

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



**AVIATION ♦ ROCKET TECHNOLOGY ♦ COSMONAUTICS**

The journal is issued monthly

Published since August 1998

**G.V. NOVOZHILOV –**

Editor-in-Chief (Aviation)

**A.S. KOROTEYEV –**

Editor-in-Chief (Rocket Technology and Cosmonautics)

**L.A. GILBERG –**

Deputy Editor-in-Chief

**Editorial**

**Board Members**

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

**Executive secretaries  
of the journal**

I.N. MYMRINA  
D.Ya. TCHERNIS

**Editor Organizer**

Î.S. RODZEVICH

**Editorial**

**Committee**

A.M. MATVEYENKO, Chairman  
O.M. ALIFANOV  
N.A. ANFIMOV  
V.I. BARKOVSKY  
I.V. BARMIN  
V.E. BARSUK  
V.F. BEZYAZYCHNYI  
B.V. BODIN  
A.F. VOINOV  
A.N. GERASHCHENKO  
Yu.F. GORTYSHOV  
M.B. GUZAIROV  
V.A. DAVIDOV  
G.L. DEGTAREV  
O.F. DEMCHENKO  
N.N. DOLZHENKOV  
Yu.S. ELISEYEV  
S.Yu. ZHELTOV  
L.M. ZELENY  
A.N. KIRILIN  
V.A. KOMAROV  
V.V. KRYMOV  
L.N. LYSENKO  
V.Ä. MENSHIKOV  
T.A. MUSABAYEV  
V.E. NESTEROV  
N.A. PIROGOV  
K.M. PICHKHADZE  
V.A. POLETAYEV  
P.R. POPOVICH  
V.A. POPOVKIN  
Yu.Ä. RYZHOV  
G.G. SAYDOV  
V.G. SVETLOV  
A.N. SERYOZNOV  
M.Yu. SMUROV  
V.P. SOKOLOV  
A.V. SOLLOGUB  
V.A. SOLOVEV  
A.I. TATUEV  
V.V. TSYBLIEV  
B.E. TCHERTOK  
I.S. SHEVCHUK

**Representatives of the journal:**

Kazan: R.I. ADGAMOV, phone (843) 238-46-23  
Roscosmos: A.A. VOROBIOV, phone (495) 975-45-86  
Russian AF: A.V. DROBYSHEVSKYI, phone (495) 261-43-51  
Ufa: O.B. SEVERINOVA, phone (3472) 73-07-23  
Israel: I.M. MONASTYRSKY, phone (03659) 44-14  
France, Paris: E.L. TCHEHOV, phone (10331) 47-49-28-05

**CONTENTS**

|                                                                                                                                                                                                                                       |    |
|---------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|----|
| <b>Bakhvalov Yu.O., Petrokovsky S.A., Kamenshchikov V.N., Pugachenko S.E., Efimov V.A., Perfiliev A.V., Suvorov V.V., Mordasov L.A.</b> Moon Orbital Station And Moon Base Concept                                                    | 3  |
| <b>Efremov A.V., Tiumentsev Yu.V., Tan W.</b> Neural Network Model For Pilot Control Behavior To Evaluate And Choose Aircraft Handling Qualities                                                                                      | 8  |
| <b>Andreev P.V., Vasilkovskiy V.S., Zaritskiy G.A.</b> Application Of Nuclear Power Plants For Solving The Tasks In Near-Earth Space And For Power Supply Of Planet Stations And Spacecrafts                                          | 17 |
| <b>Bogdanov V.I.</b> Ways To Raise Wing Effectiveness In Oscillating Flow                                                                                                                                                             | 20 |
| <b>Naumov B.A., Polunina E.V., Sayev V.N., Sinelnikov V.G.</b> Features Of On-Board System Development For Simulators Of Russian ISS Segment                                                                                          | 24 |
| <b>Seryoznov A.N., Stepanova L.N., Kulikov E.N., Chaplygin V.N., Kabanov S.I., Lebedev E.Yu., Kozhemiakin V.L., Petrushkov V.I.</b> Application Of Strain Measurement And Acoustic Emission Method During Mi-8 Copter Endurance Tests | 30 |
| <b>Titkov O.S.</b> Radio Command Techniques Of UAV's Approach For Conventional Landing                                                                                                                                                | 34 |
| <b>Tochilin O.V.</b> Analysis Of Computer Software For Calculation Of Efficiency Of Investment Projects On New Aircraft Development                                                                                                   | 39 |
| <b>Vsekhvalnov D.V., Dolidze S.I.</b> Baseline Vectors' Application For CADs Information Support                                                                                                                                      | 43 |
| <b>Ivanov V.M.</b> Space Equipment For Refinement Of Service Operations In Orbit                                                                                                                                                      | 51 |
| <b>Voinov A.L.</b> LRE Nozzle Flows With Gas Film Injection Into The Nozzle's Supersonic Part                                                                                                                                         | 54 |

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

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

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

## Предложения по техническому облику лунной орбитальной станции и лунной базы

**Бахвалов Юрий Олегович** – первый заместитель генерального конструктора ГКНПЦ им. М.В. Хруничева – начальник КБ "Салют", доктор техн. наук; **Петроковский Сергей Александрович** – заместитель генерального конструктора ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, кандидат техн. наук; **Каменшиков Владимир Николаевич** – начальник отдела ГКНПЦ им. М.В. Хруничева; **Пугаченко Сергей Евгеньевич** – начальник отдела ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, кандидат техн. наук; **Ефимов Владимир Анатольевич** – главный специалист ГКНПЦ им. М.В. Хруничева; **Перфильев Алексей Викторович** – ведущий инженер-конструктор ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, аспирант НИИ КС; **Суворов Вадим Валентинович** – начальник отдела ЦНИИмаш; **Мордасов Леонид Алексеевич** – начальник сектора ЦНИИмаш

*Разработаны предложения по техническому облику лунной орбитальной станции и лунной базы. Посещаемая лунная база предназначена для проведения исследовательских работ в автоматическом режиме и с участием экипажа. Являясь местом для проведения исследований Луны, лунная орбитальная станция должна также служить хранилищем грузов и топлива, перевалочной базой, безопасным убежищем для экипажа в аварийной ситуации.*

**Yu.O. Bakhvalov, S.A. Petrokovsky, V.N. Kamenshchikov, S.E. Pugachenko, V.A. Efimov, A.V. Perfiliev, V.V. Suvorov, L.A. Mordasov.** Moon Orbital Station And Moon Base Concept

*Suggestions are designed on moon orbital station and moon base concept. The destinations of the visited moon base are exploration works in automatic mode and with participation of the crew. Moon orbital station must serve as storage of fuel and cargo, transfer terminal, safe crew emergency shelter, and for carrying out moon exploration.*

Логичным продолжением многих успешно реализованных проектов долговременных орбитальных станций может стать экспансия на окололунную орбиту и Луну [1] для изучения природных ресурсов Луны и возможности их использования в интересах человека, проведения астрономических наблюдений дальнего космоса, отработки космической техники и подготовки экипажей для дальнейшего расширения космической деятельности с участием человека.

В основу данной статьи легли предложения по созданию лунной базы начального этапа и лунной орбитальной станции (ЛОС) на основе располагаемого к настоящему времени конструкторско-технологического задела КБ "Салют" ГКНПЦ им. М.В. Хруничева по материалам, конструкции и бортовым системам космических аппаратов. Были поставлены следующие задачи:

анализ условий пребывания экипажа и эксплуатации конструкций на Луне и окололунных орбитах;

математическое моделирование и оценка характеристик процесса развертывания и дооснащения окололунной орбитальной станции и лунной базы с последовательной реализацией функций жизнеобеспечения экипажа, хранения грузов, выполнения погрузочно-разгрузочных

и монтажно-сборочных работ, развертывания комплекса целевой нагрузки и транспортировки экипажа по поверхности Луны с учетом потребных ресурсов массы, объема и рабочего времени экипажа;

разработка технического облика окололунной орбитальной станции и лунной базы, включая состав модулей, основные технические характеристики и конструктивно-компоновочные схемы станции, базы и отдельных модулей.

Лунная база предназначена для проведения исследований поверхности Луны с участием экипажа, а также для проведения астрофизических исследований. Она может эксплуатироваться в режиме посещения в течение двух недель в период лунного дня. Периодичность экспедиций – два раза в год.

При анализе массовых характеристик ЛОС и лунной базы предполагалось, что для выведения ЛОС на траекторию полета к Луне будет использоваться ракета-носитель грузоподъемностью 100 т и кислородно-водородный разгонный блок, способный вывести 37 т на отлетную траекторию к Луне. Для торможения при переходе с подлетной траектории на орбиту искусственного спутника Луны (ОИСЛ) используются бортовые средства ЛОС или посадочных ступеней модулей лунной базы. Схема полета ЛОС показана на рис. 1.

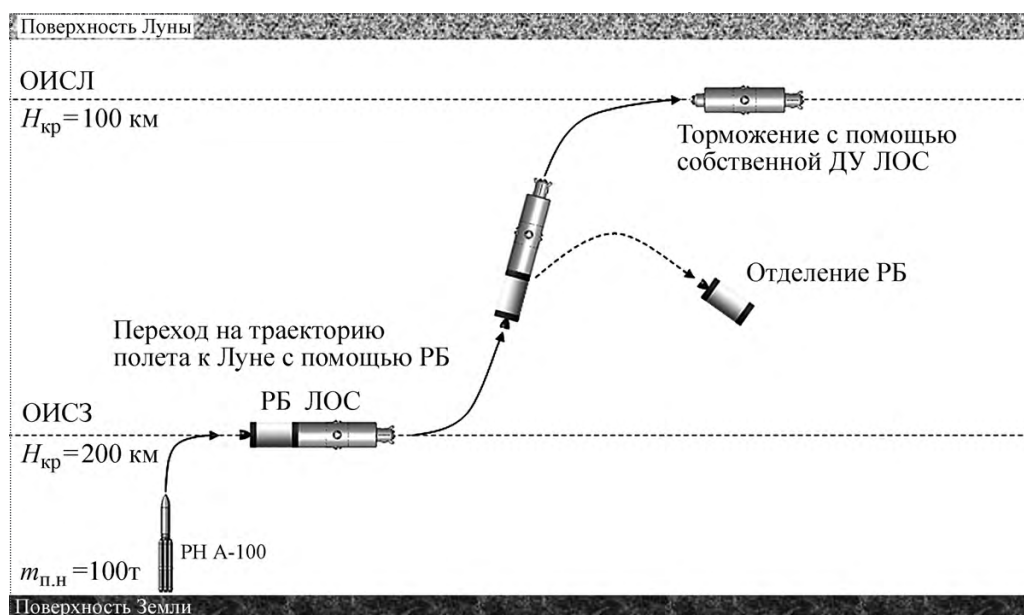


Рис. 1. Схема полета при доставке ЛОС

Назначение лунной орбитальной станции состоит в следующем:

- передача и хранение грузов, в том числе топлива;
- предоставление аварийного убежища экипажу;
- осуществление связи с Землей экипажа, находящегося на Луне;
- исследование поверхности Луны.

На ЛОС также могут проводиться эксперименты по обеспечению радиационной безопасности экипажа в условиях длительного полета за пределами магнитосферы Земли. На орбите искусственного спутника Луны уровни радиации значительно выше, чем на низкой околоземной орбите и приближаются к условиям межпланетного полета. На ЛОС может быть отработана система радиационной защиты для обеспечения экспедиций на Марс. ЛОС может стать прототипом при разработке жилого модуля марсианского корабля или использоваться в качестве него.

Возможны два варианта использования ЛОС во время пребывания экипажа на поверхности Луны: в автоматическом режиме и постоянно обитаемом. В первом случае экипаж будет находиться на лунной орбитальной станции в течение четырех дней за одну экспедицию: два дня до спуска на поверхность Луны и два дня после возвращения с поверхности Луны. Во втором случае один или два члена экипажа остаются на ЛОС, а остальные перемещаются на лунную базу. В отсутствие экипажа лунная орбитальная станция будет переводиться в дежурный режим.

Предполагается, что ЛОС подлежит дооснащению в процессе эксплуатации. Масса ЛОС на орбите ОИСЛ составит 30...36 т, включая массу сухих грузов и топлива, масса целевого оборудования 1,5 т, мощность электроснабжения станции 6,4 кВт. Энергоснабжение лунной орбитальной станции должно осуществляться за счет использования солнечных батарей.

На ЛОС предусмотрен манипулятор (рис. 2) для работы с грузами, доставляемыми транспортными кораблями на негерметичных платформах.

В качестве элемента дооснащения будет установлена наружная платформа для хранения таких грузов.

ЛОС оснащена шестью стыковочными узлами (см. рис. 2) и состоит из пяти герметичных отсеков: переходного, служебного, стыковочно-грузового, жилого и шлюзового. Шлюзовой отсек предназначен для обеспечения выхода в открытый космос и оснащен внешним люком. В жилом отсеке расположены две каюты, имеющие радиационную защиту. Компоновка ЛОС такова, что негерметичные силовые отсеки, к которым крепятся цилиндрические топливные баки, обеспечивают дополнительную радиационную защиту жилого и служебного отсеков.

Радиальные стыковочные узлы ЛОС расположены вблизи центра масс станции, что позволяет производить стыковку кораблей к ним непосредственно, без перестыковки с помощью манипулятора, как это было на орбитальной станции "Мир".

Рассматриваемая лунная база может быть размещена в любой точке Луны. Месторасположение базы определяется в ходе анализа баллистических, энергетических, радиационных, тепловых аспектов, а также целевого использования базы и станции. Существенным фактором при этом может явиться обнаружение водяного льда в приполярных областях Луны. Наклонение орбиты ЛОС определяется широтой района развертывания лунной базы.

Для выведения модулей лунной базы используются ракеты-носители стотонного класса. Лунная посадоч-

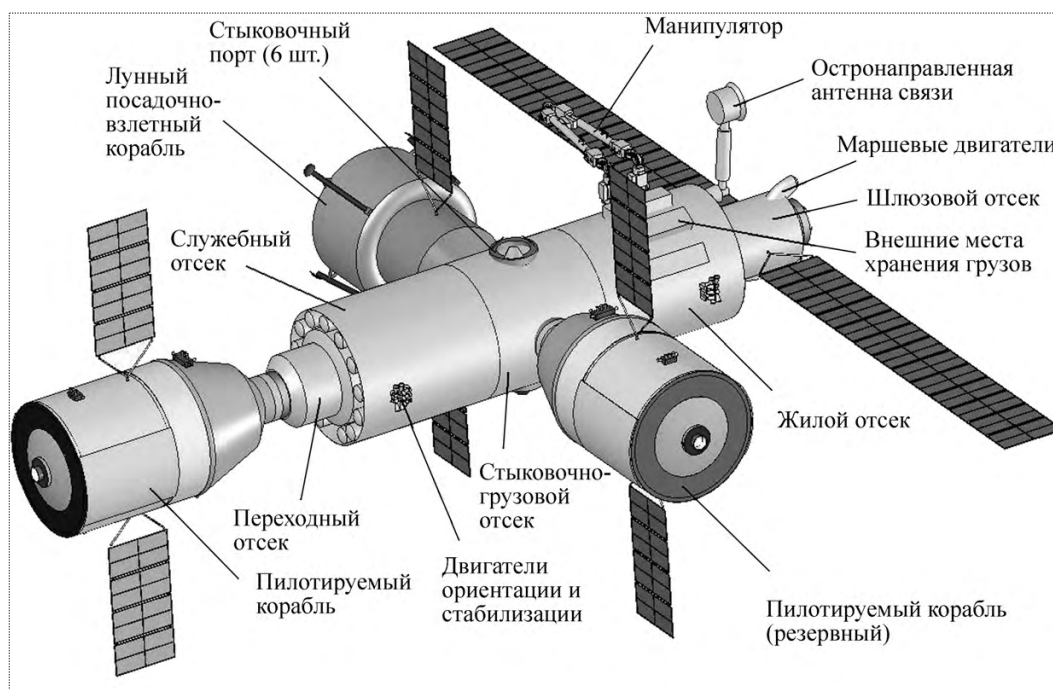


Рис. 2. Лунный орбитальный комплекс

ная ступень для доставки модуля на поверхность Луны (рис. 3) выполнена одноразовой с использованием высококипящих компонентов топлива. Суммарная масса базы на Луне составляет 31,5 т, масса одного модуля 9...10 т, мощность электроснабжения базы 8,8 кВт, масса целевого оборудования базы 5,2 т. На лунной базе в режиме посещения могут находиться до четырех космонавтов.

Модули посещаемой базы могут быть выполнены по существующей технологии модулей Международной космической станции (МКС). Посадочная площадка должна быть достаточно удалена от места развертывания лунной базы в целях предотвращения воздействия частиц, разлетающихся от струй двигателей, на элементы базы.

В состав базы входят герметичные служебно-шлюзовой (СШМ) и складской модули, а также целевой модуль в виде ферменной платформы с установленным на ней астрофизическим оборудованием. На

лунной базе предусмотрено наличие негерметичного ровера для перемещения экипажа. Целевое оборудование базы может включать оборудование для взятия образцов лунной породы, проведения исследований структуры, состава и эволюции внутренних слоев Луны, а также комплект приборов для лабораторных исследований образцов, которые сложно доставить на Землю.

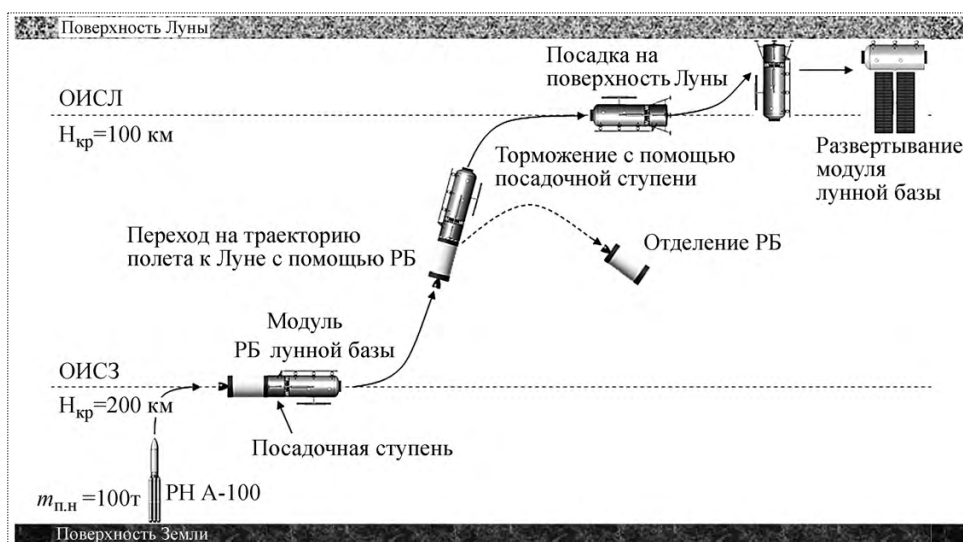


Рис. 3. Схема полета при доставке модуля лунной базы

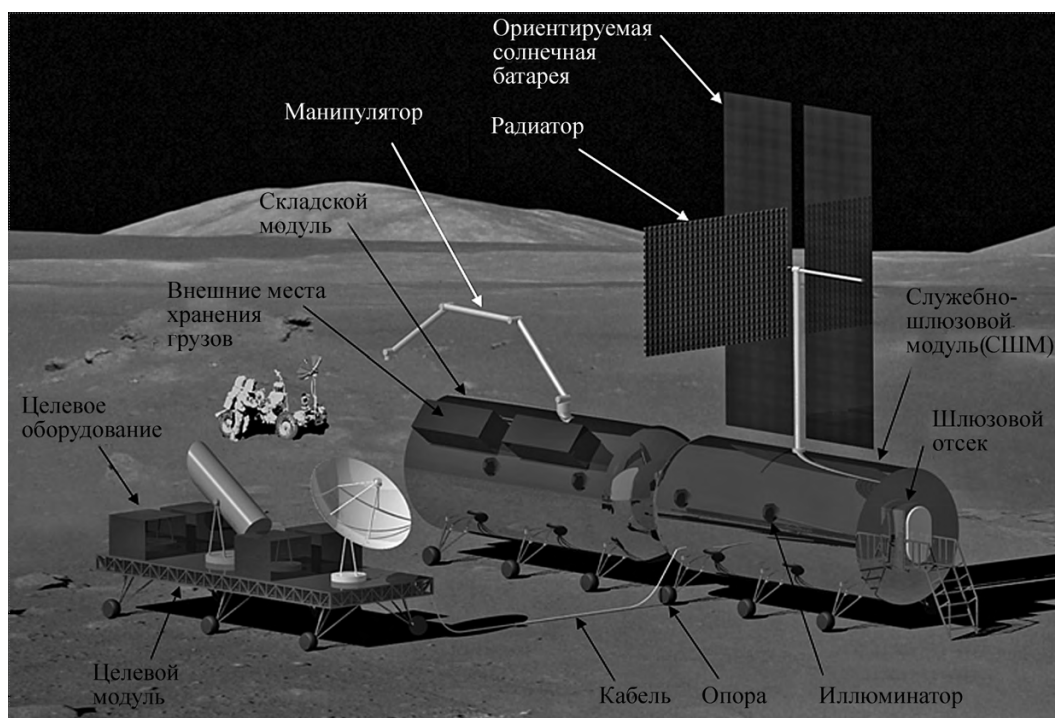


Рис. 4. Лунная база в развернутой конфигурации

Срок эксплуатации лунной базы оценивается в 10 лет (рис. 4). За это время должны быть определены направления дальнейшего изучения и освоения Луны, а также сформирован план развертывания лунной базы последующего этапа.

Рассматривались две концепции сборки лунной базы. Их можно условно назвать "концепция с подвижными модулями" и "концепция с краном-транспортёром".

В варианте с подвижными модулями каждый из них перемещается по поверхности Луны к месту сборки с помощью колесного шасси и собственных буксировочных средств (аналогично луноходу). Эта концепция была принята в качестве основной.

Во втором варианте перед началом развертывания лунной базы к месту ее сборки специальным рейсом должен быть доставлен кран-транспортёр. С его помощью осуществляются снятие модулей с грузовых посадочных ступеней и транспортировка по поверхности Луны. При этом должна быть обеспечена возможность компенсации несовпадения осей и плоскостей стыка модулей при сборке. Проблема сборки и транспорти-

ровки модулей лунной базы представляет собой сложную инженерную задачу и требует доработки.

Систему энергоснабжения на основе солнечных батарей (СБ) предполагается смонтировать наверху служебно-шлюзового модуля (он будет доставлен на базу первым). Так как высота Солнца над горизонтом может изменяться в широком диапазоне в зависимости от времени лунных суток, СБ должны иметь механизм поворота в двух плоскостях. Перпендикулярно СБ закреплен радиационный теплообменник (см. рис. 4).

Соединение модулей базы между собой осуществляется с помощью стыковочных узлов. В отличие от применяемых в настоящее время на российском сегменте МКС узлов их люки-лазы будут приближены по форме к дверям, имеющим размеры 1×2 м. Служебно-шлюзового модуля оборудован манипулятором, который используется для перемещения грузов и целевого оборудования с транспортного средства на наружные места хранения и в шлюзовую камеру.

На рис. 5 показан план развертывания лунной орбитальной станции и лунной базы, рассчитанный на два года. Потребуется совершить четыре пилотируемые экспедиции на поверхность Луны в целях организа-

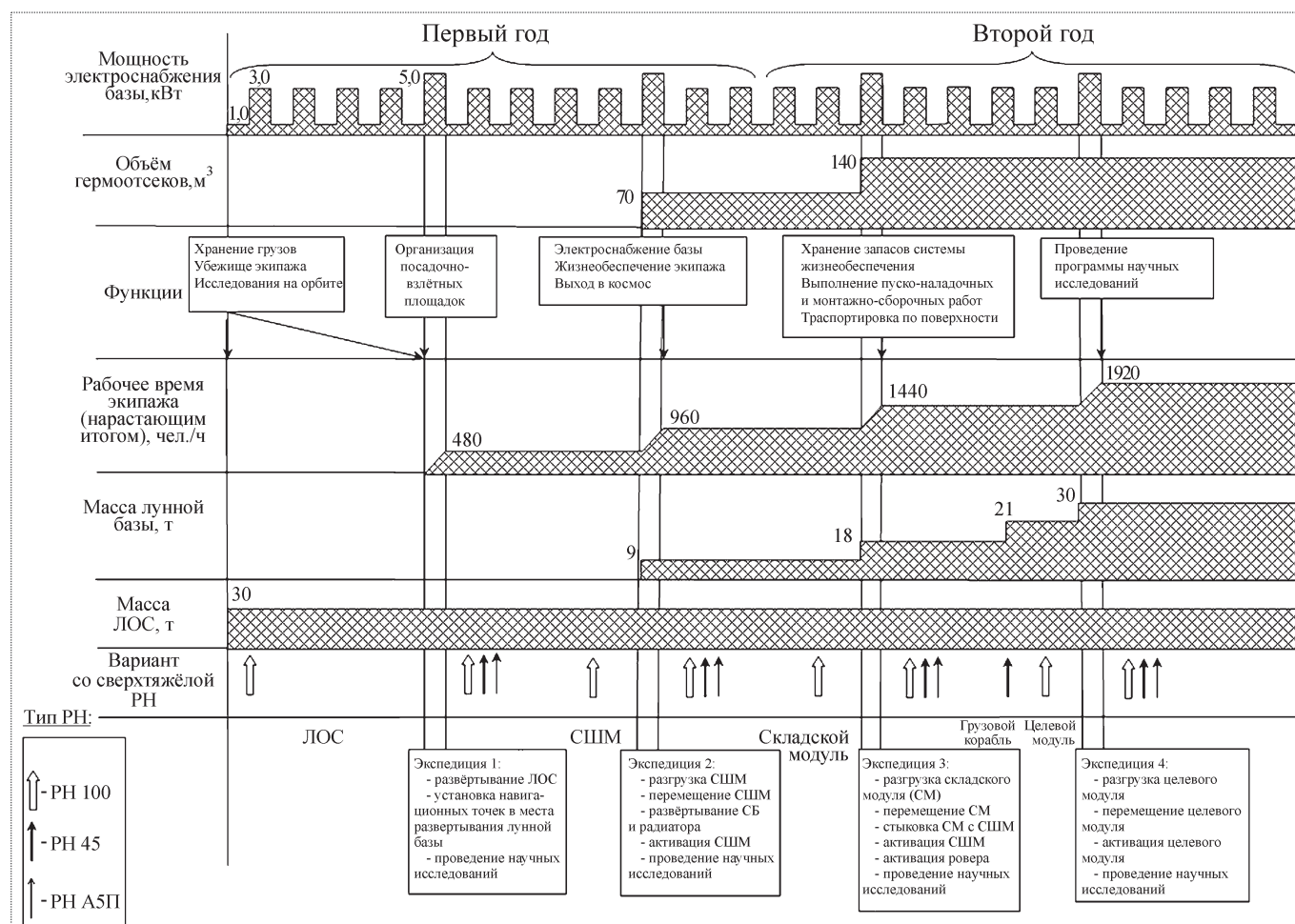


Рис. 5. План развёртывания ЛОР и лунной базы

ции взлетно-посадочных площадок, выполнения монтажно-сборочных и пусконаладочных работ, а также для проведения программы научных исследований.

Таким образом, возможно создание моноблочной лунной орбитальной станции и трехмодульной лунной базы начального этапа с использованием технологий, отработанных в ГКНПЦ им. М.В. Хруничева.

#### Литература

1. Анфимов Н.А. Кто напишет марсианские хроники // Рос. газета. 2006. 12 апреля.
2. Феокистов К.П. Космическая техника. Перспективы развития. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1997. 172 с.
3. Ковалёв Е.Е. Радиационный риск на Земле и в космосе. М.: Атомиздат, 1986. 256 с.



**ЕФРЕМОВ**  
Александр Викторович —  
заведующий кафедрой  
МАИ, профессор,  
доктор техн. наук



**ТЮМЕНЦЕВ**  
Юрий Владимирович —  
ведущий научный сотруд-  
ник МАИ, кандидат техн.  
наук



**ВЭНЬЦЯНЬ ТАНЬ** —  
аспирантка МАИ

## Нейросетевая модель характеристик управляющих действий летчика для оценки и выбора пилотажных свойств самолетов

**А.В. Ефремов, Ю.В. Тюменцев, В. Тань**

*Статья посвящена созданию нейросетевой модели характеристик управляющих действий летчика. Задача решается на базе результатов экспериментальных исследований, выполненных на пилотажном стенде с различными динамическими конфигурациями самолета. Дается способ формирования нейросетевой модели, позволяющей предсказывать характеристики управляющих действий летчика. Разработанная нейросетевая модель использована для создания критерия выбора и оценки пилотажных свойств самолетов.*

**A.V. Efremov, Yu.V. Tiumentsev, W.Tan. Neural Network Model For Pilot Control Behavior To Evaluate And Choose Aircraft Handling Qualities**

*A neural network model is suggested to evaluate aircraft pilot control behavior. The model is based on experimental data obtained during pilot-aided test using a special workstation meant for manual control studies. An approach is offered to build the neural network model intended for prediction of the pilot control behavior. This model is used to formulate an index for evaluation and choice of aircraft handling qualities.*

**Т**очность и безопасность пилотирования самолета определяются выбором его пилотажных свойств. Разработка критериев оценки и выбора этих свойств является одной из важнейших задач проектирования. В настоящее время существует несколько подходов к формированию таких критериев. Один из них, позволяющий учесть многие динамические особенности высокоавтоматизированных самолетов, базируется на нормировании показателей свойств системы "самолет—летчик", определение которых требует знания моделей характеристик управляющих действий летчика [1]. Модели, обычно используемые для этих целей (модель частоты среза, оптимальная модель, структурная модель), в ряде случаев обеспечивают необходимую степень адекватности результатов моделирования лишь в области средних частот [2...5]. Однако в области низких частот, а также применительно к замкнутым системам эти модели обладают рядом недостатков. Кроме того, они не описывают действия летчика при изменении условий функционирования системы "самолет—летчик". Один из возможных путей преодоления отмеченных недостатков — построение модели характеристик управляющих действий летчика, основанной на применении искусственных нейронных сетей. Базой для построения такой нейросетевой модели (НС-модели) служат результаты экспериментальных исследований управляющих действий летчика, полученные с помощью рабочей станции (мини-стенда) [6], специально предназначенной для изучения характеристик систем "самолет—летчик". Ожидаемое расширение прогностических возможностей разрабатываемой НС-модели основывается на предположении о том, что управляющие действия летчика, соответствующие какой-либо из динамических конфигураций, формируются на основе опыта, полученного при управлении конфигурациями, близкими к заданной.

### Построение нейросетевой модели управляющих действий летчика

**Экспериментальное исследование замкнутой системы "самолет–летчик" для задачи компенсаторного слежения.** Построение НС-модели характеристик управляющих действий летчика базируется на использовании методов экспериментальных исследований замкнутой системы "самолет–летчик". На рис. 1 приведена структура рассматривавшейся замкнутой одноконтурной системы "самолет–летчик". Здесь  $i(t)$  – входной сигнал;  $y(t)$  – выходной сигнал;  $c(t)$  – управляющий сигнал;  $e(t)$  – сигнал ошибки (рассогласование). Предполагается, что в приведенной системе летчик помимо визуально воспринимаемого сигнала ошибки может формировать реакцию на выходной сигнал  $y(t)$ . Как показано в работе [4], такая способность проявляется летчиком при образовании им дополнительного внутреннего контура восприятия кинестетической информации.

С помощью рабочей станции были выполнены экспериментальные исследования, в которых моделировалась задача отслеживания командного значения угла тангажа для объекта управления, описываемого передаточной функцией вида

$$W_c = \frac{K_c(1 + T_0 s)}{s(1 + 2\xi Ts + T^2 s^2)}, \quad (1)$$

где  $K_c$  – коэффициент усиления объекта;  $T_0$  – коэффициент времени опережения объекта;  $1/T$  и  $\xi$  – частота и демпфирование объекта соответственно. В табл. 1 приведены обозначения исследованных динамических конфигураций для различных значений коэффициента усиления  $K_c$  и частоты  $1/T$  при постоянных значениях параметров  $T_0 = 1,4$  с и  $\xi = 0,64$ , используемые далее в статье.

**Определение структуры нейросетевой модели.** Замена летчика его НС-моделью в замкнутой системе "самолет–летчик", получим схему, изображенную на рис. 2.

