цели или в зону ожидания, полет к цели из зоны ожидания, обеспечение УВД, возврат, посадка), что в свою очередь ведет к необходимости учитывать эргономические факторы.

Анализ известных источников по пилотируемым ЛА и управляемому оружию с телевизионно-командным наведением показывает, что несмотря на определенные сложности задача телеуправления с эргономической точки зрения является решаемой.

При проектировании ББЛА следует уделять большое внимание рабочим местам операторов, в том числе разработкам советующих систем, специальных методов тренировки и созданию соответствующей материальной базы.

#### Список литературы

1. **Перспективы** интеллектуализации систем управления ЛА за счет применения технологий машинного зрения / С.Ю. Желтов и др. Тр. Юбилейной научно-технической конференции "Авиационные системы в XXI веке". Т. I. М., 2006.
2. **Системы** управления вооружением истребителей / под ред. Е.А. Федосова. М.: Машиностроение, 2005.
3. **Справочник** по инженерной психологии / под ред. Б.Ф. Ломова. М.: Машиностроение, 1982.
4. **Авиация ВВС России** и научно-технический прогресс / под ред. Е.А. Федосова. М.: Дрофа, 2005.
5. **Максимов В.В.** Использование параллакса движения для восстановления пространственной ситуации. Распознавание образов. М.: Наука, 1977.
6. **Котик М.А., Емельянов А.М.** Природа ошибок человека-оператора. М.: Транспорт, 1993.

УДК 629.7

## Построение электромеханических приводов полноповоротных антенных систем

**В.Н. Моторин**

*Рассматриваются вопросы создания полноповоротных антенных систем с использованием различных типов электромеханических приводов. Предложены основные принципы построения систем, позволяющие создавать конструкции с оптимальными техническими и экономическими параметрами.*

**V.N. Motorin. Development Of Electromechanical Drives For Fully Rotating Antennas**

*The article scrutinizes the development of fully rotating antenna systems, based on a variety of electro-mechanical drive types. It describes fundamental principles of the development process, which allows developers to obtain optimal technical and cost-efficiency parameters.*

В конце 1990-х гг. прошлого века появилась потребность в создании и развертывании производства полноповоротных антенных систем (АС) для приема информации с ИСЗ, выведенных на круговые орбиты. Эта потребность была связана с появлением ИСЗ, предназначенных для дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ), и необходимостью создания соответствующей наземной инфраструктуры.

Существующие АС не отвечали требованиям по обеспечению необходимой информативности, а также не могли поддерживать устойчивый прием сигнала во время сеанса связи со спутником. Их модернизация была либо невозможна, либо нецелесообразна.

Для новых АС необходимо было создать опорно-поворотные устройства (ОПУ) для электромеханических приводов, поскольку предприятия, производившие подобную продукцию, либо меняли профиль своей деятельности, либо по разным причинам были не в состоянии этим заниматься. Кроме того, необходимо было разработать ОПУ с более широкими функциональными возможностями. Требовались высокая точность наведения и, главное, непрерывность приема сигнала в течение всего сеанса приема.

Все существующие ОПУ были построены по двухосной схеме азимут – угол места и имели "мертвую" зону в зените, где прием был невозможен. Эта проблема решается в случае применения для бортовых АС различных КА двухугломестной схемы наведения. Ранее были попытки реализации этого варианта, однако применение двухугломестной схемы для наземных антенн большого диаметра привело к неоправданному увеличению массы ОПУ и его удорожанию. Поэтому обычно для решения подобных задач применяются трехосные схемы наведения. Появление дополнительной оси приводит к усложнению и удорожанию не только ОПУ, но и всей АС в целом.

При создании конструкций бортовых АС для различных КА в НПО им. С.А. Лавочкина разрабатывались различные варианты совершенствования приводов. Для снижения затрат на создание оптимальных конструкций наземных АС была разработана схема двухугломестного ОПУ с применением рычажно-кулисных механизмов и приводов типа винт–гайка. Эта схема позволяла обеспечить экономические и массогабаритные характеристики, соизмеримые с характеристиками, получаемыми в случае обычной



**МОТОРИН**  
Виктор Николаевич –  
главный специалист НПО  
им. С.А. Лавочкина



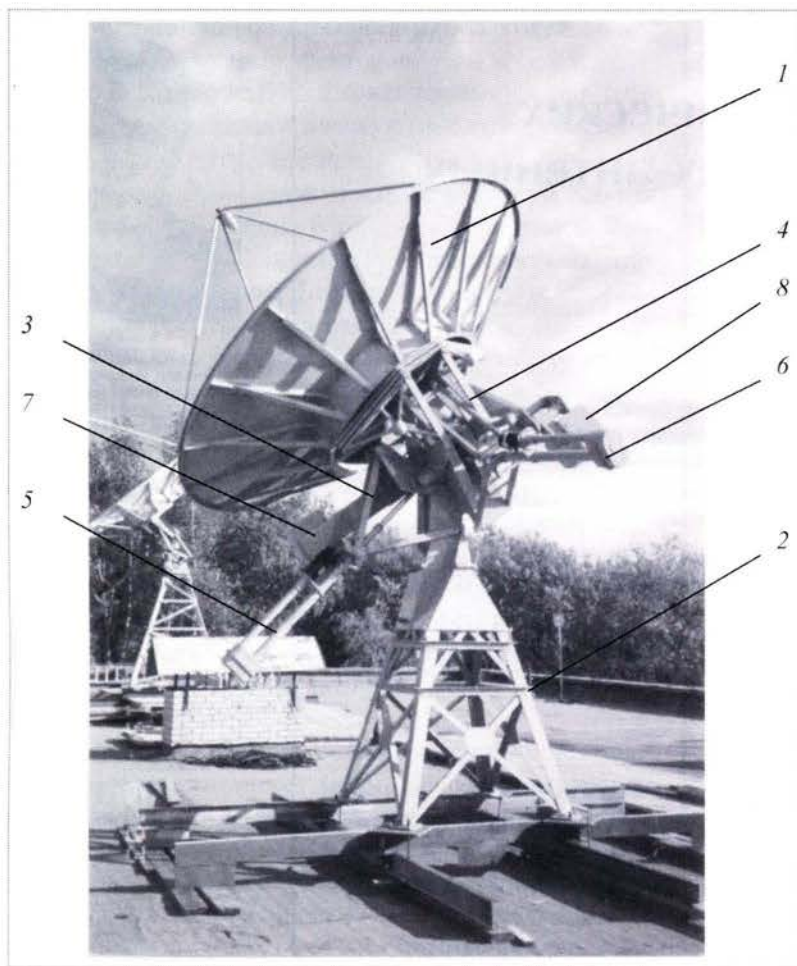


Рис. 1

двухосной схемы азимут–угол места (УМ). Тем самым, устранялся главный недостаток двухугломестной схемы при сохранении всех ее преимуществ.

