

Àäďǎñ â èí òǎđí ǎòǎ: <http://www.mashin.ru>



AVIATION ♦ ROCKET TECHNOLOGY ♦ COSMONAUTICS

**Journal of Russian Academy of Cosmonautics named after K.E. Tsiolkovsky
and Academy of Aviation and Aeronautics Sciences**

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
A.A. LEONOV
V.A. LOPOTA
A.M. MATVEYENKO
S.V. MIKHEYEV
N.F. MOISEEV
A.F. MOROZENKO
F.N. MYASNIKOV
A.N. PERMINOV
M.A. POGOSYAN
G.M. POLISHCHUK
G.G. RAYKUNOV
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
I.V. BARMIN
V.E. BARSUK
V.F. BEZYZYCHNYI
B.V. BODIN
A.F. VOINOV
A.N. GERASHCHENKO
Yu.F. GORTYSHOV
M.B. GUZAIROV
V.A. DAVIDOV
G.L. DEGTAREV
O.F. DEMCHENKO
N.N. DOLZHENKOV
Yu.S. ELISEYEV
S.Yu. ZHELTOV
L.M. ZELENY
A.N. KIRILIN
V.A. KOMAROV
V.V. KRYMOV
A.N. KURYLENKO
L.N. LYSENKO
A.P. MANIN
V.A. MENSHIKOV
T.A. MUSABAYEV
V.E. NESTEROV
K.M. PICHKHADZE
S.S. POZDNYAKOV
V.A. POLETAYEV
Yu.A. RYZHOV
G.G. SAYDOV
V.G. SVETLOV
A.N. SERYOZNOV
M.Yu. SMUROV
V.P. SOKOLOV
A.V. SOLLOGUB
V.A. SOLOV'EV
A.I. TATUEV
B.E. TCHERTOK
V.V. SHALAY
V.A. SHATALOV
I.S. SHEVCHUK

CONTENTS

Aleksandrov A.P. Space Flight Safety	3
Levin D.N., Ponomarenko A.V., Silvestrov M.M., Fedorov A.V. Ergatic Monitoring And Control System Of Agile Multirole Aircraft	10
Zvyagin F.V. On Optimization Of Trajectory Of Flight Towards Libration Point L_1 In Sun–Earth System	19
Kolomin I.V., Krasnochub E.K. Rotor-Vane Cryogenic Cooling Machine Investigations	25
Boiko D.V., Zheleznov L.P., Kabanov V.V. Nonlinear Deformation And Stability Of Reinforced Oval Cylindrical Cases	31
Yakovlev A.B., Lichman A.A. Dynamic Model Of A Liquid Propellant Motor With One-Stage Gas-Generator	36
Selivanov S.A. Calculation Of The Pressure On The Flight Vehicle Body In Front Of The Flap During Drop Of This Part	41
Shtyrlin A.F. Flight Efficiency And Optimal Parameters Of Colloid Electrical Rocket Engines For Small-Size Spacecraft	44
Ovchinnikov I.V. Bearing Capacity Of Reaction Turbine Impeller In Non-Uniform Temperature Field	49
Khopine P.N. Thermal-frictional Characteristics For Self-lubricating Materials And Solid Lubricating Coating In Different Conditions	56

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

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

Post-graduates have not to pay for the publication of articles.

Annotations of magazine articles and features required of author manuscript desing are available at "Mashinostroenie Publishing House" Internet Site [http: //www.mashin.ru](http://www.mashin.ru)

Representatives of the journal:

Kazan: R.I. ADGAMOV, phone (843) 238-46-23
Roscosmos: A.A. VOROBIOV, phone (495) 975-45-86
Ministry of Defence of Russian Federation:
A.V. DROBYSHEVSKIY, phone (495) 696-44-38
Ufa: O.B. SEVERINOVA, phone (3472) 73-07-23
France, Paris: E.L. TCHEHOV, phone (10331) 47-49-28-05

Address of the editorial office: 107076, Moscow, Stromynsky Lane, 4

Phones: (499) 269-48-96; (499) 268-49-69; (499) 268-33-39

Fax: (499) 269-48-97; (499) 268-33-39

E-mail address: polet@mashin.ru

Internet address: [http: //www.mashin.ru](http://www.mashin.ru)

УДК 629.7

Безопасность пилотируемых космических полетов

А.П. Александров

E-mail: Alexander. Alexandrov@rsce.ru



АЛЕКСАНДРОВ
Александр Павлович —
советник президента
РКК "Энергия"
им. С.П. Королёва,
летчик-космонавт,
кандидат техн. наук

Представлена статистика проявления серьезных видов опасностей, имевших место в период осуществления пилотируемых программ. Дан анализ причин, приведших к развитию критических ситуаций. Кроме того, обсуждаются мероприятия, направленные на повышение уровня обеспечения безопасности космических систем как на этапах проектирования, так и при летных испытаниях.

Ключевые слова: нештатные ситуации (расчетные, нерасчетные); опасность; риск; авария; катастрофа; человеко-машинные системы; космическая система; надежность; безотказность.

A.P. Aleksandrov. Space Flight Safety

The article puts forward the statistics of serious hazard occurrence during manned space missions, focusing on the causes of critical situations and suggesting ways to improve spacecraft safety at development and during flight tests.

Key words: contingency situations (predictable, unpredictable); hazards; risks; accident; catastrophe; human-machine system; spacecraft; reliability; flawlessness.

Осуществление пилотируемых космических программ сопряжено с риском для здоровья и жизни непосредственных участников полетов. Начиная с момента посадки экипажа в космический корабль перед стартом ракеты-носителя и до эвакуации экипажа после приземления постоянно присутствуют опасности, проявление которых может привести к авариям или катастрофическим последствиям.

Опасности, возникающие в космическом полете, подразделяют на внешние воздействия окружающей среды и внутренние, возникшие в отсеках или системах пилотируемого корабля как отказы технических систем или как потеря трудоспособности членом экипажа.

Опасности могут иметь различную степень тяжести последствий: катастрофические или критические, ведущие к невыполнению (сокращению) программы полета, но с сохранением здоровья экипажа. Некоторые опасности — радиация, космическое излучение, токсическое загрязнение атмосферы отсеков — могут иметь отдаленный характер проявления (после завершения полета).

Герметичность корабля или станции может быть нарушена под воздействием микрометеоритов, а также в результате столкновения с фрагментом космического мусора. Вероятность столкновения пилотируемого корабля (орбитальной станции) с фрагментами искусственных спутников Земли постоянно

увеличивается. По данным отдела слежения за искусственными космическими объектами НАСА, за третий квартал 2009 г. число объектов на околоземных орбитах увеличилось на 104 и составило 14 967. При этом рассматриваются объекты, геометрические размеры которых превышают 5 см.

Критическая ситуация на борту пилотируемого КА может возникнуть в результате выхода из строя отдельных агрегатов или приборов, элементов бортовых систем КА, таких как системы электроснабжения, шлюзования, обеспечения газового состава, теплового режима, система управления движением и навигации в пространстве, объединенная двигательная установка, радиосистема наведения и сближения аппаратов, система стыковки и обеспечения герметичности.

Например, пожар может возникнуть, как правило, в подсистемах, где образовался напряженный режим эксплуатации бортовой энергосистемы или при отказе агрегатов, в которых применяются воспламеняющиеся вещества (генераторы кислорода, системы разложения воды на кислород и водород и др.).

Понятие безопасности пилотируемых космических полетов связано с обеспечением безопасности экипажей как совокупности свойств космического комплекса и привлекаемых технических средств, обеспечивающих условия сохранения здоровья космонавтов в полете и возвращение на Землю без опасных последствий для их здоровья.

Уровень безопасности — количественная и качественная характеристики свойств космической системы — в целом определяет степень обеспечения безопасности в космическом полете.

Одним из условий обеспечения безопасности экипажа и космического аппарата является отсутствие аварийных ситуаций на интервале времени $[0, T_n]$, где T_n — продолжительность полета.

Это условие можно выразить через вероятностную характеристику [1]

$$P(\hat{t}_i < T_i) \leq \varepsilon,$$

где $P(\hat{t}_i < T_i)$ — вероятность того, что случайное значение $\hat{t}_i$ возникновения аварийной ситуации

от i -го источника окажется меньше значения T_i (ε — бесконечно малая величина).

Для количественной оценки уровня безопасности используются различные виды статистических показателей [2]. Они выражаются физическими величинами или соотношением этих величин, получаемых в результате обработки статистических данных после выполнения космического полета.

Вероятность безопасного полета $P_{б.п}$ как наиболее общий количественный показатель характеризует вероятность окончания космического полета без опасных для здоровья экипажа последствий:

$$P_{а.т} = 1 - \sum_{i=1}^m \Sigma [P_{а.т i j} (1 - P_{а i j})],$$

где $P_{а.т i j}$ — вероятность появления аварийной ситуации от i -го источника ($i = 1, 2, \dots, m$) на j -м этапе космического полета ($j = 1, 2, \dots, l$); $P_{в i j}$ — вероятность выхода из данной аварийной ситуации.