Как отмечалось в работе [7], выход НС-модели – сигнал  $c(t)$ , а ее входы состоят из сигнала  $e(t)$ , производных сигналов  $e(t)$  и  $y(t)$ . Данные о производных

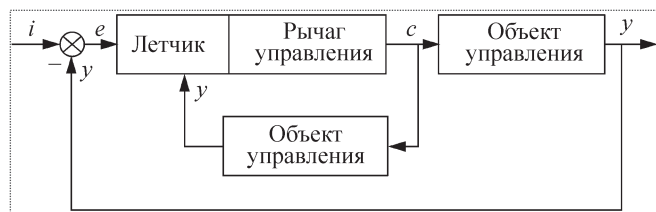


Рис. 1. Замкнутая система "самолет–летчик"

Таблица 1  
Обозначения исследованных динамических конфигураций

| $K_c$ | $1/T$ |       |       |       |       |
|-------|-------|-------|-------|-------|-------|
|       | 1,0   | 1,5   | 2,4   | 3,5   | 5,0   |
| 0,10  |       |       | 24010 |       |       |
| 0,25  |       |       | 24025 |       |       |
| 0,50  |       |       | 24050 |       |       |
| 0,75  | 10075 | 15075 | 24075 | 35075 | 50075 |
| 1,00  |       |       | 24100 |       |       |
| 1,50  |       |       | 24150 |       |       |
| 2,50  |       |       | 24250 |       |       |

сигналов  $e(t)$  и  $y(t)$  непосредственно при определении структуры модели не используются. Вместо этого учитывается предыстория соответствующих сигналов глубины в несколько временных шагов.

Для построения НС-модели использовалась сеть с архитектурой типа TDNN (Time Delay Neural Network) [8]. Построенная на основе персептрона и линий задержки для входных сигналов, она позволяет учитывать не только значение входного вектора для текущего момента времени, но и предысторию изменения этого значения. На рис. 3 показана достаточно простая структура такой НС-модели, включающая всего один нейрон, имеющий линейную активационную функцию. Зависимость между входами и выходом модели определяется соотношением

$$\text{выход} = \text{purelin}(w \times \text{входы} + b) = w \times \text{входы} + b. \quad (2)$$

Для данной архитектуры в компьютерном эксперименте варьировались число входов производных сигналов ( $q_{\Delta e}$  и  $q_{\Delta y}$ ), величины шагов, используемых при вычислении производной ( $\delta_{\Delta e}$  и  $\delta_{\Delta y}$ ), величины задержек на входе модели ( $\tau_e$ ,  $\tau_{\Delta e}$  и  $\tau_{\Delta y}$ ). На эти параметры влияет, прежде всего, используемая глубина предыстории для входных сигналов.

Чем больше входов в сеть, тем больше варьируемых параметров в НС-модели, что дает возможность повы-

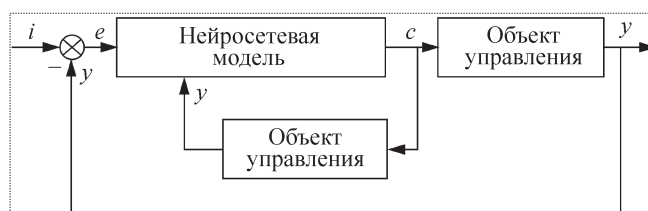


Рис. 2. Замкнутая система "самолет–летчик" с НС-моделью управляющих действий летчика

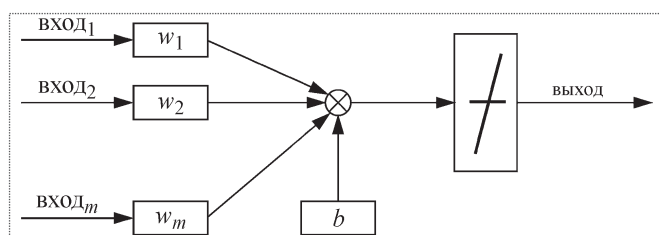


Рис. 3. Структура НС-модели с одним нейроном с линейной активационной функцией

снять точность модели. Однако слишком большая точность, достигнутая в процессе обучения нейросети, ведет к тому, что модель начинает запоминать и воспроизводить такие подробности обучающего набора, которые не должны присутствовать в построенной модели. В этом случае можно говорить о так называемой переразмеренности НС-модели. Поэтому число входов НС-модели ( $q_{\Delta e}$  и  $q_{\Delta y}$ ) следует ограничить. Значение для  $\delta_{\Delta e}$  выбрано меньшим, чем значение для  $\delta_{\Delta y}$ , поскольку сигнал  $e(t)$  изменяется быстрее сигнала  $y(t)$ . Согласно смыслу решаемой задачи параметр  $\tau_e$  означает задержку реакции летчика на сигнал  $e(t)$ . Ее величина составляет примерно 0,20 с [1]. Значение параметра  $\tau_{\Delta e}$  состоит из той же самой задержки реакции летчика на сигнал  $e$  и времени вычисления скорости изменения сигнала  $e$ , т.е. оно должно быть больше, чем значение параметра  $\tau_e$ . Параметр  $\tau_{\Delta y}$  означает задержку получения информации по перемещению рычага управления. Он должен быть меньше, чем значение параметра  $\tau_e$ .

В работе [7] рассмотрена проблема определения состава входов и выходов НС-модели с учетом полученных результатов. В качестве примера можно указать, что для конфигурации 24150 были найдены следующие значения параметров:  $\tau_e = 0,25$  с;  $q_{\Delta e} = 2$ ;  $\tau_{\Delta e} = 0,40$  с;  $\delta_{\Delta e} = 0,05$  с;  $q_{\Delta y} = 3$ ;  $\tau_{\Delta y} = 0,05$  с;  $\delta_{\Delta y} = 0,10$  с.

**Коррекция структуры нейросетевой модели.** Была проведена оценка возможности применения введенной выше структуры НС-модели для описания действий летчика в экспериментах с другими динамическими конфигурациями. Полученные результаты показывают, что для конфигураций 35075 и 50075 сформированная НС-модель не позволила добиться устойчивого результата моделирования в замкнутом контуре. Это значит, что сеть с архитектурой TDNN не может быть использована для описания управляющих действий летчика в данной ситуации. На рис. 4 показаны частотные характеристики конфигураций 10075, 15075, 24075, 35075 и 50075. Видно, что для конфигураций 35075 и 50075 амплитудная частотная

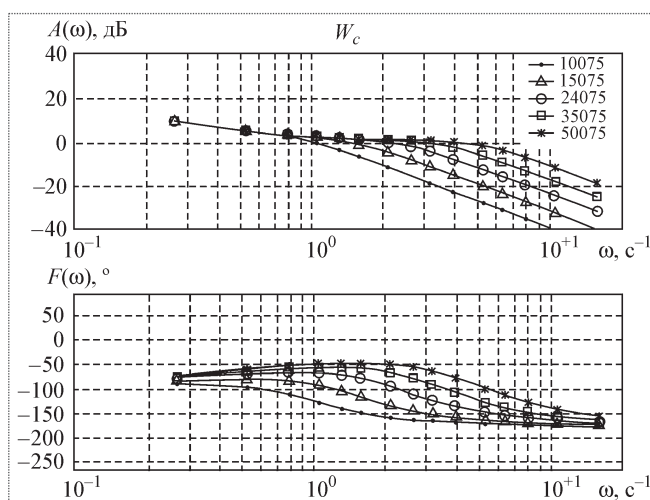


Рис. 4. Частотные характеристики для разных конфигураций

характеристика имеет нулевой наклон в области частоты среза ( $1...3$  с<sup>-1</sup>). Такая особенность требует от летчика умения вводить сглаживающую коррекцию ( $W_{\text{л}} \cong \frac{K_c}{Ts+1} e^{-\tau s}$ ) в районе частоты среза.

Сигналы, подаваемые на входы НС-модели с архитектурой TDNN, определяются моментами времени  $t - \Delta t$ , однако в их состав не входят прогнозируемые сигналы для моментов времени  $t + \Delta t$ . Такая структура НС-модели позволяет анализировать характеристики опережающих действий летчика, но она не может использоваться для описания его сглаживающих действий. Для обеспечения такой возможности было предложено ввести дополнительный фильтр  $\frac{1}{T_y s + 1}$ , на вход которого подается сигнал  $y$ , а

сигнал, снимаемый с его выхода, — на вход НС-модели (рис. 5). Анализ показывает, что введение такого фильтра позволяет описать сглаживающую коррекцию, используемую летчиком. Было предложено также выбирать значение параметра  $1/T_y$  равным частоте объекта управления, после которой наклон его частотной характеристики равен нулю.

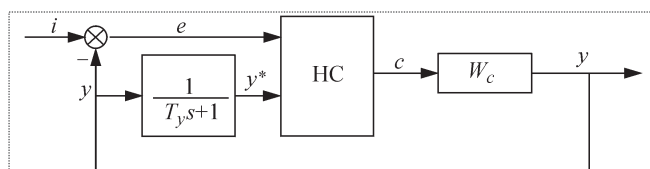


Рис. 5. Система "самолет—летчик" с введенным в нее фильтром  $\frac{1}{T_y s + 1}$

При исследовании рассматриваемых конфигураций было выявлено, что каждому объекту управления соответствует свое наилучшее значение задержки  $\tau_{\Delta y}$ . Увеличение фазового запаздывания частотной характеристики исследуемого объекта приводит к увеличению  $\tau_{\Delta y}$ . Для описания фазового запаздывания комбинации звеньев  $W_c^* = W_c W_{\text{фильтр}}$ , где  $W_{\text{фильтр}} = \frac{1}{T_y s + 1}$ , был

введен показатель  $\omega_{-135^\circ}$ , определяющий частоту, на которой фаза частотной характеристики  $W_c^*$  равняется  $-135^\circ$ . Увеличение значения  $\omega_{-135^\circ}$  соответствует уменьшению запаздывания звена  $W_c^*$ . Эта зависимость описывается следующим образом [9]:

$$\begin{aligned} \text{при } \omega_{-135^\circ} > 1,12 \quad & \begin{cases} \omega_{-135^\circ} > 2,00, \tau_{\Delta y} = 0,35 \text{ с}, \\ \omega_{-135^\circ} \leq 2,00, \tau_{\Delta y} = 0,40 \text{ с}; \end{cases} \\ \text{если } 0,65 < \omega_{-135^\circ} \leq 1,12, \text{ то } & \tau_{\Delta y} = 0,70 \text{ с}; \\ \text{если } \omega_{-135^\circ} \leq 0,65, \text{ то } & \tau_{\Delta y} = 1,00 \text{ с}. \end{aligned} \quad (3)$$

В табл. 2 приведены значения  $\tau_{\Delta y}$  для конфигураций с различными значениями  $\omega_{-135^\circ}$  ( $T_y = 1,4 \text{ с}$ ).

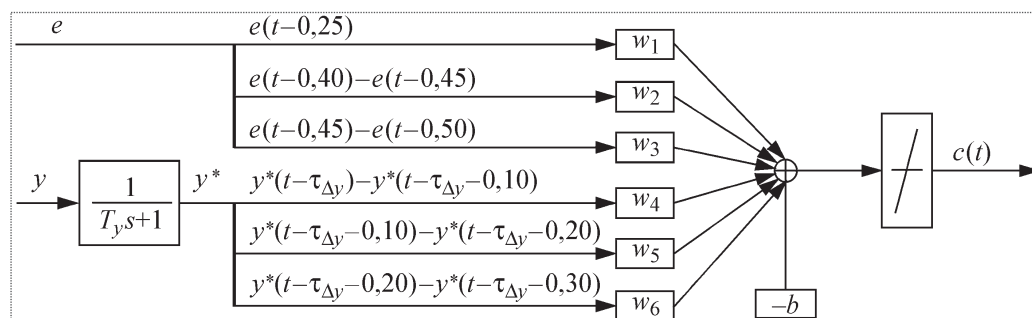
Таблица 2  
Задержки  $\tau_{\Delta y}$  для конфигураций с различными значениями  $\omega_{-135^\circ}$

| Конфигурация                         | 10075 | 15075 | 24075 | 35075 | 50075 |
|--------------------------------------|-------|-------|-------|-------|-------|
| $\omega_{-135^\circ}, \text{с}^{-1}$ | 0,55  | 0,82  | 1,31  | 1,92  | 2,74  |
| $\tau_{\Delta y}, \text{с}$          | 1,00  | 0,70  | 0,40  | 0,40  | 0,35  |

В работе [9] проведено сравнение результатов обучения НС-модели для двух ее архитектурных вариантов: без фильтра и с фильтром ( $T_y = 1,4 \text{ с}$ ). Наилучшие результаты получены при использовании моделей с фильтром, особенно для конфигураций 35075 и 50075. Введение для этих конфигураций фильтра позволяет получить вполне удовлетворительные результаты.

На рис. 6 представлена структура НС-модели, которая будет использоваться в настоящей статье далее.

Рис. 6. Структура сформированной НС-модели



**Обучение нейросетевой модели управляющих действий летчика.** Для формирования НС-моделей и проведения с ней необходимых вычислительных экспериментов использовалась система Matlab и входящий в ее состав пакет Neural Networks. Обучение НС-модели осуществлялось с помощью обычного метода обратного распространения ошибки, основанного на алгоритме Левенберга–Марквардта, наиболее эффектив-



Рис. 7. Сопоставление управляющих действий летчика и НС-модели

ном и работоспособном среди набора алгоритмов обучения в составе средств упомянутого пакета [8]. Для обеспечения обучения НС-модели вычисляется значение среднеквадратической ошибки (mean square error – mse) между сигналами  $c_{\text{экс}}$  и  $c_{\text{мод}}$  для  $N$  примеров (рис. 7). Если данное значение стремится к нулю в ходе процесса обучения НС-модели, это означает, что НС-модель хорошо аппроксимирует характеристики управляющих действий летчика.

На рис. 8 показаны результаты моделирования и частотные характеристики летчика для конфигурации 24150. В качестве обучающего набора для построения НС-модели взят набор значений коррелированной с входным воздействием составляющей реакции летчика с объемом обучающего набора, равным 2400 точек [7], полученных при экспериментальных исследованиях задачи компенсаторного слежения. Видно, что НС-модель достаточно хорошо отражает характеристики действий летчика.

Работоспособность сформированной НС-модели проверялась в замкнутом контуре системы "само-

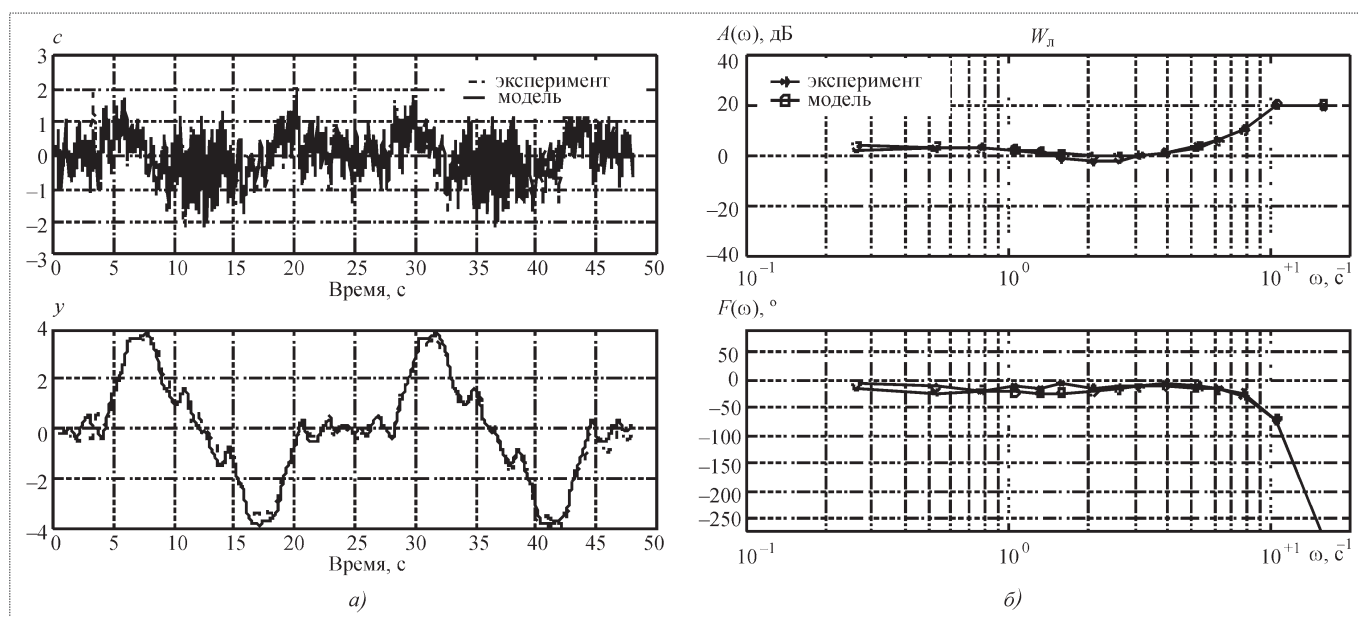


Рис. 8. Результаты моделирования (а) и частотные характеристики летчика (б) (конфигурация 24150)

лет–летчик". Полученные результаты показали более высокую степень согласованности с экспериментальными данными по сравнению с другими распространенными квазилинейными моделями характеристик управляющих действий летчика — моделью Хесса (Hess) [4] и оптимальной моделью летчика (ОСМ) [5] (рис. 9).

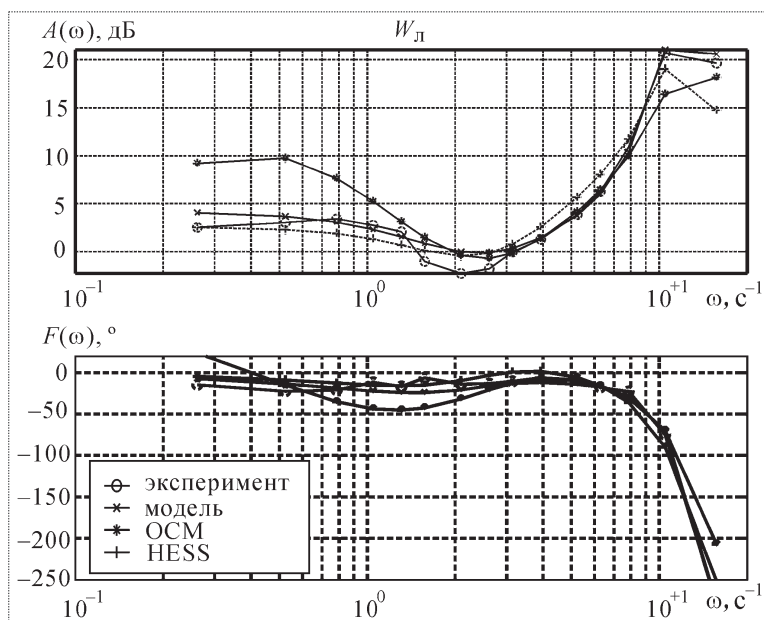


Рис. 9. Степень согласованности с экспериментальными данными для НС-модели и других моделей характеристик управляющих действий летчика

#### Формирование и обучение нейросетевой предсказывающей модели

Любая математическая модель должна помимо адекватности обладать свойством прогностичности, т.е. способностью предсказывать результаты моделирования для условий, отличающихся от тех, при которых проводился выбор ее параметров. Для летчика, обладающего адаптивностью поведения, требование прогностичности сводится к способности выбора характеристик управляющих действий, отвечающих текущей решаемой задаче. При этом результаты моделирования характеристик действий летчика должны соответствовать данным, полученным в эксперименте. Ниже анализируются условия формирования НС-модели, а также алгоритмы, обеспечивающие наличие у модели прогностических свойств.

Определение соответствия результатов моделирования (индекс "мод") и экспериментов (индекс "экс") производится по критерию [7]

$$J = \sum_{k=1}^{15} [A_{\text{экс}}(\omega_k) - A_{\text{мод}}(\omega_k)]^2 + \frac{\pi}{180} [F_{\text{экс}}(\omega_k) - F_{\text{мод}}(\omega_k)]^2, \quad (4)$$

где  $A(\omega)$  и  $F(\omega)$  — амплитудные и фазовые частотные характеристики управляющих действий летчика;  $\omega$  — частота.

**Влияние коэффициента усиления объекта управления.** Применительно к конфигурациям 24010, 24025, 24050, 24075, 24100 и 24150 была проведена серия вычислительных экспериментов, в которой НС-модель, построенная для одной конфигурации управления, использовалась для предсказания характеристик управляющих действий летчика для других конфигураций. При этом параметр фильтра  $T_y$  принимался равным 1,4 с, а задержка  $\tau_{\Delta y} = 0,40$  с. Известно, что в определенном диапазоне изменения величины  $K_c$  произведение коэффициентов усиления летчика и объекта управления остается примерно постоянной величиной [2, 3]. С учетом этого правила постоянства было предложено изменять значения коэффициентов НС-модели (веса  $w$  связей в ней) по сравнению с теми, для которых формировалась НС-модель, согласно соотношению

$$w_{\text{пред}} = w_{\text{обуч}} K_{c \text{ обуч}} / K_{c \text{ пред}}. \quad (5)$$

Результаты, полученные с использованием правила постоянства, приведены в табл. 3. Видно, что, кроме случаев  $K_c = 0,1$  и  $2,5$ , результаты предсказания достаточно хорошие ( $J < 200$ ). При  $K_c = 0,1$  требуется максимальное перемещение ручки и на результатах экспериментов сказываются нелинейные ограничения. В случае  $K_c = 2,5$  малое перемещение ручки приводит к увеличению влияния шума на действия летчика. Все это приводит к росту значения показателя  $J$ .

**Влияние временных задержек.** Влияние временных задержек на модель действий летчика сложнее, чем влияние коэффициента усиления. Для конфигураций 10075, 15075, 24075, 35075 и 50075 была проведена серия вычислительных экспериментов, в которой НС-модель, построенная для одной конфигурации, использовалась для предсказания характеристик управляющих действий летчика применительно к другой конфигурации. При этом параметр фильтра  $T_y$  принимался рав-

ным 1,4 с, а значения задержки  $\tau_{\Delta y}$  соответствовали приведенным в табл. 2. Полученные результаты показывают, что характеристики управляющих действий летчика для близких конфигураций имеют сходные особенности. Отсюда следует, что для формирования уточненной НС-модели предсказания характеристик управляющих действий летчика для какой-либо конфигурации можно использовать интерполяцию результатов, полученных применительно к частотным характеристикам летчика для пары конфигураций, близких к требуемой.

**Выбор близких конфигураций.** Для подбора близких конфигураций необходимо прежде всего определить показатель близости, который существенно влияет на результат интерполяции частотной характеристики управляющих действий летчика. Предлагается следующая процедура выявления близких конфигураций. Выражение для показателя  $J$  (4) перепишем в следующем виде:

$$J(i) = \sum_{j=1}^n \{ [A_c(i, \omega(j)) - A_{c \text{ пред}}(\omega(j))]^2 + \frac{\pi}{180} [F_c(i, \omega(j)) - F_{c \text{ пред}}(\omega(j))]^2 \}, \quad (6)$$

где  $A_{c \text{ пред}}$  и  $F_{c \text{ пред}}$  — амплитудная и фазовая частотные характеристики конфигурации, для которой необходимо определить частотную характеристику летчика;  $A_c$  и  $F_c$  — амплитудная и фазовая частотные характеристики конфигурации из банка конфигураций. Сравнение характеристик производится в диапазоне частот от 1 до  $10 \text{ с}^{-1}$ .

Для отработки методики был использован банк, состоящий из пяти различных конфигураций: 10075, 15075, 24075, 35075, 50075. Чем меньше значение показателя  $J$ , тем ближе две сравниваемые конфигурации. По значениям показателя  $J$  выби-

рались две конфигурации:  $W_{c1}$  и  $W_{c2}$ , характеризующиеся наименьшими значениями  $J_1$  и  $J_2$  показателя  $J$ .

Для исключения влияния коэффициента усиления объекта управления было предложено использовать при вычислении показателя  $J$  нормализованные значения амплитуд объекта управления  $A_c^* = A_c / K_c$ .

Таблица 3

Значения показателя  $J$ , полученные с применением правила постоянства произведения коэффициентов усиления летчика и объекта управления для различных динамических конфигураций

| Обучение<br>Предсказание | 24010 | 24025 | 24050 | 24075 | 24100 | 24150 | 24250 |
|--------------------------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|
| 24010                    | 38    | 233   | 261   | 352   | 353   | 334   | 586   |
| 24025                    | 206   | 43    | 60    | 75    | 109   | 96    | 194   |
| 24050                    | 275   | 73    | 67    | 87    | 104   | 101   | 203   |
| 24075                    | 417   | 106   | 96    | 69    | 95    | 110   | 163   |
| 24100                    | 380   | 87    | 79    | 75    | 64    | 82    | 152   |
| 24150                    | 482   | 186   | 187   | 165   | 157   | 153   | 233   |
| 24250                    | 1148  | 527   | 527   | 441   | 439   | 418   | 331   |

*Интерполяция частотных характеристик.* Частотные характеристики летчика, соответствующие исследуемому объекту, могут быть получены путем линейной интерполяции предварительно полученных частотных характеристик летчика, соответствующих двум объектам управления, наиболее близким к исследуемому. При этом значения амплитудных и фазовых характеристик летчика на частотах интерполяции ( $A_{л.пред}$  и  $F_{л.пред}$ ) определяются из соотношений

$$A_{л.пред}(\omega_i) = A_{л1}(\omega_i) - \frac{A_{л1}(\omega_i) - A_{л2}(\omega_i)}{I_{A1}(\omega_i) - I_{A2}(\omega_i)} I_{A1}(\omega_i), \quad (7)$$

$$F_{л.пред}(\omega_i) = F_{л1}(\omega_i) - \frac{F_{л1}(\omega_i) - F_{л2}(\omega_i)}{I_{F1}(\omega_i) - I_{F2}(\omega_i)} I_{F1}(\omega_i), \quad (8)$$

где  $A_{лm}$  и  $F_{лm}$  ( $m = 1, 2$ ) – амплитудная и фазовая частотные характеристики летчика для близких конфигураций;  $I_{Am}$  и  $I_{Fm}$  – разницы между амплитудными и фазовыми частотными характеристиками конфигурации, для которой необходимо определить частотную характеристику летчика, и близкой к ней конфигурации. Выражения для  $I_{Am}$  и  $I_{Fm}$  имеют вид

$$I_{Am}(\omega_i) = |A_{cm}(\omega_i) - A_{с.пред}(\omega_i)|, \quad (9)$$

$$I_{Fm}(\omega_i) = |F_{cm}(\omega_i) - F_{с.пред}(\omega_i)|. \quad (10)$$

Знаки показателей  $I_{Am}$  зависят от соотношения величин  $A_{с.пред}$ ,  $A_{c1}$  и  $A_{c2}$ . Если значение  $A_{с.пред}$  находится внутри интервала значений  $A_{c1}$  и  $A_{c2}$  (т.е.  $A_{c1} < A_{с.пред} < A_{c2}$ ), то знаки  $I_{A1}$  и  $I_{A2}$  разные. Если  $A_{с.пред} > A_{c1}$  и  $A_{с.пред} > A_{c2}$  или  $A_{с.пред} < A_{c1}$  и  $A_{с.пред} < A_{c2}$ , то знаки  $I_{A1}$  и  $I_{A2}$  одинаковы, одинаковы будут и знаки показателей  $I_{Fm}$ .

В связи с тем что до проведения процедуры интерполяции величины  $A_{л1}$  и  $A_{л2}$  были уменьшены в  $K_{c1}$  и  $K_{c2}$  раз соответственно ( $A_{л1}^* = A_{л1} K_{л1}$ ,  $A_{л2}^* = A_{л2} K_{л2}$ ), то после ее завершения значения  $A_{л.пред}^*$  необходимо изменить, а именно вычислить  $A_{л.пред} = A_{л.пред}^* K_{л.пред}$ .

*Результаты предсказания с использованием НС-модели.* Полученная описанным выше способом частотная характеристика летчика  $W_{л.пред}$  используется для получения соответствующей ей нейросетевой модели. В этих целях НС-модель прежде всего должна быть обучена во временной области. В данном случае полученные частотные характеристики используются для

Таблица 4  
Значения показателя  $J$  для оценки соответствия НС-модели летчика результатам эксперимента

| Анализируемая конфигурация | 10075 | 15075 | 24075 | 35075 | 50075 |
|----------------------------|-------|-------|-------|-------|-------|
| $J$                        | 257   | 159   | 124   | 400   | 260   |
| Конфигурация объекта 1     | 15075 | 10075 | 35075 | 50075 | 35075 |
| $J_1$                      | 477   | 477   | 263   | 175   | 175   |
| Конфигурация объекта 2     | 24075 | 24075 | 15075 | 24075 | 24075 |
| $J_2$                      | 1982  | 538   | 538   | 263   | 841   |

определения сигналов  $s(t)$ ,  $y(t)$  и  $e(t)$  согласно преобразованию Фурье [5].

В табл. 4 приведены результаты оценки соответствия НС-модели летчика, построенной применительно к замкнутой системе, частотной характеристике летчика, полученной в экспериментах. Для конфигураций 10075, 15075, 24075 и 50075 получены удовлетворительные значения показателя  $J$  ( $J \leq 260$ ). В качестве примера на рис. 10 приведены результаты вычислений, основанные на использовании описанной выше процедуры интерполяции. Для конфигурации 35075 значение показателя  $J$  получилось большим ( $J = 400$ ). Это связано с тем, что для нее результаты эксперимента, полученные на рабочей станции, менее благоприятны для проведения обучения [7].

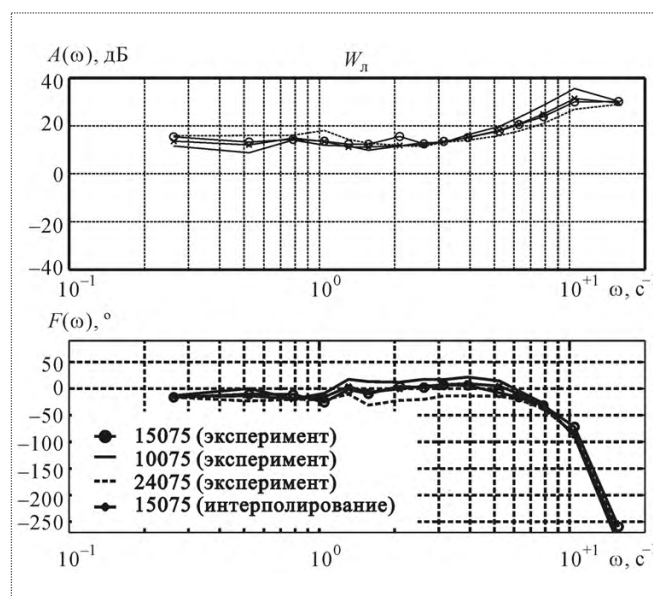


Рис. 10. Интерполяция частотных характеристик (конфигурация 15075)

### Прогнозирование значений оценки пилотажных свойств самолета с помощью нейросетевой модели

Приведенная выше методика была использована при получении НС-моделей для динамических конфигураций, отвечающих широкой базе данных. При исследованиях, описанных в настоящей статье, использовалась база данных, полученная в экспериментах с 40 конфигурациями, 17 из которых были взяты из базы данных HAVE PIO [10], а 23 — из базы данных Нила—Смита [11, 12]. Следует отметить, что коэффициент усиления самолета  $K_c$  выбирался в этих экспериментах летчиком. Для каждой конфигурации выполнен эксперимент на рабочей станции, чтобы получить частотные характеристики управляющих действий летчика. Согласно приведенной выше методике предсказания, основанной на процедуре интерполяции, были получены частотные характеристики управляющих действий летчика для исследовавшихся конфигураций, а также НС-модели. Разработанные таким образом НС-модели используются для создания критерия выбора и оценки пилотажных свойств самолетов.