Разработана конструкция АС новой схемы с диаметром антенны 3,7 м. В 2000–2001 гг. были изготовлены шесть опытных образцов, которые до настоящего времени работают в составе станций приема и обработки информации в рамках ДЗЗ. Примененные там технические решения защищены патентом [1].

АС состоит из антенны с облучающей системой 1, основания 2, рычажно–кулисных механизмов (РКМ) 3 и 4, приводов типа винт–гайка 5 и 6, противовеса 7, системы балансировки 8 (рис. 1).

При работе привода 5 приводится в движение РКМ 3 и происходит наведение антенны с облучающей системой 1 по координате УМ 1; при этом РКМ 4 также получает вращение по УМ 1. При работе привода 6, приводится в движение РКМ 4 и происходит наведение антенны с облучающей системой 1 по координате

УМ 2. При одновременной работе обоих приводов антенна наводится одновременно по двум углам места.

На рис. 2 приведена кинематическая схема РКМ. Механизм состоит из выходного кривошипа 1, коромысла 2, кривошипа 3, основания 4, кулисного механизма 5, одностепенных кинематических пар 6, 7, 8, 9, 10, 11. Кинематические пары 10 и 11, соединяющие звенья кулисного механизма 5 со звеньями РКМ, выполнены соосно с кинематическими парами соответственно 9 и 7. На кривошипе жестко закреплена полезная нагрузка (в данном случае антенное устройство).

При поступательном движении кулисного механизма 5 кривошип 3 поворачивается вокруг оси кинематической пары 6 и приводит в движение коромысло 2 через кинематическую пару 5. В свою очередь коромысло 2 через кинематическую пару 8 вращает выходной кривошип 1 вокруг оси кинематической пары 9 относительно основания 4.

Текущий угол  $\alpha$  поворота выходного кривошипа 1 определяется по формулам

$$\alpha = \frac{5}{4}\pi - \varphi; \quad (1)$$

$$\varphi = \arccos \frac{a^2 + x^2 - b^2}{2ax} + \arccos \frac{c^2 + x^2 - d^2}{2cx}, \quad (2)$$

где  $\varphi$  – угол между кривошипом 1 и основанием 4;  $a$  – длина кривошипа 1;  $b$  – длина коромысла 2;  $x$  – текущее значение расстояния между кинематическими парами 10 и 11;  $c$  – расстояние между кинематическими парами 6 и 9;  $d$  – длина кривошипа 3. Более подробное описание принципа действия и построения АС на базе РКМ описан в работе [2].

По результатам опытной эксплуатации было принято решение о дальнейшем совершенствовании конструкции АС. Предполагалось повысить жесткость конструкции для улучшения приема сигнала на высоких частотах и ввести балансировку антенны для уменьшения нагрузок на механизмы и двигатели. Была разработана конструкторская документация на этот вариант конструкции и изготовлены еще четыре АС. Одна из них предназначалась в основном для приема телеметрической информации (ТМИ) с разгонного блока (РБ) "Фрегат", а другая – для приема ТМИ с РБ "Фрегат", "Бриз", а также с различных ракет-носителей при их выведении на орбиту. Еще две АС предназначены для ДЗЗ.



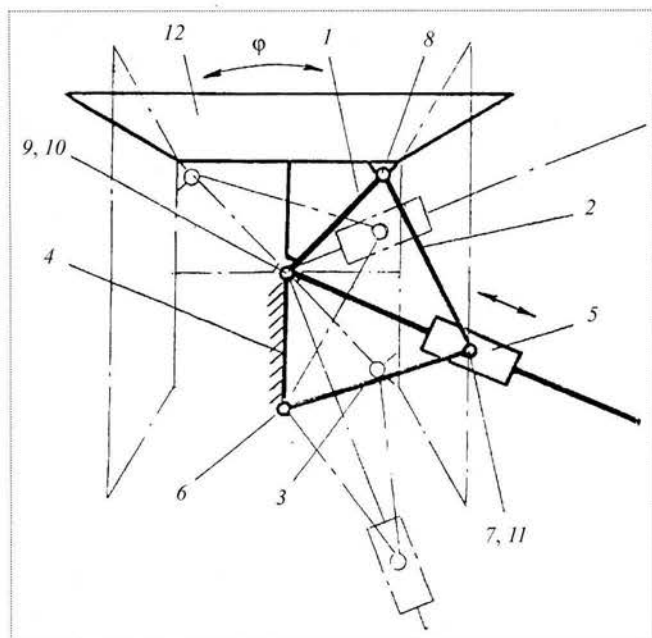


Рис. 2

Принцип действия модернизированной АС аналогичен предыдущей АС. Противовес 7 предназначен для балансировки антенны по координате УМ 1, система балансировки 8 по координате УМ 2. В данной конструкции остаются несбалансированными массы приводов 3 и 4. При необходимости их несбалансированность может быть уменьшена за счет рычажно-пружинных механизмов.

Опыт эксплуатации описанных выше АС подтвердил правильность выбранной концепции построения, однако потребность в единичных экземплярах АС не позволяла наладить серийное производство и снизить затраты на изготовление. Поэтому для обеспечения рентабельности появилась необходимость в поиске конструкций, более приспособленных для единичного производства.