Статистические показатели можно разделить на общие и частные, абсолютные и относительные.

Общие показатели характеризуют уровень безопасности полетов в целом и учитывают интегральное влияние на него всех факторов. Частные показатели учитывают влияние только отдельных факторов или некоторых групп факторов.

К абсолютным статистическим показателям относятся общее число аварий и катастроф, общее число аварийных ситуаций, количество случаев использования систем и средств аварийного спасения.

Наиболее информативными являются относительные показатели, которые можно отнести к промежутку времени полета, количеству полетов определенного типа аппарата и числу задач программы полета, при выполнении которых зафиксировано появление каких-либо событий.

Статистическая оценка безопасности позволяет получить данные, касающиеся причин и последствий аварийных ситуаций, возникших в космическом полете. Уровень обеспечения безопасности должен позволять сохранять здоровье членов экипажа на протяжении всей миссии,

кроме того, бортовые системы должны выполнять заданные функции.

На всех этапах космического полета экипаж и собственно космический аппарат подвергаются риску возникновения опасностей, которые могут вызвать аварийное или катастрофическое развитие ситуации.

Риск — это оцененная возможность неблагоприятных последствий опасности при условии реализации ее способности причинить вред. Количественный показатель риска, характеризующий вероятность нарушения безопасности в космическом полете, может быть представлен в виде [1, 2]

$$R_a = 1 - P_{a.i},$$

где $P_{a.i}$ — вероятность безопасного полета КА.

Опасность имеет потенциальную возможность причинить вред, в то время как риск — это вероятность того вреда, который может быть причинен в течение определенного периода времени.

Оценка рисков подразумевает учет вероятности проявления неблагоприятных последствий выявления опасности.

В процессе проектирования космической системы (кораблей, станций) необходимо определить перечень опасностей, предусмотреть меры противодействия опасностям, имеющим потенциальную возможность причинить вред экипажу и пилотируемому КА. Если ликвидировать последствия невозможно, рекомендуется применение соответствующих средств защиты экипажа и бортовых систем от последствий воздействия потенциальной опасности.

Проявления от воздействия или последствия возникающих в космическом полете опасностей определяются в проекте космической системы как перечень расчетных и нерасчетных нештатных ситуаций.

Нештатная ситуация — отказ оборудования корабля или отклонение параметров бортовой системы от нормального состояния, которые приводят к перестройке штатной программы полета или использованию резервных режимов работы.

Расчетная нештатная ситуация — это отказы в системах, рассмотренные в эксплуатационной документации.

Нерасчетная нештатная ситуация — случаи отказа бортовых систем или существование внешнего воздействия, когда не может быть реализовано противодействие этому воздействию или событию, поэтому выход из такой ситуации не рассматривается.

В случаях, когда не предусматриваются специальные меры по ликвидации таких нештатных ситуаций, на отдельных этапах полета к некоторым системам и агрегатам предъявляются специальные требования по надежности их функционирования.

Выход из расчетных нештатных ситуаций осуществляется путем применения дублирования составных частей бортовых систем или резервирования.

Безопасность экипажа должна быть обеспечена при любых двух отказах в одной системе или одном отказе в бортовой системе, которая не обеспечена аппаратным или функциональным резервированием.

Повышение безопасности обеспечивается высокой надежностью бортовых систем корабля (станции) с требованием обеспечения выполнения полетного задания с вероятностью 0,95 и благополучного возвращения экипажа с вероятностью не менее 0,99.

Надежность — это свойство системы, агрегата, прибора выполнять заданные функции с сохранением эксплуатационных показателей в определенных пределах, при заданных режимах работы и условиях использования [3].

В узком смысле слова под надежностью понимают *безотказность*, т.е. свойство системы, узла агрегата, прибора сохранять работоспособное состояние в пределах заданного периода функционирования при определенных условиях эксплуатации.

Современная развитая инфраструктура автоматизированной системы управления полетами космических систем позволяет повысить степень защищенности экипажа и гарантировать выполнение программы полета путем использования резервных вариантов управления операциями с

космическим кораблем (станцией) для парирования последствий возникших опасностей.

Разносторонняя деятельность человека на борту космического корабля (станции) сопряжена с возможным проявлением опасности из-за его ошибочных действий. Научное обоснование этих отказов в системе "человек—машина" рассматривается специалистами как проявление "человеческого фактора" (ЧФ) в техногенных нештатных ситуациях. По мнению одного из авторов труда "Человеческий фактор" Д. Мейстера (D. Maister), "наука о "человеческом факторе" — это единственная наука о поведении человека, ориентированная в область техники" [4]. По смыслу, это исследование человека в различных условиях и отношениях естественной среды обитания и технической деятельности. Концепция ЧФ направлена на поиски причин неудовлетворяющей деятельности и понимается как область выработки методов оптимизации безопасности деятельности.

Изучение антропогенных аварий и катастроф началось еще в XIX веке на железнодорожном транспорте, затем в авиации. В XX веке выдвигаются идеи о причинности ошибок человека как результата взаимодействия с машиной, созданной не лучшим образом. Осознается необходимость конструировать машины таким образом, чтобы их могли использовать большинство людей, "средний специалист" или прошедший специальный отбор кандидат в профессию.

Однако количественные расчеты в проектировании структурно-сложных эргатических систем (таких, как КА) практически не проводятся. В случаях включения ЧФ в описание человеко-машинных комплексов отмечается неопределенность расчетов. Для оценки ЧФ используются эмпирические, статистические методы и экспертные оценки.

Таким образом, формирование предмета ЧФ составляет отдельный сектор техногенной деятельности, где невозможно или затруднительно применение количественных научных методов.

Концепция ЧФ представляется междисциплинарной областью технических, естественных и общественных наук. Для их взаимодействия возникает множество связующих дисциплин, таких

как эргономика, инженерная психология, объединяющая психологию и техническое проектирование, биология и субдисциплина хронобиология, изучающая влияние биоритмов на работоспособность человека, анатомия и антропометрия, теплодинамика, кинезиология.

По мнению специалистов Исследовательского проектного центра "Авиаменеджер", предмет ЧФ вообще является не наукой, а малопродуктивной концепцией, произвольно составленной из множества областей знаний и практики. Происходит редукция знаний и практики их применения. Так, исследование безопасности транспортных систем в значительной мере сводится к изучению ЧФ, тогда как категория безопасности является в значительной степени ресурсной, экономической категорией.

В системе "человек—машина" при проектировании деятельности пилота (космонавта) альтернативой реактивному управлению являются методы, применяемые в практике стратегического управления. Наиболее совершенным считается метод интерактивного управления.

В оценке опасностей, сопровождающих космический полет пилотируемого корабля, имеет смысл исключить учет и оценку в рассмотрении причин катастроф, вызванных ошибочными действиями пилотов (космонавтов). Во-первых, потому, что рассмотрение влияния ЧФ, как показано выше, не может быть правильно оценено без оценки самой техники и условий ее эксплуатации. Во-вторых, потому, что в мировой практике пилотируемых космических полетов не зафиксировано ни одного случая, когда ошибочные действия экипажа привели к катастрофическим последствиям.

Следует отметить, что проектирование полетов к Луне и Марсу требует еще более жесткого подхода к обеспечению безопасности. Эти полеты будут не только длительными. Они будут реализованы по траекториям, вернуть с которых экипаж на Землю немедленно невозможно. Это увеличивает степень риска в случаях заболевания членов экипажа, а также при проявлении опасностей внешней среды с необратимыми последствиями.

Опыт полетов человека в космос показывает, что опасности и риски космических полетов в основном определяются отказами в бортовых системах, конструкции кораблей и станций, а также качеством подготовки экипажа и персонала по управлению полетами.

При разработке проекта космической системы после всестороннего рассмотрения всех видов опасностей и расчетных нештатных ситуаций, выходы из которых определены проектной и эксплуатационной документацией, возможно оценить вероятностный показатель безопасности выполнения программы испытательного полета. Обобщенный показатель может быть представлен в виде [1]

$$P_{\dot{a}} = P_{\text{шт.л}} + \sum_{i,j} P_{i \text{ шт.л}} P_{\text{шт.л}} P_{ij},$$

где $P_{\text{шт.л}}$ — вероятность выполнения штатной программы полета; $P_{i \text{ шт.л}}$ — вероятность возникновения i -й расчетной нештатной ситуации; $P_{\text{шт.л}}$ — вероятность успешной реализации j -го способа спасения (выхода из нештатной ситуации) при возникновении i -й расчетной нештатной ситуации.

В таблице представлены наиболее типичные проявления опасностей, возникших при подготовке и в ходе осуществления космических полетов. Анализ аварийных ситуаций, развившихся в результате проявления опасностей, позволяет провести их классификацию по степени тяжести последствий и выявить недостатки проектирования с точки зрения обеспечения безопасности выполнения программы полета космической системы.