В настоящей статье предлагается подход к оценке пилотажных свойств самолета с использованием НС-модели для вычисления оценки, которую сформулировал бы летчик. Для получения этой оценки необходимо прежде всего установить связь между значением оценки, даваемой летчиком в ходе летных экспериментов, и объективно измеренными или моделируемыми показателями. В качестве одного из таких показателей была предложена среднеквадратическая величина ошибки слежения, коррелированная с входным сигналом  $\sigma_{ei}$  [13]. Значение  $\sigma_{ei}$  для рассматриваемых

динамических конфигураций из упомянутой базы данных определялось по результатам моделирования с использованием НС-модели. Данные, позволяющие судить о корреляции оценки  $PR$  и  $\sigma_{ei}$ , приведены на рис. 11, а. Видно, что все исследовавшиеся динамические конфигурации можно отнести к двум группам. Для динамических конфигураций группы I основным фактором при расчете оценки пилотажных свойств является характеристика точности слежения в виде среднеквадратического отклонения ошибки слежения  $\sigma_{ei}$  законом Вебера—Фехнера [13]:

$$PR_{\sigma} = A + B \ln \sigma_{ei} = 10,9 + 11,6 \ln \sigma_{ei}. \quad (11)$$

Для динамических конфигураций группы II оценка пилотажных свойств определяется другим фактором. Для большинства конфигураций из этой группы характерным является глубокая сглаживающая коррекция ( $\Delta\varphi_p^- < -26,5^\circ$ ), применяемая летчиком в низкочастотной области. На рис. 11, б показана корреляция между полетными значениями оценки  $PR$  и показателем  $\Delta\varphi_p^-$  для рассматриваемых конфигураций группы II. Видно, что для вычисления значений оценки пилотажных свойств для конфигураций из этой группы можно использовать зависимость

$$PR_{\varphi} = -0,075 \Delta\varphi_p^- + 0,75. \quad (12)$$

Таким образом, можно выделить два независимых фактора, определяющих оценку пилотажных свойств самолета. Предлагаемый алгоритм прогнозирования значений оценки заключается в следующем. Для каждой исследуемой динамической конфигурации определяются показатели точности пилотирования  $\sigma_{ei}$  и

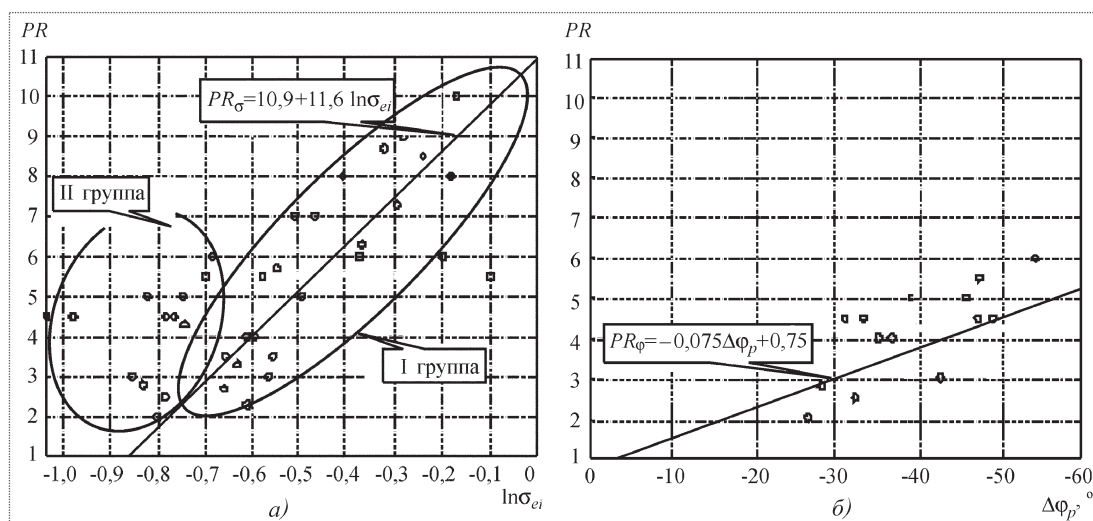


Рис. 11. Модель прогнозирования оценки пилотажных свойств самолета

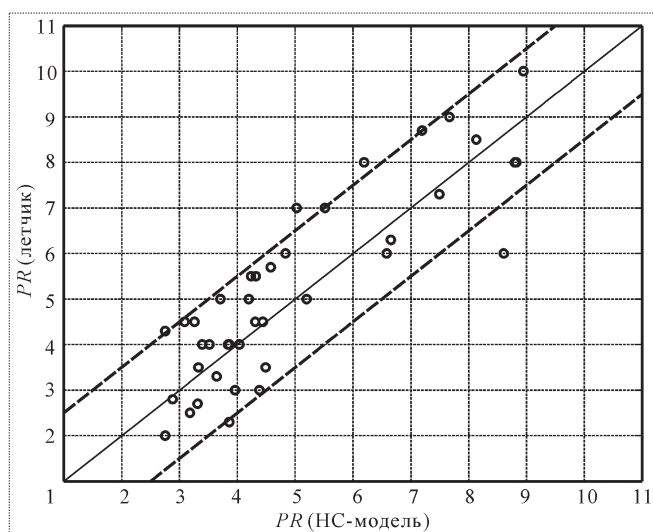


Рис. 12. Критерий оценки пилотажных свойств самолета

коррекции сглаживания  $\Delta\varphi_p^-$ . Затем по соотношениям (11), (12) вычисляются значения  $PR_\sigma$  и  $PR_\varphi$ , и определяется окончательное значение прогнозируемой оценки  $PR_{\text{прогн}}$  как максимальное из значений  $PR_\sigma$  и  $PR_\varphi$ :

$$PR_{\text{прогн}} = \max(PR_\sigma, PR_\varphi). \quad (13)$$

На рис. 12 демонстрируется корреляция между полетным  $PR_{\text{полет}}$  и прогнозируемым  $PR_{\text{прогн}}$  по модели (13) значениями оценки пилотажных свойств самолета для различных динамических конфигураций (показаны точками). Видно, что с учетом разброса полетных значений  $PR$  для всех динамических конфигураций обеспечивается достаточно хорошая (в пределах  $\Delta PR = \pm 1,5$ ) корреляция, за исключением трех.

Полученные результаты позволяют сделать следующие выводы:

НС-модели обеспечивают более высокую степень согласованности с экспериментальными данными, чем это имеет место для широко распространенных квазилинейных моделей характеристик управляющих действий летчика.

НС-модель с архитектурой TDNN позволяет описывать характеристики опережающих действий летчика, однако она не может использоваться для описания его сглаживающих действий. Введение дополнительного фильтра  $\frac{1}{T_y s + 1}$  и параметра  $\tau_{\Delta y}$  позволяет добиться

адекватности описания действий летчика. Параметры  $T_y$  и  $\tau_{\Delta y}$  определяются свойствами объекта управления. Увеличение запаздывания объекта управ-

ления требует увеличения значений  $\tau_{\Delta y}$ . Величина  $1/T_y$  определяется частотой, на которой наклон частотной характеристики объекта управления становится равным нулю.

Для получения уточненной НС-модели, позволяющей прогнозировать характеристики управляющих действий летчика для какой-либо из динамических конфигураций, необходимо использовать пару полученных ранее частотных характеристик летчика для близких конфигураций, применяя интерполяцию. Результаты прогнозирования для 40 динамических конфигураций показали, что этот метод позволяет получить результаты, близкие к экспериментальным.

Критерий предсказания оценки пилотажных свойств самолета может быть основан на показателях системы "самолет—летчик", вычисленных с использованием НС-модели. Использование такого критерия обеспечивает хорошее совпадение результатов прогнозирования оценки и оценки, полученной в экспериментах.

#### Литература

1. Efremov A.V., Ogloblin A.V. Progress in pilot-in the loop investigations for flying qualities prediction and evaluation // ICAS 2006, 25th International Congress of the Aeronautical Sciences.
2. Летчик как динамическая система / А.В. Ефремов, А.В. Оглоблин, А.Н. Предтеченский, В.В. Родченко / М.: Машиностроение, 1992.
3. McRuer D.T., Krendel E.S. Mathematical models of human pilot behavior. North Atlantic Treaty Organization. Advisory Group for Aerospace Research and Development. AGARDograph № 188. 1974.
4. Hess R. Structural model of the adaptive human pilot // J. of Guidance and Control. 1979. Vol. 3. № 5.
5. Baron S., Kleinman D. The human as an optimal controller and information processor // IEEE Transactions on Man Machine Systems. 1969. Vol.1. № 1.
6. The workstation for the research on manual control tasks. The user's manual. Technical report on research. Moscow. Russia. July 1995.
7. Нейросетевая модель управляющих действий летчика / А.В. Ефремов, А.В. Оглоблин, В. Тань, Ю.В. Тюменцев // Вестник МАИ. 2007. Т. 14. № 2. С. 53–66.
8. Hristev R.M. The ANN book. Electronic Edition, 1998.
9. Тань В., Ефремов А.В., Тюменцев Ю.В. Оценка пилотажных свойств самолета с применением нейросетевой модели предсказания характеристик управляющих действий летчика // Вестник МАИ. 2008. Т. 15. № 1.
10. Concepts for detecting pilot-induced oscillation using manned simulation / B.A. Kish, D.B. Leggett, B.T. Nguyen, T.J. Cord, G.J. Slutz // AIAA-96-3431-CP.
11. Neal T.P., Smith R.E. A flying qualities criterion for the design of fighter flight-control systems // J. Aircraft. 1971. Vol. 8. № 10.
12. Bacon D.J., Schmidt D.K. An optimal control approach to pilot/vehicle analysis and the Neal-Smith criteria // J.Guidance. 1983. Vol. 6. № 5.
13. Ефремов А.В., Оглоблин А.В., Кошеленко А.В. Оценка и предсказание пилотажных характеристик современных самолетов // Полет. 1999. № 3.

Работа выполнена при поддержке РФФИ (проект № 05-08-18118)

УДК 621.039

# Использование ядерных энергетических установок для решения задач ближнего космоса и энергоснабжения напланетных станций и КА

**П.В. Андреев, В.С. Васильковский, Г.А. Зарицкий**

*На основе материалов научно-технической конференции, состоявшейся в ФГУП "Красная Звезда" 29–30 ноября 2007 г., представлен анализ перспектив развития космической техники с использованием ядерных энергетических установок до 2020 г. Отмечена безальтернативность ядерной космической энергетики для решения поставленных задач в указанный период, начиная с требуемой электрической мощности ~25 кВт.*

**P.V. Andreev, V.S. Vasilkovskiy, G.A. Zaritskiy.** Application Of Nuclear Power Plants For Solving The Tasks In Near-Earth Space And For Power Supply Of Planet Stations And Spacecrafts

*The analysis of prospects for development of space engineering with using nuclear power plants up to the year 2020 and subsequent years based on the materials of the scientific and technical conference on this problem taken place at the FSUE "Krasnaya Zvezda", November 29–30, 2007, is presented. It is emphasized that there is no other alternative but to use nuclear space power for solving the tasks which will arise in these years beginning from required electric power about 25 kW.*

**В** последние 20 лет деятельность по космической ядерной энергетике в нашей стране находилась практически на стадии НИР. Сокращение опытно-конструкторских работ в данной области привело к потерям кадрового потенциала и разрушению существовавшей инфраструктуры. Разработчики КА сделали ставку на традиционные энергоисточники на основе солнечных батарей в комбинации с электрохимическими аккумуляторными батареями.

К началу 21-го века стало понятно, что существует ряд космических задач, которые нельзя решить с использованием только традиционных энергетических установок. Впервые за долгие годы на конференции по космической ядерной энергетике основными докладчиками стали представители ведущих научных центров (Центр Келдыша, ЦНИИмаш) и предприятий (КБ «Арсенал», ВПК "НПО машиностроения", ГКНПЦ им. М.В. Хруничева) Роскосмоса. Именно они совместно с РКК "Энергия" определили круг наиболее актуальных космических задач ближайшей и среднесрочной перспективы: исследование околоземного пространства и поверхности Земли, решение транспортных задач, в том числе для обеспечения межпланетных полетов в целях исследования планет Солнечной системы, а также энергетическое обеспечение напланетных станций.

Получение требуемых уровней мощности — на первом этапе 20...150 кВт, а в дальнейшем от сотен киловатт до нескольких мегаватт — систем энергоснабжения перспективных космических комплексов только путем пропорционального увеличения площадей солнечных батарей и емкостей аккумуляторных батарей при одновременном выполнении требований по составу и эксплуатационным характеристикам космических аппаратов (КА) невозможно (даже при освоении отечественной промышленно-



**АНДРЕЕВ**  
Павел Владимирович —  
главный конструктор  
ФГУП "Красная Звезда"



**ВАСИЛЬКОВСКИЙ**  
Владимир Сергеевич —  
генеральный директор  
ФГУП "Красная Звезда"



**ЗАРИЦКИЙ**  
Геннадий Абрамович —  
начальник отдела ФГУП  
"Красная Звезда"

стью производства более эффективных многокаскадных гетероструктурных фотоэлектрических преобразователей) из-за следующих ограничений:

ограничение возможностей средств выведения по массе полезного груза и его размещению под головным обтекателем ракеты-носителя;

необходимость постоянной ориентации солнечных батарей на Солнце, ограничивающая возможности или эффективность использования целевой аппаратуры КА;

негативное воздействие радиационных поясов Земли на фотоэлектрические преобразователи солнечных батарей (СБ);

снижение жесткости и усиление упругих колебаний солнечных батарей (вплоть до уровня, не допустимого с точки зрения требований, диктуемых целевой аппаратурой) по мере увеличения их площади и габаритных размеров.

Перечисленные трудности могут быть преодолены при использовании бортовых ядерных энергетических установок (ЯЭУ), которые при генерируемой электрической мощности в десятки и более киловатт превосходят СБ по ряду определяющих параметров: динамическим и удельным энергомассовым характеристикам, габаритным размерам в транспортном положении, радиационной стойкости, непрерывности и практической независимости работы от орбитального положения, независимости от ориентации КА и светотеневой обстановки.

Особую значимость приобретает совместное использование на высокоорбитальных космических аппаратах ЯЭУ, допускающей форсирование мощности в 1,5–2 раза в течение определенной части ресурса, и электроракетной двигательной установки (ЭРДУ), обеспечивающей, например, самодоставку тяжелого (до 13 т) космического аппарата на высокие (вплоть до геостационарной) орбиты при использовании разрабатываемой ракеты-носителя "Ангара-А5" для доставки такого аппарата на промежуточную орбиту по однопусковой схеме выведения.

Отсутствие в настоящее время ядерной энергетики в космосе заметно обеднило возможности отечественной космической отрасли. В частности, в России, несмотря на пионерский опыт использования электрореактивных двигателей для транспортных операций, этот высокоэффективный способ доставки КА в заданные районы космического пространства сейчас практически не применяется (в том числе из-за отсутствия требуемой энергетики).

Вместе с тем использование ЯЭУ в составе транспортно-энергетических модулей на основе ЭРДУ рас-

сматривается практически всеми разработчиками космических систем в качестве основного средства для осуществления перспективных космических программ. Так, специалисты ГКНПЦ им. М.В. Хруничева считают, что реализация в период 2025–2040 гг. перспективных пилотируемых программ исследования и освоения Луны, Марса, других планет Солнечной системы потребует создания транспортных средств и элементов напланетной структуры с использованием ядерных источников энергии на основе реакторов деления, в том числе транспортных средств на основе ЯЭУ и ЭРДУ или ядерных ракетных двигателей (ЯРД).

Необходимость в создании задела по ядерным напланетным станциям связана с рассматриваемой в настоящее время практически всеми космическими державами задачей создания постоянно действующих и постепенно расширяемых лунных баз, предназначенных для промышленного освоения Луны.

Существующие взгляды на стратегию развития электрогенерирующих мощностей для обеспечения деятельности на Луне основываются на преимущественном использовании солнечной энергии на первых этапах освоения и последовательном наращивании мощностей ядерных электрогенерирующих станций на последующих этапах освоения Луны. Такое построение стратегии обусловлено преимуществом ядерных электрогенерирующих установок по массе (для ядерных систем характерен нелинейный рост массы с увеличением мощности).

Что касается задач, решаемых в околоземном космическом пространстве в период до 2025 г., то они в основном связаны с использованием КА систем связи и радиолокационного наблюдения.

При решении таких задач, по мнению специалистов ВПК "НПО машиностроения", ЯЭУ мощностью 50...100 кВт позволяют снять ограничения на размерность КА, оснащенных крупногабаритными антенными устройствами и выводимых на высокие, вплоть до геосинхронных (в том числе геостационарную), орбиты с помощью ЭРДУ. Именно при размещении на этих орбитах КА, обеспеченных достаточно высоким уровнем электрической мощности, достигается требуемая эффективность целевой аппаратуры.

Вместе с тем существует ряд задач, эффективно решаемых и на менее высоких орбитах (до 2000 км) при уровне электрической мощности ~ 25 кВт. На этих орбитах применение ЯЭУ указанной размерности является безальтернативным, особенно при использовании в качестве средства выведения носителей средней размерности типа "Союз-2", уже эксплуатируемых в настоящее время.

Базируясь на российском опыте, могут быть рассмотрены ЯЭУ на основе следующих способов преобразования энергии: имевших практическое применение в эксплуатирувавшейся космической системе термоэлектрических преобразователей, прошедших опытную отработку термоэмиссионных преобразователей и имеющих определенную проектную и экспериментальную проработку – газотурбинных генераторов.

ЯЭУ на основе термоэлектрического преобразования энергии из-за низких КПД и уровня рабочих температур, а следовательно, больших проектных масс и габаритных размеров вряд ли могут быть предложены для решения задач с многокиловаттным энергопотреблением. Поэтому в качестве основных предлагаются два типа ЯЭУ: термоэмиссионные и газотурбинные. Причем по состоянию проектно-конструкторских разработок, уровню технологической готовности и оптимальному мощностному диапазону для решения космических задач первого этапа (в период до 2025 г.) предлагается в качестве основного варианта рассматривать термоэмиссионные ЯЭУ с энергетической мощностью до 30 кВт и до 100 кВт. В настоящее время две унифицированные установки таких размерностей характеризуются наибольшим уровнем разработки, и при соответствующем финансировании за пять-шесть лет для любой из них может быть создан опытный образец для наземных ядерных энергетических испытаний.

Важно, что развертывание этих работ в настоящее время позволит не только предотвратить дальнейшую деградацию данного направления, но и восстановить необходимый для создания космической ядерной энергетики потенциал в атомной и смежных с ней отраслях промышленности.

Большинство специалистов по ядерной энергетике поддерживает идею последовательного поэтапного развития космических ядерных технологий, принимая во внимание, что космические ЯЭУ, целевые комплексы и транспортные средства на их основе являются критическими элементами, в значительной степени определяющими эффективность, стоимость, сроки и технические риски реализации перспективных кос-

мических программ. При этом предлагается экспериментальную отработку основных технологий провести в процессе создания космического комплекса с уровнем энергопотребления до 30 кВт, который может пройти летные испытания до 2020 г.

Такой подход позволит сократить затраты времени и средств на осуществление первого полета космического аппарата с ядерной энергоустановкой второго поколения на борту. К тому же модификация этой энергоустановки будет использована на первом этапе создания атомной электростанции для лунной базы. Вместе с тем опыт создания и эксплуатации КА с ядерной энергоустановкой электрической мощностью 20...30 кВт может быть применен при создании ядерных энергоустановок мощностью до 100 кВт и космических средств на их основе.

Проводимые параллельно научно-исследовательские работы по основным технологиям ядерных энергоустановок с перспективными термоэмиссионными и газотурбинными преобразователями создадут задел для выбора оптимальных решений по ядерным энергоустановкам повышенной мощности (до 500 и более кВт) и по перспективным космическим средствам на их основе.

В Решении конференции, подписанном председателем оргкомитета, президентом Российской академии космонавтики им. К.Э. Циолковского академиком РАН А.С. Коротеевым, в частности, сказано:

впервые за долгие годы отмечено активное взаимодействие разработчиков ЯЭУ и потребителей космической энергетики;

с учетом важности космической ядерной энергетики для развития высоких технологий, развития экономики и обороноспособности страны необходимо продолжить дальнейшую разработку ЯЭУ для КА различного назначения.

Учитывая повышенный интерес мирового сообщества к космической ядерной энергетике, рекомендует проводить такие конференции не реже одного раза в два года, а также активизировать участие нашей страны в международных научно-технических конференциях подобного рода.





**БОГДАНОВ**  
Василий Иванович —  
профессор Рыбинской  
государственной авиаци-  
онной технологической  
академии им. П.А. Со-  
ловьева

## Пути повышения эффективности крыла в пульсирующем потоке

**В.И. Богданов**

*Выполнены экспериментальные и расчетно-теоретические исследования рабочего процесса пульсирующих реактивных двигателей. При определенных сочетаниях параметров рабочих пульсаций возможно взаимодействие цикловых масс газа между собой или с внешней средой (присоединение дополнительной массы), обеспечивающее повышение тяговой эффективности двигателя. С использованием закона сохранения количества движения Эйлера объясняется повышенная несущая способность крыла при его нестационарном взаимодействии с потоком воздуха в определенных условиях. Совместное применение данных эффектов может улучшить характеристики летательного аппарата.*

### **V.I. Bogdanov. Ways To Raise Wing Effectiveness In Oscillating Flow**

*The article describes the experimental, modeling and theoretical research of the intermittent detonation engines' operating processes. It showed that in case of certain combinations of pulse parameters cyclic masses of gas get into reaction with each other or with external environment (additional weight), which ensures higher thrust-to-weight characteristics of the engine.*

*The application of Euler's conservation law is further used to explain the increased lift of the wing in case of its non-static interaction with the airflow in certain environment. When the two effects are combined, the flight performance of the aircraft improves dramatically.*

**В** настоящее время проявляется повышенный интерес к использованию пульсирующего рабочего процесса, особенно с детонационным сгоранием, в реактивных двигателях. Это объясняется высокой термодинамической эффективностью цикла, возможностью простого конструктивного исполнения двигателей. Кроме того, экспериментально установлено, что при определенных сочетаниях параметров рабочих пульсаций возможно взаимодействие цикловых масс газа между собой или с внешней средой (как с эжекторным каналом, так и без него), обеспечивающее повышение тяговой эффективности пульсирующего реактивного двигателя [1, 2].

Так, в ОАО "НПО "Сатурн" измеренная тяга экспериментального пульсирующего воздушно-реактивного двигателя (ПуВРД) (рис. 1), выполненного на базе золотниковой камеры сгорания постоянного объема нового типа, почти в три раза превысила значение, определенное расчетом по внутريدвигательным параметрам при допущении квазистационарности процесса истечения. По закону сохранения количества движения Эйлера это возможно за счет присоединения дополнительной массы.

Анализ процесса истечения газа из сопла показал, что в созданном ПуВРД с частотой ~200 раз в секунду реализуется известный из теории взрыва эффект: при одномерном разлете продуктов детонации импульс в атмосфере за счет присоединения внешней массы будет в три раза выше, чем в вакууме [3]. При взаимодействии газа с атмосферой возбуждается колебательный процесс [3], в определенные промежутки времени которого газ движется обратно к источнику и может стать присоединенной массой для следующего цикла. Это возможно в резонансном режиме (подача газа в момент прихода к источнику отработанного газа). Взаимодействие масс сопровождается потерями на удар (потери Карно), которые тем меньше, чем выше температура газа и, следовательно, его упругость.

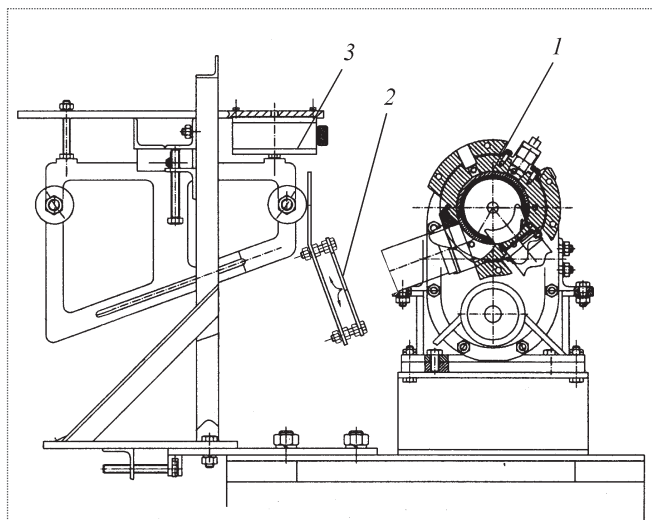


Рис. 1. ПуВРД с тяговой стенкой:  
1 – ПуВРД; 2 – тяговая стенка; 3 – силоизмерительный датчик

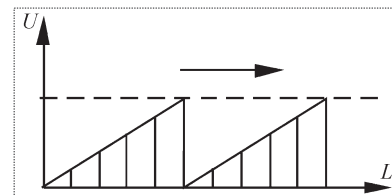
Дальнейший анализ показал, что в ряде случаев при отсутствии разрыва (скважности) между цикловыми массами газа начинается их взаимодействие, обусловленное разностью скоростей передней и хвостовой частей (рис. 2). В результате возможен колебательный процесс, описанный выше. При этом отработанная цикловая масса газа может неоднократно использоваться в качестве присоединенной, т.е. расход газа, участвующего в создании тяги, будет больше измеренного. В этом случае повышается тяговый КПД.

Для понимания физики процесса взаимодействия одних и тех же цикловых масс газа можно провести аналогию с мячом, брошенным на пол. Мяч преобразует свою кинетическую энергию в импульс, передаваемый полу, за несколько ударов. В данном газодинамическом процессе функцию мяча выполняет цикловая масса газа, а силу притяжения Земли заменяет сила упругого взаимодействия масс.

Измерение тяги производилось известным способом. В его основу положен принцип измерения активной силы газовой струи тяговой стенкой (см. рис. 1). Возможность получения больших усилий на стенке при воздействии на нее пульсирующей струи газа навела на мысль об использовании этого эффекта в качестве нового способа создания подъемной силы.

Для проработки возможности реализации полученного эффекта на летательных аппаратах, а также его количественной оценки был выполнен анализ результатов работ по исследованию нестационарного взаимодействия крыла и набегающего потока [4, 5, 6].

Рис. 2. Типичное распределение скорости  $U$  по длине  $L$  цикловых масс



В [4] рассмотрены примеры высокоэффективного машущего полета птиц и насекомых, показана актуальность работ, проводимых в этом направлении. Однако в этой публикации не дано однозначного научного обоснования высокой эффективности машущего полета.

Предварительный анализ работы крыльев майского жука позволяет предполагать, что они взаимодействуют, примерно, как в отмеченном случае ПуВРД – тяговая стенка. Для максимальной эффективности необходима оптимальная взаимная ориентация источника пульсирующего течения воздуха и крыла.

В МАИ в 1940-х гг. проводились исследования крыла с пульсирующим предкрылком (вибропредкрылком Болдырева) [5]. Схема крыла с вибропредкрылком и результаты исследований представлены на рис. 3. Приводной колеблющийся предкрылок создавал пульсирующее течение воздуха над верхней поверхностью крыла. Было достигнуто качественное повышение несущей способности крыла.

Можно предполагать, что после взлета и разгона до больших скоростей полета, где нет дефицита в подъемной силе, предкрылок ухудшает аэродинамику летательного аппарата. Кроме того, для привода такого предкрылка требуется значительная мощность.

Профессором А.А. Красовским [6] в ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского проработана теория ветроэнергетической установки с колеблющимися крыльями с симметричным профилем. В этой установке крылья колеблются перпендикулярно ветру в пределах, определенными пружинами. В [6] показана необычайно высокая эффективность установки. Для объяснения этого факта там введено понятие пространственно-временного резонанса (благодаря реальной циркуляции воздуха вокруг крыльев одни и те же частицы воздуха многократно проходят вокруг них, меняя направление циркуляции на противоположное в момент обращения угла атаки в нуль (рис. 4)), т.е. одна и та же масса воздуха неоднократно создает усилие на крыле. Показано [6], что для крыла, колеблющегося с частотой 50 Гц, одни и те же частицы воздуха будут 100 раз проходить вокруг крыла (за счет этого полученные результаты не противоречат известной формуле Н.Е. Жуковского).

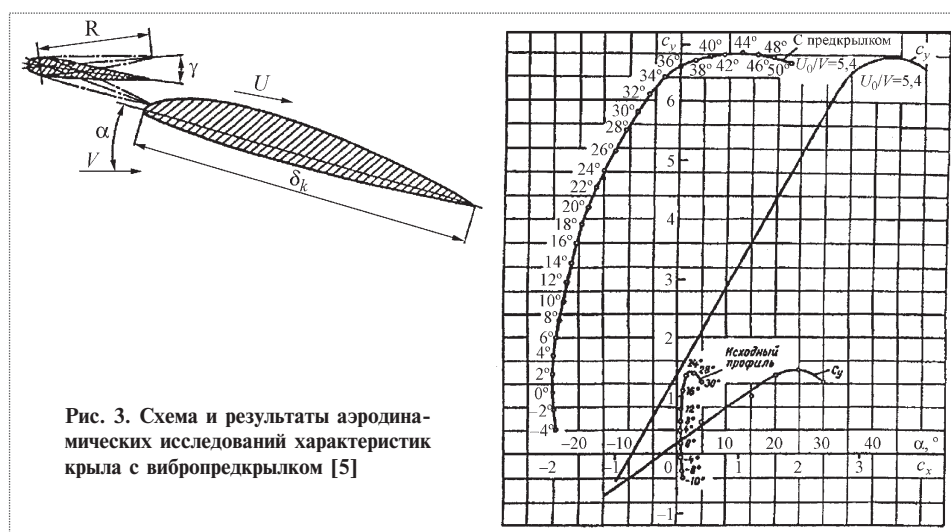


Рис. 3. Схема и результаты аэродинамических исследований характеристик крыла с вибропредкрылком [5]

В отличие от крыла летательного аппарата здесь симметричное крыло работает в обе стороны при его движении как вверх, так и вниз, передавая усилие якори линейного электрогенератора. К сожалению, автор публикации [6] не рассмотрел возможность использования полученного эффекта на летательных аппаратах.

Анализ приведенных в [4–6] результатов исследований показывает, что во всех описанных случаях имеет место неоднократное использование одной и той же массы воздуха (газа) для создания импульса. В соответствии с законом сохранения количества движения Эйлера на рис. 5 представлена схема силового взаимодействия крыла со

стационарным и пульсирующим, например, за счет вибропредкрылка потоками.

Для облегчения понимания физики процесса взаимодействия крыла с пульсирующим потоком вводится допущение об отсутствии гидравлических потерь при обтекании крыла и потерь на удар при пульсирующем течении воздуха. Кроме того, считается, что вектор продольной силы  $X$  параллелен вектору скорости  $U_1$ . Тогда уравнение Эйлера (см. рис. 5, а, б) имеет вид

для стационарного обтекания

$$mU_{2X} - mU_1 = -X;$$

$$mU_{2Y} = Y;$$

для пульсирующего обтекания

$$\mu mU_{2X} - mU_1 = X;$$

$$\mu mU_{2Y} = Y,$$

где  $X$  — продольная сила;  $Y$  — подъемная сила;  $mU_1$  — количество движения воздуха, взаимодействовавшего с крылом перед его передней кромкой;  $\mu$  — коэффициент присоединения массы при пульсирующем обтекании крыла;  $\mu mU_{2X}$ ,  $\mu mU_{2Y}$  — количество движения воздуха, взаимодействовавшего с крылом за его задней кромкой.

Анализ условий обтекания крыла и приведенных выше уравнений позволяет сделать следующие выводы:

для стационарного обтекания —  $X$  определяет индуктивное сопротивление крыла;

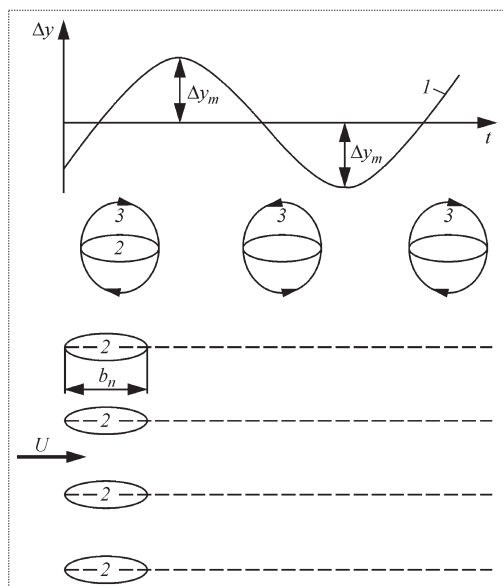


Рис. 4. Резонанс колебательного движения (1) крыльев (2) и циркуляция (3) в ветроэнергетической установке

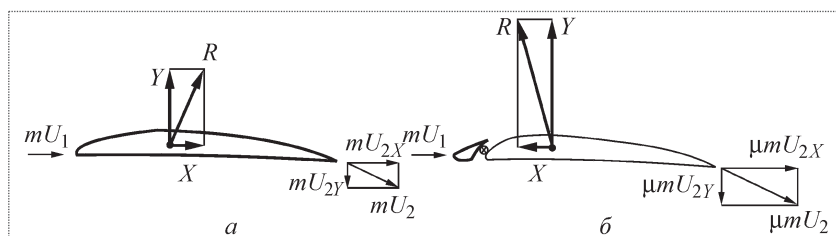


Рис. 5. Взаимодействие крыла со стационарным (а) и пульсирующим (б) потоками без учета гидравлических потерь

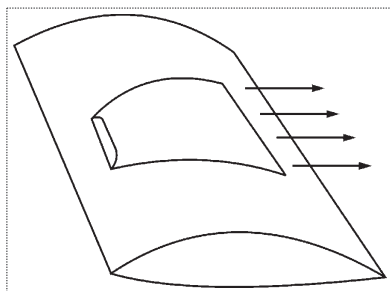


Рис. 6. Силовая установка с пульсирующим рабочим процессом и распределенной системой создания тяги

при пульсирующем обтекании за счет присоединения массы увеличивается количество движения воздуха на задней кромке крыла, в результате чего увеличивается подъемная сила и появляется продольная сила, направленная вперед, уменьшающая силу сопротивления;

из-за присоединения массы должна уменьшиться скорость потока воздуха за крылом, а при повышении температуры воздуха можно ожидать повышения эффективности пульсирующего обтекания за счет уменьшения потерь на удар.