Выбранный вариант схемы АС на базе РКМ являлся одним из многих разработанных вариантов. На начальных этапах из-за дефицита времени варианты детально не рассматривались и оптимизация параметров выбранного варианта не проводилась. Поэтому работы по поиску вариантов совершенствования конструкции продолжались уже в процессе проектирования, производства и эксплуатации.

Были рассмотрены различные варианты АС с улучшенной кинематикой РКМ, АС стержневых типов, а также АС, основанные на редукторах с зубчатыми колесами. После анализа преимуществ и недостатков вариантов была выбрана АС шестеренчатого типа, которую удалось полностью сбалансировать без применения дополнительных механизмов.

Основные преимущества этого варианта конструкции следующие:

снижается трудоемкость изготовления за счет повышения технологичности деталей сборки и монтажа; приводная часть АС значительно компактнее, что упрощает транспортировку, монтажно-наладочные работы, обслуживание и ремонт;

обеспечивается полная балансировка подвижных частей АС без применения специальных механизмов; значительно уменьшается количество подвижных уплотнений, что повышает надежность работы АС в условиях сильной запыленности, повышенной влажности, а также при низких температурах;

увеличивается жесткость АС при воздействии крутящих моментов, особенно в положениях антенны близких к горизонту;

увеличивается жесткость антенны из-за ее центрального крепления (вместо консольного в АС рычажного типа).

Все это позволяет повысить надежность приема сигнала и безопасность работы.

Антенная система (рис. 3) состоит из антенны с облучающей системой 1, основания 2, электромеханических приводов 3 и 4, выходных кронштейнов с противовесами 5 и 6, системы управления (на рис. 3 не показана).

При работе привода 3 происходит вращение выходных кронштейнов с противовесами 5, выходных кронштейнов с противовесами 6, привода 4 и наведение антенны с облучающей системой 1 по координате УМ 1. При работе привода 4 происходит вращение выходных кронштейнов с противовесами 6 и наведение антенны с облучающей системой 1 по координате УМ 2. При одновременной работе обоих приводов антенна наводится одновременно по двум углам места.

Приведенный здесь краткий обзор истории проектирования, изготовления и эксплуатации полноповоротных АС позволяет сформулировать основные принципы построения электромеханических приводов полноповоротных антенных систем для приема и передачи космической информации:

1. Предпочтительна двухугломестная система наведения для всех типов и размеров антенн бортового и наземного исполнения.

2. Применение АС с рычажно-кулисными механизмами и приводами типа винт-гайка целесообразно для антенн облегченной конструкции диаметром до 4 м, не требующих балансировки, для обеспечения минимальной массы АС как для бортового, так и наземного исполнения. В случае использования шарико-винтовых пар обязательно применение самотормозящих устройств или тормозов нормально замкнутого типа.

3. Для антенн диаметром 1...2,5 м бортового и наземного исполнения целесообразно применение конструкций, основанных на шестеренчатых редукторах

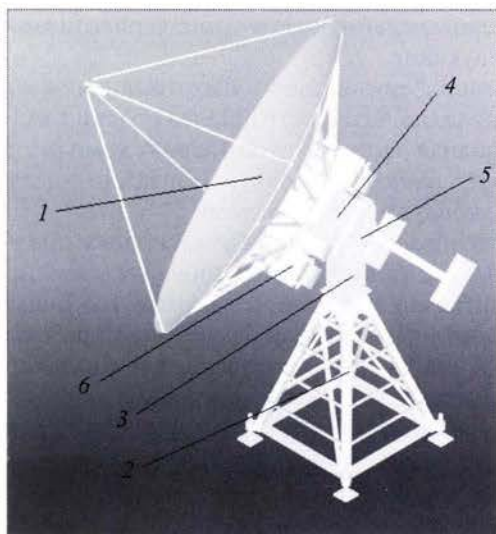


Рис. 3

предпочтительно серийного изготовления. Применение самотормозящих устройств или тормозов нормально замкнутого типа — обязательно.

4. Применение дорогостоящих редукторов прецизионного класса (типа волновых, циклоидальных, планетарных) оправдано для АС с повышенными требованиями к точности и жесткости. В большинстве случаев для наземных АС необходимые параметры обеспечивает обычная зубчатая передача при достаточно большом диаметре выходного колеса. Для бортовых АС предпочтительно применение волновых редукторов, поскольку в этом случае обеспечивается минимальная масса конструкции при высоких параметрах точности и жесткости.

5. Антенны диаметром свыше 2,5 м бортового исполнения применяются редко и в каждом конкретном случае необходимо рассматривать целесообразность применения какого-либо типа приводов. В общем случае применение РКМ позволит обеспечить минимальную массу при максимальных параметрах точности и жесткости. Однако шестеренчатые приводы имеют меньшие габаритные размеры и лучше вписываются в конструкцию КА.

6. Для антенн диаметром 2,5...7 м наземного исполнения также целесообразно применение конструкций, основанных на шестеренчатых редукторах. Из-за отсутствия серийно производимых редукторов больших размеров, необходимых для таких АС, в качестве выходных элементов могут быть использованы зубчатые колеса большого диаметра. В качестве второй ступени предпочтительно применение серийных червячных редукторов. В некоторых случаях допускается установка редукторов без самоторможения, но при обязательном применении тормозов нормально замкнутого типа.

7. Для антенн диаметром свыше 7 м наземного исполнения целесообразно применение конструкций,

основанных на шестеренчатых редукторах. Однако в случае отсутствия возможности изготовления зубчатых колес диаметром свыше 1,5 м, при жестких ограничениях по массе АС и проблемах с монтажом крупногабаритных конструкций возможно применение опорно-поворотных устройств стержневого типа [1]. Кинематика управления стержневого привода описана, например, в работе [3]. При этом усложнение и удорожание системы управления компенсируется упрощением конструкции АС и снижением затрат на создание опорно-поворотного устройства.

Изложенные в данной статье принципы построения электромеханических приводов полноповоротных антенных систем для приема и передачи космической информации основаны на многолетнем опыте создания приводов для КА и наземных антенных систем различного назначения.