На корабле "Союз-1" при возвращении на Землю отказал основной парашют. После выпуска только тормозного купола автоматически был раскрыт запасной парашют, но его купол запутался с тормозным, и космонавт В. Комаров погиб.

Взрыв кислородного бака на "Apollo-13" создал сложную, близкую к катастрофической, ситуацию. Это привело к отказам нескольких бортовых систем командно-служебного модуля. Возвращение астронавтов на Землю было обеспече-

но с использованием систем лунного посадочного модуля.

Система автоматического управления корабля "Союз" с помощью радиоизмерительной системы сближения осуществляет автоматическую стыковку "Союза" с орбитальной станцией. При отказе системы автоматического сближения (расчетная нештатная ситуация) управление передается экипажу. Если экипаж по какой-либо причине не выполнил стыковку (нерасчетная нештатная ситуация), полет завершается возвращением экипажа на Землю.

Также к разряду нерасчетных относится ситуация отказа системы разделения отсеков корабля "Союз" перед спуском в атмосфере Земли, поскольку в ней заложено дублирование элементов и функциональное резервирование.

Проиг топливного бака пламенем утечки из отказавшего твердотопливного ускорителя корабля "Челленджер" во время выведения на орбиту Земли привел к катастрофе. Отделившиеся фрагменты теплоизоляционного покрытия топливного бака при взлете корабля "Колумбия" повредили левое крыло корабля. Это привело к разрушению корабля при полете в атмосфере и гибели экипажа.

Анализ опасностей, представленных в таблице, и последствий, которые проявились в результате их возникновения, показывает, что в процессе проектирования и эксплуатации космических систем ряд ситуаций не был рассмотрен (отнесены к разряду нерасчетных).

В результате 14 ситуаций из рассмотренных, отнесенные к нерасчетным, повлекли за собой срыв программы полета с экстренным спасением экипажа, а в худшем варианте привели к катастрофе с гибелью людей. Но если бы эти ситуации были рассмотрены с точки зрения причин, вызвавших их возникновение, возможно, при разработке проектов космических систем были бы найдены пути исключения неизбежности проявления этих опасностей. Таким образом, чтобы избежать последствий, связанных с потерей части запасов кислорода на перелете к Луне ("Apollo"), отказами парашютной системы и резервной системы двигателя торможения для спуска на Землю ("Союз"), отказом системы раз-

Опасности и последствия их проявления в космических полетах 1961–2009 гг.

Вид опасности	Тип нештатной ситуации	Последствия	Число зафиксированных случаев
Возгорание в кислородной среде в барокамере при подготовке к полету на "Востоке" и капсуле "Apollo" при наземной подготовке	Нерасчетная	Гибель одного космонавта, трех астронавтов	2
Отказ парашютной системы "Союза"	Расчетная	Гибель одного космонавта	1
Разгерметизация кабины "Союза" при спуске	Нерасчетная	Гибель трех космонавтов	1
Разрушение подвесного бака "Челленджера"	Нерасчетная	Гибель семи астронавтов	1
Разрушение "Колумбии" при спуске в атмосфере	Нерасчетная	Гибель семи астронавтов	1
Авария ракеты-носителя "Союз"	Расчетная	Спасение экипажа	1
Авария третьей ступени ракеты-носителя "Союз"	Расчетная	Спасение экипажа	1
Разгерметизация кислородного бака "Apollo-13"	Нерасчетная	Спасение экипажа	1
Отказ двигательной установки "Союза"	Нерасчетная	Срочное возвращение экипажа	1
Потеря работоспособности члена экипажа "Салюта"	Расчетная	Досрочное возвращение экипажа	2
Отказ системы разделения "Союза" при спуске	Нерасчетная	Возвращение экипажа с повышенным уровнем перегрузок при спуске и другими отказами бортовых систем	3
Пожар на станциях "Мир" и "Салют"	Расчетная	Выход из строя отдельных бортовых систем, токсикация атмосферы	3
Соударение грузового корабля "Прогресс" со станцией "Мир"	Расчетная (управление экипажем)	Разгерметизация модуля "Спектр"	1
Отказ радиосистемы автоматического сближения "Союза"	Расчетная (два нерасчетных – управление экипажем)	Срыв программы полета в шести случаях	11
Отказ механизма стыковки "Союза"	Расчетная	Срыв программы полета	1
Отказ командной радиосистемы "Салюта"	Нерасчетная	Срыв программы полета	1
Взрыв трубопровода окислителя на "Салюте"	Нерасчетная	Перепланировка дальнейшей программы полета	1
Зацепление радиоантенны КРТ-10 за конструкцию агрегатного отсека "Салюта" при ее автоматическом отделении	Нерасчетная	Внеплановый выход экипажа в открытый космос для отделения антенны	1
Невыполнение стягивания после стыковки модуля "Квант" и станции "Мир"	Нерасчетная	Внеплановый выход экипажа в открытый космос для ликвидации причины отказа	1
Отказ механизма фиксации антенны системы радионаведения на "Союзе" для стыковки со станцией "Салют"	Нерасчетная	Срыв программы полета	1

деления отсеков корабля "Союз", в проекте следует представить перечень всех возможных нештатных ситуаций и описать причины их возникновения.

В наиболее ответственных операциях программы полета (посадка на Луну, торможение для возвращения на Землю, срабатывание системы приземления и др.) следует добиваться высшей



ЛЕВИН
Дмитрий Николаевич —
заместитель начальника от-
дела ОКБ Сухого



ПОНОМАРЕНКО
Андрей Владимирович —
начальник отделения ИЦ
"ОКБ им. А.И. Микояна"
РСК "МиГ", кандидат техн.
наук



СИЛЬВЕСТРОВ
Михаил Михайлович —
главный научный сотрудник
НИИ авиационного оборудо-
вания, профессор, доктор
техн. наук



ФЕДОРОВ
Александр Васильевич —
заместитель генерального
директора НИИ авиацион-
ного оборудования

Эргатический информационно-управляющий комплекс многофункциональных маневренных самолетов

**Д.Н. Левин, А.В. Пономаренко, М.М. Сильвестров,
А.В. Федоров**

E-mail: IASO@inbox.ru

Рассмотрена концепция построения и архитектура эргатического информационно-управляющего комплекса многофункциональных маневренных самолетов и человеко-машинный интерфейс информационно-управляющего поля кабины.

В работе используется целеантропоцентрическая методология рационального согласования системных свойств взаимодействия человека-оператора, модуля — образца цели управления, блока интеллектуальной поддержки экипажа и технических средств комплекса.

Ключевые слова: эргатическая информационно-управляющая система; человеко-машинный интерфейс; информационно-управляющее поле кабины; образ цели управления; концепция построения эргатических комплексов; иерархическое построение; архитектура комплекса; алгоритмическая интеграция.

D.N. Levin, A.V. Ponomarenko, M.M. Silvestrov, A.V. Fedorov. Ergatic Monitoring And Control System Of Agile Multirole Aircraft

The article spotlights the concept of developing and integrating ergatic monitoring and control systems of agile multirole aircraft into the human-machine interface of the cockpit management system. Based on the target-anthropocentric methodology, it offers an approach for a rational conjugation of a human operator with the pattern control module and intellectual unit to ensure better crew-equipment interface.