Оптимизация параметров пульсирующего течения газа может быть осуществлена физико-математическим моделированием с помощью современных численных методов.

Для комплексной реализации полученных эффектов [2, 4–7] можно было бы совместить термодинамически высокоэффективный пульсирующий рабочий процесс в двигателе с эффективным пульсирующим обтеканием крыла. Один из возможных вариантов — следующий.

Перспективной концепцией NASA [8] является разработка силовой установки с распределенной системой создания и управления вектором тяги. Такие установки будут состоять из большого числа двигателей, установленных на крыле и работающих с использованием воздуха из пограничного слоя. Они будут являться неотъемлемой частью планера летательного аппарата и смогут осуществлять управление течением.

В данной концепции в полной мере могут быть реализованы преимущества пульсирующего рабочего процесса в двигателе и пульсирующего обтекания крыла (рис. 6). Заметим, что при частоте рабочих пульсаций свыше 400 Гц не возникает проблем с вибропрочностью конструкции.

Целесообразно также рассмотреть концепцию специального вентилятора для самолета вертикального взлета и посадки (СВВП). В таком вентиляторе функции вибропредкрылка и крыла выполняли бы, например, аэродинамически взаимодействующие специально спрофилированные лопаточные венцы.

Ожидаемая высокая эффективность такого вентилятора, работающего в пульсирующем потоке, может в разы уменьшить ометаемую им площадь и тем самым качественно улучшить конструктивные характеристики СВВП.

Возможно и новое исполнение пульсирующего предкрылка с новым газодинамическим способом создания пульсаций. В крыле с обычным предкрылком при его выдвижении на взлете и посадке включается специальное устройство, которое с помощью пульсирующей подачи малых расходов воздуха, отбираемого от двигателя, управляет большим расходом воздуха в канале предкрылка.

Безусловно, понимая физику эффективного пульсирующего обтекания крыла, можно предложить и другие варианты его конструкции.

#### Литература

1. Богданов В.И. Об освоении пульсирующего детонационного рабочего процесса в энергодвигательных установках // Изв. РАН. Энергетика. № 2. 2007. С. 76–82.
2. Богданов В.И. Взаимодействие масс в рабочем процессе пульсирующих реактивных двигателей как средство повышения их тяговой эффективности // ИФЖ. 2006. Т. 79. № 3. С. 85–90.
3. Баум Ф.А., Орленко Л.П., Станюкович К.П., Шехтер Б.И. Физика взрыва. М.: Наука, 1975.
4. Булычев М.Г. Анализ целесообразности решения проблемы машущего полета // Общероссийский научно-технический журнал "Полет", 2004. № 10. С. 50–54.
5. Яковлев Е. Блинов–Кулибин XX века. Самолетный факультет МАИ // Крылья родины. 2005. № 8.
6. Красовский А.А. Модульные ветроэнергетические установки с управляемым колебательным движением промышленной частоты // Вестник академии наук авиации и воздухоплавания. 2002. № 2.
7. Богданов В.И. О повышенной эффективности крыла в пульсирующем потоке // Инженер. 2006. № 11. С. 14–15.
8. Работы ведущих авиадвигательностроительных компаний по созданию перспективных авиационных двигателей / под общ. ред. В.А. Скибина и В.И. Солонины. М.: Изд. ЦИАМ, 2004.



**НАУМОВ**  
Борис Александрович — заместитель начальника РГНИИЦПК им. Ю.А. Гагарина по научной работе, академик Российской академии космонавтики им. К.Э. Циолковского, доцент, кандидат техн. наук



**ПОЛУНИНА**  
Елена Васильевна — старший научный сотрудник РГНИИЦПК им. Ю.А. Гагарина, доцент, кандидат техн. наук



**САЕВ**  
Владимир Николаевич — заместитель начальника управления РГНИИЦПК им. Ю.А. Гагарина, член-корреспондент Российской академии космонавтики им. К.Э. Циолковского, доцент, кандидат техн. наук



**Синельников**  
Валерий Григорьевич — начальник управления РГНИИЦПК им. Ю.А. Гагарина

## Особенности разработки моделей бортовых систем для тренажеров российского сегмента МКС

**Б.А. Наумов, Е.В. Полунина, В.Н. Саев, В.Г. Синельников**

*В статье показано, что наличие на МКС бортовой вычислительной системы повысило степень межмодульной интеграции бортовых систем, что привело к повышению необходимой глубины и точности моделирования бортовых систем на тренажере. Рассмотрены методы и подходы, позволяющие сократить затраты на модификацию и обеспечение необходимой глубины и точности моделирования бортовых систем.*

**B.A. Naumov, E.V. Polunina, V.N. Sayev, V.G. Sinelnikov. Features Of On-Board System Development For Simulators Of Russian ISS Segment**

*The article states that an on-board computer of the ISS has improved significantly the level of intermodular integration of other systems of the station, which triggered off the requirement to ensure more in-depth and accurate simulation of on-board systems' operation. It describes the methods and ways to reduce the costs for simulator upgrade, while ensuring the requisite accuracy of simulation.*

**К**ачество космического тренажера и эффективность подготовки на нем экипажей в первую очередь определяются объемом моделируемых бортовых систем (БС) и степенью подобия моделей штатным системам. Следовательно, задача разработки и реализации в тренажерах моделей бортовых систем является одной из наиболее актуальных и сложных при создании тренажеров.

За период подготовки экипажей по программе "Мир" накоплен достаточный практический опыт использования моделей бортовых систем на тренажерах пилотируемых космических аппаратов (ПКА), сформировались определенные требования к ним и практические рекомендации по разработке моделей бортовых систем и тренажера в целом, которые необходимо проанализировать с точки зрения возможности их применения при разработке моделей бортовых систем российского сегмента Международной космической станции (МКС) в условиях современных тренажерных технологий.

Современный подход к разработке космических тренажеров состоит в детальном моделировании бортовых систем и полезной нагрузки ПКА, а также внешней визуальной обстановки, наблюдаемой экипажем в иллюминаторы, с помощью оптических и телевизионных средств наблюдения. Тренажер должен воспроизводить условия, в которых находится экипаж во время полета, и формировать навыки управления бортовыми системами и полезной нагрузкой.

### Принципы моделирования бортовых систем в космических тренажерах

Основными принципами моделирования бортовых систем в тренажерах ПКА, отвечающими назначению тренажера и позволяющими реализовать в полной мере его обучающие свойства, являются:

*принцип адекватности* — максимально возможный уровень соответствия моделей реальным бортовым системам. Исходя из этого принципа на тренажере применяется полу-

натурное моделирование бортовых систем, при котором в модели используются в штатном, технологическом или тренажном виде блоки управления и индикации системы, а также функциональные элементы, с которыми экипаж работает на борту;

*принцип реального времени и любого заданного масштаба времени*, который предполагает, что модели бортовых систем ПККА должны функционировать как в реальном масштабе времени, так и в ускоренном или замедленном масштабе, задаваемых инструктором с пульта контроля и управления тренировкой. При этом масштаб времени может изменяться на протяжении одной тренировки;

*принцип контролируемости и управляемости* — управление начальными условиями моделирования, возможность контроля состояния моделей, изменения состояния модели и значений динамических параметров в процессе тренировки;

*принцип регистрируемости* — возможность регистрации всех воздействий оператора на модель бортовой системы с последующим отображением инструктору для оперативного контроля деятельности оператора и передачи регистрируемых данных в подсистему автоматизированного контроля и оценки операторской деятельности;

*принцип достаточности* — построение избыточных моделей, достаточных для выполнения поставленной задачи подготовки. Исходя из этого принципа определяются необходимые глубина и точность моделирования бортовых систем и процессов их функционирования на тренажере;

*принцип модульности и иерархичности* — каждая модель бортовой системы реализуется как отдельный модуль, который, в свою очередь, может состоять из отдельных подмодулей и т.д. Такое построение комплекса моделей бортовых систем предоставляет гибкие возможности их развития и модификации.

В общем случае модель бортовой системы состоит из аппаратной, математической и интерфейсной частей (рис. 1).

Аппаратная часть находится в рабочем месте оператора (РМО) и включает в себя органы управления, контроля, индикации и электрические приборы, входящие в состав моделируемой БС в штатном, технологическом или тренажном вариантах.

Математическая (программная) часть реализует в вычислительной системе (ВС) тренажера математическую модель функционирования БС в штатных и расчетных нештатных ситуациях. Математическая и аппа-

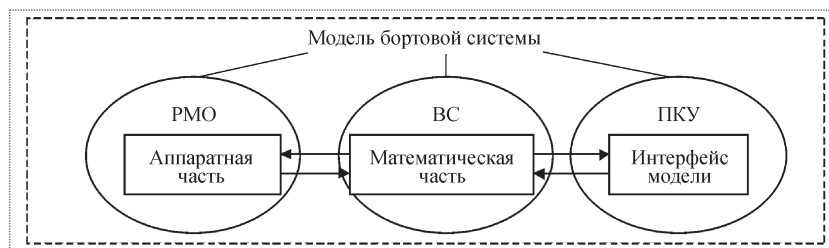


Рис. 1. Структура модели бортовой системы

ратная части связаны между собой через устройство сопряжения (УСО).

Интерфейсная часть модели бортовой системы находится на пульте контроля и управления тренировкой (ПКУ) и представляет собой форматы, с помощью которых инструктор осуществляет контроль и управление моделью, а также наблюдает регистрируемые исполнительной средой тренажера воздействия оператора на модель.

Анализ бортовых систем российского сегмента Международной космической станции (РС МКС) показал, что его бортовые системы как по составу, так и по конструкции в основном совпадают с бортовыми системами модулей орбитального комплекса (ОК) "Мир". Имеющиеся конструктивные отличия в одноименных системах связаны с модернизацией блоков, направленной на улучшение их характеристик, расширение функциональных возможностей. Основные отличия РС МКС от ОК "Мир" обусловлены появлением на РС МКС единой бортовой вычислительной системы (БВС).

Наличие на МКС бортовой вычислительной системы повысило степень межмодульной интеграции бортовых систем, расширило функции экипажа по управлению бортовыми системами и станцией в целом и их контролю, что приводит к увеличению затрат на модернизацию моделей при введении в тренажер моделей новых модулей или блоков бортовых систем при изменении конфигурации станции и смене версии штатного программного обеспечения БВС, а также к повышению необходимой глубины и точности моделирования бортовых систем тренажера.

#### Выбор вида исполнения аппаратной части моделей бортовых систем

На начальном этапе создания моделей бортовых систем, в состав которых входят пульта и блоки управления, встает задача выбора вида их исполнения — штатный, технологический или тренажный. Исходя из требования физической адекватности оборудования, с которым взаимодействует оператор во время трени-

ровки, штатному оборудованию первоначально для тренажера служебного модуля (СМ) РС МКС было принято решение — пульты и блоки управления использовать в технологическом и штатном исполнении. Как выяснилось в дальнейшем, это оказалось не совсем эффективным и методически оправданным для других систем тренажера, в частности ПКУ и УСО.

Во-первых, на ПКУ должны отображаться информационная обстановка оператора и все действия оператора при работе с пультами БС. При использовании штатных и технологических пультов и блоков это оказалось не всегда выполнимым. Отдельные команды замыкались на внутреннюю логику пультов и блоков, были недоступны для внешних электрических цепей и не фиксировались телеметрией штатного изделия.

Во-вторых, внешние электрические связи штатных пультов и блоков не всегда были согласованы со стандартными модулями УСО по напряжению и току, что приводило к необходимости разработки дополнительных согласующих устройств.

Эти два момента оказались решающими для применения тренажных пультов и блоков. К тому же тренажные пульты и блоки оказались почти на порядок дешевле штатных пультов. Так, тренажный вариант пульта "Нептун", созданный для тренажера транспортного корабля "Союз ТМА", оказался в пять раз дешевле штатного пульта.

Под тренажным пультом понимается электрически действующий макет штатного пульта со штатными лицевыми панелями и с моделированием логики работы штатного пульта. При создании тренажных пультов возможны следующие технические решения:

- все органы управления и индикации тренажного пульта заводятся в УСО тренажера, модель логики пульта реализуется в ВС тренажера;

- в тренажный пульт включаются модель логики пульта и встраиваются блок УСО, обслуживающий органы управления и индикации пульта, и блок УСО, который соединяется с ВС тренажера;

- комбинация первых двух решений.

Можно дать следующие рекомендации по выбору того или иного решения. Первый вариант целесообразен для небольших пультов со стандартными органами управления и индикации (пример — пульт управления системой "Сигнал—ВМ"), второй — для пультов с большим объемом выдаваемой информации и сложной индикацией (люминесцентные, жидкокристаллические табло и др.). Выбор встроенного УСО должен быть сделан и для тех пультов, которые предполагается использовать на других тренажерах. Например, при создании тренажного пульта блока

преобразования сигналов для тренажера СМ МКС был выбран второй вариант, обеспечивающий возможность использования пульта в тренажере "Телеоператор" без включения УСО СМ.

Современные пульты все больше усложняются, разрабатываются с использованием новых информационных технологий. Поэтому идеальным вариантом является создание тренажного пульта разработчиком штатного изделия путем доработки, направленной на вывод на стандартный интерфейс всей информации, необходимой для контроля и регистрации на ПКУ. Такой опыт уже есть — создание тренажного пульта интегрированного пульта управления тренажера РС МКС.

#### **Методы математического моделирования бортовых систем**

Методы математического моделирования, применявшиеся для моделирования БС ОК "Мир", достаточно хорошо отработаны и в целом могут успешно использоваться для моделирования БС РС МКС. Однако при этом возникают проблемы, обусловленные возросшими объемами моделей и требованиями к точности моделирования динамических параметров. Возрастание глубины моделирования ведет к увеличению размерности модели, а диагностических возможностей — к увеличению необходимой точности моделирования динамических процессов.

Все методы, используемые при моделировании непрерывных процессов БС ОК "Мир", за исключением метода электрогидроанalogии [1], допускают увеличение точности либо за счет учета возмущающих факторов и применения более точных методов интегрирования дифференциальных уравнений (модель движения ПКА), либо за счет повышения точности исходных данных, используемых в расчетах (модель системы электропитания).

При моделировании процессов протекания жидкости и газа в пневмогидросистеме (ПГС) объединенной двигательной установки (ОДУ) на всех тренажерах орбитальной станции "Мир" применен метод электрогидроанalogии. Он основан на допущении, что зависимость секундного расхода газа/жидкости на любом участке пневмо- или гидромагистральной от перепада давлений на границах этого участка линейная. В этом случае из ПГС можно выделить такие части, которые могут интерпретироваться как электрические схемы с соответствующими сопротивлениями и потенциалами. Расчетная схема ПГС формируется таким образом, чтобы максимальное число конечных элементов могло интерпретироваться как электрические схемы.

Так как для метода электрогидроанalogии характерна постоянная ошибка, обусловленная линеариза-

цией дифференциальных уравнений, описывающих процессы течения жидкости и газа, требуются исследования возможности его применения для моделирования ПГС ОДУ российского сегмента МКС.

Для того чтобы оценить точность модели, необходимо знать, как функционирует реальная система в штатных и нештатных режимах. Построение точной математической модели ПГС затруднительно из-за большого числа неопределенных параметров системы и больших затрат на создание такой модели. Поэтому вместо точной модели всей ПГС строятся модели типовых процессов — процессов, которые существуют либо в чистом виде, либо, являясь частью общего процесса, могут быть из него вычленены. Затем их используют как эталонные при оценке точности конкретной математической модели ПГС.

Исследования показали, что при равных начальных условиях моделируемый и эталонный процессы заканчиваются одинаково. Различаются их длительности: при разностях давлений на концах магистралей больше 1 ат моделируемый процесс протекает быстрее, а при разностях давлений меньше 1 ат — медленнее эталонного. Так как в процессе одновременно меняются несколько параметров и для каждого параметра существует своя погрешность, целесообразно использовать интегральный критерий оценки точности моделирования — длительность процесса. При этом в модель процесса можно ввести некоторое эквивалентное сопротивление, при котором длительности эталонного и моделируемого процессов совпадут.

Введение эквивалентных сопротивлений позволяет управлять точностью метода электрогидроанalogии. Но так как для различных типовых процессов и даже в рамках одного процесса при различных его параметрах значения эквивалентного сопротивления различны, на первый взгляд кажется, что при большом числе типовых процессов и больших разбросах параметров процессов применение аппарата эквивалентных сопротивлений в тренажерной модели ПГС невозможно или, по крайней мере, затруднительно.

В действительности, как показали исследования, от модели требуется, чтобы ее динамические кривые не выходили за некоторые критические кривые, определенные в системе контроля и диагностики. При этом задается не область возможного расположения динамических кривых, а ее нижняя граница. Это объясняется тем, что выход за нижнюю границу в реальной системе связан с возникновением негерметичности ПГС.

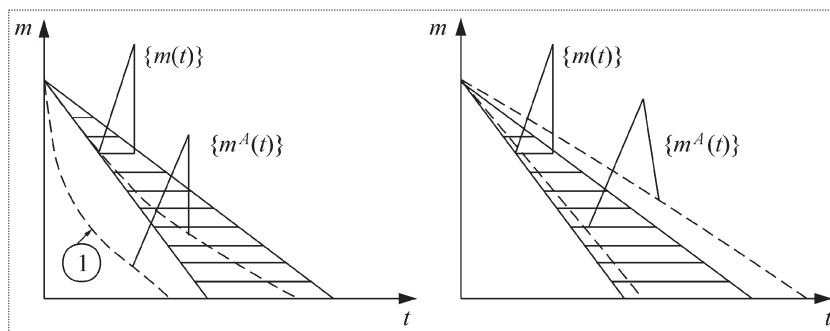


Рис. 2. Взаимное расположение динамических кривых реального процесса и его модели

Расчеты показали, что погрешность метода электроанalogии является монотонной функцией начальных параметров, поэтому для того чтобы динамические кривые модели процесса не выходили за нижнюю границу области их возможного расположения, достаточно в модель ввести эквивалентное сопротивление, рассчитанное для параметров процесса, дающих критическую кривую, т.е. самую быструю реализацию данного процесса (рис. 2).

В заштрихованной области на рис. 2 расположено множество динамических кривых реального процесса при различных параметрах  $\{m(t)\}$ . Область расположения динамических кривых модели процесса  $\{m^A(t)\}$  находится между пунктирными линиями. На рис. 2, а показано взаимное расположение  $\{m(t)\}$  и  $\{m^A(t)\}$  до введения эквивалентного сопротивления, на рис. 2, б — после введения эквивалентного сопротивления, рассчитанного для процесса, описываемого кривой 1.

Введение эквивалентного сопротивления позволяет снизить погрешность моделирования: длительности типовых процессов с 34 до 0 %; уровня топлива с 57 до 8 %; давления в заданных точках магистрали с 20 до 6 %.

Для обеспечения согласования необходимой точности математической модели ПГС в тренажере с диагностическими возможностями системы контроля и диагностики можно рекомендовать следующий подход.

На этапе построения модели для каждого типового процесса находятся параметры из числа допустимых или рабочих, обеспечивающих самую быструю реализацию процесса, и для них рассчитываются эквивалентные сопротивления. Затем в процессе функционирования модели при переходе с режима на режим в модели устанавливается соответствующее данному процессу значение эквивалентного сопротивления. При этом модель должна быть дополнена моделью структурной схемы ПГС (это может быть графовая модель или модель в виде булевых функций), на основе кото-

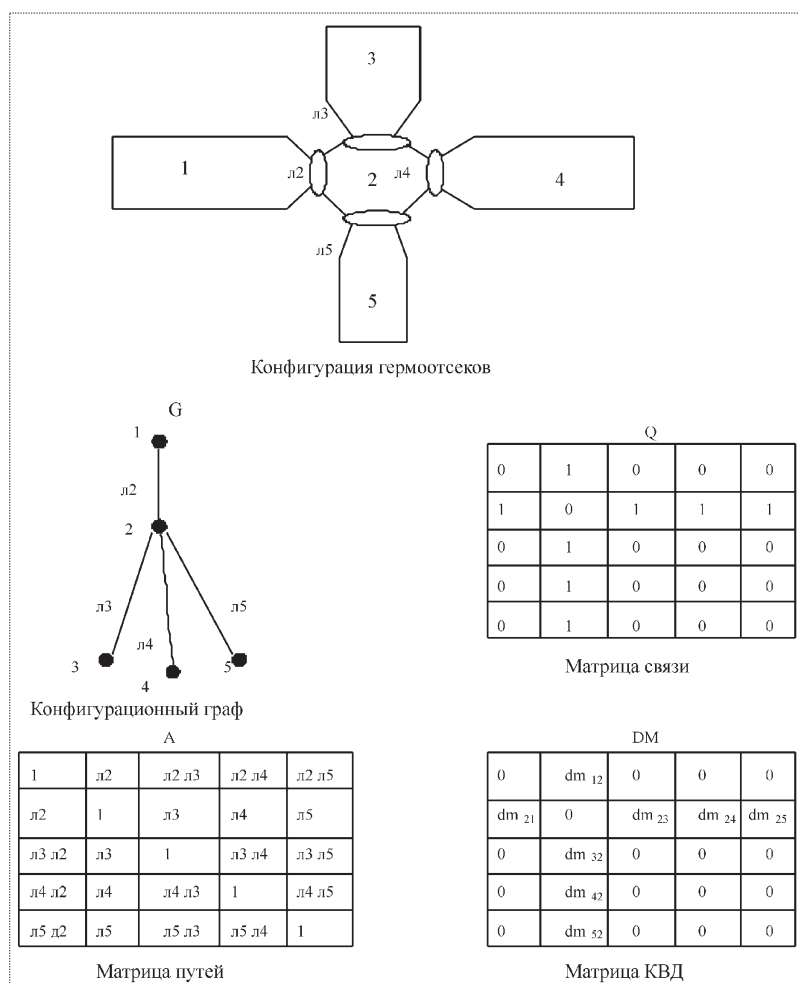


Рис. 3. Пример структуры данных модели гермоотсеков

рой по состоянию клапанов и активных элементов определяется текущий тип процесса.

При изменении конфигурации станции — появлении новых модулей или дооснащении БС новыми блоками — необходима доработка существующих моделей, их интеграция с моделями вновь доставляемых систем и блоков. Для сокращения затрат на модификацию целесообразно при построении математических моделей использовать методы и подходы, обеспечивающие минимальные изменения в модели при изменении конфигурации МКС. В первую очередь это относится к модели внутренней среды станции — модели атмосферы (или модели гермоотсеков).

В модели атмосферы рассчитываются текущие давления в гермоотсеках с учетом возможных негерметичностей в каждом из них. Исходными данными для моделирования являются число гермоотсеков, их объемы и конфигурация. Между отсеками находятся люки, кото-

рые могут быть в одном из двух положений — открытом или закрытом. Каждый люк снабжен клапаном выравнивания давления (КВД), который может быть также либо открыт, либо закрыт. Поведение атмосферы описывается системой дифференциальных уравнений, вид которой для заданной конфигурации зависит от положения всех люков, а размерность — от числа закрытых люков.

При построении модели атмосферы на тренажере ОК "Мир" использовался следующий подход. Для каждой возможной комбинации положений люков составляется система уравнений, которая включается в модель. В начальный момент времени моделирования в качестве расчетной выбирается система, соответствующая заданным начальным состояниям люков. В процессе моделирования при каждой смене состояния люков расчетная система заменяется на систему из числа заготовленных, соответствующую новой комбинации положений люков. Очевидно, что такой подход неприемлем для моделирования атмосферы на комплексном тренажере РС МКС, так как уже для связи служебный модуль — функционально-грузовой блок — транспортный корабль число отсеков равно 8, а число возможных комбинаций положений люков — 128.

Конфигурация гермоотсеков представляется неориентированным графом  $G$ , вершинами которого являются гермоотсеки (рис. 3). Ребра графа соответствуют люкам, соединяющим гермоотсеки. Граф описывается матрицей смежности (связи)  $Q$  размером  $n \times n$ , элемент  $q(i, j)$  которой равен единице, если между  $i$ -й и  $j$ -й вершинами существует ребро, и нулю в противном случае. Матрица является симметричной относительно главной диагонали.

На основе матрицы связи формируются две квадратные матрицы также размером  $n \times n$ :  $DM$  — матрица приращений давлений в гермоотсеках на шаге интегрирования за счет работы клапанов выравнивания давлений (матрица КВД) и матрица  $A$  (матрица путей), каждый элемент которой  $a(i, j)$  равен логическому произведению состояний люков, находящихся на пути между  $i$ -м и  $j$ -м отсеками. Диагональные элементы матрицы равны единице.

Матрица  $DM$  формируется из матрицы связи  $Q$  путем замены единичных значений на значения измене-

ния давлений в гермоотсеках за счет работы клапанов выравнивания давлений. Элемент матрицы  $dm(i, j)$  равен изменению давления в  $i$ -м отсеке при работе клапана, установленного между  $i$ -м и  $j$ -м отсеками. При этом по определению  $dm(i, j) = -dm(j, i)$ . Матрица DM определяется на каждом шаге интегрирования, матрица A — в моменты изменения состояния люков.

В начале работы модели, а затем при каждом изменении состояния люков после пересчета матрицы A рассчитываются так называемые приведенные объемы и давления в гермоотсеках:

$$V_k = \sum_{i=0}^{n-1} a_{ki} V_i^0;$$

$$C_k = P_k V_k^0;$$

$$P_k = \frac{\sum_{i=0}^{n-1} C_k a_{ki}}{V_k},$$

где  $V_i^0$  — объем  $i$ -го отсека;  $k = 1, 2, \dots, n$ ,  $n$  — число гермоотсеков.

Расчет текущих давлений в гермоотсеках проводится по формуле

$$P_k = P_k + HG_k \Delta t + \sum_{j=1}^n a_{kj} \sum_{i=1}^n dm(i, j),$$

где  $dm(i, j) = f(P_j, P_i, V_j)$ ;  $HG_k = \left( \sum_{i=1}^n HG_i^0 a_{ki} \right) / V_k$ ,  $HG_i^0$  —

заданная негерметичность  $i$ -го отсека — темп падения давления в станции при условии открытия всех люков.

Представленный метод моделирования гермоотсеков обладает универсальностью, существенно сокращает объем модели, делает возможным автоматическое создание программной модели на основе следующих

исходных данных: конфигурационного графа, объемов гермоотсеков, функций массового расхода воздуха через клапаны выравнивания давлений.

Таким образом, анализ показал, что наличие на МКС бортовой вычислительной системы повысило степень межмодульной интеграции бортовых систем, расширило функции экипажа по управлению бортовыми системами и станцией в целом и их контролю, что приводит к увеличению затрат на модернизацию моделей при введении в тренажер моделей новых модулей или блоков бортовых систем по мере изменения конфигурации станции и смене версии штатного программного обеспечения БВС, а также к повышению необходимой глубины и точности моделирования бортовых систем на тренажере. Для сокращения затрат на модификацию и обеспечение необходимой глубины и точности моделирования бортовых систем космической станции предлагается при построении математических моделей использовать рассмотренные методы и подходы, обеспечивающие минимальные изменения в модели при изменении конфигурации МКС, в частности:

выбор варианта реализации моделей пультов и блоков управления штатного изделия (штатный, технологический, тренажерный) осуществлять на основе исследования внутренней логики их работы с учетом затрат на реализацию каждого из вариантов;

для моделирования ПГС ОДУ применять метод электрогидроанalogии с использованием аппарата эквивалентных сопротивлений, позволяющего управлять точностью метода;

использовать метод моделирования гермоотсеков на основе описания их конфигурации в виде графа.

#### НІЕНІЕ ЁЁОАДАОДЎ

1. Полунина Е.В., Саев В.Н. Оценка точности метода электроанalogии для моделирования пневмогидросистемы объединенной двигательной установки в тренажерах ПКА. Материалы XXII общественно-научных чтений, посвященных памяти Ю.А. Гагарина, г. Гагарин, 1995 г.



ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ

#### ВІННЁВ Ё НОА ААЁВЎ ІАБАІА ІАНОІ ІІ САНІАІЁР ЁІНІІНА

На земной орбите находится свыше 12 тыс. искусственных объектов. Большинство из них являются космическим мусором и принадлежат США и России. По состоянию на 2 апреля 2008 г. в каталоге НАСА числится 12 637 искусственных объектов, из которых 3135 — рабочие и вышедшие из строя спутники, 9502 — разгонные блоки, ступени ракет-носителей (РН) и их обломки, говорится в сообщении, опубликованном на сайте НАСА. Согласно этому сообщению по количеству космического мусора лидирует Россия и страны СНГ. На них приходится 4360 объектов, в числе которых 2993 разгонных блоков, ступеней РН и их обломков, а также 1367 спутников. При этом в космическую группировку России на начало апреля входило 96 действующих космических аппаратов. Остальные уже не функционируют.

США лишь немного отстают от СНГ по засорению космоса. На орбите Земли вращается 4280 искусственных объектов американского происхождения, из которых 1085 — космические аппараты (около 400 спутников функционируют). Третье место занимает Китай с 2750 спутниками, ступенями РН и их осколками. Часть объектов — осколки старого китайского метеоспутника, уничтоженного КНР при испытании противоспутникового оружия в январе 2007 г. За Китаем в порядке убывания идут Франция (367 космических объектов), Япония (173 объекта), Индия (140 объектов), Европейское космическое агентство (74 объекта). На другие страны приходится 493 объекта.

Вестник Интерфакс — АВН № 15 (342), 2008 г.

## Использование тензометрии и метода акустической эмиссии в ресурсных испытаниях вертолета Ми-8

**Серьезнов Алексей Николаевич** – научный руководитель ФГУП "СибНИА им. С.А. Чаплыгина", профессор, доктор техн. наук, **Степанова Людмила Николаевна** – начальник сектора ФГУП "СибНИА им. С.А. Чаплыгина", профессор, доктор техн. наук, **Куликов Евгений Николаевич** – начальник отделения ФГУП "СибНИА им. С.А. Чаплыгина", **Чаплыгин Владимир Никифорович** – начальник отдела ФГУП "СибНИА им. С.А. Чаплыгина", **Кабанов Сергей Иванович** – ведущий инженер ФГУП "СибНИА им. С.А. Чаплыгина", кандидат техн. наук, **Лебедев Евгений Юрьевич** – ведущий инженер ФГУП "СибНИА им. С.А. Чаплыгина", **Кожемякин Владимир Леонидович** – ведущий инженер ФГУП "СибНИА им. С.А. Чаплыгина", **Петрушков Виктор Иванович** – ведущий инженер ФГУП "СибНИА им. С.А. Чаплыгина"

*Приведены материалы ресурсных испытаний до разрушения трех лопастей хвостового винта вертолета Ми-8 с использованием тензометрии и метода акустической эмиссии (АЭ). Проведен анализ напряженно-деформированного состояния лопасти, выполнена локализация зоны разрушения, осуществлен выбор наиболее информативных параметров сигналов АЭ. Проведена фрактография зоны разрушения и выявлено наиболее опасное место в лопасти.*

**A.N. Seryoznov, L.N. Stepanova, E.N. Kulikov, V.N. Chaplygin, S.I. Kabanov, E.Yu. Lebedev, V.L. Kozhemiakin, V.I. Petrushkov.** Application Of Strain Measurement And Acoustic Emission Method During Mi-8 Copter Endurance Tests

*The paper presents the results of the fatigue tests of the three-blade Mi-8 tail rotor, during which acoustic emission method and strain measurement technique were applied. The stress and strain parameters of a blade were analyzed to localize the failure area and select the most informative acoustic emission precursors. Furthermore, fractography of the failure area was performed to detect the most hazardous part of the rotor blade.*

**В** процессе ресурсных испытаний авиационных конструкций важно на самом раннем этапе зарегистрировать начало возникновения усталостных разрушений и отслеживать их развитие. Поэтому задача создания и совершенствования методов диагностики, позволяющих следить за состоянием конструкции, всегда актуальна.

Метод акустической эмиссии (АЭ) позволяет на микроуровне обнаруживать дефекты и автоматизировать процесс измерения. Он основан на регистрации упругих волн, излучаемых дефектами, которые развиваются в нагруженных конструкциях.

Зародившаяся упругая волна напряжений (деформаций) распространяется в материале объекта контроля (ОК) и поступает на вход преобразователей акустической эмиссии (ПАЭ), устанавливаемых на исследуемом изделии. С выхода ПАЭ электрический сигнал передается на вход измерительной аппаратуры, фильтруется, усиливается и преобразуется из аналогового в цифровой, а затем вводится в компьютер, где производится обработка информа-

ции. При этом с использованием разработанного программного обеспечения и в соответствии с методикой АЭ-контроля принимается решение о дефектности ОК [1, 2].