Бортовые двухстепенные приводы остронаправленных антенн устанавливались на КА прикладной и научной тематики. Первые шесть наземных АС на базе РКМ с диаметром антенны 3,7 м в настоящее время используются в составе пунктов дистанционного зондирования Земли (разработка ФГУП НПП "ОПТЭКС"). Обеспечивается прием информации с КА типа "Метеор", "Монитор-Э", НОАА, ТЕРРА и др. В настоящее время такие АС эксплуатируются на следующих объектах:

Росгидромет (Обнинск, Новосибирск, Хабаровск), Роскартография (Москва), Минприроды (Новокузнецк), Югорский НИИ ИТ (Ханты-Мансийск), Национальная академия наук республики Беларусь (Минск).

Две наземные АС на базе РКМ модернизированной конструкции (см. рис. 1) используются в составе станций приема и обработки телеметрической информации на объектах в ЦУП НПО им. Лавочкина (Химки) и г. Железнодорож Красноярского края.

Разработаны и запущены в производство АС шестеренчатого типа (см. рис. 3) с диаметром антенны 3,7 м. Первые образцы предназначены для Роскартографии, НЦ ОМЗ для станции приема и передачи информации с КА "Электро" (НКПОР), космодрома "Куру" во Французской Гвиане.

#### Список литературы

1. Моторин В.Н. Поворотное устройство (варианты). Пат. № 2201019. РФ.
2. Моторин В.Н. Оптимизация приводов рычажного типа полноповоротных антенных систем для приема и передачи космической информации // Актуальные вопросы проектирования космических систем и комплексов. Сб. науч. трудов. Вып. 7. Российская академия космонавтики им. К.Э. Циолковского. НПО им. С.А. Лавочкина. М.: Блок — Информ-Экспресс, 2007.
3. Алдошкин Ю.Г., Моторин В.Н. Кинематика управления стержневым приводом / под общ. ред. С.Д. Куликова // Сборник научных трудов. Вып. 3. М.: Изд. НПО им. С.А. Лавочкина, 2001.



УДК 629.7

## Возможности использования дозаправки в воздухе в гражданской авиации

**Е.А. Деянов, В.И. Рулин**

*Рассматривается концептуальное использование дозаправки в полете транспортных самолетов на авиалиниях большой протяженности с учетом долговременной динамики развития рынка нефтепродуктов. Даны расчетные оценки экономии топлива при дозаправке в воздухе, приведена схема мировых трасс и расположение баз аэрозаправщиков.*

**E.A. Deyanov, V.I. Rulin. Prospects Of Air Refueling In Civil Aviation**

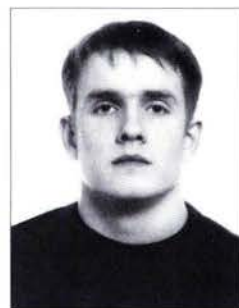
*The article reviews a concept of air refueling of commercial transport aircraft on long hauls with account of the dynamics of oil product market development. It provides calculated assessments of fuel economy in case of air refueling, and gives a schematic diagram of international routes and provisional positions of ground bases for tanker aircraft.*

Долговременная динамика развития рынка нефтепродуктов, которая включает прогнозы уровня мировой добычи нефти и стоимостные показатели (рис. 1) свидетельствует о том, что темпы добычи нефти имеют некоторую тенденцию к снижению, в то время как существует практически линейная зависимость роста стоимости нефтепродуктов [1]. По оценке группы экспертов "Business Week" в ближайшие 15...20 лет цена на нефть может увеличиться на 30...50 %, что существенно скажется, на экономических показателях авиакомпаний. Поскольку воздушному транспорту практически не существует альтернативы на маршрутах большой протяженности (более 5000...6000 км), пассажиропоток на данных трассах будет возрастать и достигнет в 2025–2030 гг. 60 % общего объема пассажиропотока [2] (рис. 2). Примерно пропорционально росту пассажиро-километров будет увеличиваться количество потребляемого топлива. Самолеты дальних маршрутов к 2025–2030 гг. будут расходовать 370...400 млн тонн авиационного керосина в год.

В этих условиях весьма актуальным является разработка путей экономии углеводородного топлива. Одним из таких путей является дозаправка в воздухе транспортных самолетов дальних маршрутов. Дозаправка в полете достаточно давно применяется в военной авиации как штатная операция, выполняемая с целью увеличения дальности и продолжительности полета.

Оценка безопасности применения дозаправки в полете для пассажирских самолетов основывается на сопоставлении аналогичных функциональных систем самолета и систем дозаправки в воздухе военных самолетов. Вероятность возникновения функциональных отказов при дозаправке в полете составляет  $2,32 \cdot 10^{-6}$ , что согласно нормам АП-25 соответствует возникновению "сложной ситуации", т.е. возможности продолжения полета до запасного аэродрома. Есть весьма весомые аргументы в пользу применения дозаправки в полете транспортных самолетов и разработка этой технологии является соответствующий современным требованиям. Согласно предварительным оценкам экономия топлива при одной дозаправке в воздухе самолета Эрбас-380 для увеличения дальности полета с 8000 до 14 000 км составляет около 15 % [4].

Косвенным подтверждением актуальности данного направления является реализация в США программы создания нового "танкера" на базе самолета Боинг-767 [5]. Флот воздушных "танкеров", со временем, найдет свое применение и в гражданской авиации. Введение дозаправки в воздухе как стандартной операции при пассажирских перевоз-