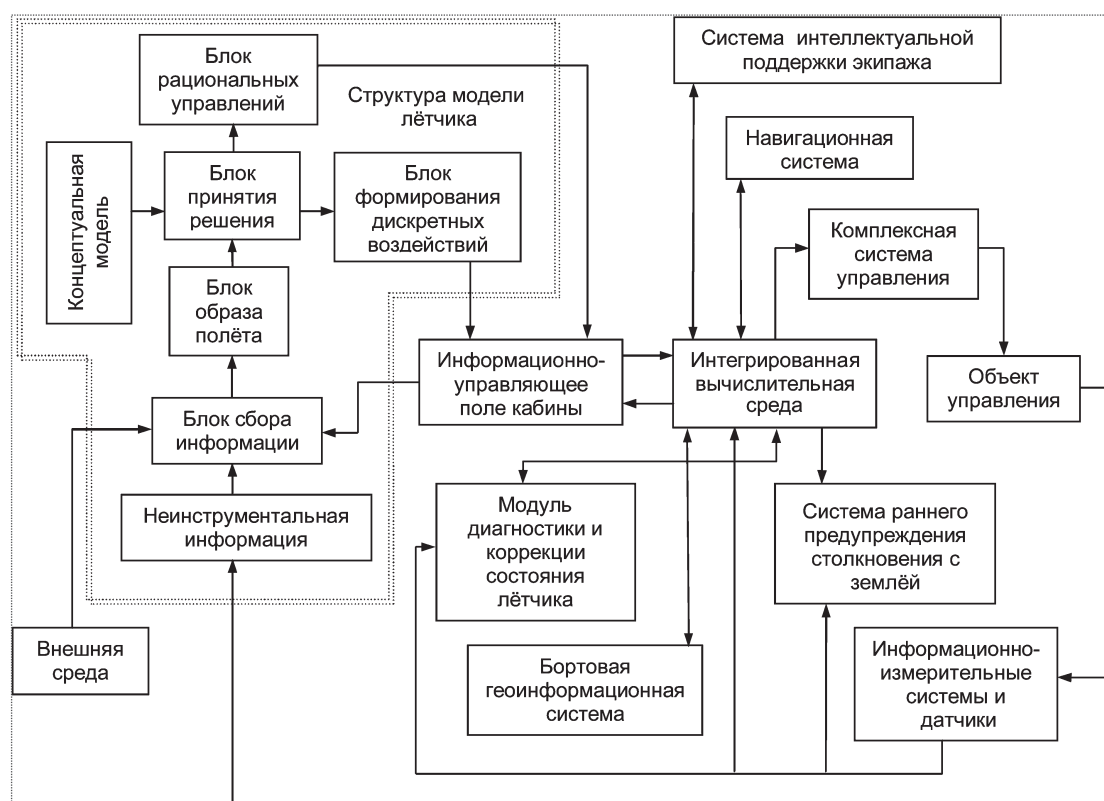
Key words: ergatic monitoring and control system; human-machine interface; control pattern; ergatic system generation concept; system hierarchy; system architecture; algorithmic integration.

Создание перспективного самолета в соответствии с многоцелевой концепцией применения авиации предусматривает расширение его возможностей в части применения эргатических информационно-управляющих комплексов.

Повышение эффективности деятельности экипажа в эргатических информационно-управляющих комплексах и безопасности полета может быть обеспечено путем рационального согласования совокупных системных характеристик взаимодействия человека-оператора, техники и модуля образа цели управления. Образ цели управления формируется информационно-управляющей системой с использованием модулей эталонного маневрирования и интеллектуальной поддержки экипажа. Экипажу образ цели управления представляется в виде отображения на многофункциональных индикаторах заданного (желаемого) пространственного положения "лидера", его движения и изменения конфигурации в соответствии с принципом управ-

С использованием эргономической *методологии диалогового проектирования и создания эргатических комплексов управления* разработаны концептуальные основы построения информационно-управляющей системы и информационно-управляющего поля кабины перспективных маневренных самолетов.

Концепция построения эргатических информационно-управляющих комплексов (ЭИКУ) многофункциональных маневренных самолетов базируется на: иерархическом построении архитектуры комплекса; аппаратной, функциональной и алгоритмической интеграции наземной и воздушной составляющих комплекса; использовании всех ресурсов комплекса для решения текущей задачи и полетного задания в целом; рациональном взаимодействии экипажа, комплекса бортового оборудования и модуля формирования образа цели управления; создании надежной помехоустойчивой связи с взаимодействующими БПЛА; на унифицированных алго-



ритмах управления комплексом бортового оборудования ЛА, максимально возможной автономности полета ЛА, формировании интеллектуальной поддержки экипажа.

Эргатический информационно-управляющий комплекс предназначен для информационного и командно-лидерного обеспечения экипажа ЛА и формирования управляющих сигналов и команд на режимах общего самолетовождения и высокоточного маневрирования, дающих возможность сосредоточения на экранных индикаторах основной пилотажной, управляющей и прицельной информации в виде информационного командно-лидерного представления о состоянии процесса управления и заданной (желаемой) цели управления, прицельной земной поверхности, а также формирования управляющих и заданных сигналов для комплексной системы управления ЛА.

Эргатический информационно-управляющий комплекс (рис. 1) содержит:

- информационно-управляющую систему (ИУС), содержащую интегрированную вычисли-

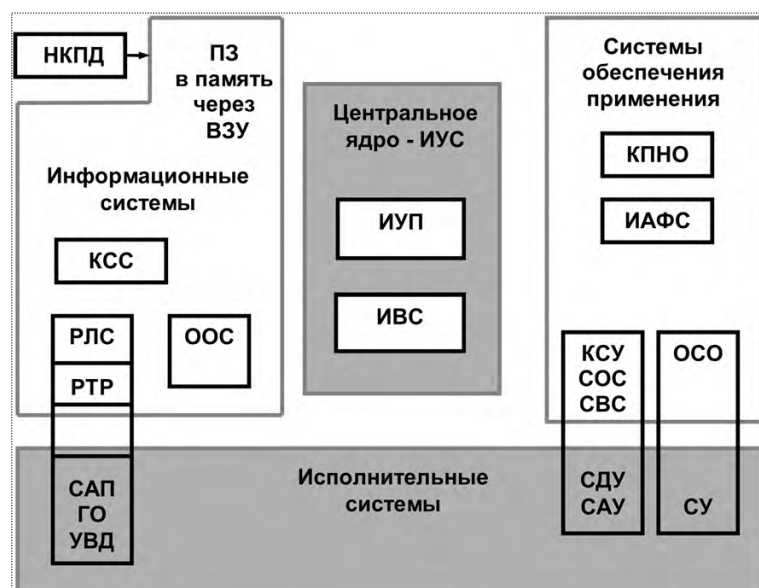


Рис. 2. Принципиальная структура информационно-управляющей системы:

НКПД – наземный комплекс подготовки данных; ПЗ – полетное задание; ВЗУ – внешнее запоминающее устройство; КСС – комплекс средств связи; РЛС – радиолокационная станция; РТР – радиотехническая разведка; САП – станция активных помех; ГО – госопознавание; УВД – управление воздушным движением; ООС – обзорная оптическая система; ИУС – информационно-управляющая система; ИУП – информационно-управляющее поле кабины; ИВС – интегрированная вычислительная среда; КПНО – комплекс пилотажно-навигационного оборудования; ИАФС – интегрированная антенно-фидерная система; КСУ – комплексная система управления; СОС – система ограничительных сигналов; СВС – система воздушных сигналов; СДУ – система дистанционного управления; САУ – система автоматического управления; ОСО – общесамолетное оборудование; СУ – системы управления ОСО

тельную среду, информационно-управляющее поле кабины, систему раннего предупреждения столкновения с землей, бортовую геоинформационную систему, навигационную систему с модулем корреляционно-экстремальной навигации по полю высот рельефа местности, систему интеллектуальной поддержки экипажа с модулем "эталонного маневрирования";

- комплексную систему управления;
- информационно-измерительные системы и датчики;
- модуль диагностики функционального состояния летчика.

С системами эргатического комплекса взаимодействует экипаж ЛА, который оценивает информацию, принимает решения и осуществляет воздействие на комплекс в соответствии с принятыми решениями.

Летчик на рис. 1 представлен следующими блоками: сбора информации; концептуальной модели; образа полета, в котором реализуется оптимальное оценивание получаемой летчиком информации и формирование оперативного образа полета; формирования рациональных управляющих воздействий на рулевые органы; блоком формирования дискретных управляющих воздействий на пульты и другие органы управления.

Объединение систем и оборудования ЛА в единый информационно-управляющий комплекс осуществляется в центральном ядре – информа-

ционно-управляющей системе, содержащей интегрированную вычислительную среду, информационно-управляющее поле кабины и другие системы с использованием информационных связей и унифицированного алгоритмического обеспечения режимов взаимодействия летчика с бортовым и наземным комплексами. На рис. 2 приведена принципиальная структура информационно-управляющей системы.

Наземным комплексом подготовки данных формируется полетное задание, которое через внешнее запоминающее устройство заносится в память ИУС. Бортовая база данных содержит постоянные данные и обновляемые данные, вводимые в ходе предполетной подготовки перед выполнением очередного полетного задания или в полете по командным радиотелам. Командно-лидерная информация, формируемая в ИУС с использованием сигналов информационно-измерительных систем, команд и управляющих сигналов модуля "эталонного маневрирования", поступает через эргатический интерфейс в систему управления вектором скорости, содержащую контуры продольного, бокового, путевого управления, контур управления тягой силовой установки и контуры ограничения нормальной перегрузки, угла атаки и скорости на всех режимах полета, что обеспечивает управление ЛА в соответствии с эталонными моделями полета и образа цели управления.

Для повышения безопасности траекторного маневрирования текущие ограничения и рекомендации выдаются летчику в виде индикации на многофункциональных индикаторах; в виде текстов информации по запросу экипажа; предупреждающих текстов, выдаваемых в определенных ситуациях, а также в виде управляющих сигналов активного вмешательства в управление самолетом там, где это необходимо.

Для формирования законов управления и для формирования информационных кадров ЭИКУ целесообразно использовать математическое обеспечение, базирующееся на *методах интегрирования ортонормированных матриц и единичных векторов* с использованием векторно-матричных преобразований координат.