В лаборатории прочности ФГУП "СибНИА им. С.А. Чаплыгина" проведены ресурсные усталостные испытания трех лопастей хвостового винта вертолета Ми-8 с применением тензометрии и метода АЭ. В этом случае можно оценить динамику изменения основных параметров сигналов АЭ в зависимости от уровня нагрузки [3]. Лонжерон является основным силовым элементом лопасти, воспринимающим аэродинамические и инерционные нагрузки. Он изготовлен из пустотелой прессованной заготовки из алюминиевого сплава. К задней стенке лонжерона приклеена хвостовая часть лопасти сотовой конструкции, в которой соты выполнены из листов алюминиевой фольги толщиной 0,04 мм в виде шестигранников со стороной 5 мм. Снаружи сотовый блок оклеивается обшивкой, состоящей из двух слоев стеклоткани толщиной 0,3 мм [4].

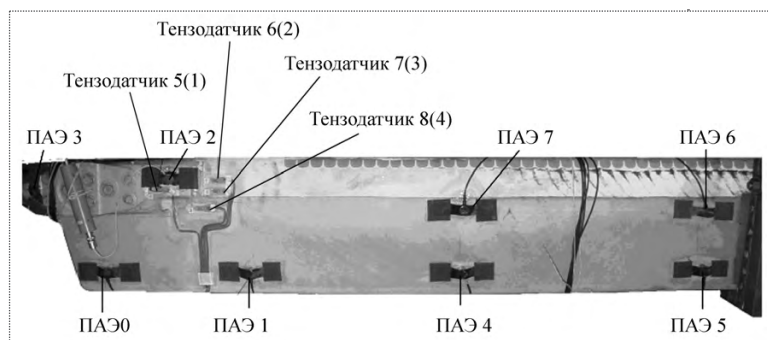


Рис. 1. Расположение тензодатчиков и ПАЭ на лопасти

На рис. 1 показаны места расположения тензодатчиков и ПАЭ на лопасти. Для контроля ее напряженно-деформированного состояния (НДС) были наклеены восемь проволочных тензодатчиков и установлены восемь ПАЭ. В скобках указаны номера тензодатчиков, наклеенных с обратной стороны лопасти.

Деформации в лопасти измерялись 64-канальной микропроцессорной тензометрической системой ММТС-64.01. Локализация развивающихся дефектов в лопастях осуществлялась диагностической АЭ-системой СЦАД-16.03.

На рис. 2 приведено изменение деформации в лопасти при ее нагружении. В период испытаний деформации практически не изменялись. Следует отметить, что испытываемые лопасти разрушались в одном и том же месте в зоне лонжерона: первая – при наработке  $N_1 = 45 \cdot 10^3$  циклов, вторая – при наработке  $N_2 = 40 \cdot 10^3$  циклов и третья – при наработке  $N_3 = 100 \cdot 10^3$  циклов.

В процессе испытаний лопастей хвостового винта вертолета Ми-8 наиболее информативными параметрами являлись амплитуда и максимальная частота сигналов АЭ. При калибровке зон контроля, прово-

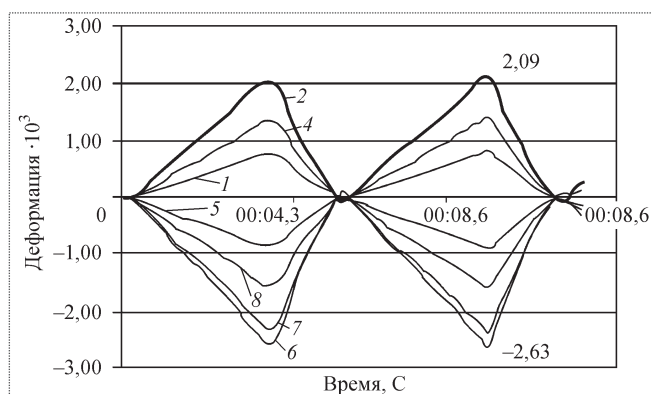


Рис. 2. Деформации в лопасти при ее нагружении (1, 2, 4, 7 – номера тензодатчиков)

димой для каждой лопасти до ее нагружения, измерялась скорость звука, которая в среднем составила 3200 м/с. Низкая скорость звука в лопастях, обусловленная большим затуханием из-за наличия сотового заполнителя, оклеенного слоями стеклоткани, приводила к тому, что передний фронт сигналов АЭ оказывался затянутым. Поэтому при локализации сигналов АЭ наблюдался их значительный разброс.

В процессе ресурсных испытаний лопастей выявилась наиболее активная акустическая зона, которая находилась в месте их крепления к нагружающему стенду. Однако, как отмечалось ранее, разрушение лопастей происходило не в данной зоне, а в лонжероне.

На рис. 3 приведена экспериментальная зависимость максимальной частоты сигналов АЭ от числа циклов нагружения. С увеличением числа циклов нагружения частота сигналов АЭ изменялась от 100 кГц в начале испытаний до 250 кГц в конце. Увеличение частоты сигналов АЭ являлось признаком близости разрушения конструкции лопасти.

Сигналы АЭ в зоне разрушения лопастей регистрировались АЭ-системой задолго до выхода усталостной трещины на поверхность. В качестве примера на рис. 4 приведены зоны локализации сигналов АЭ, полученные перед разрушением лопасти (рис. 4, а), и указано конкретное место ее разрушения (рис. 4, б). На момент разрушения существовало три зоны активности сигналов АЭ. Первая пьезоантенна, образованная ПАЭ 1, 4, 7, 2, локализовала сигналы АЭ из первой зоны разрушения лопасти. Вторая пьезоантенна, составленная из ПАЭ 0, 1, 2, 3, регистрировала сигналы АЭ из второй зоны, расположенной в месте крепления лопасти к стенду. Локализация сигналов АЭ в этой зоне вызвана трением в месте крепления. Третья пьезоантенна была расположена в хвостовой части лопасти и состояла из ПАЭ с номерами 4, 5, 6, 7.

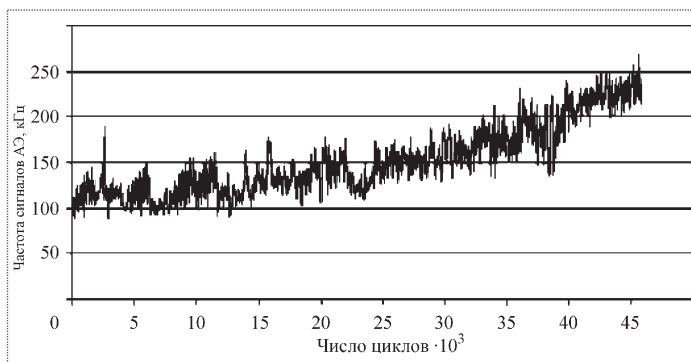


Рис. 3. Экспериментальная зависимость максимальной частоты сигналов АЭ от числа циклов нагружения

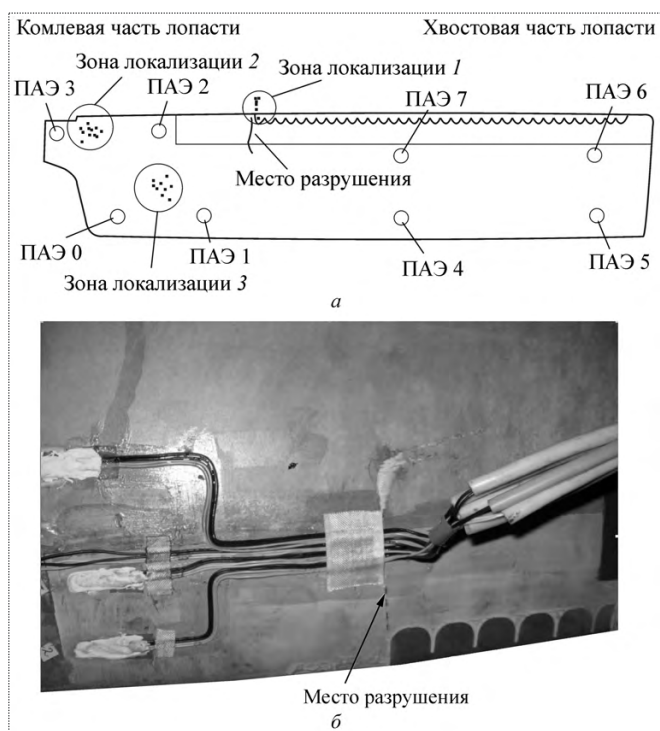


Рис. 4. Локализация сигналов АЭ перед разрушением лопасти (а) и место разрушения лопасти (б)

Сигналы, регистрируемые этой пьезоантенной, составляли третью зону активности. Анализ формы сигналов АЭ из этой зоны показал, что по своим основным информативным параметрам они соответствуют сигналам из зоны разрушения. Разброс точек их локализации вызван тем, что сигналы из этой зоны обладали небольшими амплитудами и вследствие их затухания ПАЭ 7 и ПАЭ 4 их не принимали.

Соотношения времен прихода сигналов АЭ и их спектральные характеристики соответствовали одному источнику разрушения. В частности, основная гармоника спектрального разложения для первой и третьей зон находилась в пределах 50...70 кГц. Спектральные характеристики формы сигналов АЭ из второй зоны, где лопасть крепилась к стенду, обладали основной гармоникой на частоте 100...150 кГц.

Был проведен фрактографический анализ первой зоны разрушения (см. рис. 4) второй лопасти с наработкой свыше  $40 \cdot 10^3$  циклов. Первые сигналы АЭ в данной лопасти регистрировались системой СЦАД-16.03 после  $15 \cdot 10^3$  циклов нагружения. Исследуемая лопасть имела поперечную трещину в лонжероне и значительную деформацию в результате потери устойчивости.

На рис. 5, а показан общий вид излома. Стрелкой указан очаг зарождения усталостного разрушения. На

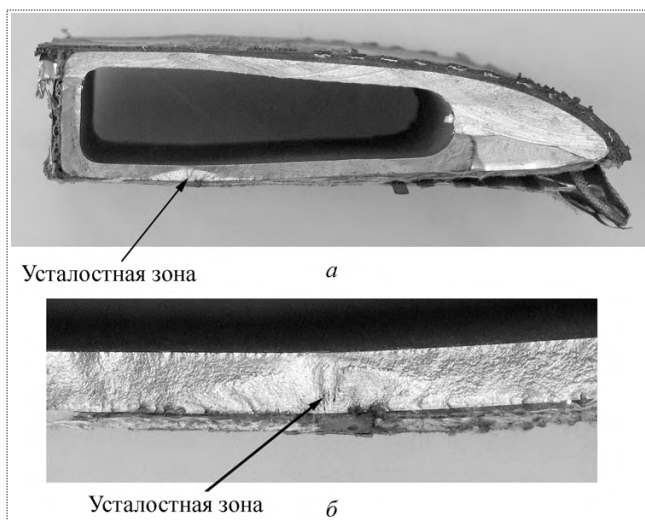


Рис. 5. Вид излома после вскрытия трещины (а) и усталостная зона в изломе лонжерона (б)

рис. 5, б более светлым тоном изображена усталостная зона в изломе лонжерона лопасти. Зарождение разрушения — усталостное. Зона зарождения разрушения являлась многоочаговой и имела протяженность 20 мм.

При микрофрактографическом исследовании с использованием растрового электронного микроскопа выявлен регулярный микрорельеф излома. На рис. 6 отчетливо видны усталостные бороздки. Это позволило выполнить количественный анализ кинетики развития разрушения.

Результаты этого анализа представлены на рис. 7. В изломе за зоной усталостного разрушения следует

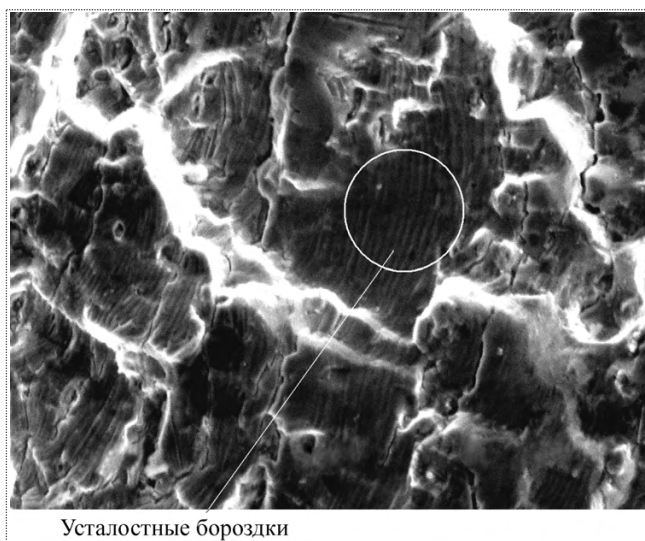


Рис. 6. Микрофрактограмма с излома лопасти

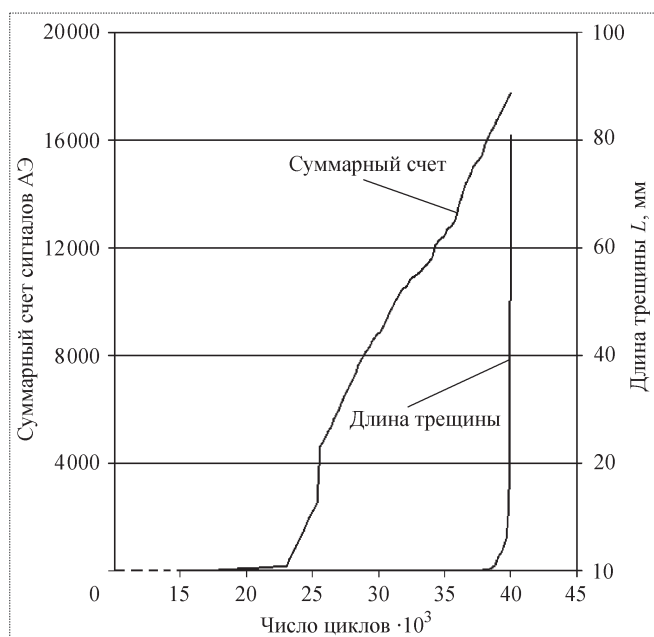


Рис. 7. Зависимость длины трещины и суммарного счета от числа циклов нагружения

зона последовательного повторно-статического надрыва при продвижении трещины в обе стороны до длины 80 мм по всей высоте стенки лонжерона. Последняя неустойчивая стадия развития усталостной трещины перед остановкой испытаний составляла 30 циклов.

На рис. 7 также показано изменение суммарного счета сигналов АЭ от числа циклов. Сравнивая зависи-

мости, приведенные на рис. 7, можно отметить, что методом АЭ удалось на более ранней (по сравнению с фрактографией) стадии зарегистрировать начало зарождения усталостной трещины ( $N = 15 \cdot 10^3$  циклов). Фрактографические исследования зоны разрушения показали, что устойчивое зарождение трещины произошло после  $30 \cdot 10^3$  циклов нагрузки.

Итак, анализ экспериментальных результатов, полученных при ресурсных испытаниях трех лопастей хвостового винта вертолета Ми-8, подтвердил возможность их контроля методом АЭ, поскольку локализация усталостной трещины осуществлялась задолго до ее выхода на поверхность. Сравнение полученных результатов исследований показало, что диагностику лопастей вертолета Ми-8 методом АЭ можно осуществлять на более ранней стадии развития разрушения.

Значительное затухание сигналов АЭ, вызванное конструктивными особенностями лопасти, осложняло регистрацию этих сигналов на ранней стадии зарождения усталостной трещины. Для обеспечения устойчивой локализации сигналов АЭ в лопастях на более ранних стадиях разрушения необходимо уменьшить уровень шумов диагностической аппаратуры и повысить чувствительность ПАЭ.

#### Литература

1. Серьезнов А.Н., Степанова Л.Н. Метод акустической эмиссии при прочностных испытаниях самолетов // Общероссийский научно-технический журнал "Полет". 2005. № 11. С. 14–19.
2. Данилов В.А., Другов А.Г., Тетерин И.В. Вертолет Ми-8. М.: Транспорт, 1979. 248 с.



МАИ ДАЙДЖЕСТ МАИ ДАЙДЖЕСТ МАИ ДАЙДЖЕСТ МАИ ДАЙДЖЕСТ МАИ ДАЙДЖЕСТ МАИ ДАЙДЖЕСТ

#### НАВЕЕІ ОЕ АУ ІОНЕ ААЕААОАЕАЕ АЕ-2500 АООАО ДАЧААІ ОО А ДІННЕНЕ А 2010 а.

Московское машиностроительное предприятие (ММП) им. В.В. Чернышева разворачивает серийное производство нового вертолетного двигателя ВК-2500 разработки компании "Климов" (г. Санкт-Петербург).

"В соответствии с решением Минпромэнерго наше предприятие должно освоить производство двигателя ВК-2500 и с 2010 г. начать его серийный выпуск в интересах ОАО "Вертолеты России", — сообщил генеральный директор ММП им. В.В. Чернышева Александр Новиков. По его словам, уже составлены планы-графики работ по организации серийного производства ВК-2500, ведется активная работа по передаче от разработчика (ОАО "Климов") на ММП им. В.В. Чернышева конструкторской и технической документации на двигатель. "Перед нами поставлена задача изготавливать двигатель ВК-2500 полностью в России. При его производстве не предусматриваются кооперационные поставки из других стран, в частности с Украины, — подчеркнул А. Новиков. Во многом это обусловлено стремлением Украины вступить в НАТО. Если Украина вступит в НАТО, то, будучи единственным поставщиком авиадвигателей для российских вертолетов, она сможет остановить все российские вертолетостроительные заводы".

Турбовальный двигатель ВК-2500 создан в результате глубокой модернизации двигателя ТВ3-117ВМА. Двигателями ТВ3-117, а в последние годы и ВК-2500 производства ОАО "Мотор Сич" оснащены все российские вертолеты "Ка" и "Ми". Ежегодно несколько десятков этих двигателей изготавливаются на опытном производстве компании "Климов". В отличие от базового двигателя ТВ3-117ВМА мощность ВК-2500 на взлетном режиме составляет 2400 л.с., на чрезвычайном режиме 2700 л.с., что позволяет продолжать взлет вертолета даже при отказе одного из двигателей.

Вестник Интерфакс — АВН № 15 (342), 2008 г.



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

## Телекомандное управление заходами БЛА на посадку по-самолетному

**О.С. Титков**

*Рассматривается применение телекомандного управления заходами беспилотных летательных аппаратов (БЛА) на посадку по-самолетному с участием оператора командного пункта. Приводятся оценки вероятности успешности решения задачи обеспечения посадок.*

**O.S. Titkov. Radio Command Techniques Of UAV's Approach For Conventional Landing**

*The article scrutinizes opportunities of employing radio command techniques to control unmanned aerial vehicles during approach for conventional landing, with a command post operator involved in the procedure, and gives a probability assessment of the landing success.*

Применение телекомандного управления заходами беспилотных летательных аппаратов БЛА на посадку не противоречит концепции активного участия оператора при использовании БЛА [1]. Исследование роли человеческого фактора при использовании БЛА показало, что телекомандное управление с активным участием оператора командного пункта относится к числу эффективных способов решения задач применения БЛА [2]. Было высказано соображение о возможности использования телекомандного режима и на этапах заходов на посадку по-самолетному в дополнение к автоматическим посадкам. Телеуправление заходами на посадку может потребоваться, когда по разным причинам автоматическая посадка становится невозможной и оператор, чтобы спасти аппарат, должен сажать его вручную (БЛА, особенно тяжелого класса, — изделие штучное и стоит очень дорого [1]). Телеуправление может применяться на этапах летных испытаний не только для отработки технических вопросов, но и при исследовании роли человека при различных уровнях автоматизации процесса управления БЛА [3]. Оно может, наконец, использоваться в учебных и тренировочных целях для практической подготовки операторов к действиям в форс-мажорных ситуациях, когда необходима срочная посадка БЛА.

В перечисленных случаях заходы на посадку предполагается осуществлять в директорном режиме, аналогичном используемому для гражданских воздушных судов (ВС) [4]. При этом директорная информация формируется на бортовых индикаторах кабины БЛА, а их изображение в реальном масштабе времени транслируется на мониторы командного пункта. Включение в состав бортовых индикаторов ИЛС — индикаторов на лобовом стекле — по типу взлетно-посадочных откидных ИЛС современных гражданских и транспортных самолетов позволит на общем экранном поле представлять информацию в интегрированном виде, когда "штриховая" пилотажно-навигационная символика в синхронном динамическом режиме налагается на видеоизображение, поступающее с бортовых обзорных систем и датчиков различного спектрального диапазона. Это дает возможность оператору лучше ориентироваться в обстановке и более эффективно решать "посадочные" проблемы. Одновременно расширяется диапазон категорий посадок по ИКАО на сложные метеоусловия и ночное время.

Таким образом, управление заходами на посадку должно рассматриваться в качестве одного из способов управления при применении БЛА.

### Область успешности решения задачи телекомандного управления заходами БЛА на посадку

Будем рассматривать управление заходами БЛА на посадку по-самолетному в директорном режиме, который по правилам летной эксплуатации ВС является штатным режимом посадки летательных аппаратов (ЛА) на аэродромы, оборудованные курсоглиссадными системами (КГС) посадки [4]. Принимается, что оператор командного пункта непосредственно и активно включается в управление посадкой после входа БЛА в глиссаду (ВГ) на высоте  $H_0 = H_{ВГ}$ . Задача оператора состоит в обеспечении движения по глиссаде с выдерживанием заданных параметров полета в пределах области допустимых отклонений, за центр которой принимается программное место ЛА. Эта область представляется как вполне определенная область замкнутого фазового пространства, содержащая траекторию изображающей точки фазового состояния системы [4, 5]. Можно говорить, что оператор при управлении БЛА реализует заданную область успешности решений (ОУР) — так называемую "трубку точности"  $D_{ОУР}$ , что гарантирует высокую надежность эргатической системы "оператор — БЛА" в целом и, следовательно, высокую надежность воздушной навигации и регулярность полетов [4].

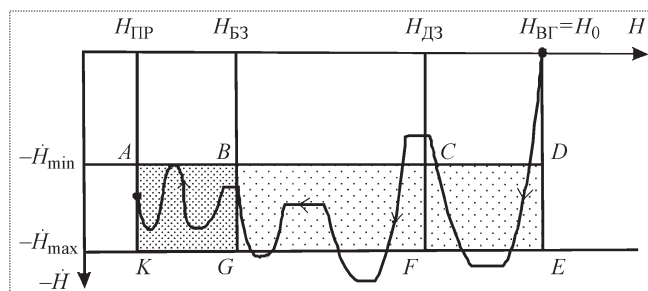
Границы ОУР рассматриваются как некоторые поверхности, которые разделяют области с различным поведением изображающей точки фазового состояния системы. Существуют две очевидные возможности поведения траектории изображающей точки относительно этих поверхностей: траектория не покидает ОУР (состояние системы V+) и траектория подходит к границам ОУР и покидает ОУР (состояние системы V-). Процесс управления посадкой состоит из последовательности целенаправленных шагов-воздействий от оператора, изменяющих фазовые координаты  $x_i(t)$  системы относительно границ ОУР.

Для классификации успешности действий оператора была использована вполне определенная характеристическая функция  $\delta_i$ , связанная с текущим состоянием системы правилом

$$\delta_i = \begin{cases} 1, & \text{если } x_i \text{ в } D_{ОУР} \text{ (состояние V+)} \\ \text{с вероятностью } p_i; \\ 0, & \text{если } x_i \text{ вне } D_{ОУР} \text{ (состояние V-)} \\ \text{с вероятностью } 1-p_i. \end{cases}$$

Оно соответствует бинарному принципу оценки "успешно—неуспешно" (фазовая траектория в ОУР или вне ОУР).

Переходы эргатической системы из одного состояния в другое рассматриваются как имеющие случай-



Область успешности решений и возможная фазовая траектория изображающей точки системы

ный характер с некоторой вероятностью, различной для каждого из этих переходов, что соответствует стохастичности процесса управления с участием оператора эргатической системы и является характерным проявлением основного элемента такой системы — человека.

Область успешности решений для заключительного этапа посадки после входа в глиссаду на высоте  $H_{ВГ} = H_0$  и движения по глиссаде до высоты принятия решения  $H_{ПР}$  приведена на рисунке, где также показан возможный вид фазовой траектории изображающей точки системы. В качестве системы координат фазового пространства приняты высота  $H$  и вертикальная скорость снижения  $\dot{H}$ . На рисунке используются следующие обозначения:  $\dot{H}_{\max}$ ,  $\dot{H}_{\min}$  — граничная и минимально допустимая скорости снижения на глиссаде;  $H_{ВГ}$  — высота входа в глиссаду;  $H_{ДЗ}$ ,  $H_{БЗ}$  — заданные высоты пролета дальнего (ДПРМ) и ближнего (БПРМ) приводных радиомаяков системы посадки соответственно;  $H_{ПР}$  — высота принятия решения.

В фазовом пространстве  $(H, \dot{H})$  ОУР представляется в виде прямоугольника  $ADEK$ , образованного пересечением вертикальных линий  $H_{ВГ} = \text{const}$ ,  $H_{ПР} = \text{const}$  и горизонтальных линий  $-\dot{H}_{\max} = \text{const}$ ,  $-\dot{H}_{\min} = \text{const}$ . Действия по управлению посадкой отображаются относительно границ ОУР в виде фазовых траекторий системы. В пределах ОУР выделяется подобласть  $BDEG$ , в которой допускается возможность кратковременных выходов фазовой траектории из ОУР с последующим ее возвращением в границы ОУР ("полупрозрачное" состояние:  $V+ \rightarrow V- \rightarrow V+$ ), а также подобласть  $ABGK$ , для которой в силу ужесточения требований к параметрам полета при подходе к  $H_{ПР}$  "полупрозрачность" границ становится недопустимой и должно быть определено жесткое условие обеспечения расположения фазовой траектории только внутри ОУР (состояние V+).

По мере приближения к  $H_{\text{ПР}}$  происходит сужение равносигнальной зоны курсоглиссадных систем и оператор вынужден более энергично заниматься управлением полетом, например увеличивать частоту управляющих сигналов.

При формировании фазовых траекторий возможны перегулирования. Кроме того, фазовые траектории могут содержать участки  $\dot{H} = \text{const}$ .

Условием успешности эргатического процесса в области  $CDEF$  является выполнение неравенства  $H_{\text{ДЗ}} \leq H \leq H_{\text{ВГ}}$ , определяющего характеристическую функцию

$$\delta 1 = \begin{cases} 1, & \text{если } H_{\text{ДЗ}} \leq H \leq H_{\text{ВГ}}; \\ 0, & \text{если } H < H_{\text{ДЗ}}, H > H_{\text{ВГ}}, \end{cases}$$

а также неравенства  $0 > -\dot{H} \leq -\dot{H}_{\text{max}}$ , определяющего характеристическую функцию

$$\delta 2 = \begin{cases} 1, & \text{если } -\dot{H} < 0; \\ 0, & \text{если } \dot{H} = 0, -\dot{H} > -\dot{H}_{\text{max}}. \end{cases}$$

Условием успешности эргатического процесса в области  $BCFG$  является выполнение неравенства  $H_{\text{БЗ}} \leq H \leq H_{\text{ДЗ}}$ , определяющего характеристическую функцию

$$\delta 3 = \begin{cases} 1, & \text{если } H_{\text{БЗ}} \leq H \leq H_{\text{ДЗ}}; \\ 0, & \text{если } H < H_{\text{БЗ}}, H > H_{\text{ДЗ}}, \end{cases}$$

а также неравенства  $-\dot{H}_{\text{min}} \leq -\dot{H} \leq -\dot{H}_{\text{max}}$ , определяющего характеристическую функцию

$$\delta 4 = \begin{cases} 1, & \text{если } -\dot{H}_{\text{min}} \leq -\dot{H} \leq -\dot{H}_{\text{max}}; \\ 0, & \text{если } -\dot{H} < -\dot{H}_{\text{min}}, -\dot{H} > -\dot{H}_{\text{max}}. \end{cases}$$

Условием успешности эргатического процесса в области  $ABGK$  является соблюдение неравенства  $H_{\text{ПР}} \leq H \leq H_{\text{БЗ}}$ , определяющего характеристическую функцию

$$\delta 5 = \begin{cases} 1, & \text{если } H_{\text{ПР}} \leq H \leq H_{\text{БЗ}}; \\ 0, & \text{если } H < H_{\text{ПР}}, \end{cases}$$

а также неравенства  $-\dot{H}_{\text{min}} \leq -\dot{H} \leq -\dot{H}_{\text{max}}$ , определяющего характеристическую функцию

$$\delta 6 = \begin{cases} 1, & \text{если } -\dot{H}_{\text{min}} \leq -\dot{H} \leq -\dot{H}_{\text{max}}; \\ 0, & \text{если } -\dot{H} < -\dot{H}_{\text{min}}, -\dot{H} > -\dot{H}_{\text{max}}. \end{cases}$$

Обобщенная характеристическая функция для всего процесса управления представляется как  $\chi_{\Sigma} = \delta 1 \delta 3 \delta 5 \delta 6$ , из которой как менее сильные условия исключены условия  $\delta 2$  и  $\delta 4$ , удовлетворяющиеся автоматически при выполнении условий  $\delta 1$  и  $\delta 3$ . При успешном управлении посадкой во всех областях ОУР  $\chi_{\Sigma} = \delta 1 \delta 3 \delta 5 \delta 6 = 1,0$ . В случае неуспешного управления по причине неуспешности в любой из областей ОУР  $\chi_{\Sigma} = 0$ . Возможность появления ситуаций  $\chi_{\Sigma} = 0$  требует принятия мер по ее недопущению и нейтрализации на любом отрезке заключительного этапа посадки при использовании дополнительных режимов управления БЛА. Если ситуация не может быть исправлена до выхода на  $H_{\text{ПР}}$ , то должно быть принято решение об уходе на второй круг или на запасной аэродром.

Было принято считать успешными те решения задач управления заходами на посадку, при которых к моменту выхода на высоту принятия решения фазовая траектория продолжает оставаться внутри  $D_{\text{ОУР}}$ , и неуспешными — в противном случае. В процессе управления возможны выходы фазовой траектории из  $D_{\text{ОУР}}$ . В этом случае в пределах располагаемого времени на управление они должны парироваться оператором. Соблюдение "трубки точности" является необходимым условием надежности воздушной навигации, но выход из ее границ не будет обязательно означать неизбежность летного происшествия в обычном понимании применительно к гражданским ВС. В нашем случае оператор будет сажать БЛА, имеющий усиленные конструкции корпуса и шасси, в более жестком режиме. За ним также остается выбор решения по уходу на повторный заход, с посадкой со второго раза.

#### Особенности модели эргатического процесса управления заходами БЛА на посадку

Стохастичность поведения оператора в эргатической системе определяет случайный характер траекторий перехода системы из одного состояния в другое с некоторыми вероятностями  $p_i$ , подчиняющихся условию  $\sum_{i=1}^n p_i = 1$ . Известно, что подобные динамические

процессы хорошо описываются моделями полумарковских процессов с использованием, например, механизма базового вероятностного графа [5, 6].

Собственно структура базового графа определяется профессиограммой (алгоритмом деятельности) оператора, содержит ее ключевые фрагменты и отражает циклический характер процесса управления. Базовый граф содержит:

начальные входные вершины, которые могут быть объединены введением фиктивной вершины  $O$  — принятие решения и начало выполнения процесса;

некоторое множество поглощающих вершин, соответствующих возможным вариантам окончания процесса с различными исходами;

некоторое множество промежуточных вершин, соответствующих выполнению операции и находящихся между вершиной  $O$  и поглощающими вершинами.

Характеристики переходов от вершины  $O$  к поглощающим вершинам вычисляются с использованием теоремы о сложении и умножении вероятностей: вероятности орт-маршрутов на базовом графе перемножаются, а времена суммируются. Временные характеристики являются, вообще говоря, величинами случайными с произвольными законами распределения. Здесь имеет смысл говорить о влиянии на них фактора динамики полета, характера переходных процессов в каналах управления, о запаздываниях оператора.

При оценке успешности управления БЛА для отражения деятельности оператора использовались хорошо известные и отработанные имитационные подходы и технологии [7, 8]. Для обозначения наступления тех или иных событий применялись специальные программы генерирования случайных чисел. В качестве исходной информации по время-вероятностным параметрам деятельности оператора в спокойном (фоновом) его состоянии использовались данные, рекомендуемые в справочниках и методиках по инженерной психологии и авиационной эргономике [9, 10], а также результаты исследований аналогичных режимов управления человеко-машинных систем [5, 6]. Некоторые подобные оценки приведены в [2]. Для описания процедур полумарковского процесса было выбрано рекуррентное соотношение, отражающее свойство биологических систем накапливать опыт (результат) по экспоненциальному закону. Настройка параметров соотношения позволяет отразить уровень подготовки и профессионализма оператора.

#### Оценка успешности телеуправления заходами БЛА на посадку по-самолетному

Необходимо отметить, что приведенные в статье количественные оценки следует рассматривать в качестве ориентировочных. Однако в них отражены вполне определенные особенности посадок по разным глиссадам, которые следует иметь в виду при проведении дальнейших исследований.