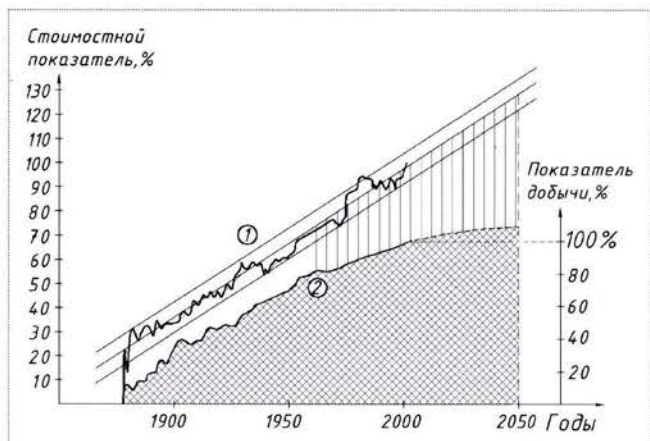


**ДЕЯНОВ**  
Евгений Анатольевич – инженер-конструктор ОАО "Туполев", аспирант "МАТИ"-РГТУ им. К.Э. Циолковского



**РУЛИН**  
Виктор Иванович – профессор "МАТИ"-РГТУ им. К.Э. Циолковского, доктор техн. наук

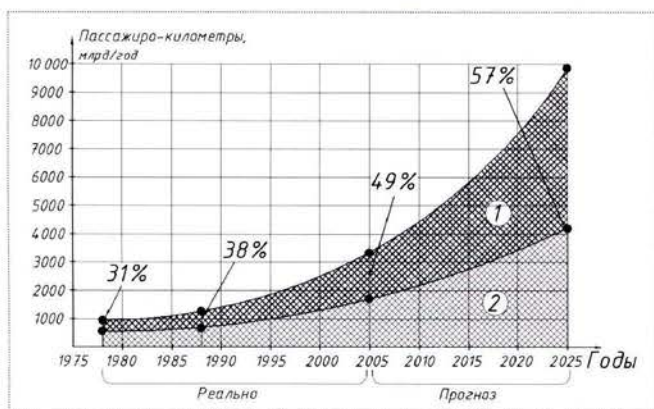




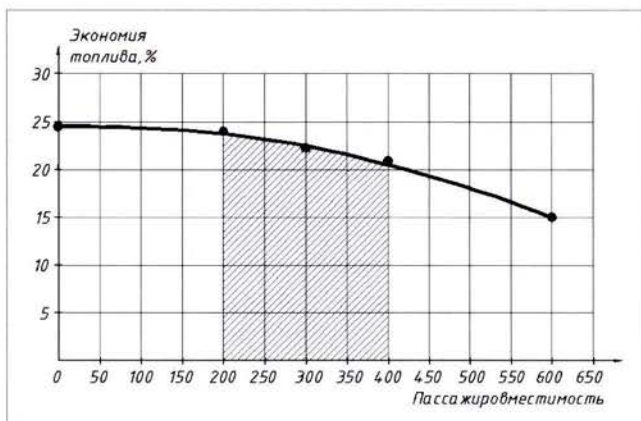
**Рис. 1. Уровень мировой добычи нефти:**  
1 – стоимостная динамика нефтепродуктов; 2 – динамика темпов мировой добычи нефти

как на линиях большой протяженности может быть реализовано в рамках традиционных схем самолетов с минимальными доработками самих систем, сертификационного базиса, создания наземной инфраструктуры.

Рассматривая спектр широкофюзеляжных самолетов с пассажироместностью 200...400 человек, специалистами кафедры ТПЭЛА "МАТИ"-РГТУ им. К.Э. Циолковского совместно с ОАО "Туполев" получена зависимость экономии топлива от числа пассажиров при увеличении дальности полета заправляемого самолета с 6000 до 12 000 км (с учетом топлива, расходуемого топливозаправщиком). Для расчетов использовались опубликованные данные по самолетам, находящимся в эксплуатации фирм "Туполев", "Боинг", "Эрбас". В диапазоне пассажироместности 200...400 человек экономия топлива составляет около 20...23 % (рис. 3), что говорит о возможной экономии более



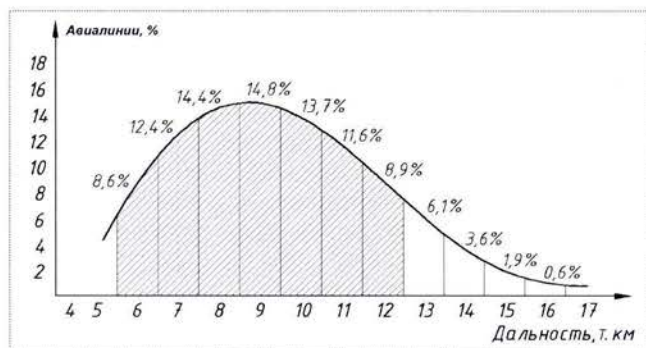
**Рис. 2. Динамика роста пассажирских перевозок на регулярных авиалиниях:**  
1 – авиалинии большой протяженности (> 4500 км); 2 – авиалинии средней протяженности (< 4500 км)



**Рис. 3. Зависимость экономии топлива от числа пассажиров**

80 млн тонн топлива в год, применительно к авиалиниям большой протяженности в денежном эквиваленте получаем сумму равную 53 млрд дол. США (в ценах 2006 г). К 2025 г. эта цифра может существенно возрасти вследствие роста стоимости нефтепродуктов (см. рис. 1). Расчеты также показывают, что в рассмотренных случаях, количество переливаемого топлива не превышает 35...40 тонн за одну заправку, что позволяет использовать в качестве самолета-заправщика, например, Ту-214 с дополнительным баком, размещенным в фюзеляже.

Географические факторы распределения населения земного шара показывают, что большинство городов связанных регулярными воздушными авиалиниями располагаются в поясе между 50° южной широты и 70° северной широты. На основании данных [6] определено процентное соотношение числа трасс для каждого интервала дальностей в диапазоне 6000...17 000 км (рис. 4). Как видно из рисунка приблизительно 85 % всех дальних трасс соответствует интервалу 6000...12 000 км. Наиболее нагруженными являются 40...45 маршрутов. Для этих трасс определены опти-