Разработанное алгоритмическое обеспечение комплекса управления дает возможность оперативно в диалоговом режиме осуществлять прогнозирование, менять характеристики моделей объекта и внешней среды, параметры систем управления и формировать информационные кадры при широком варьировании состава, содержания и формы представления информации.

Для тестирования информационно-управляющего поля кабины, а также для формирования образа цели управления, сигналов отображения опасных состояний полета используется модель динамики полета и программный модуль "эталонного управления маневрированием" ("эталонного летчика"), в котором содержатся процедуры формирования законов управления: углом крена и нормальной перегрузкой, высотой ЛА, углом наклона траектории и путевым углом, скоростью (приборной, путевой или истинной) с использованием двигательной установки.

Синтез контуров управления, используемых в модуле "эталонного маневрирования", рационально осуществлять на основе метода "характеристических параметров". При синтезе контура управления высотой для полета с огибанием сложного рельефа местности выбор опорной минимальной характеристической постоянной времени, равной $T_0 = 0,25$ с, и массива расстояний C между соседними характеристическими постоянными времени $C = (2,25; 2,25; 2,25; 2,5)$ дает запас устойчивости $z_u = 2,25$ и перерегули-

рование по высоте порядка 5 %, при этом массив характеристических постоянных времени имеет вид $T_j = (0,25; 0,5625; 1,27; 2,85; 7,1)$, а соответствующие им коэффициенты характеристического полинома замкнутого контура $D(p) = a_0 p^4 + a_1 p^3 + a_2 p^2 + a_3 p + a_4$ равны $a_j = (1; 4; 7,1; 1,97; 0,277)$.

Моделирование ввода перспективного маневренного самолета в пикирование (на высоте 1500 м с углами крена до 140°) и автоматического увода от земли с использованием сигналов управления, формируемых модулем "эталонного управления маневрированием", показало, что:

- в связи с большим быстродействием канала крена особенностей вывода самолета из пикирования при начальном ненулевом крене не выявлено;
- начальный участок вывода из пикирования выполнялся автоматически совместно в каналах перегрузки и крена;
- методы ввода в пикирование с нулевым креном с околонулевой перегрузкой и разворотом с креном 90° не эффективны;
- минимальная высота в выполненных реализациях составила 128...180 м, причем существенным параметром являлась скорость (темп) нарастания перегрузки при выводе из пикирования;
- по окончании переходных процессов скорость устанавливалась равной заданной, а РУД устанавливался в положение, соответствующее режиму полета; прирост скорости (тормозной щиток убран) при включенном автомате тяги составил до 70 км/ч;
- максимальное значение перегрузки составило 4,5...6 единиц.

На диалоговом моделирующем комплексе проведены исследования точности выдерживания заданных параметров с использованием информационных форматов ОКБ Сухого с индикацией "вид с земли на самолет" на режимах: маневрирование в горизонтальной плоскости (горизонтальный полет, вираж), в вертикальной плоскости (горка, пикирование), маневрирование по пространственным траекториям (боевой разворот, спираль, бочки).

Анализ средних ошибок и среднеквадратических отклонений от заданных параметров пока-

зал, что при выполнении маневров на диалоговом моделирующем стенде в горизонтальной плоскости летчики успешно справлялись с задачей. При маневрировании в вертикальной плоскости и по пространственным траекториям обращает на себя внимание худшее качество пилотирования в продольном канале управления самолетом. Так, при выводе из пикирования зарегистрированы 51 % случаев выхода ниже опасной высоты, при выводе на горке ошибка по высоте достигала в отдельных случаях 230 м, потеря высоты на двух бочках колебалась от 180 до 350 м. На затруднения при управлении в продольном канале указывают и значительные ошибки (10...14 м/с) в выдерживании вертикальной скорости при выполнении восходящей и нисходящей спиралей. При выполнении бочек в 25 % случаев был зарегистрирован выход за отрицательное значение (минус единица) ограничения по перегрузке. Из сопоставления полученных результатов с данными бесед с летчиками становится ясно, что низкое качество пилотирования связано, прежде всего, с неудовлетворительным представлением информации о тангаже. Индицируемые на экране линия горизонта и счетчик тангажа не обеспечивали летчика в достаточной степени информацией о перемещении самолета в продольном канале управления.

Результаты экспериментов подтверждают и те замечания летчиков, которые касаются неудовлетворительной индикации перегрузки, а также индекса "опасной высоты".

Для выявления особенностей пилотирования с использованием индикации «переменного киля» силуэта самолета (информации об относительной величине n_y или α) летчиками выполнялись виражи с заданной перегрузкой ($n_y = 5$ единиц) или углом атаки ($\alpha = 14^\circ$), а также боевые развороты в левую и правую стороны. Точность выдерживания величины перегрузки и угла атаки несколько выше по сравнению с пилотированием с использованием "постоянного киля", шкалы α и счетчика n_y (σn_y с "переменным килем" = 0,5 единиц, σn_y с "постоянным килем" = 1,8 единиц).

При использовании "переменного киля" среднеквадратическое отклонение вертикальной скорости в два раза больше, чем с постоян-

ным килем. При этом несколько больше (на 30...40 %) отклонение параметров высоты и скорости. По-видимому, чрезмерная концентрация внимания на "переменном киле" сказалась отрицательно на выдерживании других параметров. Подтверждением этому служат данные о выходе за ограничение по скорости ($V < 300$ км/ч) при выполнении боевых разворотов. Выход за ограничения по скорости при маневрировании по пространственным траекториям свидетельствует и о недостаточной информативности счетчика скорости. В связи с этим на экране индикатора необходима предупреждающая информация о подходе к ограничению по данному параметру полета, или следует использовать другой вид индикации — "вид с самолета (с геоцентрической платформы) на управляемый самолет и лидерное изображение образа цели управления", обеспечивающий индикацию заданных (желаемых) параметров управления пространственным движением с шестью степенями свободы.

В реальных полетах с участием летчиков на режимах посадки исследована также система индикации "вид с земли на самолет", в которой используется расположенный в центре индикатора символ самолета с треугольным символом углов атаки и скольжения для отсчета текущего угла наклона траектории и угла крена, а вектор скорости самолета совмещен с центром символа самолета и направлен перпендикулярно плоскости индикатора. Это позволяет перейти от управления пространственным положением к управлению движением ЛА.

Управление по вектору скорости дает ряд преимуществ с точки зрения простоты выдерживания заданных значений высоты, скорости, угла наклона траектории, управления тягой двигателей, а также повышения безопасности полета на взлетно-посадочных режимах. Индикация вектора скорости дает возможность прогнозировать дальнейшее движение.

Для расширения возможностей реализации управления по вектору скорости применен вектор обобщенной аэродинамической силы. Это решение позволяет уменьшить время переработки информации летчиком на некоторых режимах полета. Вектор

обобщенной аэродинамической силы (ОАС) является равнодействующей всех сил, действующих на самолет, на индикаторе изображается своей проекцией на плоскость, перпендикулярную вектору скорости. Изображение вектора ОАС указывает направление изменения траектории движения самолета. Пилотирование в продольной плоскости существенно упрощается вследствие наличия наглядной и легко воспринимаемой информации о движении самолета при данном режиме работы двигателей и, наоборот, о необходимости изменения режима полета при резком изменении тяги двигателей (отказе). Наличие такой информации позволяет летчику обеспечивать более быстрое приведение самолета к устойчивому режиму движения при любых неожиданных ситуациях и обеспечивать более эффективное пилотирование на режимах, требующих точного выдерживания заданного значения какого-либо параметра.

Основное требование к системе индикации состоит в обеспечении летчика наглядным представлением об ориентации ЛА в пространстве с целью формирования правильных действий как в простых, так и в сложных, в том числе критических, ситуациях. Для перспективных ЛА предлагается новый (третий) вид авиагоризонта, в котором используется принцип "вид с самолета (геоцентрической платформы, находящейся сзади на одной и той же высоте и путевой скорости) на свой самолет и "лидер" — образ цели управления". Символы своего самолета и "лидера" представляются в виде символов "летающее крыло" или их псевдообъемных изображений. При этой системе индикации обеспечивается управление пространственным положением и управление движением самолета.