При математическом моделировании были реализованы заходы на посадку по-самолетному на аэродромы, оборудованные КГС посадки со стандартной схемой рас-

положения и привязки ее радиотехнических средств относительно взлетно-посадочной полосы (ВПП) [4]. Использовались два типа посадочных глиссад — стандартная пологая глиссада (угол глиссады  $2...3^\circ$ , допускаемая максимальная вертикальная скорость снижения на глиссаде  $2...3$  м/с) и крутая (угол глиссады  $6^\circ$ , вертикальная скорость снижения на глиссаде  $5...6$  м/с), которую предполагают использовать для посадок БЛА с усиленными конструкциями корпуса и шасси, способных выдержать повышенные нагрузки при контакте с ВПП с увеличенной вертикальной скоростью.

Факт "успешно—неуспешно" фиксировался на момент выхода на высоту принятия решения и определялся, как отмечалось выше, по расположению фазовой траектории относительно границ ОУР и, конкретно, по превышению вертикальной скоростью допустимых значений. В качестве оценок надежности воздушной навигации использовались оценки вероятности успешности заходов на посадку в "трубку точности":

$$\bar{p} = \frac{n - \sum_{i=1}^n k_i}{n},$$

где  $n$  — общее число посадок по выбранной глиссаде;  $\sum_{i=1}^n k_i$  — число заходов на посадку с нарушением "трубки точности",

$$k_i = \begin{cases} 1, & \text{если нарушены границы ОУР (исход V-);} \\ 0, & \text{если границы "трубки точности" не нарушены (исход V+).} \end{cases}$$

В общей сложности было реализовано 55 заходов на посадку, примерно поровну для каждого типа глиссад, причем был зафиксирован не очень высокий уровень их успешности — не более 50 %. Оценки рабочего состояния оператора показали, что его напряженность  $S$  может достичь уровня  $S > 1,95...3,5$ , что выше порога стресса для "среднего" оператора  $S_c = 1,8...2,3$ . Причем можно ожидать, что около 8...10 % посадок будет происходить при состоянии оператора, близком к срыву деятельности, при  $S > 4,5...5,0$ . Ожидаемая надежность эргатической системы при использовании заходов на посадку по пологой глиссаде была оценена как  $\bar{p}_{п.г} = 0,33$ , а при использовании крутой глиссады — как  $\bar{p}_{к.г} = 0,52$ . Это позволяет говорить о предпочтительности посадок по крутым глиссадам, если, конечно, конструкции корпуса и шасси БЛА будут способны выдерживать увеличенные перегрузки при контакте с

ВПП. Таким образом, "усиленные" БЛА, лучше приспособленные к тяжелым условиям посадок, получают вполне определенные перспективы.

# Њієñіє єєòàòàòòòò

1. Развитие беспилотной боевой авиации и роль информационных технологий в ее реализации: Аналитический обзор. М.: НИЦ ФГУП ГосНИИАС. 2005. 111 с.
2. Полушкин Ю.Ф., Титков О.С. Человеческий фактор при использовании одного класса боевых беспилотных летательных аппаратов // Общероссийский научно-технический журнал "Полет", № 9, 2007. С. 45–50.
3. Возможности операторов по взаимодействию с БЛА. Реферат по материалам иностранной печати. М.: НИЦ ГосНИИАС. 2006. № 5. 58 с.
4. Воздушная навигация: Справочник. М.: Транспорт, 1988. 303 с.

5. Методология интегрального оценивания эргатических систем "Экипаж — ВС — окружающие условия" / О.С. Титков и др. // Тр. ГосНИИАС. Информационные технологии в разработках сложных систем. 2005. Вып. 2 (14). С. 59–66.
6. Губинский А.И. Надежность и качество функционирования эргатических систем. Л.: Наука, 1982. 269 с.
7. Зигель А., Вольф Дж. Модели группового поведения в системе человек—машина. М.: Мир, 1973. 261 с.
8. Титков О.С. Эргономические показатели деятельности летчика-оператора // Тр. ГосНИИАС. Вопросы авионики. 1999. Вып. 1 (4). С. 3–9.
9. Справочник по инженерной психологии / под ред. Б.Ф. Ломова. М.: Машиностроение, 1982. 367 с.
10. Методы инженерно-психологических исследований в авиации / под ред. Ю.П. Доброленского. М.: Машиностроение, 1975. 279 с.



## ДАЙДЖЕСТ    ДАЙДЖЕСТ    ДАЙДЖЕСТ    ДАЙДЖЕСТ    ДАЙДЖЕСТ    ДАЙДЖЕСТ    ДАЙДЖЕСТ

### ЊІÀÒÈÀÈÈÑÒÛ ÒÀÀÈ ÁÓÀÓÒ ÐÀÁÍÒÀÒÛ ÍÀÁ ÒÈÓ×ØÁÍÈÀÍ ÒÐÐÀÈÒÐÈÑÒÈÈ ЊÍÇÀÀ Ñ ÛÈÒÑ Æ ÑÍÑÈÈ ÑÀÍ ÍÈÀÒÍÀ

В Центральном аэрогидродинамическом институте (ЦАГИ) готовятся исследовать перспективные аэродинамические схемы летательных аппаратов. Ставится задача кардинального улучшения основных летно-технических и аэродинамических характеристик перспективных самолетов. Планируемый объем работ рассчитан на трехлетний период.

Уже известно, что в ЦАГИ будут исследоваться аэродинамические схемы, представленные темой "60" Экспериментального машиностроительного завода им. В.М. Мясищева, связанной с созданием перспективного транспортного самолета грузоподъемностью 60 т, а также проект ИС-1, предложенный разработчиками ряда институтов и предприятий. Благодаря применению новых интегральных аэродинамических схем планируется, в частности, значительно повысить аэродинамические качества, а также топливную эффективность создающихся летательных аппаратов. В частности, за счет интеграции фюзеляжа, крыла и силовой установки в самолете "60" возможно в два раза уменьшить расход топлива и взлетную массу при таких же, как у ныне эксплуатируемых самолетов, полезной нагрузке и дальности полета. В 1,6 раза может уменьшиться себестоимость самолета в серийном производстве. Разрабатываемые по теме "60" самолеты могут найти широкое применение не только в Военно-воздушных силах, но и в гражданских авиакомпаниях, специализирующихся на грузовых перевозках.

Вестник Интерфакс — АВН № 14 (341), 2008 г.

### ÆÈË ÐÍÑÑÈÈÈÈÈ ÆÀÑ ÁÓÀÀÒ ÇÀÈÇÀÍÍ ÈÀÈ ÍÈÍÈÍÒÍ 50 ÍÍÀÛÒ ÑÐÀÁÍÈÈ ÆÍÀÍÍ-ÒÐÁÍÍÍÍÒÍ ÛÒ ÑÀÍ ÍÈÀÒÍÀ ÐÍÑÑÈÈÈÈÈ-ÈÍÈÈÈÈÈÈÈ ÐÀÇÐÀÍÍÈÈ

Российские Военно-воздушные силы должны будут приобрести не менее 50 средних военно-транспортных самолетов МТА, создаваемых совместно Россией и Индией, — сообщил генеральный конструктор авиакомплекса "Ильюшин" Генрих Васильевич Новожилов.

По словам Г.В. Новожилова, одним из условий участия индийской стороны в данном проекте было то, что российские ВВС купят как минимум 50 новых самолетов. Кроме того, одним из требований индийской стороны было увеличение размеров грузовой кабины самолета, которая создается на базе кабины самолета Ил-214 разработки КБ им. С.В. Ильюшина. Размеры кабины будут составлять 3,45×3,4 м. В качестве двигателя для этого самолета планируется использовать двигатели ПС-90. По требованию индийской стороны планируется уменьшить кабину пилотов по сравнению с кабиной самолета Ил-214.

Вестник Интерфакс — АВН № 15 (342), 2008 г.

### BOEING ÍÐÍÀÈÈ ÈÑÍ ÛÒÀÍÈÈ ÑÀÍ ÍÈÀÒÀ, ÈÑÍ ÍÈÛÇÓ Ñ ÛÀÁ ÍÈÀÈÒÐÍÍÍÀÈÈ Ñ

Корпорация Boeing объявила о проведении первых в мире успешных испытаний самолета с электродвигателем, работающим на водородном топливе и кислороде. "Двухместный самолет Dimona был оснащен электрическим двигателем, использующим энергию топливных ячеек (в них водород реагирует с кислородом, в результате вырабатывается электричество)", — говорится в сообщении Международного информационного агентства Washington ProFile. По информации агентства, три испытательных полета были проведены в Испании в феврале и марте. Самолет поднимался на высоту 1 км и набирал крейсерскую скорость 100 км/ч. В создании самолета принимали участие компании из США, Австрии, Франции, Германии, Испании и Великобритании.

Вестник Интерфакс — АВН № 14 (341), 2008 г.

## Анализ компьютерных программных продуктов в расчетах эффективности инвестиционных проектов по созданию новой авиационной техники

**О.В. Точилин**



**ТОЧИЛИН**  
Олег Валерьевич —  
главный специалист  
ОАО "ОКБ Сухого",  
старший преподаватель  
МАИ, кандидат экон. наук

*Проанализированы международные и отечественные программные продукты, использующиеся на современном этапе для оценки эффективности инвестиционных проектов по разработке и производству новой авиационной техники. Показаны их особенности, преимущества и недостатки.*

**O.V. Tochilin.** Analysis Of Computer Software For Calculation Of Efficiency Of Investment Projects On New Aircraft Development

*The article presents a case study of international and domestic software packages used to assess the efficiency of investments into new aircraft development, showing their peculiarities, advantages and disadvantages.*

**В** составе бизнес-плана инвестиционного проекта по разработке и производству новой авиационной техники (АТ) существенное место занимают динамические ряды широкого круга показателей. Расчеты ведутся с учетом элементов прогнозирования, привлечения экспертных оценок будущего состояния того или иного финансового и производственно-экономического процесса не только на конечный момент реализации проекта, но и поквартально [1].

Подробный количественный анализ является основой принятия решений для всех участников проекта и выработки их общей стратегии при условии достижения каждым из них собственного интереса.

Наиболее полный учет динамики осуществления проекта при подготовке и анализе бизнес-плана возможен с использованием специализированных компьютерных систем экономического и финансового моделирования. Особое значение это имеет для учета фактора инфляции, а также для анализа чувствительности проекта к изменениям внешней среды.

Правильный выбор и эффективное использование компьютерных и программных продуктов позволяют значительно улучшить качество бизнес-планов инновационно-инвестиционных проектов по созданию новой АТ. Кроме того, применение лицензионных систем укрепляет авторитет инициаторов проекта и повышает его финансово-экономическую привлекательность.

В настоящее время существует широкий спектр специализированных программных продуктов. В нашей стране наиболее часто применяются пакеты прикладных программ *COMFAR* (*Computer model for reporting*, его версии адаптированы к экономике конкретных стран, переведен на русский язык) и *PROPSPIN* (*Project profile screening and preappraisal information system*), созданные при Комиссии Организации Объединенных Наций по промышленному развитию; пакет "Альт-Инвест" Санкт-Петербургской фирмы "Альт" (реализован как вычислитель на электронных таблицах и обладает всеми достоинствами и недостатками такого подхода) и пакет *Project Expert*,

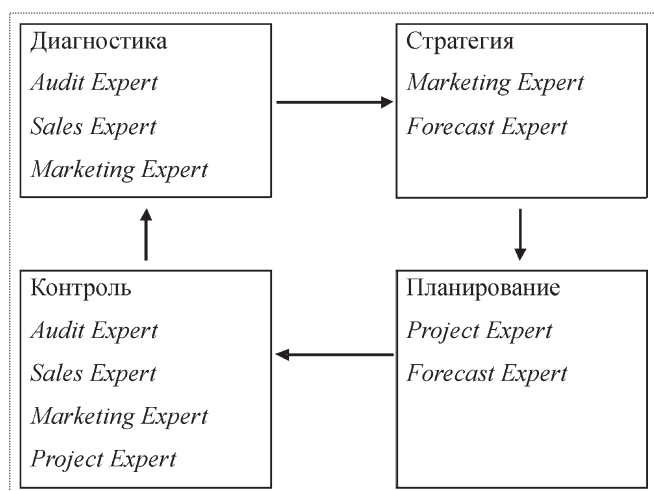


Рис. 1. Программы для анализа состояния бизнеса и планирования его развития

рассматриваемый далее. Системы типа *Microsoft project*, *Timt line* и *Primavera* предназначены для разработки только календарного плана работ и сетевого проекта, включая его длительность и затраты по стадиям, и применяются в основном как системы управления проектами.

Программные продукты дают возможность сделать подробный анализ финансового состояния проекта в целях отслеживания основных стадий реализации как всего проекта, так и его основных элементов.

Пакет *Project Expert* несколько отличается от перечисленных выше продуктов. Системность при решении многих проблем, учет специфики национальных условий, мощная рекламная компания позволяют считать этот программный продукт лидером в данной области. Пакет рекламируется как средство подготовки бизнес-планов международного образца и в определенной мере соответствует декларируемой цели [2, 3].

Пакет *Project Expert* — это автоматизированная система планирования и анализа эффективности инвестиционных проектов на базе имитационной модели денежных потоков. В частности, этот программный продукт используется на некоторых предприятиях авиационной промышленности.

Разработчик пакета — компания "Про-Инвест-ИТ" — длительное время является участником рынка программных продуктов в области экономики и финансов (она начала свою деятельность в 1989 г. как инвестиционный центр при АН СССР и сегодня объединяет более 200 компаний, имеет более 5000 пользователей в России

и за рубежом). Программные продукты этой компании ориентированы на решение задач анализа финансового состояния предприятия, аудита и планирования маркетинга, планирования развития предприятий, управления сбытом продукции.

Кроме *Project Expert* компания предлагает на рынке программные продукты (рис. 1), которые могут самостоятельно применяться для решения задач финансового анализа, планирования развития, маркетинга, сбыта. Для поддержки принятия решений на стратегическом уровне управления предприятием эффективно использовать комплекс аналитических систем компании, объединенных в пакет программ *Pro-Invest Business Office*. В совокупности продукты семейства *Expert* решают задачи менеджмента, составляющие цепочку "диагностика — стратегия — планирование — контроль".

Программы компании "Про-Инвест-ИТ" базируются на общепринятых в международной практике методиках финансовой отчетности. Они вошли в число победителей VII Международного конкурса программного обеспечения в области финансов и бизнеса "Бизнес-Софт'99". Системы "Про-Инвест-ИТ" рекомендованы к применению рядом государственных структур. Программные продукты этой российской компании, разработанные для финансового планирования и анализа, используются ведущими международными финансовыми институтами и полностью отвечают международным стандартам.

Аналитическая система *Project Expert* — система поддержки принятия решений для разработки и выбора оптимального плана развития бизнеса, создания финансовых планов и инвестиционных проектов.

Создаваемый в системе бизнес-план соответствует международным требованиям: в основу *Project Expert* положены методика *UNIDO* по оценке инвестиционных проектов и методика финансового анализа, определенная международными стандартами IAS. При этом в *Project Expert* учитывается специфика российской экономики.

*Project Expert* (рис. 2) позволяет вести углубленный анализ реализуемой стратегии и выбирать из существующих альтернативных вариантов развития предприятия оптимальный. В системе оценивается общая эффективность проекта, а также влияние текущих изменений исходных данных проекта на его результаты, определяется эффективность проекта для всех заинтересованных сторон. С помощью *Project Expert* можно определить "запас прочности" бизнеса, выявить угрозы при реализации проекта и принять решение для минимизации коммерческих рисков. Для определения эффективности инвестирования средств в проект

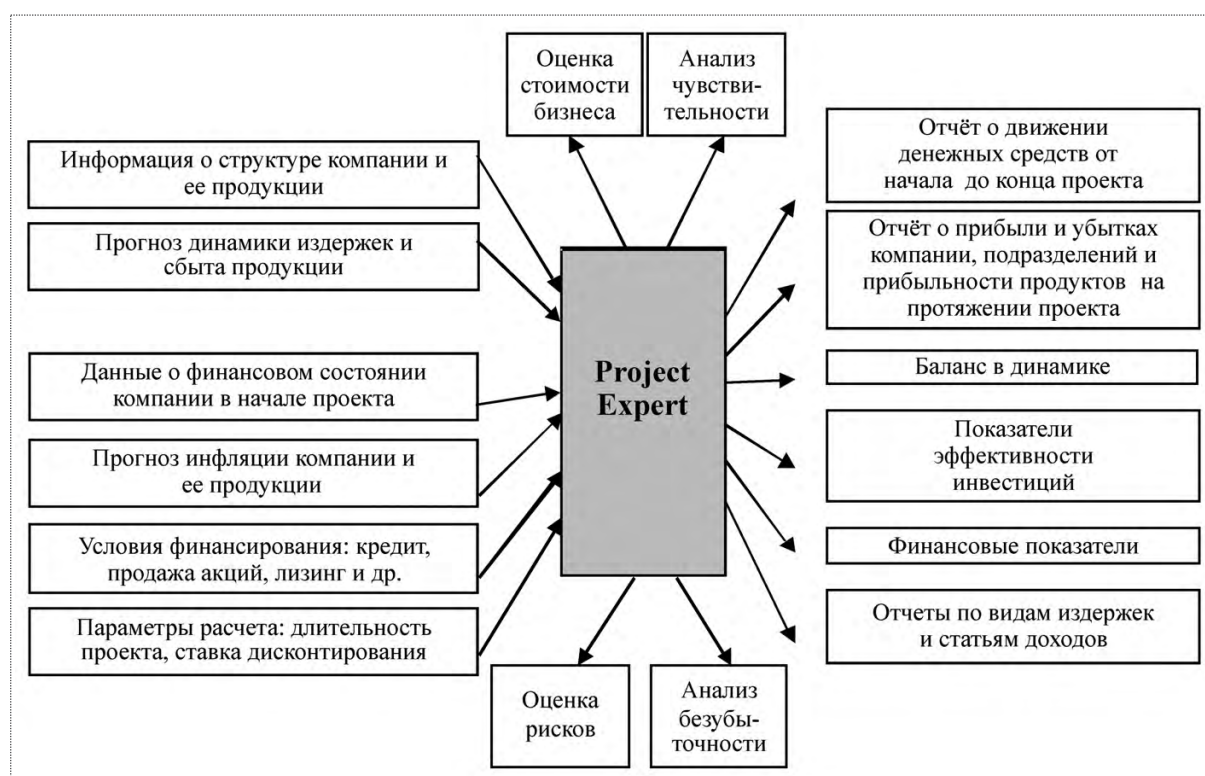


Рис. 2. Функциональные возможности *Project Expert*

*Project Expert* предоставляет развитые возможности по оценке стоимости бизнеса (см. рис. 2).

Контролируя ход реализации проекта, можно вводить в систему фактические данные, определять расхождения с планом, своевременно принимать необходимые управленческие решения.

*Project Expert* позволяет моделировать деятельность предприятий различных масштабов — от небольшого частного предприятия до холдинговых структур. В соответствии с масштабами предприятия и сложностью стоящих перед ним задач планирования развития разработана линейка программных продуктов *Project Expert*. Из этой линейки выбирается программный продукт с подходящим набором функциональных свойств и по мере развития бизнеса и усложнения решаемых задач наращивается мощность аналитической системы.

В настоящее время пакет *Project Expert* распространяется в нескольких версиях: четвертой, пятой, шестой, седьмой.

Рассмотрим новые возможности версии 7.0 пакета *Project Expert*, предназначенного для инвестиционного анализа и бизнес-планирования. Эта версия содержит ряд улучшений, обеспечивающих повышение комфортности работы. Кроме того, при вводе данных в процессе создания корпоративной модели существенно снизился объем рутинных операций за счет исполь-

зования шаблонов. Это важно при вводе типовых списков продуктов, материалов, персонала, издержек и др., имеющих большой объем. Если выбрать тип решаемой задачи (инвестиционный анализ, бизнес-планирование, оценка бизнеса, финансовое планирование) и указать вид отрасли, организационно-правовую форму предприятия и тип проекта, то вновь созданный мастер проектов сразу выдаст нужный набор итоговых таблиц, отчетов и графиков.

Интересной особенностью *Project Expert 7* является наличие функции "настраиваемое текстовое описание", позволяющей при дефиците времени переносить встроенные в систему подробные шаблоны описания бизнес-плана, использовать подсказки и редактировать заголовки. При этом структура бизнес-плана представляется в виде "дерева", описывающего с большой степенью детализации все разделы плана. Это дает возможность пользователю сразу выбрать раздел, необходимый ему в данный момент.

Важно отметить, что большинство вычислительных процедур, связанных с необходимостью подготовки исходных данных для последующих расчетов, отражающих отраслевую специфику, которые ранее многими компаниями реализовывались с использованием электронных таблиц, теперь выполняются непосредственно в самой программе.

Кроме метода дисконтирования денежных потоков версия *Project Expert 7* содержит такие широко известные методы оценки бизнеса, как модель Гордона, а также методы расчета экспертной оценки чистых активов, ликвидационной стоимости, предполагаемых продаж и экспертной оценки.

Кроме того, программа позволяет оценить продленную (т.е. на постпрогнозный период) стоимость бизнеса, что очень важно при предложении покупки пакета акций предприятия потенциальному инвестору.

Существенно расширена в последней версии продукта и возможность применения формул: *Project Expert 7* позволяет связывать сколь угодно сложной математической зависимостью выбранные параметры финансовой модели предприятия, описывающие сбыт, производство и различные виды издержек.

Новой в *Project Expert 7* является также функция попарного сравнения нескольких вариантов одного и того же проекта, необходимая для анализа данных, представленных в таблицах финансовых отчетов. Кроме того, в этой версии программы есть динамическая связь с *Word* и *Excel*, обеспечивающая автоматическое обновление данных, экспортированных во внешние документы или таблицы. Эффективная связь с электронными таблицами позволяет использовать *Project Expert* в качестве вычислительного модуля в распределенных аналитических системах.

*Project Expert* занимает промежуточное положение на рынке между программами, осуществляющими управление проектами (*Microsoft Project*, *Time line* и др.), и мощными комплексами по корпоративному планированию и управлению (*SAP*, *BAAN* и др.). Последние, как правило, устанавливаются на рабочих станциях и стоят десятки тысяч долларов. Некоторые из них (например, *SAP*) уже распространяются на российском рынке [3].

В МАИ на кафедре экономики и менеджмента на базе программного продукта "Альт-Инвест" под руководством профессора Д.Э. Старика автором разработана методика оценки коммерческой эффективности инвестиционного проекта по созданию и производству новой авиационной техники [4]. К ее особенностям можно отнести следующее:

в данной методике использован самый простой метод учета стоимости существующих фондов относительно определенного ЛА: фондоемкость изделия определяется путем распределения стоимости существующих фондов между изготавливаемыми изделиями пропорционально себестоимости выпуска по каждому изделию. Стоимость основных производственных фондов делится на себестоимость товарной продукции предприятия, и таким образом определяется

удельная стоимость фондов, приходящаяся на 1 руб. себестоимости продукции;

специфическим для авиационных предприятий является вопрос учета динамики снижения себестоимости авиационной продукции по мере освоения ее серийного выпуска (в зарубежных и отечественных производствах себестоимость единицы продукции принимается постоянной на весь период производства). В расчетах по авиационным проектам закладывается определенная динамика снижения себестоимости продукции (самолета, двигателя) за период производства.

Достоинства компьютерной реализации методики расчета состоят в следующем:

отсутствие какой-либо привязки к финансовым функциям *Excel*. Это позволяет получить более детальную проработку проекта и предоставить большой объем информации для анализа;

возможность расчета неограниченного количества сценариев реализации проекта путем варьирования основных показателей (объема, сроков кредитов, программы реализации и материальных затрат, стоимости инвестиционных затрат) и определения поля допустимых решений. Это позволяет найти наиболее эффективный сценарий реализации проекта без значительных затрат времени и средств;

полная открытость и простота компьютерной реализации проекта. Это позволяет легко вносить все изменения и отслеживать ошибки с помощью таблицы балансового отчета;

возможность учета амортизационных отчислений по существующим на предприятии основным фондам (в других программных продуктах этого нет).

Разработанная методика используется на некоторых предприятиях авиационной промышленности при составлении бизнес-планов инвестиционных проектов новой авиационной техники и оценке их эффективности.

В последнее время в связи с высокими потребностями рынка и постоянным обновлением технического и программного компьютерного обеспечения появляются более совершенные версии существующих программных продуктов, а также создаются принципиально новые продукты.

#### Литература

1. **Бизнес-план.** Методические материалы / под ред. Р.Г. Маниловского. М.: Финансы и статистика, 1997.
2. **Виленский П.Л., Лившиц, Орлова Е.Р., Смоляк С.Л.** Оценка эффективности инвестиционных проектов. М.: Дело, 2005.
3. **Финансовый бизнес-план:** Учеб. пособие / под ред. В.М. Попова. М.: Финансы и статистика, 2000. 480 с.
4. **Старик Д.Э.** Расчеты эффективности инвестиционных проектов. Учеб. пособие. М.: ЗАО "Финстатинформ", 2001. 131 с.

УДК 681.5

# Метод опорных векторов в информационном обеспечении САПР

**Д.В. Всехвальнов, С.И. Долидзе**

*Дано базовое представление о методе опорных векторов. Приведены классические и современные вероятностные работы в области анализа англоязычных текстов. Рассмотрена возможность применения этих методов для работы с русскоязычными текстами в рамках обеспечения САПР для построения электронной модели проектируемых объектов.*

**D.V. Vsekhvalnov, S.I. Dolidze. Baseline Vectors' Application For CADs Information Support**

*The article gives an outline of the baseline vector method, giving an account of classical and contemporary papers on probability assessment in the analysis of discourses in the English language. It scrutinizes possibilities of applying this method to the texts in Russian as part of the support of CAD systems used to create electronic models of objects under the development.*

Сегодня в задачах проектирования летательных аппаратов используется огромное количество нормативной технической документации, как правило, представленной в текстовом виде. Часто требуется переход от такого представления к структурному в целях обеспечения более полной информационной поддержки цикла проектирования.

Для построения информационной модели по текстовому описанию необходимо автоматически идентифицировать в полнотекстовых документах объекты предметной области. При этом нужно уметь извлекать информацию об отношениях между этими объектами.

Извлечение информации (information extraction, IE) — это задача извлечения релевантной структурированной информации из документа или корпуса документов. В отличие от информационного поиска (information retrieval, IR), который извлекает релевантные запросу документы, задачей IE является извлечение более точной и структурированной информации, чем просто набор документов.

При наличии большого количества уже существующих текстовых документов является интересной попытка использования подходов на основе методов машинного обучения для получения системы извлечения объектов и отношений в данной предметной области автоматически.

**Классические подходы к задаче извлечения информации.** Согласно [1], сегодня методы извлечения информации в задачах IE в основном базируются на *шаблонах извлечения*, которые задают синтаксические и/или семантические ограничения для желаемых сущностей/отношений внутри предложений.

Например, в предложении: "Предлагаемые математические методы и алгоритмы криптографической защиты информации не имеют аналогов на рынке компьютерной безопасности" можно использовать шаблон: [subject] [active-absence] [analogue-direct-object] [prep-phrase] и извлечь следующую информацию:



**ВСЕХВАЛЬНОВ**  
Дмитрий Владимирович —  
аспирант Московского государственного  
института электроники  
и математики



**ДОЛИДЗЕ**  
Станислав Иосифович —  
начальник отдела САПР  
ОАО "Туполев"

сущность subject: *математические методы и алгоритмы криптографической защиты информации;*

находится в отношении отсутствия аналогов: *не имеет аналогов;*

местоположение (уточнение [prep-phrase]): *на рынке компьютерной безопасности.*

Основной недостаток подобных подходов, существенно снижающий практическую пользу от их использования в реальных задачах, — это низкая обобщающая способность шаблонов извлечения:

сложно разработать набор универсальных шаблонов, подходящих для любой предметной области (особенно для русскоязычных текстов, богатых непростыми синтаксическими конструкциями);

шаблоны с семантическими ограничениями полностью специфичны для предметной области;

шаблоны плохо подходят для методов машинного обучения, хотя существуют работы в области автоматического построения шаблонов на основе машинного обучения;

часто требуется ручное построение и редактирование словаря шаблонов;

построение системы шаблонов вручную требует много времени.

Таким образом, несомненно важной является разработка новых методов извлечения информации, которые не используют технику шаблонов.

**Задача выделения информации как задача классификации.** Трансформация задачи выделения информации в задачу классификации предоставляет большие возможности по использованию достаточно мощного математического аппарата в этой области, а также доступ к большому классу разработок в области машинных классификаторов и, что особенно важно, возможность применять методы машинного обучения для автоматического построения классификаторов на основе обучающей выборки.

Перспективным подходом является использование классификаторов на основе метода опорных векторов (SVM-классификаторов). SVM-классификаторы широко применяются в задачах обработки изображений, а также для решения различных задач классификации статистических данных, обеспечивая хорошую точность классификации. Метод опорных векторов позволяет найти оптимальную поверхность, разделяющую два класса наблюдений. Позитивные и негативные наблюдения разделяются максимально возможным от-

ступом, что способствует хорошей обобщающей способности классификатора.

При использовании SVM для решения задач извлечения информации из текста на естественном языке основная проблема состоит в выборе адекватной системы свойств, описывающих языковые явления. Эффективность применения SVM зависит от выбора такого набора свойств, который наиболее адекватно отражает синтаксико-семантические зависимости в тексте. Ниже будут описаны некоторые подходы к решению этой задачи.

**Метод опорных векторов. Общие положения. Задача линейной классификации.** Предположим, что нужно классифицировать набор точек в  $X = R^n$  в соответствии с двумя классами  $Y = \{-1, +1\}$ . Считаем классы линейно разделимыми. Линейный пороговый классификатор для этого случая выглядит следующим образом:

$$a(x) = \text{sign} \left( \sum_{j=1}^n w_j x^j - b \right) = \text{sign}(\langle w, x \rangle - b),$$

где  $\bar{x} = (x_1, \dots, x_n)$  — вектор признаков, описывающий объект;  $\bar{w} = (w_1, \dots, w_n) \in R^n$  — нормаль к разделяющей плоскости;  $b$  — скалярный порог. Уравнение  $\langle w, x \rangle = b$  описывает гиперплоскость, разделяющую классы в пространстве  $R^n$ .

Оптимальная разделяющая гиперплоскость — это гиперплоскость, разделяющая два класса точек в пространстве  $R^n$ , которая максимально удалена от ближайших к ней точек обоих классов. Этот принцип получил название максимизации отступа объектов от границы класса.

Формально метод опорных векторов по обучающей выборке  $\{(x_1, y_1), (x_2, y_2), \dots, (x_n, y_n)\}$  строит классификатор вида

$$f(x) = \text{sign} \left( \sum_{i=1}^l \lambda_i y_i (x_i, x) - b \right),$$

где  $\lambda_i$  — коэффициенты, "выученные" для опорного вектора  $x_i$ ;  $y_i = \{-1, +1\}$  — класс, которому принадлежит  $x_i$ ;  $l$  — размер обучающей выборки.

Затем произвольная точка  $x$ , принадлежащая  $R^n$ , может быть классифицирована положительно (отрицательно), если  $f(x) > 0$  ( $f(x) < 0$ ).

**Спрямоляющие пространства и ядра.** Если линейная разделимость классов в пространстве  $R^n$  отсутствует, то

на основе SVM возможно построение нелинейного классификатора путем перехода от исходного признакового пространства  $R^n$  к новому пространству  $H$  с помощью некоторого преобразования  $\psi: X \rightarrow H$ . Если пространство  $H$  имеет достаточно высокую размерность, то можно надеяться, что в нем выборка окажется линейно разделимой. В этом случае пространство  $H$  называют *спрямляющим*, а признаковыми описаниями объектов будут векторы  $\psi(x_i)$ , а не  $x_i$ . При этом построение SVM будет производиться практически также, только скалярное произведение  $\langle x, x' \rangle$  будет заменено на скалярное произведение  $\langle \psi(x), \psi(x') \rangle$  в пространстве  $H$ . Следовательно, пространство  $H$  должно быть наделено скалярным произведением (в частности, подойдет любое евклидово или гильбертово пространство).

*Ядром* называется функция  $K: X \times X \rightarrow R$ , представимая в виде  $K(x, x') = \langle \psi(x), \psi(x') \rangle$  при некотором  $\psi: X \rightarrow H$ , где  $H$  – пространство со скалярным произведением.

Таким образом, можно формально заменить скалярное произведение  $\langle x, x' \rangle$  на ядро  $K(x, x')$ . Классификатор в этом случае принимает вид

$$f(x) = \text{sign} \left( \sum_{i=1}^l \lambda_i y_i K(x_i, x) - b \right).$$

Согласно теореме Мерсера, ядром может быть любая симметричная и неотрицательно определенная функция.

Использование ядер позволяет отказаться от построения спрямляющего пространства  $H$  и вместо подбора отображения  $\Psi$  заняться подбором самого ядра непосредственно. Более того, можно вообще отказаться от признакового описания объектов, а использовать только информацию об их попарном соотношении, представленном в виде двухместной функции  $K(x, x')$ .