**Рис. 4. Соотношение числа трасс и дальности полета широкофюзеляжных самолетов**



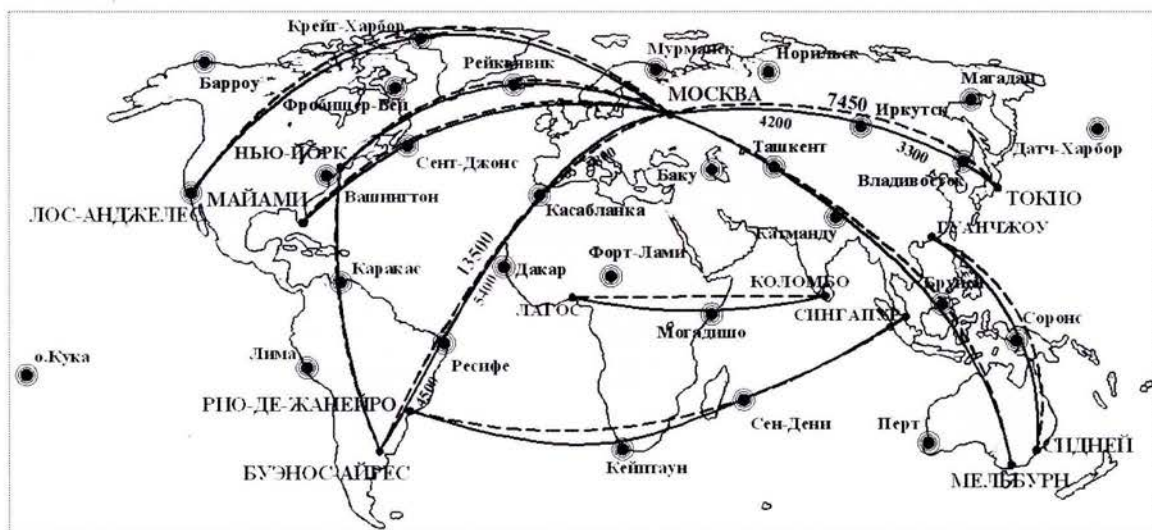


Рис. 5. Типовые траектории и возможное размещение аэрозавраочных баз на земном шаре: — — — полет по ортодромии; — полет с дозаправкой

мальные траектории полета близкие к ортодромиям и возможные пункты баз дозаправки (рис. 5). При этом введено допущение, что рубеж дозаправки в полете находится в радиусе 500 км от аэродрома базирования самолета заправщика, с тем, чтобы обеспечить возможность его использования в качестве запасного аэродрома. С учетом обеспечения полета на сверхдальних маршрутах (более 17 000 км, которые составляют 3 %), дальность автономного полета базового самолета должна быть порядка 6000 км при соответствующем расположении баз аэрозавраочников. 25...30 баз обеспечивают перекрытие всей мировой сети дальних авиалиний (см. рис. 5).

Базовый пассажирский самолет, использующий дозаправку в воздухе, должен совершать полет на дальность 4000...6000 км до первой дозаправки, при этом его максимальная взлетная масса определяется из расчета полета на дальность 6000 км. В процессе первой дозаправки возможно увеличение массы самолета на 2...3 % по сравнению с максимальной взлетной, что обеспечит дальность полета до 7000 км после дозаправки [4]. Необходимо учитывать, что топливная эффективность в автономном полете практически постоянна в диапазоне дальностей 3000...6000 км, т.е. возможно использование самолета данного класса и с уменьшенной дальностью полета.

При оценке снижения расходов топлива с использованием дозаправки в воздухе следует учитывать необходимость некоторого отклонения от кратчайшего расстояния, в качестве которого принята местная ортодромия. Аэродромы, на которых будут базироваться авиазавраочники, могут оказаться в стороне от дуги большого круга (ортодромии), соединяющей аэропорты вылета и назначения. Рассмотрим пример (см. рис. 5) воз-

можных траекторий автономного полета из Москвы в Буэнос-Айрес (расстояние по ортодромии 13 500 км) и в Токио (7450 км). На авиалинии Москва – Буэнос-Айрес дозаправка в полете предполагается в районе Касабланки и Ресифе. Полная протяженность трассы с дозаправкой в этом случае составит 13 700 км, что примерно на 1,5 % больше, чем по ортодромии. На авиалинии Москва – Токио промежуточная дозаправка может осуществляться в районе Иркутска. В этом случае трасса из двух ортодромических участков протяженностью около 4200 и 3300 км имеет дальность 7500 км, что на 0,7 % больше, чем расстояние по ортодромии. Расходы топлива увеличатся на 1,5 и 0,7 % соответственно.

Увеличение протяженности трасс за счет некоторого отклонения от ортодромий, в среднем составляет 1 %, что практически не влияет на экономию топлива при дозаправке в полете. Полученные данные показывают, что средняя экономия топлива за счет дозаправки в полете самолетов на дальние расстояния пассажироместностью 200...400 человек будет составлять не менее 20 %.

#### Список литературы

1. Кузьмин В.И., Пронина Е.Н., Галуша А.Н. Долгосрочные тенденции мировой динамики добычи нефти и ее текущих цен // Энергосбережение. 2006. № 4.
2. Boeing Commercial Airplanes Market Analysis / www.boeing.com/commercial/cmo.
3. Booth M.A., Ledbetter G.E., Gratzler L.B. Advanced turboprop transport development a perspective // ICAS. 1982.
4. Использование дозаправки в полете при пассажирских перевозках на авиалиниях большой протяженности / Г.С. Бюшгенс, В.Г. Дмитриев, А.В. Климин, Г.А. Павлов // Полет. 2002. № 7.
5. A solid air-refueling history // Boeing News. 2002. № 9. March 8–21.
6. High-Speed Civil Transport Study // NASA Contractor Report 4234. 1989. September.