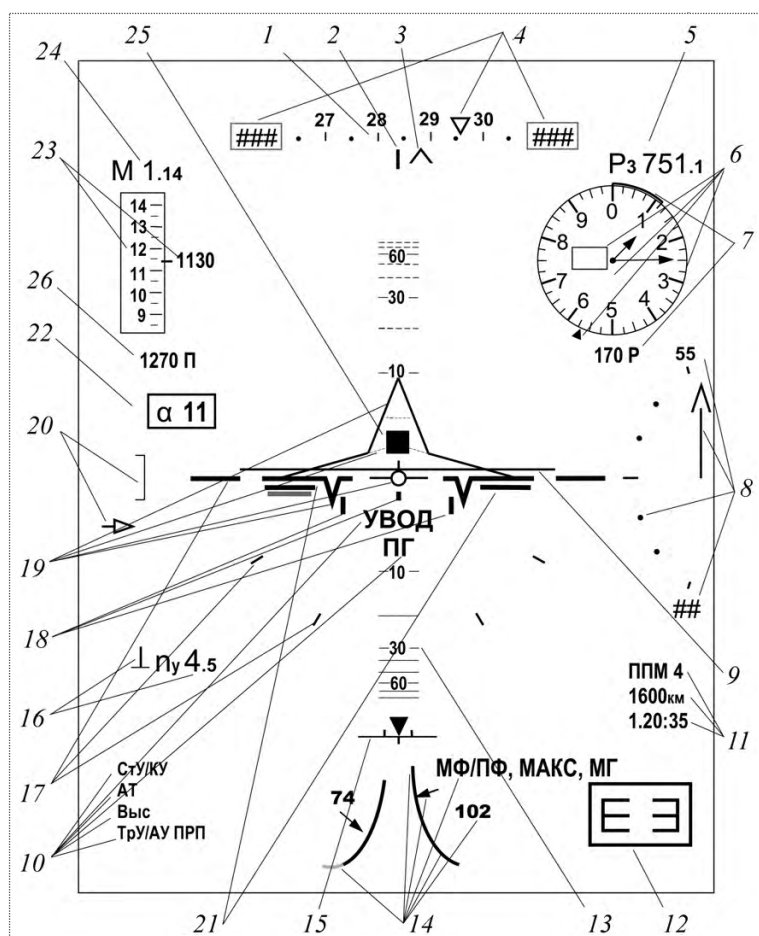
Сравнительная оценка трех типов экранной индикации: "вид с самолета на землю" (тип 1), "вид с земли на самолет" (тип 2) и "вид с самолета на свой самолет и образ цели управления" (тип 3) показала [1], что маломаневренные полеты в штатных условиях обеспечиваются всеми тремя рассмотренными типами индикации пространственного положения ЛА. Для сложных высокоманевренных полетов перспективных самолетов предпочтительными являются третий и второй типы индикации.

Для индикационного обеспечения безопасного и высокоточного маневрирования перспективного ЛА на предельно малых высотах предлагается использовать мнемокадр экранного пилотажного индикатора "вид с самолета на свой самолет и образ цели управления" (тип 3), обеспечивающий летчику мгновенное наглядное представление о пространственном положении, потребных управляющих воздействиях и образе цели управления.

Мнемокадр экранного пилотажного индикатора этого типа содержит авиагоризонт с псевдообъемным символом объекта с шасси, килем переменной длины и с прямоугольной скобой — указателем предельного значения угла атаки и угла скольжения (боковые риски скобы) или перегрузки (при достижении $n_{y \max}^{\text{ait}}$ или $\alpha_{\max}^{\text{ait}}$ скоба начинает мигать). Символ управляемого объекта меняет свою конфигурацию в зависимости от изменения угла скольжения и поворачивается относительно центра кадра авиагоризонта в зависимости от фактического угла крена, при этом вместе с символом объекта поворачиваются символы векторно-директорного управления (киль переменной длины и скоба).

На мнемокадре символ "лидера" представляет собой образ цели управления в виде отображения заданного (желаемого) пространственного положения. Конфигурация "лидера" и изменение его положения формируется в соответствии с принципом управления "делай как я" и несет информацию о заданных параметрах пространственного положения и движения по шести степеням свободы, а также информацию о критических состояниях посредством изменения конфигурации и мигания соответствующих элементов лидерного изображения, предписывающих действия по устранению критических состояний. "Лидер" имеет вид ЛА — летающего крыла, спроектированного на экран авиагоризонта.

Символ "лидера" является векторно-директорным псевдообъемным символом с качественной индикацией заданных параметров полета по каналам крена, тангажа, скольжения, скорости, высоты и бокового уклонения, обеспечивающей управление пространственным положением объекта и вектором скорости полета.



сосредоточения информации о критических состояниях в "лидерном" изображении и наличия в нем командной информации об управляющих воздействиях по коррекции параметров процесса управления и о направлении парирования опасных отклонений;

- улучшение условий безопасности полета при сближении с рельефом местности, наземными препятствиями и объектами "угрозы" в полете за счет псевдообъемного представления картографической информации с мажорантой преимущественных высот рельефа местности в окне авиаторизонта и на многофункциональном индикаторе пилотажно-навигационной информации, а также электронной карты при полете над сложным рельефом местности с использованием картографической информации.

На диалоговом моделирующем стенде исследованы также различные варианты представления информации на моделях индикаторов общесамолетного оборудования (ОСО) при выполнении типовых режимов полета и введении отказов ОСО.

Модель индикатора ОСО на дисплее условно была разделена на три зоны.

В первой, текстовой, зоне индизировалась так называемая базовая информация (значения остатка топлива, текущей и крейсерской дальности). При поступлении текстовых сообщений об отказах оборудования и работе систем базовая информация стирается, на ее месте появляется текст.

Во второй, периферической, зоне индизировались обозначения кнопок обрамления индикатора ОСО, управляющих сменой мнемокадров, работой с памятью и очередью текстовых сообщений. При нажатии какой-либо из кнопок ее обозначение обрамлялось в рамку.

Третья, мнемоническая, зона в свою очередь делилась пополам — в левой половине постоянно (кроме моментов работы с памятью отказов) отображалась информация о значениях оборотов и температуры двигателей, о различных режимах работы двигателей, а в правой половине отображались мнемокадры, вызываемые операторами с помощью кнопок управления.

Модель обеспечивает формирование и вызов следующих шести типов мнемокадров (МК):

- МК "ТОПЛ", отображающий информацию о величинах остатка топлива по топливоммеру и расходомеру, о порядке выработки топливных баков и невыработки топлива в случае отказов;

- МК "ППС", отображающий информацию о положении элементов механизации крыла (флапперонов) и опор шасси, а также о стреловидности крыла, положении РУДа и створок воздухозаборника;

- МК "ДЗП", совмещающий отображение информации о ходе выполнения дозаправки и о положении штанги с информацией о значениях оборотов и температуры двигателей, о различных режимах работы двигателей, а также о стреловидности крыла, положении РУДа и створок воздухозаборника;

- МК "СЭС", отображающий информацию о состоянии систем электропитания (генераторов переменного и постоянного тока);

- МК "ГПС", отображающий информацию о величине давления в гидросистемах, гидроаккумуляторах и пневмосистемах;

- МК "СЖО", отображающий информацию о функционировании систем жизнеобеспечения (значение остатка кислорода и величины $H_{\text{каб}}$ и перепада давления в кабине).

Исследования проводились в два цикла. В ходе первого цикла исследований, проводившихся в статических условиях, оценивалась читаемость различных шкал. В них приняли участие 10 специально подготовленных операторов и 12 летчиков-экспертов, которые выполнили 2190 считываний.

Второй цикл экспериментов проводился в интересах инженерно-психологической оценки эффективности взаимодействия летчика с индикатором ОСО при выполнении типовых режимов полета. В экспериментах этого цикла приняли участие 12 летчиков, которые выполнили в общей сложности 192 типовых режима полета.

Полученные результаты были проанализированы с точки зрения инженерно-психологических принципов, используемых при разработке информационного обеспечения человека-оператора. Важнейший из этих принципов — соответствие объема и формы представления информации психофизиологическим возможностям человека и специфике решаемых им задач.

Специфика взаимодействия оператора с индикатором ОСО состоит в том, что прием и переработка информации с индикатора ОСО осуществляется параллельно с выполнением основного задания. Причем восприятие информации с индикатора ОСО, как правило, происходит при поступлении текстовых предупреждающих сообщений, т.е. в нештатных ситуациях при дефиците времени. Отсюда следует, что информация, отображаемая на индикаторе ОСО, должна отвечать требованиям минимизации параметров, простоты и наглядности представления этих параметров.

Указанные требования в определенной степени были реализованы в исходных вариантах мнемокадров. Однако полученные результаты показали необходимость существенных изменений как в составе параметров, так и в форме их представления на индикаторе ОСО. Уменьшено число символов, высвечиваемых постоянно в текстовой части индикатора ОСО. Были сформулированы рекомендации по оперативному высвечиванию параметров в зависимости от условий полета. Например, нижняя часть шкалы оборотов (менее 60 %) должна высвечиваться только при текущей величине $n_2 \leq 60 \%$, а отсчетный символ параметра T — только при запуске двигателя и нарушении температурного режима. Проведенные экспериментальные исследования подтвердили эффективность этих рекомендаций.

Наибольшие изменения касались формы представления информации на мнемокадрах. Эти изменения были направлены на последовательную реализацию требований простоты и наглядности представления параметров работы двигательной установки (оборотов и температуры) на мнемокадрах, остатков топлива на шкалах топливометра-расходомера, давления в гидросистемах.