Существует несколько стандартных ядер:

полиномиальное однородное  $K(x, x') = (xx')^d$ ;

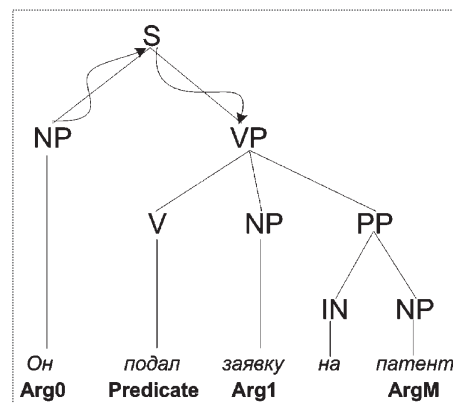
полиномиальное неоднородное  $K(x, x') = (xx' + 1)^d$ ;

радиальная базисная функция (RBF)  $K(x, x') = \exp(-\gamma \|x - x'\|^2)$ , где  $\gamma > 0$ ;

радиальная базисная функция Гаусса  $K(x, x') = \exp \left( -\frac{\|x - x'\|^2}{2\sigma} \right)$ ;

сигмоид  $K(x, x') = \tanh(kxx' + c)$  для некоторых  $k > 0$ ,  $c < 0$ .

Рис. 1. Дерево разбора для иллюстрации "плоских" свойств



В общем случае подбор оптимального ядра для конкретной практической задачи является нетривиальным исследовательским процессом.

**Некоторые подходы использования SVM для задач извлечения информации.** Рассмотрим существующие подходы применения SVM для решения задач извлечения информации.

**SVM с "плоскими" свойствами.** Одним из наиболее очевидных подходов к использованию SVM в задачах выделения информации является использование какого-либо стандартного ядра. При этом необходимо определить набор свойств, характеризующих фрагменты текста на естественном языке.

В работе [2] предлагаются следующие свойства, извлекаемые из результатов синтаксического анализа предложений (рис. 1):

**Predicate Word** – предикат (сказуемое), само слово непосредственно используется и как свойство, и как правило-лемма слова (в примере: подал и подавать соответственно);

**Parse Tree Path** – содержит путь в дереве синтаксического разбора между предикатом и аргументом. Путь представлен в виде последовательности нетерминальных меток, разделенных символами направления ( $\uparrow$  – вверх по дереву,  $\downarrow$  – вниз по дереву; в примере: для Arg0  $V \uparrow VP \downarrow NP$ );

**Phrase Type** – тип синтаксической группы для аргумента (в примере: NP для Arg1);

**Position** – указывает потенциальный аргумент до или после предиката (в примере: до – Arg0, после – Arg1);

**Voice** – указывает тип предиката (актив либо пассив);

**Head Word** – содержит главное слово обрабатываемой фразы (в примере: заявку для Arg1);

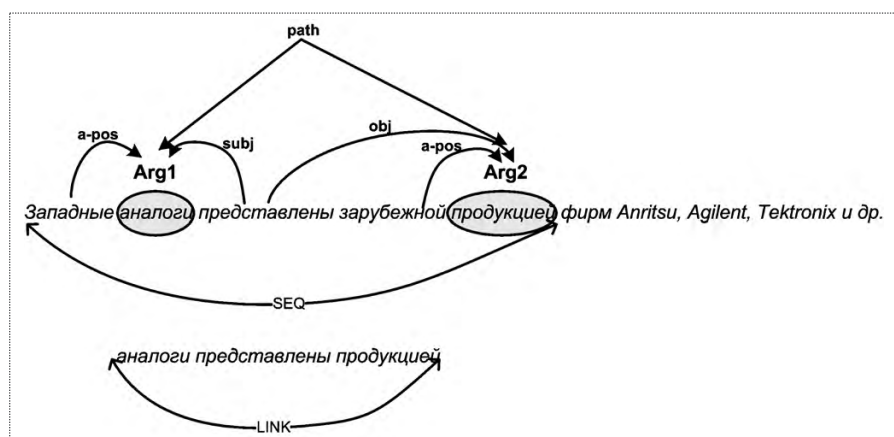


Рис. 2. Построение свойств потенциального отношения

Sub-categorization — правило, содержащее продукцию, для родительского узла предиката (в примере:  $VP \rightarrow V-NP-PP$ ).

В [3] приводятся практические результаты применения SVM с "плоскими" свойствами для извлечения информации о терроризме из новостных документов в коллекции MUC-4. Сообщается об эффективности данного метода, которая сопоставима с наилучшими ИЕ-системами, основанными на шаблонах (в частности, с системами AutoSlog и AutoSlog-TS).

В работе [4] такие свойства названы "плоскими", так как при их извлечении из деревьев разбора теряется информация о структуре самого дерева и происходит переход от иерархического представления к "плоскому". Например, несложно заметить, что две пары  $\langle p_1, a_1 \rangle$  и  $\langle p_2, a_2 \rangle$  ( $p$  — принадлежит множеству возможных предикатов,  $a$  — множеству потенциальных аргументов) будут иметь разное значение свойства *ParseTreePath*, даже если они отличаются одним единственным узлом. Очевидно, что эта особенность негативно влияет на обобщающую способность классификатора при работе с данными, которые отсутствовали в обучающей выборке.

**SVM с гибридным ядром с различных уровней обработки.** Информация о тексте, полученная на различных уровнях обработки (токенизация, морфологический анализ, синтаксис, построение зависимостей в предложении и т.д.), может внести свой вклад и сгладить ошибки, полученные на других уровнях обработки [5]. И, следовательно, гибридные ядра, которые интегрируют информацию с различных уровней, должны обладать лучшей точностью.

Задача извлечения отношений между сущностями  $arg1$ ,  $arg2$  и каждое отношение-кандидат определяется следующим образом:

$$R = (arg1, arg2, seq, link, path),$$

где  $arg1$  и  $arg2$  — аргументы потенциального отношения;  $seq = (t_1, \dots, t_n)$  — вектор токенов, содержащий аргументы и все слова между ними;  $link = (t_1, \dots, t_n)$  — вектор токенов, содержащий аргументы и только синтаксически важные слова между ними (например, все NP группы заменяются главным словом и т.д.);  $path$  — путь в дереве зависимостей между

$arg1$  и  $arg2$  (если существует).

Типы данных определены следующим образом:

токен  $T = \{word, pos, base\}$  (*слово, часть речи, базовая форма*);

сущность  $E = \{tk, type, subtype, mtype\}$  (*тип токена, тип, подтип, употребляемый тип*);

зависимость  $DT = \{word, pos, base, dseq\}$ , где  $dseq = \{arc_1, \dots, arc_n\}$  — зависимости данного слова;

направляющая зависимости:  $ARC = \{w, dw, lable, e\}$  (*текущий токен, токен, с которым установлена зависимость, роль зависимости, направление зависимости*).

На рис. 2 проиллюстрированы свойства отношения-кандидата для предложения: *Западные аналоги представлены зарубежной продукцией фирм Anritsu, Agilent, Tektronix и др.*

На основе этих свойств определяются следующие ядра для различных уровней анализа:

**ядро аргументов**

$$K_1(R_1, R_2) = \sum_{i=1,2} K_E(R_1(arg_i), R_2(arg_i)),$$

где  $K_E$  — ядро, определяющее совпадение двух сущностей;

$$K_E(E_1, E_2) = K_T(E_1.tk, E_2.tk) + I(E_1.type, E_2.type) + I(E_1.subtype, E_2.subtype) + I(E_1.mtype, E_2.mtype);$$

$$K_T(T_1, T_2) = I(T_1.word, T_2.word) + I(T_1.pos, T_2.pos) + I(T_1.base, T_2.base),$$

где  $K_T$  – ядро, определяющее совпадение двух токенов;

$$I(x, y) = \begin{cases} 1 & \text{при } x = y \\ 0 & \text{при } x \neq y \end{cases} \quad \text{– оператор равенства строк;}$$

**биграммное ядро**

$$K_2(R_1, R_2) = K_{seq}(R_1.seq, R_2.seq),$$

где

$$K_{seq}(seq, seq') = \sum_{0 \leq i < seq.len} \sum_{0 \leq j < seq'.len} (K_T(tk_i, tk'_j) + K_T(<tk_i, tk_{i+1}>, <tk'_j, tk'_{j+1}>)),$$

где оператор  $<t_1, t_2>$  склеивает все строковые элементы в токенах  $t_1, t_2$ ;

**ядро связей**

$$K_3(R_1, R_2) = K_{link}(R_1.link, R_2.link) = \sum_{0 \leq i < min\_len} K_T(R_1.link.tk_i, R_2.link.tk_i);$$

**ядро пути зависимостей**

$$K_4(R_1, R_2) = K_{path}(R_1.path, R_2.path),$$

где

$$K_{path}(path, path') = \sum_{0 \leq i < path.len} \sum_{0 \leq j < path'.len} (I(arc_i.label, arc'_j.label) + K_T(arc_i.dw, arc'_j.dw))I(arc_i.e, arc'_j.e);$$

**ядро локальных зависимостей**

$$K_5(R_1, R_2) = \sum_{i=1,2} K_D(R_i.arg_i.dseq, R_i.arg_i.dseq),$$

где

$$K_D(dseq, dseq') = \sum_{0 \leq i < dseq.len} \sum_{0 \leq j < dseq'.len} (I(arc_i.label, arc'_j.label) + K_T(arc_i.dw, arc'_j.dw))I(arc_i.e, arc'_j.e).$$

Их комбинация в единое гибридное ядро определена следующим образом:

для ядер аргументов и связей определено полиномиальное расширение

$K_{1,3}(R_1, R_3) = (K_1 + K_3) + \frac{(K_1 + K_3)^2}{4}$ , которое интегрирует информацию об аргументах и словах, связывающих их;

полное гибридное ядро  $K_{full}(R_1, R_2) = K_{1,3} + \alpha K_4 + \beta K_5 + \chi K_2$ .

Результаты применения данного подхода на корпусе ACE RDR демонстрируют [5], что последовательная интеграция ядер с различных уровней анализа вносит положительный вклад в увеличение точности классификации. Максимальная точность, отмеченная в этой работе, составляет 70,35 %.

Данный подход является примером явно разрабатываемых свойств для представления текста на естественном языке и ядер, предназначенных для работы с ними. Альтернативой явному проектированию синтактико-семантических свойств может служить подход на основе конволюционных деревьев, который оценивает сходство деревьев разбора.

**SVM с ядром Convolution Tree.** В работе [4] предлагается новое ядро, специально разработанное для деревьев синтаксического разбора, которое учитывает структуру предложений.

Предлагается использовать два различных типа свойств для определения пространства семантических свойств исходного фрагмента текста:

Predicate/Argument Feature – PAF (предикат – аргумент);

Sub-Categorization Feature – SCF (категоризация предиката).

**PAF.** Данное свойство предназначено для описания синтактико-семантической информации между предикатом и его аргументами.

На рис. 3 проиллюстрированы семантические объекты, ассоциированные с двумя аргументами предиката:  $\langle \text{не существует}, \text{Arg0} \rangle$ ,  $\langle \text{не существует}, \text{Arg1} \rangle$  для предложения: *На рынке компьютерной безопасности не существует аналогов предлагаемого продукта.*

Основной недостаток PAF-свойств состоит в том, что теряется важная структурная информация о зависимостях между аргументами. Для разрешения этой проблемы были предложены SCF-свойства.

**SCF-свойство** включает в себя поддерево разбора, охватывающее категоризационный фрейм целевого предиката. На рис. 4 проиллюстрировано SCF-свойство, построенное для предиката в предложении:

*На рынке компьютерной безопасности не существует аналогов предлагаемого продукта.*

Отличие SCF-свойств от PAF в том, что SCF-свойства характеризуют предикаты, в то время как PAF-свойства – пары предикат/аргумент.

**Convolution Tree Kernel.** Ядро на основе конволюционных деревьев было специально разработано для оп-

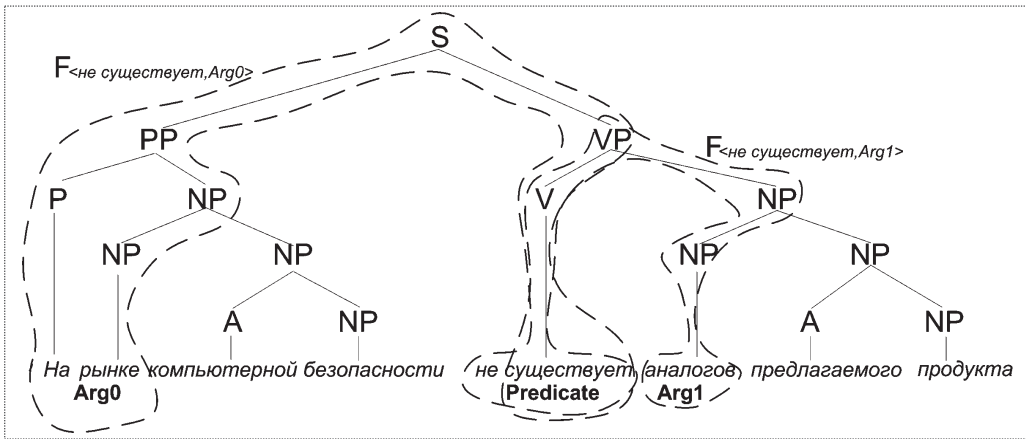


Рис. 3. PAF-свойства для аргументов предиката < не существует >

ределения подобия между семантическими объектами PAF и SCF, описанными выше.

Отображение в новое пространство  $R^n$  осуществляется в два этапа:

отображение из структурного семантического пространства  $F_{p,a}$  (пространство PAF или SCF объектов) во множество всех возможных подструктур:  $F'_{p,a} = \{f'_1, \dots, f'_{|F|}\}$ ;

отображение из  $F'_{p,a}$  в  $\bar{x} = (x_1, \dots, x_{|F|}) \in R^{|F|}$ , где  $x_i$  — количество вхождений  $f'_i$  в  $F'_{p,a}$ .

На рис. 5 проиллюстрирован первый этап для фрагментов: *зарубежных аналогов* (рис. 5, а) и *российских аналогов* (рис. 5, б).

Заметим, что в данном примере совпадают три структуры из шести возможных (структуры 2, 4 и 6). Таким образом, мера идентичности между двумя фрагментами равна трем.

Для того чтобы вычислить функцию ядра  $K = (\phi(F_x)\phi(F_z))$  на втором этапе без вычисления векторов  $\bar{x}$  и  $\bar{z}$ , в работе [4] предлагается использовать функцию-индикатор  $I_i(n)$ , равную 1, если поддерево  $i$  имеет

корневой узел  $n$ , и нулю — в противном случае. Следовательно,

$$\phi_i(F_x) = \sum_{n \in N_x} I_i(n),$$

где  $N_x$  — множество узлов  $F_x$ . Таким образом, ядро можно переписать в виде

$$K(\phi(F_x), \phi(F_z)) = \sum_{i=1}^{|F|} \left( \sum_{n_x \in N_x} I_i(n_x) \right) \left( \sum_{n_z \in N_z} I_i(n_z) \right) = \sum_{n_x \in N_x} \sum_{n_z \in N_z} \sum_i I_i(n_x) I_i(n_z),$$

где  $N_x$  и  $N_z$  — узлы в  $F_x$  и  $F_z$  соответственно.

В работе [6] приводится вывод рекурсивного соотношения для быстрого вычисления ядра.

**Комбинирование ядра Convolution Tree с ядрами для "плоских" свойств.** Определены способы [4] комбинирования полиномиального ядра ( $K_{p^d}$  — полиномиальное ядро степени  $d$ ) и нового конволюционного ядра:

$$K_{PAF+P} = \gamma \frac{K_{PAF}}{|K_{PAF}|} + \frac{K_{p^d}}{|K_{p^d}|};$$

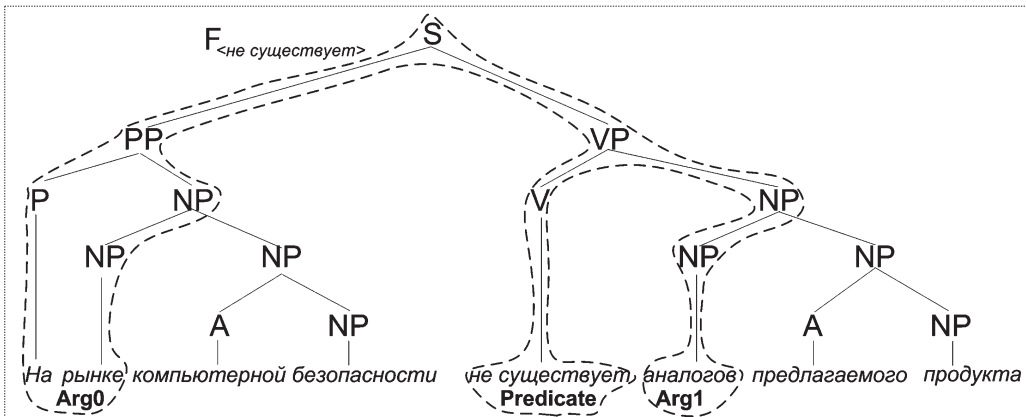


Рис. 4. SCF-свойство для предиката < не существует >

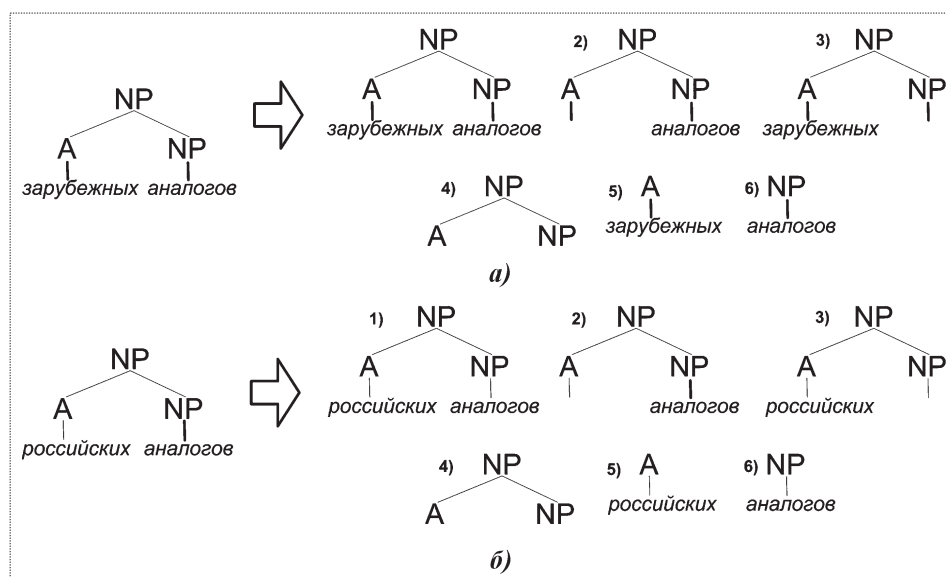


Рис. 5. Пример отображения из семантического пространства в  $F$ :

$a$  — зарубежных аналогов;  $b$  — российских аналогов

$$K_{PAF \cdot P} = \frac{K_{PAF} K_{p^d}}{|K_{PAF}| |K_{p^d}|};$$

$$K_{SCF+P} = \gamma \frac{K_{SCF}}{|K_{SCF}|} + \frac{K_{p^d}}{|K_{p^d}|};$$

$$K_{SCF \cdot P} = \gamma \frac{K_{SCF} K_{p^d}}{|K_{SCF}| |K_{p^d}|}.$$

В [4] приводятся результаты применения нового ядра на коллекциях документов PropBank. Отмечено существенное увеличение точности по сравнению с наибольшей, известной из публикаций, для автоматических систем ([7] — 82 %). Наиболее высокая точность достигнута при степени  $d = 3$  для комбинированного ядра  $K_{SCF \cdot P}$  и составляет 93,2 %.

**Применения SVM для извлечения информации из русскоязычных текстов.** В настоящее время практически не существует работ, посвященных применению методов, основанных на SVM, для решения задач извлечения информации из русскоязычных текстов. Видимо, это связано с отсутствием на сегодняшний день достаточно точных и доступных синтаксических анализаторов для русского языка.

Анализируя подходы, обзор которых приведен в данной статье, несомненно наиболее перспективным можно считать подход на основе конволюцион-

ных ядер. Это связано с тем, что с точки зрения синтаксиса русский язык является достаточно сложным и неоднозначным, часто имеют место рекурсивные явления и незаконченные конструкции (эллипсис). Скорее всего, подходы на основе "плоских" свойств, которые очень чувствительны к малейшим вариациям в дереве разбора, будут работать здесь с недостаточной точностью. В свою очередь, конволюционные ядра определяют меру подобия между подструктурами синтаксического разбора, что позволяет снизить чувствительность к синтаксическим вариациям и улучшить обобщающую способность анализатора.

Это подтверждают эксперименты с разработанной в рамках исследовательского проекта системой извлечения объектов и их структуры из летно-эксплуатационной документации в целях получения их электронной модели. Экспериментальная система использует аппарат на основе конволюционных ядер и демонстрирует достаточно высокую точность для использования в реальных задачах как часть информационного обеспечения САПР.

Применимость SVM-метода с конволюционными ядрами и возможность проектирования на его основе улучшенного ядра для работы с русскоязычными текстами являются темой дальнейших исследований. Кроме того, определенный интерес представляют методы комбинирования информации с различных уровней



# Космические средства для отработки сервисных операций на орбите

**В.М. Иванов**



**ИВАНОВ**  
**Виктор Михайлович** —  
начальник отдела ФГУП  
"ЦНИИмаш", канд. техн.  
наук

*Рассмотрены проектные облики разворачиваемых на орбите и пристыковываемых к Международной космической станции конструкций с использованием надувных трубчатых каркасов и внешней защитной сетки, выполненной из синтетического материала. Во внутреннем объеме таких крупногабаритных негерметичных конструкций может быть проведена экспериментальная отработка ряда перспективных орбитальных технологий: стабилизации космических аппаратов, имеющих произвольное угловое вращение; дистанционной передачи электроэнергии; автоматического обслуживания, ремонта и дозаправки автономных аппаратов топливом и криогенными компонентами; индивидуальных средств передвижения космонавтов в космосе; разворачивания элементов солнечного паруса и т. д.*

## **V.M. Ivanov. Space Equipment For Refinement Of Service Operations In Orbit**

*The article reviews specifications of deployable inflatable structures with tubular carcasses and exterior synthetic protective mesh, which are planned to dock with the International Space Station. These large non-pressurized constructions can be used to conduct experiments and tests of some future space technologies, including the stabilization technology of spacecraft with uncontrolled angular rotation, transportation of electric energy, automatic maintenance, repair and refueling of self-sustained systems with fuel and cryogenic media, individual space mobility packages, solar sails and so on.*

**С**овременная космическая деятельность характеризуется существенным расширением спектра решаемых в космосе задач и их усложнением [1]. В связи с этим предъявляются дополнительные требования к разработке новых космических технологий и к техническому облику космических средств для их реализации.

К таким технологиям можно отнести следующие:

- проведение сервисных операций на орбите [2];
- экспериментальная отработка в натурных условиях перспективных технических решений;
- проведение гравитационных исследований;
- коммерческое использование возможностей космического пространства.

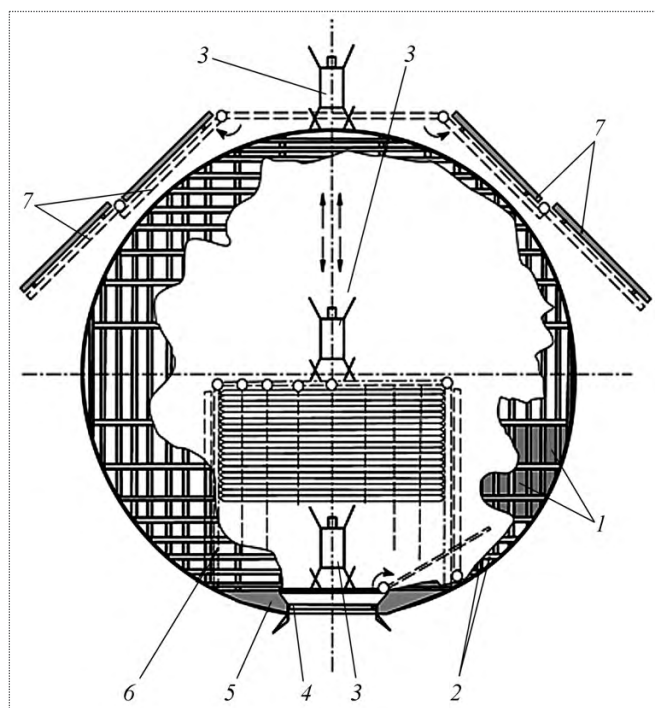
Для решения указанных задач необходимо разработать новые подходы к формированию проектных обликов объектов, участвующих в космической деятельности. В данной статье рассматривается возможность создания экспериментального космического модуля с большим внутренним объемом для натурной отработки на орбите ряда перспективных космических технологий [3]. Могут быть различные варианты его исполнения.

Наиболее просты в изготовлении и не требуют больших финансовых затрат модули в негерметичном исполнении. Объем таких модулей может меняться от 3000 до 200 000 м<sup>3</sup> с учетом специфики конкретных задач, а также в зависимости от возможных схем функционирования крупногабаритного модуля в связке с другими КА и комплексами. Их разворачивание на орбите может быть осуществлено двумя способами:

- механически. При этом используются стержневые или пружинные устройства, которые расправляют сетку и формируют объем модуля и его габаритные размеры;
- пневматически. При этом используется сетка с наклеенной на ней тонкой пленкой, причем наклейка может быть осуществлена и с двух сторон сетки, что позволяет с помощью надува газом развернуть такую армированную оболочку в пространстве и

придать ей устойчивую форму. При этом давление газа во внутреннем объеме, ограниченном поверхностью пленки, может быть весьма малым ( $\sim 0,1$  кПа).

Наряду с разворачиванием негерметичных модулей может быть применен несколько модернизированный способ с использованием надувных элементов жесткости (или элементов каркаса), которые могут быть выполнены из той же тонкой пленки в виде трубчатых элементов. В данном случае сетка наклеивается на надувные элементы жесткости только с одной стороны. После наддува элементов жесткости происходит раскрытие всей конструкции модуля. В целях сохранения формы сетки в течение длительного времени во внутренний объем надувных элементов жесткости может быть введен пенозатвердевающий компонент, образующий монолитную пространственную конструкцию (или каркас модуля) заданной формы. В дальнейшем такая конструкция не требует проведения дополнительных технологических операций по поддержанию или сохранению формы негерметичного модуля (произвел наддув, затвердил пенообразующий компонент и забыл). Этот способ разворачивания негерметичных модулей считается простым и надежным.



**Рис. 1. Конструктивно-силовая схема модуля:**

1 — защитная сетка; 2 — элементы каркаса; 3 — космический аппарат; 4 — стыковочное устройство; 5 — вспомогательное оборудование; 6 — специальный контейнер; 7 — панели СБ

В основу технического облика рассматриваемого экспериментального космического модуля также положено использование надувных пленочных трубчатых каркасов и внешней защитной сетки. Разворачивание на орбите предполагается осуществлять в автоматическом режиме с применением робототехнических средств и системы наддува. В состав экспериментального космического модуля также входят стыковочное устройство периферийного типа, панели солнечной батареи и другое вспомогательное оборудование (баллоны высокого давления, осветительная и регистрирующая аппаратура). С учетом экспериментальной отработки конкретной космической технологии масса модуля может составлять 7,0...25,0 т, его диаметр — 20...350 м.

В результате наддува трубчатого пленочного каркаса образуется пространственная надувная конструкция заданной формы с большим негерметичным внутренним объемом. При этом весь объем ограничен поверхностью гибкой защитной сетки. Жесткость такой надувной конструкции будет определяться величиной внутреннего избыточного давления в элементах каркаса. При избыточном давлении  $\sim 0,5$  кПа космический модуль приобретает устойчивую во времени пространственную конфигурацию.

Проектная оценка общей массы экспериментального модуля составляет не более 7000 кг (при диаметре модуля  $\sim 100$  м и суммарной площади его сферической поверхности  $\sim 30\,000$  м<sup>2</sup>). При этом масса силового надувного трубчатого каркаса и гибкой защитной сетки составляет не более 6000 кг из расчета удельной массы одного квадратного метра поверхности около 0,2 кг. Суммарная масса стыковочного устройства периферийного типа (0,1 т), стыковочного шпангоута (0,25 т), средств энергоснабжения и ориентации (0,3 т), элементов конструкции (0,15 т), устройств и агрегатов, другого вспомогательного оборудования (0,2 т) составляет не более 1 т. Ориентировочная суммарная стоимость изготовления космического модуля составляет около 6,2 млн дол.

На рис. 1 представлена конструктивно-силовая схема экспериментального модуля. Процесс разворачивания экспериментального модуля из транспортного положения в рабочее осуществляется автоматически путем стыковки малого дистанционно управляемого космического аппарата 3 со специальным контейнером 6. При этом элементы каркаса 2 и гибкой защитной сетки 1 с помощью аппарата 3 из упакованного положения переводятся в развернутое положение, а затем наддуваются с помощью пневмосистемы. Вме-

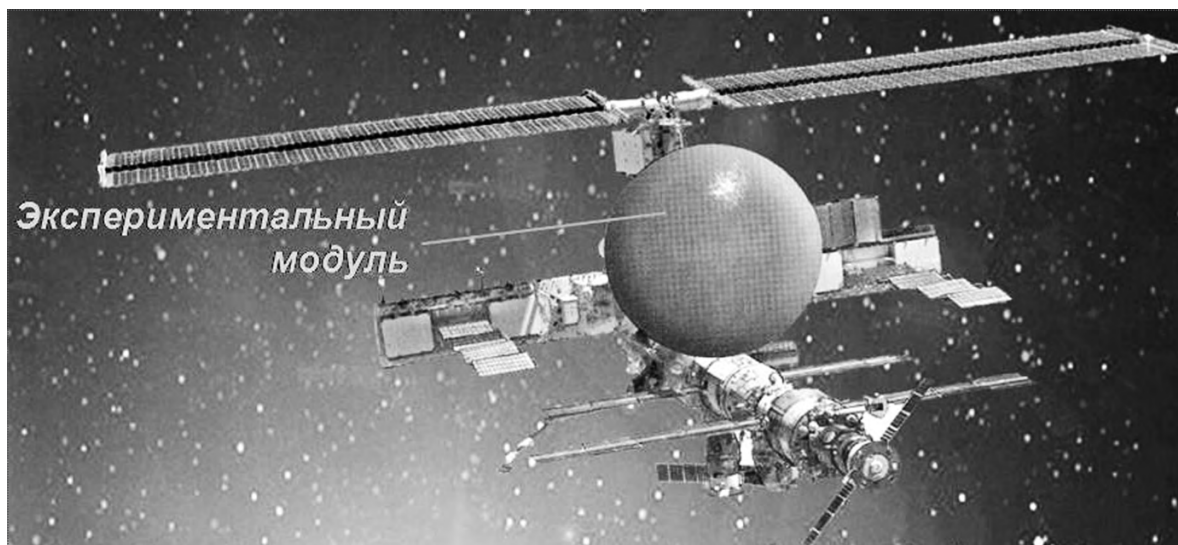


Рис. 2. Экспериментальный модуль в составе Международной космической станции

сте с разворачиванием элементов 2 и 1 раскрываются панели солнечной батареи (СБ) 7.

Ниже представлены параметры экспериментального модуля в составе космического корабля "Союз-ТМА":

|                                                        |           |
|--------------------------------------------------------|-----------|
| Масса, т. . . . .                                      | 0,5       |
| Габаритные размеры модуля в транспортном положении, м: |           |
| диаметр . . . . .                                      | 2         |
| длина . . . . .                                        | 1,3       |
| Диаметр в рабочем положении, м . . . . .               | 18        |
| Объем модуля, м <sup>3</sup> . . . . .                 | 3000      |
| Давление воздуха в трубках каркаса, кПа . . . . .      | Менее 0,1 |

Контейнер с модулем размещается там же, где и стыковочный агрегат.

В варианте экспериментального модуля (объем 3000 м<sup>3</sup>) в составе функционально-грузового блока (масса блока 18,0 т) масса модуля составляет 0,5 т (масса оболочки 0,3 т, масса воздуха 0,2 т).

На рис. 2 представлен возможный вариант экспериментального модуля объемом 3000 м<sup>3</sup> и массой 0,5 т в составе Международной космической станции. Давление воздуха в трубках каркаса составляет 0,5 кПа. Место установки модуля — стыковочный блок.

В экспериментальный модуль (объем 3000 м<sup>3</sup>, масса 0,5 т) в составе МТКК "Спейс шаттл" включен дополнительный отсек — шлюз, используемый при входе в модуль космонавтов.

Штатная эксплуатация экспериментального модуля предполагает два режима функционирования: автоматический и с участием космонавтов.