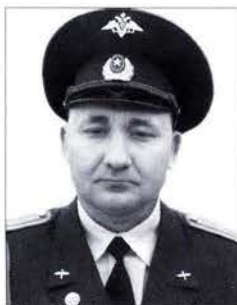




**КАЗАНОВ**  
 Валерий Владимирович –  
 начальник факультета ВВИА  
 им. проф. Н.Е. Жуковского,  
 кандидат техн. наук



**РАВИЛОВ**  
 Ринат Галимчанович –  
 главный металлург ОАО  
 ЛМЗ НПО "Сатурн"



**ПАШЕНКО**  
 Геннадий Трофимович –  
 адъюнкт ВВИА им. проф.  
 Н.Е. Жуковского



**САМОЙЛЕНКО**  
 Василий Михайлович –  
 зам. начальника факультета  
 ВВИА им. проф. Н.Е. Жу-  
 ковского, доцент, кандидат  
 техн. наук

## Математическое моделирование состава защитного покрытия лопаток турбины ГТД

**В.В. Казанов, Р.Г. Равилов,  
 Г.Т. Пашенко, В.М. Самойленко**

*В статье рассматриваются пути решения задачи по выбору рационального состава диффузионного слоя комбинированного защитного покрытия для лопаток турбины ГТД с применением математической модели.*

**V.V. Kazanov, R.G. Ravilov, G.T. Pashchenko, V.M. Samoilenko. Mathematical Modeling Of Protective Coating Composition For GTE Turbine Blades**

*The article presents a mathematical modeling option for the selection of a best-suited composition of the diffusion layer of the combined protecting cover of gas-turbine engine's turbine blades.*

**Р**абочие лопатки турбины являются наиболее нагруженным элементом конструкции двигателя. Покрытия, применяемые для защиты лопаток турбины двигателя от газовой коррозии, не в полной мере удовлетворяют предъявляемым к ним требованиям, и прежде всего – по жаростойкости и термостойкости. В настоящее время весьма перспективной является разработка комбинированных покрытий, опирающаяся на использование преимуществ различных технологий нанесения защитных покрытий [1, 2].

Вводимые в защитное покрытие химические элементы неоднозначно влияют на его свойства. Существует множество работ [3, 4], в которых приводятся данные об исследованиях по влиянию того или иного элемента на характеристики защитного покрытия. В то же время практически нет работ по исследованию комплексного влияния химических элементов, вводимых в покрытие. Зачастую выбор состава диффузионного барьера определялся в результате экспериментальных исследований или интуитивно.

Выбор рационального состава первого слоя комбинированного защитного покрытия требует проведения множества лабораторных экспериментов. Это приводит к достаточно высоким экономическим и трудовым затратам. В данной статье рассмотрены решения серии задач по рациональному подбору химического состава катода для нанесения жаростойкого покрытия на лопатки турбины газотурбинных двигателей (ГТД) для улучшения эксплуатационных свойств. Для того чтобы определить стоимость катода, полученного в результате рационального подбора химического состава, задачи были дополнены ограничением на суммарную стоимость его химических компонентов.

В последние годы наблюдается повышенный интерес к методам моделирования с использованием нейронных сетей (как программного, так и аппаратного исполнения), которые успешно применяются в различных областях – финансах, медицине, технике, геологии и т.д. Нейронные сети вошли в практику везде, где нужно решать задачи прогнозирования, классификации или управления. Такой успех определяется

тем, что нейронные сети – исключительно мощный метод аппроксимации, позволяющий воспроизводить чрезвычайно сложные зависимости. Рассмотрим возможность применения нейронных сетей для разработки математической модели по выбору химического состава комбинированных защитных покрытий для лопаток турбины ГТД.

Из-за ограниченного объема обучающего множества в основу математической модели была положена искусственная нейронная сеть типа РБФ (радиально базисных функций). В качестве экспериментальных результатов использовались данные проведенных ранее исследований различных комбинированных покрытий, по которым были обучены две искусственных нейронных сети типа РБФ: первая обучалась предсказывать значения изменения толщины защитного покрытия ( $h$ ), вторая – привеса защитного покрытия ( $q$ ). Стоимость определялась по следующей формуле:

$$C_{\Sigma} = \sum_{i=1}^N C_i g_i,$$

где  $C_{\Sigma}$  – стоимость одной тонны катода;  $N$  – число химических элементов, входящих в катод;  $C_i$  – стоимость одной тонны  $i$ -го химического элемента, входящего в катод;  $g_i$  – концентрация  $i$ -го химического элемента в катоде.

С использованием данной математической модели было решено пять задач по рациональному подбору химического состава жаростойкого покрытия лопаток турбины ГТД, отличающихся только ограничением по стоимости. Ниже представлена физическая постановка данных задач оптимизации

Варьируемые переменные: концентрация в катоде Cr (0...40 %), Al (0...20 %), Y (0...3 %), Ta (0...15 %), Si (0...5 %), Hf (0...3 %), W (0...15 %).

Ограничения:

стоимость одной тонны катода < 9000 дол. (1-я задача), 10 000 дол. (2-я задача), 11 000 дол. (3-я задача), 12 000 дол. (4-я задача), 13 000 дол. (5-я задача);

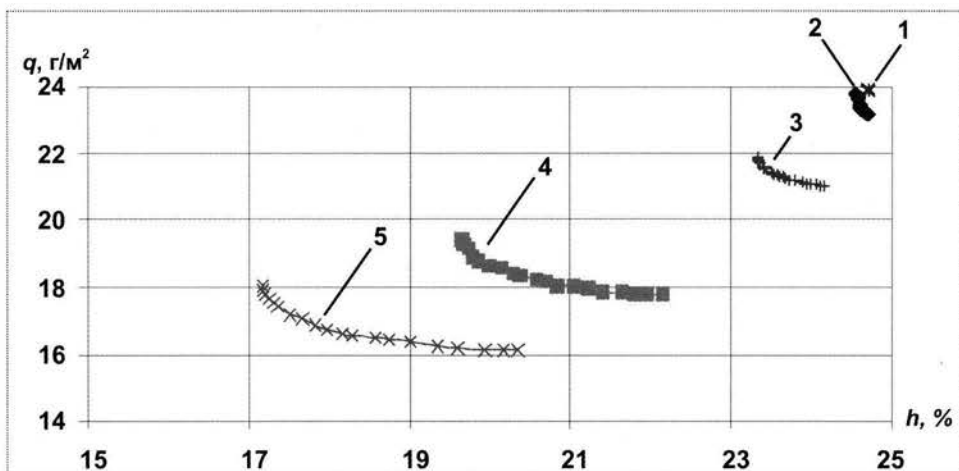


Рис. 1. Полученные множества парето-оптимальных решений:

1 – цена  $C < 9000$  дол./т; 2 –  $C < 10\,000$  дол./т; 3 –  $C < 11\,000$  дол./т; 4 –  $C < 12\,000$  дол./т; 5 –  $C < 13\,000$  дол./т

концентрация в катоде  $Ni > 0$  (необходимое условие, чтобы обеспечить равенство 100 % суммы концентраций элементов, входящих в катод);

Критерии:

минимизация изменения толщины покрытия при испытаниях на изотермическую жаростойкость;  
минимизация изменения привеса при испытаниях на изотермическую жаростойкость.