При инженерно-психологической оценке надежности действий оператора в случае поступления нескольких текстовых сообщений были выявлены объективные причины и субъективные предпосылки, приводящие к пропуску предупреждающих сообщений. Оптимизация сигнала о наличии сообщения в "Очереди" позволила снизить число таких случаев в 3,4 раза, однако не исключила их полностью. Для повышения надежности деятельности летчика целесообразно дублировать визуальный сигнал " ^ " речевым сообщением.

По результатам исследований, проведенных на диалоговом моделирующем комплексе, получены следующие основные обобщенные данные.

1. Время переключения внимания оператора с пилотажного индикатора на индикатор ОСО после срабатывания сигнального табло составляет в среднем $1,6 \pm 0,1$ с и варьируется в пределах от 0,7 до 3,5 с. Время вызова требуемого мнемокадра (от момента срабатывания сигнального табло до нажатия нужной кнопки на индикаторе ОСО) составляло в среднем $6,5 \pm 0,4$ с.

2. Сравнительная оценка читаемости трех вариантов шкал оборотов и температуры двигателя показала, что при количественном считывании текущих значений n и T скорость считывания с круглых и овальных шкал с изменяемым радиусом кривизны в три раза выше, чем с прямых вертикальных. При этом вертикальные шкалы оказались наихудшими по точности считывания. При качественном восприятии параметров n и T двухдвигательной силовой установки наиболее предпочтительны полукруглые шкалы с изменяемыми радиусами кривизны (с видом типа домны).

3. Оптимизированные варианты мнемокадров "ДВИГ", "ППС", "ДЗП", "ТОПЛ", "ГИДР" по составу и форме представления информации в основном обеспечивают выполнение операторами требуемых действий в смоделированных нештатных ситуациях. Время опознания нештатной ситуации (от начала зрительного контроля индикатора ОСО до речевого доклада о случившемся) в среднем составляло: для МК "ДВИГ" $2,0 \pm 0,3$ с; для МК "ППС" $1,9 \pm 0,3$ с; для МК "ДЗП" $2,5 \pm 0,5$ с; для МК "ТОПЛ" $3,1 \pm 0,7$ с; для МК "ГИДР" $2,2 \pm 0,2$ с.

4. В результате исследований индикатора ОСО обоснован объем и вид представления информации на мнемокадрах, состав полетных и наземных мнемокадров, оптимизированный вариант сигналов "Очередь", "Память", а также перечень текстовых предупреждающих и уведомляющих сообщений.

Àéâëèîäððè-âñëëë ñîëëî

1. Чернышов В.А., Сильвестров М.М. Методология создания и концепция построения эргатического интегрированного комплекса управления / под ред. М.М. Сильвестрова. Тверь: "Триада", 2009. 224 с.

2. Сильвестров М.М., Чернышов В.А., Луканичев В.Ю. Разработка принципов эргономического исследования и отработки на диалоговом моделирующем комплексе информационно-управляющей системы маневренных самолетов / Проблемы психологии и эргономики // Журнал "Человеческий фактор в авиации и космонавтике". Специализированный выпуск 1/1 (38), 2007. С. 226–231.

Об оптимизации орбит перелета в окрестность точки либрации L_1 системы Солнце–Земля

Ф.В. Звягин

E-mail: pk-bmstu@ya.ru



ЗВЯГИН
Феликс Валерьевич –
старший преподаватель
МГТУ им. Н.Э. Баумана

В статье рассматривается вопрос оптимизации по требуемому импульсу характеристической скорости траекторий перелета в сторону точки либрации L_1 системы Солнце–Земля в рамках ограниченной эллиптической задачи трех тел. Приводятся количественные характеристики неустойчивости гало-орбит.

Ключевые слова: ограниченная эллиптическая задача трех тел; динамическая система; гало-орбита; показатели Ляпунова.

F.V. Zvyagin. On Optimization Of Trajectory Of Flight Towards Libration Point L_1 In Sun–Earth System

The article elaborates on the optimization of the trajectory of motion of a space system towards the libration point L_1 in the Sun–Earth system, limited by the elliptic problem of three bodies and accounting the required reference velocity pulse. Some characteristics of instability of halo-orbits are presented.

Key words: limited elliptic problem of three bodies; dynamic system; halo-orbit; Lyapunov indicators.

Орбиты перелета в окрестность точки либрации L_1 системы Солнце–Земля определяются в рамках известной ограниченной задачи трех тел, описывающей движение тела бесконечно малой массы, называемого также третьим телом, в поле сил притяжения двух тел ограниченной массы. В окрестности точки либрации существуют периодические орбиты нескольких типов. В статье рассматривается случай плоской квазипериодической гало-орбиты.

Уравнения движения. Пусть $Gxyz$ – неравномерно вращающаяся барицентрическая прямоугольная система координат, плоскость Gxy которой совпадает с плоскостью орбит конечных масс, направление оси Gx совпадает с направлением P_0P_1 (P_0 – материальная точка массой $1-\mu$; P_1 – материальная точка массой μ), ось Gz перпендикулярна к плоскости движения основных тел, а ось Gy дополняет систему координат до правой. Расстояние $P_0P_1 = 1$, сумма масс возмущающих тел равна единице, постоянная тяготения $f = 1$. Тогда система уравнений, описывающих поведение тела P , выглядит следующим образом [1, с. 549]:

$$\begin{aligned} \frac{d^2x}{d\vartheta^2} - 2 \frac{dy}{d\vartheta} &= \frac{1}{1+e\cos\vartheta} \frac{\partial U}{\partial x}; \\ \frac{d^2y}{d\vartheta^2} + 2 \frac{dx}{d\vartheta} &= \frac{1}{1+e\cos\vartheta} \frac{\partial U}{\partial y}; \\ \frac{d^2z}{d\vartheta^2} &= \frac{1}{1+e\cos\vartheta} \frac{\partial U}{\partial z}, \end{aligned} \quad (1)$$

где $U = \frac{1}{2} [x^2 + y^2 - z^2 e \cos \vartheta] + \frac{1-\mu}{\rho_1} + \frac{\mu}{\rho_2}$;

$$\rho_1 = \sqrt{(x + \mu)^2 + y^2 + z^2};$$

$$\rho_2 = \sqrt{(x - 1 + \mu)^2 + y^2 + z^2}.$$

Переход от истинной аномалии ϑ тела массой μ к времени t осуществляется с помощью равенства

$$\frac{d\vartheta}{dt} = \frac{(1 + e \cos \vartheta)^2}{p^{3/2}},$$

где e, p — эксцентриситет и параметр конического сечения.

Известны пять стационарных решений данной задачи — точек либрации — три коллинеарных и две треугольных. Координаты точек либрации могут быть определены путем решения системы уравнений [2, с.143]

$$\begin{aligned} x - \frac{(1-\mu)(x-\mu)}{\rho_1^3} - \frac{\mu(x+1-\mu)}{\rho_2^3} &= 0; \\ y \left(1 - \frac{1-\mu}{\rho_1^3} - \frac{\mu}{\rho_2^3} \right) &= 0, \end{aligned} \quad (2)$$

где ρ_1 и ρ_2 те же, что и в (1).

В случае нулевого эксцентриситета существует интеграл Якоби, который зависит от положения и скорости третьего тела, и его значение остается постоянным при пассивном гравитировании указанного тела. Для эллиптического случая интеграл Якоби не остается постоянным, однако относительное изменение его значения для гало-орбит составляет примерно $1 \cdot 10^{-8}$ на половине периода обращения. Аналог интеграла Якоби с указанными допущениями можно представить в виде [3, с. 9]

$$\begin{aligned} \tilde{A} = \mu & \left(y^2 + z^2 + (x-1-\mu)^2 + \frac{2}{\sqrt{y^2 + z^2 + (x-1-\mu)^2}} \right) + \\ & + (1-\mu) \left(y^2 + z^2 + (x+\mu)^2 + \frac{2}{\sqrt{y^2 + z^2 + (x+\mu)^2}} \right) - \\ & - (1 + e \cos \vartheta) (z^2 + \dot{x}^2 + \dot{y}^2 + \dot{z}^2), \end{aligned} \quad (3)$$

где $\dot{x}^2 + \dot{y}^2 + \dot{z}^2$ — скорость третьего тела относительно введенной системы координат.

В случае когда скорость третьего тела принимается равной нулю, выражение (3) задает функцию Якоби J . Поверхности с постоянной J образуют поверхности Хилла, сечение которых плоскостью Gx дает кривые Хилла.

Гало-орбиты в окрестности L_1 и численная оценка их устойчивости. При проведении вычислений в качестве двух основных тел выберем Солнце и Землю. Рассмотрим частные случаи решения уравнений (1), характеризующиеся пребыванием третьего тела в окрестности точки либрации системы Солнце—Земля L_1 или движением в эту окрестность либо из нее. Коллинеарные точки либрации уже в линейном приближении неустойчивы, при этом в их малых окрестностях могут быть выделены периодические орбиты нескольких классов.