При проектной разработке экспериментальных модулей должны быть разрешены два проблемных вопроса:

создание и промышленное изготовление гибких, герметичных пленок (оболочек) для трубчатого каркаса с длительным сроком активного функционирования (3–5 лет);

обеспечение приемлемого (или требуемого) температурного режима элементов надувного трубчатого каркаса.

В результате проведенных исследований предложен проектный вариант экспериментального надувного негерметичного модуля сферической формы (диаметр ~100 м, суммарная площадь сферической поверхности ~30 000 м<sup>2</sup>, общая масса модуля ~7000 кг). Он использован при проведении натурных экспериментов по отработке перспективных космических технологий на орбите. В процессе проведения экспериментов обеспечивается многократное использование конструкции экспериментального модуля с осуществлением в случаях необходимости монтажа и демонтажа всех его элементов.

#### Литература

1. Успенский Г.Р. Космонавтика XXI в. М.: Инвенция, 1997. 375 с.
2. Иванов В.М. Методология проектирования космических средств обслуживания перспективных КА на орбите // Космонавтика и ракетостроение. 2006. № 4 (45). / М., ЦНИИмаш. С. 137–142.
3. Иванов В.М., Успенский Г.Р., Буланов В.В. Экспериментальный надувной модуль // Тр. IV междунар. конференции-выставки "Малые аппараты. Новые технологии. Миниатюризация. Области эффективного применения в XXI веке". Кн. II. Королев, 31 мая — 4 июня 2004 г. С. 368–378.



**ВОИНОВ**  
Алексей Львович —  
старший научный  
сотрудник ФГУП  
"Исследовательский  
центр имени  
М.В. Келдыша"

## Течения в соплах ЖРД с газовой завесой в сверхзвуковой части

**А.А. Воинов**

*Представлен метод расчета течения в сопле ЖРД при тангенциальном вдуве газа в сверхзвуковую часть сопла. Приведено сравнение расчетов и экспериментальных данных по удельному импульсу и температуре стенки соплового насадка ниже по потоку от места вдува. Показано, что потери удельного импульса из-за вязкости в соплах ЖРД с наличием вдува меньше, чем в исходных соплах без вдува. Установлены оптимальные параметры газовой завесы.*

**A.L. Voinov. LRE Nozzle Flows With Gas Film Injection Into The Nozzle's Supersonic Part**

*A method for calculating nozzle flows and contouring nozzles in LREs with tangential gas film injection into the nozzle's supersonic part is presented. An agreement of the calculation data with the experimental data in the specific impulse and the nozzle extension temperature downstream of the injection is shown. From the presented computational investigation it is concluded that the LRE specific impulse loss in nozzles due to viscosity is substantially lower in the nozzles with gas film injection than in the initial nozzles without any injection. The optimum parameters of the gas film injection are obtained.*

**В** настоящее время исследования течений в соплах с газовой завесой в сверхзвуковой части являются актуальными для ЖРД как открытой, так и замкнутой схем.

Работающий по открытой схеме ЖРД, т.е. со сбросом отработавшего в турбонасосном агрегате (ТНА) низкоэнергетического генераторного газа в окружающую среду, имеет более низкий, чем в случае замкнутой схемы, удельный импульс вследствие менее эффективного использования части топлива. Вместе с тем он конструктивно проще и соответственно требует меньше затрат на доводку.

Одним из способов повышения удельного импульса ЖРД, работающих по открытой схеме, является тангенциальный вдув генераторного газа в сверхзвуковую часть основного сопла [1]. Помимо повышения удельного импульса и уменьшения габаритных размеров двигателя (отсутствуют сопла сброса и газопроводы к ним) вдув генераторного газа в сверхзвуковую часть основного сопла ЖРД позволяет также уменьшить массу двигателя, в том числе за счет замены ниже по потоку от места вдува стенки сопла с наружным проточным охлаждением на более легкую стенку радиационного охлаждения, поскольку вдуваемый низкотемпературный генераторный газ работает как газовая завеса.

Варианты такого вдува рассматривались в Центре Келдыша применительно к высотным ЖРД С5.92 и РД-861 (РД-861К), использующим топливо АТ+НДМГ, а также к мощному кислородно-водородному ЖРД *Vulcain-2*. У последнего это было реализовано с охлаждением кромки сопла вдува генераторного газа со стороны основного потока водородом, вдуваемым в основной поток выше по течению.

Рассматривался также вдув в сверхзвуковую часть сопла низконапорного газообразного охладителя из тракта наружного проточного охлаждения сопла, работающего по замкнутой схеме высотного ЖРД КВД1, в целях дополнительного охлаждения начинающегося от этого места радиационно охлаждаемого насадка.

Для расчета и анализа течения в соплах ЖРД с одной и более газовыми завесами в сверхзвуковой части в Центре Келдыша создан и успешно используется метод, при разработке которого учитывались следующие особенности вязкого и теплопроводного течения (они имеют место при перемешивании вдуваемого газа с основным потоком продуктов сгорания вблизи стенки сопла):

тангенциальный вдув в сверхзвуковую часть сопла низконапорного газа приводит к возрастанию толщины слоя с вязким перемешиванием вблизи стенки по сравнению с толщиной турбулентного пограничного слоя в обычном сопле без вдува. Для одинакового распределения параметров на границе вязкого пристенного слоя и невязкого течения при увеличенной толщине вязкого слоя коэффициент трения на стенке сопла со вдувом меньше и, следовательно, меньше потери удельного импульса из-за трения. При тангенциальном вдуве газа в сверхзвуковую часть сопла этот эффект экспериментально подтвержден сравнительными весовыми испытаниями сопел на сопловом дифференциальном стенде Центра Келдыша;

процесс перемешивания низкоэнергетического газа с продуктами сгорания в сверхзвуковой части сопла при их различии в химическом составе может увеличить тяговые характеристики сопла по сравнению с соплом, где течение происходит без перемешивания и с постоянной энтропией вдоль каждой линии тока [2].

Используемый метод расчета течений в соплах ЖРД основывается на гипотезе Прандтля о наличии в обтекающем тело потоке невязкого ядра и вязкого пограничного (или пристенного) слоя с постоянным давлением поперек этого слоя. Двумерное поле течения идеального газа в невязком ядре потока в сопле определяется в результате решения уравнений Эйлера.

Расчет параметров вязкого пристенного слоя в сопле проводится с использованием системы дифференциальных уравнений, описывающей турбулентное движение многокомпонентной нереагирующей смеси газов [3]. Эти уравнения дополняются уравнением состояния смеси совершенных газов и зависимостями их теплофизических свойств от температуры, полученными в результате термодинамических расчетов. Для ап-

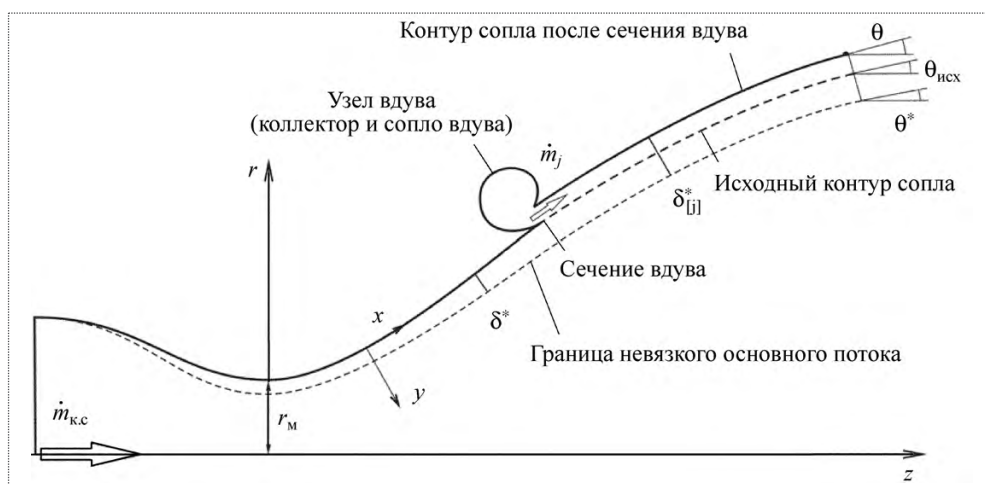


Рис. 1. Схема течения в камере ЖРД с тангенциальным вдувом газа в сверхзвуковую часть сопла и профилирования контура сопла после сечения вдува

проксимации членов, содержащих корреляции турбулентных пульсаций, используется гипотеза Буссинеска о градиентном характере переноса количества движения, тепла и вещества при турбулентном движении [3].

Величины турбулентных аналогов соответствующих коэффициентов переноса определяются при помощи алгебраической модели турбулентной вязкости  $\nu_t$ , разработанной автором специально для случая тангенциального вдува одного или нескольких газов в турбулентный пограничный (или пристенный) слой. Основные свойства этой модели следующие:

- вблизи стенки обеспечивается соответствие модели закономерностям пристенной турбулентности [4];
- в пределах погруженной области смешения обеспечивается соответствие модели закономерностям свободной турбулентности (вторая формула Прандтля:  $\nu_t \sim LU$ , где  $L$  — масштаб длины,  $U$  — масштаб скорости);
- на основном участке модель воспроизводит алгебраическую модель турбулентной вязкости Себиси-Смита [4], которая подтверждена многочисленными экспериментальными данными и широко используется при решении авиационно-космических задач;
- непрерывность функции  $\nu_t(x, y)$  во всем поле течения.

На рис. 1 показана схема течения в камере ЖРД с тангенциальным вдувом газа в сверхзвуковую часть сопла и профилирования контура сопла после сечения вдува. Контур сверхзвуковой части сопла, начиная от сечения вдува, необходимо профилировать таким образом, чтобы невязкое течение основного потока осталось неизменным и в точности таким же, как в исход-

ном сопле без вдува, имеющем координаты  $(z_{исх}, r_{исх})$ . Сначала в этом исходном сопле проводится совместный расчет течения идеального газа и пограничного слоя с использованием глобальных итераций по толщине вытеснения, в результате которого определяются координаты границы невязкого основного потока в исходном сопле (см. рис. 1):

$$\begin{aligned} z^* &= z_{исх} + \delta^* \sin \theta_{исх}; \\ r^* &= r_{исх} - \delta^* \cos \theta_{исх}, \end{aligned}$$

где  $\delta^*$  — толщина вытеснения пограничного слоя.

Очевидно, что в сопле с таким контуром  $(z^*, r^*)$  величина пустотного удельного импульса невязкого основного потока не зависит от параметров вдуваемого газа, в том числе и от выбора места вдува. Неизменными остаются также все виды потерь удельного импульса, относящиеся к невязкому течению. Это удобно при сравнении различных вариантов сопла по энергетическим характеристикам камеры ЖРД открытой схемы со вдувом генераторного газа, в том числе при истечении генераторного газа через автономное сопло.

Координаты контура сопла после сечения вдува вычисляются в процессе расчета вязкого пристенного течения по формулам

$$\begin{aligned} z_{[j]} &= z^* - \delta_{[j]}^* \sin \theta^*; \\ r_{[j]} &= r^* + \delta_{[j]}^* \cos \theta^*, \end{aligned}$$

где  $\delta_{[j]}^*$  — толщина вытеснения вязкого пристенного слоя с учетом величины  $\dot{m}_j$  — дополнительного относительно основного потока расхода вдуваемого газа. Толщина вытеснения определяется по формуле

$$\delta_{[j]}^* = \delta^* + \frac{\dot{m}_j}{2\pi r_w \rho_e u_e},$$

где  $r_w$  — радиальная координата контура сопла;  $\rho_e$  и  $u_e$  — плотность и скорость продуктов сгорания на границе невязкого основного потока.

Расчет вязкого пристенного слоя ниже по потоку от сечения вдува итерационно повторяется до сходимости величины пустотного удельного импульса камеры ЖРД. Если стенка сопла после сечения вдува радиационно охлаждается, то ее температура рассчитывается одновременно с расчетом пристенного слоя путем применения локальных итераций по тепловому балансу между конвективным и радиационными тепловыми потоками.

Формула, выражающая отличие пустотной тяги  $P$  камеры ЖРД от пустотной тяги  $P_{к.с}$  камеры, контур сопла которой итерационно поправлен на толщину вытеснения (см. рис. 1), была получена автором на основании теоремы об изменении количества движения и имеет вид

$$\begin{aligned} \Delta P = P_{к.с} - P &= 2\pi r_w (\rho_e u_e^2 \delta^{**} - p_e \delta^*) \cos \theta - \\ &- \frac{\dot{m}_j}{\rho_e u_e} (\rho_e u_e^2 + p_e) \cos \theta, \end{aligned}$$

где  $\delta^{**}$  — толщина потери импульса;  $p_e$  — давление на границе невязкого основного потока. Все величины в правой части этой формулы относятся к выходному сечению сопла за исключением расхода вдуваемого газа  $\dot{m}_j$ . При отсутствии вдува, когда  $\dot{m}_j = 0$ , эта формула переходит в известную формулу В.С. Авдеевского [5].

Величина  $\Delta P_{вяз} = -\Delta P$  определяет составляющую пустотной тяги камеры ЖРД с включением в нее всех видов потерь, связанных с наличием вязкого пристенного слоя. Эти потери включают потери из-за трения, изменение распределения давления на стенке сопла вследствие воздействия толщины вытеснения вязкого пристенного слоя на невязкий основной поток и кривизны линий тока в этом слое, непараллельности течения и химической неравновесности в вязком пристенном слое, а также изменение тяги из-за перемешивания вязкого пристенного слоя с основным потоком в сопле. Отметим, что разность  $\Delta P$  отрицательна в случае достаточно большого значения расхода  $\dot{m}_j$ , при котором импульс вязкого пристенного слоя полностью компенсирует все виды потерь, связанных с наличием этого слоя.

Составляющая пустотной тяги камеры, создаваемая невязким основным потоком в сопле, определяется следующим образом:

$$P_{к.с} = P_{к.с}^{ид} (1 - \zeta_{рас, к.с}),$$

где потери из-за рассеяния  $\zeta_{рас, к.с}$  определяются из расчета течения идеального газа в сопле, контуром которого является граница невязкого основного потока (см. рис. 1). По этой же границе определяется и геометрическая степень расширения сопла, для которой рассчитывается идеальная тяга  $P_{к.с}^{ид}$ .

Для анализа тяговой эффективности ЖРД с тангенциальным вдувом газа в сверхзвуковую часть сопла его идеальную пустотную тягу  $P^{ид}$  следует определять как сумму идеальных пустотных тяг, условно создаваемых основным потоком и вдуваемым газом, расширяющихся без смешения до выходного сечения

сопла при условии равенства их статических давлений на границе между ними.

Несложными выкладками легко показать, что потери пустотной тяги камеры, связанные с наличием вязкого пристенного слоя (потери из-за вязкости), определяются следующим образом:

$$\zeta_{\text{вяз}} = 1 - \frac{P_{\text{ид}} - \Delta P}{P_{\text{ид}}}.$$

До проведения расчета пограничного (вязкого пристенного) слоя в камере суммарный теплосъем, отдаваемый продуктами сгорания в регенеративно охлаждаемую стенку камеры, неизвестен. Поэтому баланс рассчитанного суммарного теплосъема с регенеративно охлаждаемой поверхности камеры и увеличения энтальпии топлива, поступающего в камеру сгорания, достигается итерационным путем. При первом расчете вязкого пристенного течения необходимые теплофизические свойства продуктов сгорания и удельные импульсы определяются из термодинамических расчетов, выполненных при "холодных" энтальпиях компонентов топлива. Затем проводятся дополнительные итерационные расчеты течения продуктов сгорания в камере ЖРД с уточнением на каждой итерации теплового потока в стенку и энтальпии компонента, проходящего через тракт регенеративного наружного проточного охлаждения и поступающего в камеру сгорания. В результате итераций пустотные тяги  $P_{\text{к.с.}}^{\text{ид}}$ ,  $P_{\text{ид}}$ , разность  $\Delta P$  и, следовательно, потери из-за вязкости  $\zeta_{\text{вяз}}$  определяются с учетом увеличения энтальпий компонентов топлива, участвующих в регенеративном охлаждении.

Для подтверждения достоверности разработанного метода приведем сравнение результатов расчетов с данными экспериментальных исследований кислородно-водородного модельного двигателя в филиале Центра Келдыша.

Испытания проводились при вдуве водорода в сверхзвуковую часть сопла и без вдува. Для проведения опытов без вдува узел вдува заменялся кольцевой профилированной вставкой, обеспечивающей отсутствие ступеньки на контуре сопла. Во всех случаях, включая опыты без вдува, относительная площадь выходного сечения сопла не изменялась и составляла  $\bar{F}_a = 89,4$ .

На рис. 2 представлены экспериментальная и расчетная зависимости относительного пустотного удельного импульса  $I/I_0$  от относительного расхода вдуваемого водорода  $\bar{m}_{\text{H}_2} = \dot{m}_{\text{H}_2} / \dot{m}_{\Sigma}$ . Здесь  $I_0$  — пустотный удельный импульс двигателя без вдува;  $\dot{m}_{\Sigma} = \dot{m}_{\text{к.с.}} + \dot{m}_{\text{H}_2}$  — суммарный расход через камеру сгорания и узел вдува.

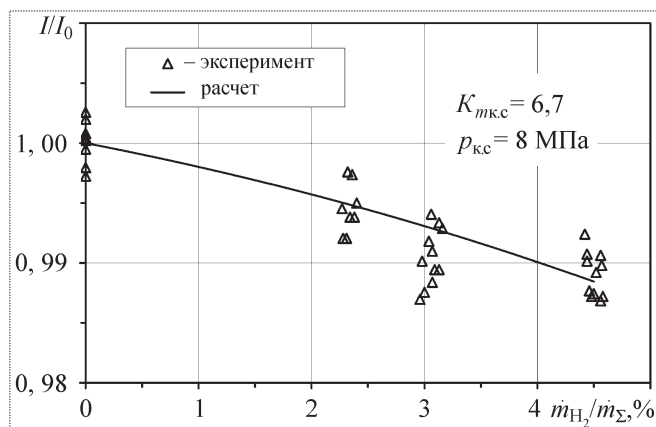


Рис. 2. Влияние вдува водорода в сверхзвуковую часть сопла модельного двигателя на относительный удельный импульс

Экспериментальные данные, представленные на рис. 2, приведены к одинаковым величинам  $K_{\text{м.к.с.}} = 6,7$  и  $p_{\text{к.с.}} = 8$  МПа в камере сгорания. Все расчеты выполнены для этих величин и турбулентного режима течения в вязком пристенном слое. Расчетная кривая на рис. 2 в целом согласуется с экспериментальными данными. При  $\bar{m}_{\text{H}_2} = 3\%$  рассчитанный относительный пустотный удельный импульс превышает экспериментальные величины, что связано с отрывным течением в сопле вдува.

Из представленных на рис. 2 данных видно, что пустотный удельный импульс двигателя со вдувом водорода уменьшается при увеличении относительного расхода вдуваемого водорода. В то же время рассчитанная величина потерь из-за вязкости  $\zeta_{\text{вяз}}$  в соплах с вдувом водорода уменьшается при увеличении относительного расхода  $\bar{m}_{\text{H}_2}$  (табл. 1). Соответственно, разность  $\Delta\zeta_{\text{вяз}} = \zeta_{\text{вяз}0} - \zeta_{\text{вяз}}$  возрастает; величина  $\zeta_{\text{вяз}0}$  берется для сопла без вдува. Это является расчетно-экспериментальным подтверждением представленного ниже основного результата расчетного исследования тяговой эффективности сопел ЖРД с тангенциальным вдувом газа в сверхзвуковую часть.

Таблица 1

| $\bar{m}_{\text{H}_2}, \%$     | 0     | 2,2   | 3,0   | 4,5   |
|--------------------------------|-------|-------|-------|-------|
| $\zeta_{\text{вяз}}, \%$       | 3,122 | 2,511 | 2,448 | 2,395 |
| $\Delta\zeta_{\text{вяз}}, \%$ | 0     | 0,611 | 0,674 | 0,727 |

Двигатель *Vulcain Demonstrator* испытывался в качестве стендового варианта ЖРД *Vulcain-2* в целях проверки в огневых испытаниях работоспособности узла вдува и надежности завесного охлаждения радиационно охлаждаемого соплового насадка [6]. В этом двига-

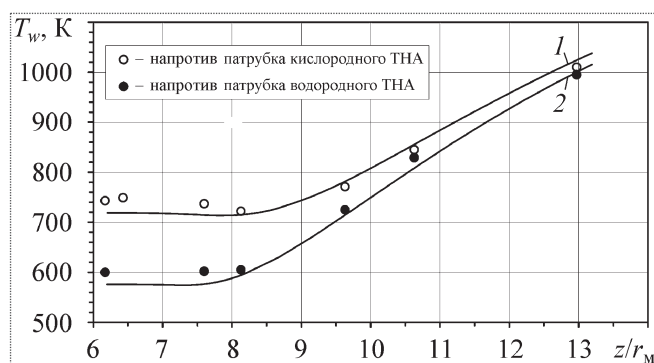


Рис. 3. Распределения температуры внешней поверхности соплового насадка двигателя *Vulcain Demonstrator*

теле генераторные газы после привода кислородного и водородного ТНА подаются в коллектор через раздельные патрубки. Коллектор распределяет газы, имеющие различные температуры, по периферии основного сопла и подводит его к кольцевому профилированному соплу вдува. Кромка сопла вдува со стороны основного потока охлаждается газообразным водородом, поступающим из системы наружного проточного охлаждения основного сопла до места вдува через сверхзвуковое кольцевое сопло. Течение вблизи стенки соплового насадка состоит из перемешивающихся основного потока продуктов сгорания, водорода и генераторного газа. Таким образом, сопловой насадок охлаждается как за счет излучения тепла в окружающее пространство, так и относительно холодной завесой, состоящей из генераторного газа и водорода.

Температура внешней поверхности насадка изменялась в испытаниях вдоль двух образующих его контура, соответствующих расположению патрубков подачи генераторных газов (ГГ) в коллектор. Результаты испытаний, опубликованные в [6], показаны на рис. 3. Здесь же представлены результаты расчетов распределения температуры стенки радиационно охлаждаемого насадка по осевой длине сопла (кривые 1 и 2 — расчеты при  $T_{ГГ} = 770$  К и  $T_{ГГ} = 615$  К).

На рис. 3 видно хорошее согласование расчетов с экспериментальными данными, в том числе по длине начального участка завесы. Выравнивание окружной температурной неравномерности вдоль образующей соплового насадка в эксперименте происходит несколько быстрее, чем в расчете.

Для изучения влияния параметров газовой завесы и течения в сверхзвуковом сопле ЖРД на энергетические характеристики двигателя и тепловое состояние стенки сопла после сечения вдува было проведено соответствующее расчетное исследование. В качестве объекта исследования выбрано модернизированное

сопло РД-0120, имеющее  $\bar{F}_a = 104$ . Расчеты течения в указанном исходном сопле без вдува и при наличии тангенциального вдува генераторного газа в сверхзвуковую часть сопла проведены для трех вариантов, которые различаются компонентами топлива в камере сгорания и газогенераторе (табл. 2). Исходный контур сопла оставался неизменным для различных компонентов топлива во всех расчетах без вдува и до сечения вдува. Контур сверхзвуковой части сопла от сечения вдува определялся в процессе расчета вязкого пристенного слоя таким образом, чтобы невязкое течение основного потока оставалось таким же, как в исходном сопле без вдува. При изменении параметров вдуваемого генераторного газа соответствующий контур сверхзвуковой части сопла также изменялся.

Таблица 2

| Компоненты топлива в камере сгорания | $O_2 + H_2$ | $O_2 + CH_4$ | $O_2 + CH_4$ |
|--------------------------------------|-------------|--------------|--------------|
| $K_{m\text{ к.с}}$                   | 6           | 3,6          | 3,6          |
| $p_{\text{к.с}}$ , МПа               | 21          | 25           | 25           |
| Компоненты топлива в газогенераторе  | $O_2 + H_2$ | $O_2 + CH_4$ | $O_2 + H_2$  |
| $K_{m\text{ ГГ}}$                    | 1,00        | 0,42         | 1,00         |
| $\bar{M}_j$                          | 0,29        | 0,65         | 0,16         |

Во всех расчетах без вдува и до сечения вдува температура регенеративно охлаждаемой стенки сопла принималась равной 1000 К. Тепловое состояние стенки сопла после сечения вдува рассматривалось в двух вариантах:

регенеративно охлаждаемая стенка  $T_{w[l]} = 1000$  К; неохлаждаемая теплоизолированная (т.е. без излучения) стенка (распределение температуры  $T_{w[l]} = T_{aw}(x)$  вдоль нее определялось в процессе расчета).

В качестве основного результата исследования на рис. 4 представлены зависимости величины уменьшения потерь пустотного удельного импульса из-за вязкости в соплах с тангенциальным вдувом генераторного газа по сравнению с соответствующим соплом без вдува  $\Delta \zeta_{\text{вяз}}$  для различных компонентов топлива и двух вариантов теплового состояния стенки сопла после сечения вдува от относительного расхода  $\dot{m}_j$  вдуваемого газа при прочих одинаковых параметрах.

Важно отметить, что во всех расчетах потери из-за вязкости в сопле со вдувом всегда меньше, чем в сопле без вдува. Это вызвано как уменьшением поверхностного трения в соплах после сечения вдува, так и увели-

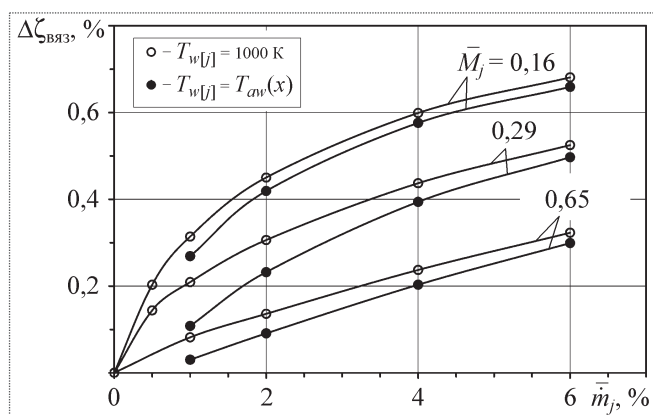


Рис. 4. Зависимости величины уменьшения потерь пустотного удельного импульса из-за вязкости от различных параметров

чением удельного импульса при перемешивании вдуваемого газа и основного потока. Величина уменьшения потерь из-за вязкости в соплах со вдувом по сравнению с соплом без вдува  $\Delta\zeta_{\text{вяз}}$  заметно растет при уменьшении отношения  $\bar{M}_j$  молекулярных масс генераторного газа и основного потока в сечении вдува (см. табл. 2) и увеличении относительного расхода  $\bar{m}_j$  вдуваемого газа. Величина  $\Delta\zeta_{\text{вяз}}$  слабо зависит от температурного режима сопла после сечения вдува из-за влияния регенерации тепла, что также имеет место в соплах без вдува.

В результате проведенного расчетного исследования сделаны следующие выводы:

потери пустотного удельного импульса из-за вязкости в соплах ЖРД со вдувом меньше, чем в исходных соплах без вдува, т.е.  $\Delta\zeta_{\text{вяз}} > 0$ ;

уменьшение потерь из-за вязкости заметно возрастает при уменьшении  $\bar{M}_j$ , увеличении  $\bar{m}_j$  и слабо зависит от фактора теплообмена;

уменьшение  $\bar{M}_j$  и увеличение  $\bar{m}_j$  снижают уровень температуры  $T_{\text{ав}}(x)$  ниже по потоку от сечения вдува;

оптимальными параметрами газовой завесы, обеспечивающими значительное уменьшение потерь из-за вязкости и приемлемый температурный режим стенки сопла, являются наиболее близкое к единице число Маха сопла вдува и пониженные полные значения давления и температуры вдуваемого газа.

#### Литература

1. Коротеев А.С., Самойлов Л.П. Выбор пути развития маршевых жидкостных ракетных двигателей для перспективных российских средств выведения // Космонавтика и ракетостроение. 1999. № 15.
2. Мельников Д.А. Оценка тяги реактивного двигателя при наличии слоя газа с пониженной температурой вблизи стенки сопла // Тр. № 82. М.: Изд. ОНТИ, 1966.
3. Лапин Ю.В., Стрелец М.Х. Внутренние течения газовых смесей. М.: Наука, 1989.
4. Cebeci T., Smith A.M.O. Analysis of Turbulent Boundary Layers. Academic Press: New York, 1974.
5. Авдеевский В.С. Метод расчета пространственного турбулентного пограничного слоя в сжимаемом газе // Изв. АН СССР. Механика и машиностроение. 1962. № 4.
6. Vuillermoz P., Weiland C., Aupoix B., Grosdemange H., Bigert M. Advanced Nozzle Technology for Cryogenic Engines. 2<sup>nd</sup> International Symposium on Liquid Rocket Propulsion, Chatillon, June 1995.



ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ

11НЭА 2020 а. 1А 1Е1Е1СА111Е 1ДАЕОА 11АЕАО 11ВАЕОУНБ Е1Н1Е×АНЕЕЕ САА1А  
АЕВ 1ААН1А×А1ЕВ 11ЕАО1А 1А ЕО1О Е 1АВН

"Россия построит на околоземной орбите космический завод после завершения эксплуатации Международной космической станции", — заявил глава Роскосмоса А.Н. Перминов.

"Предложено создание пилотируемого сборочного комплекса на орбите для того, чтобы собирать космические корабли более тяжелого, чем сейчас, типа и на них выполнять полеты к другим планетам — на Луну и на Марс", — сообщил руководитель Роскосмоса, говоря о развитии российской космической программы после завершения эксплуатации МКС. По его словам, решение о строительстве сборочного комплекса на орбите было поддержано руководством страны на Совете безопасности. Реализация проекта начнется после 2020 г., однако пока конкретные сроки строительства орбитального завода не определены.

В свою очередь, президент Ракетно-космической корпорации "Энергия" В.А. Лопота заявил, что в корпорации разрабатывают проекты космических кораблей нового поколения. "У нас отработываются все необходимые решения, чтобы учесть конкурентные преимущества России в области пилотируемой космонавтики", — сказал он. По словам В.А. Лопоты, кроме проекта строительства орбитальной станции, где будут собираться большие космические корабли для полетов к другим планетам, в РКК "Энергия" разрабатываются и пилотируемые корабли нового поколения. По его мнению, перед предприятием поставлена очень тяжелая задача. Пилотируемый корабль должен быть надежным и уметь приземляться везде, всегда и в любых условиях. Рассматривается несколько схем нового корабля, в том числе крылатая и капсульная. Это будет принципиально новый корабль.

Вестник Интерфакс — АВН № 15 (342), 2008 г.



**Авиакосмические технологии и оборудование**  
**КАЗАНЬ 2008**  
**12 – 15 августа 2008 года**

Издательство:

И.А. "Евразийская",  
 в г. Казань, ул. К. Маркса, 10, КГТУ им. А.Н. Туполева, конференция "АКТО-2008"  
 Контактный телефон: (843) 238-52-60, факс: (843) 236-60-32  
 E-mail: pdvrt@bk.ru, kazanexpo@telebit.ru  
 http://www.aktokazan.ru

**Секция 1. Авиационное: Конструкция, проектирование**

и производство.

**Секция 2. Двигатели и энергетические установки.**

**Секция 3. Авионика, оборудование и системы управления.**

**Секция 4. Радиотехнические системы и комплексы летательных аппаратов.**

**Секция 5. Информационные технологии в авиакосмической промышленности.**

**Секция 6. Финансово-экономические аспекты развития авиакосмического комплекса России и Республики Татарстан.**

**Секция 7. Технологический комплекс и техническое перевооружение предприятий авиакосмической промышленности.**

**Секция 8. Подготовка кадров и новые образовательные технологии для авиакосмического комплекса.**

**Секция 9. Подготовка кадров и новые образовательные технологии для авиакосмического комплекса.**

Россия, 420059, Республика Татарстан,

г. Казань, Оренбургский тракт, 8,

ОАО "Казанская ярмарка"

Тел./факс: (843) 570-51-16, 570-51-11, 570-51-15

E-mail: pdvrt@bk.ru, kazanexpo@telebit.ru

http://www.aktokazan.ru

**Адрес: г. Казань, ул. К. Маркса, 10, КГТУ им. А.Н. Туполева, конференция "АКТО-2008"**

Контактный телефон: (843) 238-52-60, факс: (843) 236-60-32

E-mail: [patent@patent.kstu-kai.ru](mailto:patent@patent.kstu-kai.ru)  
[Domracheva@patent.kstu-kai.ru](mailto:Domracheva@patent.kstu-kai.ru)  
[Skurlatova@patent.kstu-kai.ru](mailto:Skurlatova@patent.kstu-kai.ru)

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

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

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

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

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

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

Сдано в набор 28.03.08. Подписано в печать 08.05.08. Формат 60×88/8. Усл. печ. л. 7,35. Уч.-изд. л. 8,10. Зак. 487. Свободная цена.

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

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