Используя приведенную выше математическую модель, была решена задача подбора рационального состава первого слоя комбинированного защитного покрытия.

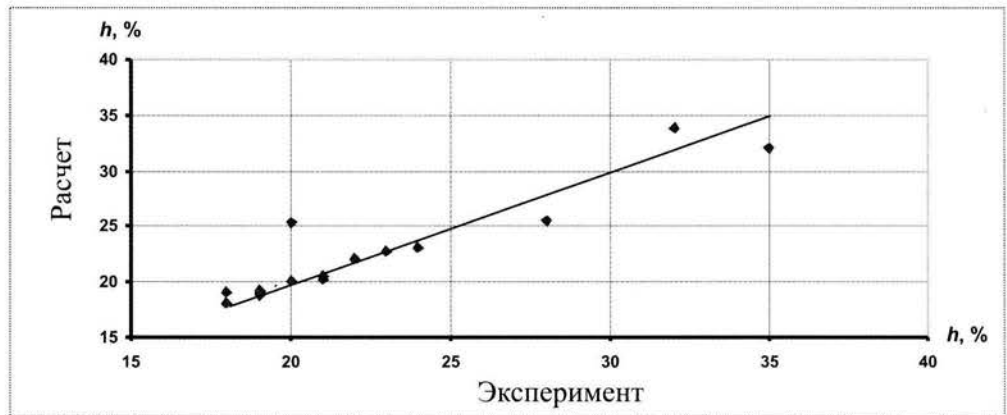
Полученные множества парето-оптимальных решений приведены на рис. 1. Из представленных результатов видно, что при заданной стоимости катода существует компромисс между привесом и изменением толщины. Увеличение стабильности покрытия, выраженное в сохранении толщины покрытия, в этих условиях приводит к увеличению привеса. Снижение стоимости катода приводит к ухудшению обоих эксплуатационных показателей защитного покрытия: увеличению изменения и толщины, и привеса.

На рис. 2 и 3 представлены результаты оценки точности предсказания параметров с использованием обученных нейронных сетей. Из представленных результатов видно, что полученная математическая модель обладает удовлетворительной точностью предсказания эксплуатационных параметров катода.

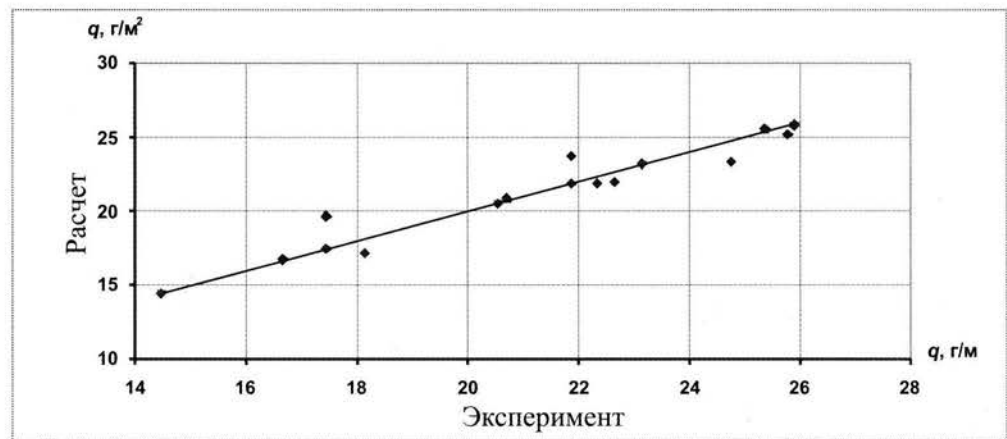
Таким образом, разработанная математическая модель позволяет выбрать рациональный состав катода для нанесения первого слоя комбинированного защитного покрытия с учетом предъявляемых требова-



**Рис. 2.** Результаты оценки точности определения изменения толщины покрытия:  
 ◆ — полученный результат; — — аппроксимация



**Рис. 3.** Результаты оценки точности определения изменения привеса покрытия:  
 ◆ — полученные результаты; — — аппроксимация



ний по эксплуатационным характеристикам и стоимостным показателям. Кроме того, разработанная модель позволяет подобрать характеристики покрытия в определенной стоимости.

**Список литературы**

1. **Абраимов Н.В., Елисеев Ю.С.** Химико-термическая обработка жаропрочных сталей и сплавов. М.: Интермет Инжиниринг. 2001.

2. **Коломыцев П.Т., Кочетов С.А.** Исследование диффузионных процессов в комбинированном жаростойком покрытии на жаростойком никелевом сплаве // Защитные покрытия. Научно-метод. материалы ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского. 1990.

3. **Smeggil J.G., Funkenbusch A.W., Bornstein N.S.** Relationship between Indigenous Impurity Elements and Protective Oxide Scale Adherence Characteristics // Metallurg Trans. V. 17A. 1986. June.

4. **Young S.G., Deadmore D.L.** Thin Solid Films // Oxide of Metall. V. 73. 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, Стрмынский пер., 4**

Редакторы *О.Г. Красильникова, И.Н. Мырина, Д.Я. Чернис, Е.В. Гагулина*

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

Сдано в набор 26.06.07. Подписано в печать 01.08.07. Формат 60×88/8. Усл. печ. л. 7,35. Уч.-изд. л. 8,05. Зак. 127. Свободная цена.

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

Отпечатано в ООО "Подольская Периодика". 142110, г. Подольск, ул. Кирова, д. 15