Численное интегрирование позволяет выделить семейство орбит, расположенных в плоскости эклиптики, — гало-орбит. Они приведены на рис. 1. Часть орбит этого семейства проходит вблизи меньшего притягивающего тела P_1 . На рис. 1 также нанесены кривые Хилла (тонкие линии).

При построении орбит учитывалось, что скорость третьего тела в момент пересечения им оси Gx должна иметь только составляющую вдоль оси Gy . Для окрестности L_1 была получена зависимость этой скорости от координаты x (рис. 2). График, приведенный на рис. 2, в первом приближении можно рассматривать состоящим из двух прямых линий, имеющих точку пересечения в области $x \approx 0,9875$ а.е.

Численная оценка устойчивости гало-орбит. Оценить степень устойчивости орбит можно численно, определяя в качестве характеристического параметра старший показатель Ляпунова. В соответствии с определением устойчивости по Ляпунову рассматриваются несколько пар близких реализаций динамической системы, заданной уравнениями (1). Векторы начальных условий для численного интегрирования выбираются близкими в смысле евклидовой нормы. На протяжении некоторого времени определяется изменение нормы вектора отклонения возмущенной

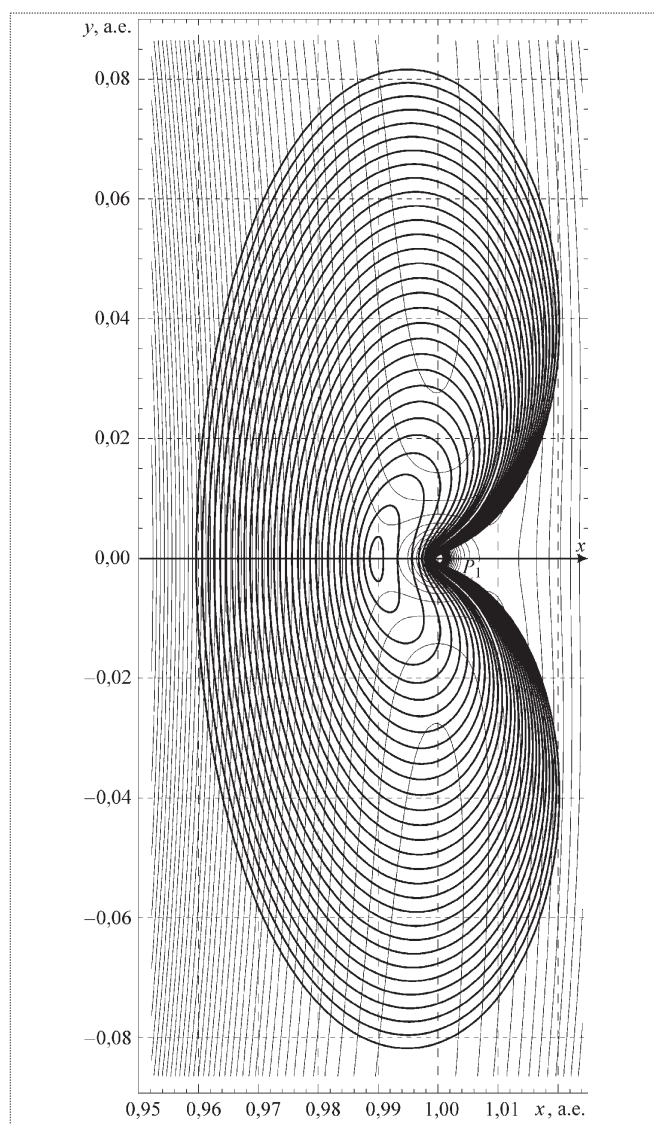


Рис. 1. Гало-орбиты в окрестности L_1 . Кривые Хилла

траектории от номинальной. Старший показатель Ляпунова в этом случае можно определить по формуле [4, с. 155]:

$$\Lambda \approx \frac{1}{MT} \sum_{k=1}^M \ln \frac{\|\tilde{x}_k\|}{\varepsilon}, \quad (4)$$

где M — число шагов, для которых проводится вычисление; T — время между отсчетами, для которых проводится вычисление; $\tilde{x}_k$ — вектор отклонения возмущенной траектории от номинальной; ε — норма вектора отклонения начальных условий для возмущенной орбиты.

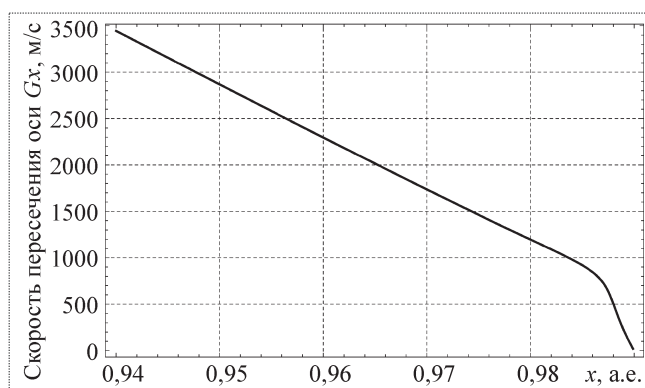


Рис. 2. Скорость движения третьего тела по гало-орбите при пересечении оси Gx

Результат расчетов приведен на рис. 3. Расчет проводился для 150 начальных условий, возмущенных относительно номинальной орбиты. Норма вектора отклонения начальных условий по положению составляла 5 км, по скорости — 0,015 м/с. Расчетное значение показателя стабилизируется после 400 итераций и имеет вид демпфированного колебательного процесса.

Как и в предыдущем случае, наблюдается существенное изменение характера поведения графика функции в области $x \approx 0,9875$ а.е. Таким образом, орбиты, расположенные ближе к точке либрации L_1 , проявляют большую неустойчивость. Условной границей семейств орбит, обладающих разными характеристиками устойчивости, можно считать координату левой точки пересечения гало-орбитой оси абсцисс $x \approx 0,9875$ а.е., соответствующую точке перегиба графика изменения интеграла Якоби для гало-орбит.

Выведение в окрестность L_1 . Неустойчивость приводит к "разбеганию" с течением времени двух сколь угодно близко выбранных орбит. Численное интегрирование уравнений (1) дает возможность проследить эволюцию возможных траекторий движения тела бесконечно малой массы как при прямом, так и при обратном отсчете времени, выбирая в качестве начальных условий малые возмущения гало-орбиты. Используя достаточно большое количество начальных условий, можно получить "потoki орбит", как входящих в окрестность точки либрации и именуемых "устойчивым многообразием", так и выходящих из

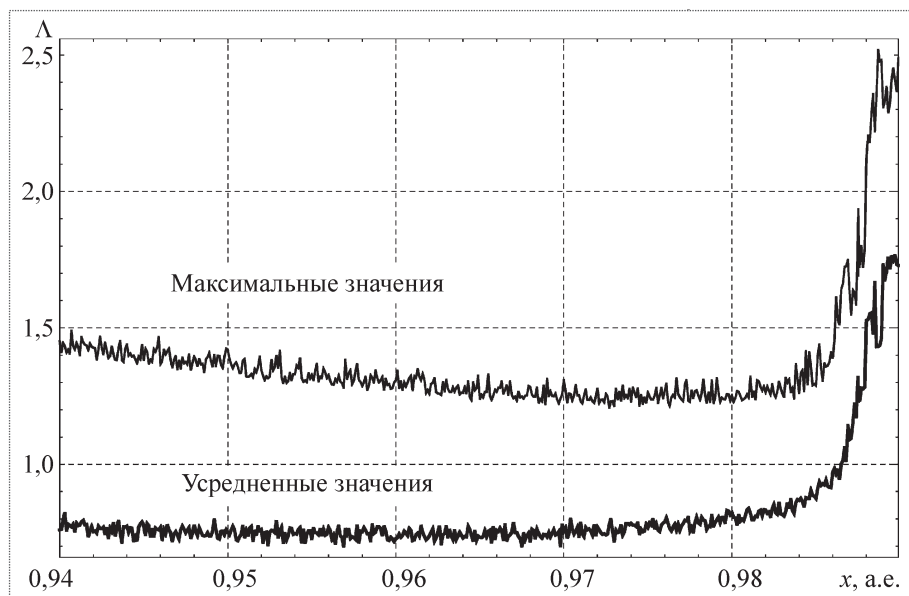


Рис. 3. Рассчитанные значения старшего показателя Ляпунова для гало-орбит

окрестности точки либрации и именуемых "неустойчивым многообразием".

Указанные многообразия можно условно описать следующим образом:

А. Интегрирование в обратном времени — определение устойчивых многообразий $W_{P_1}^S$:

1. Траектории после ухода с гало-орбиты проходят через окрестность меньшего притягивающего

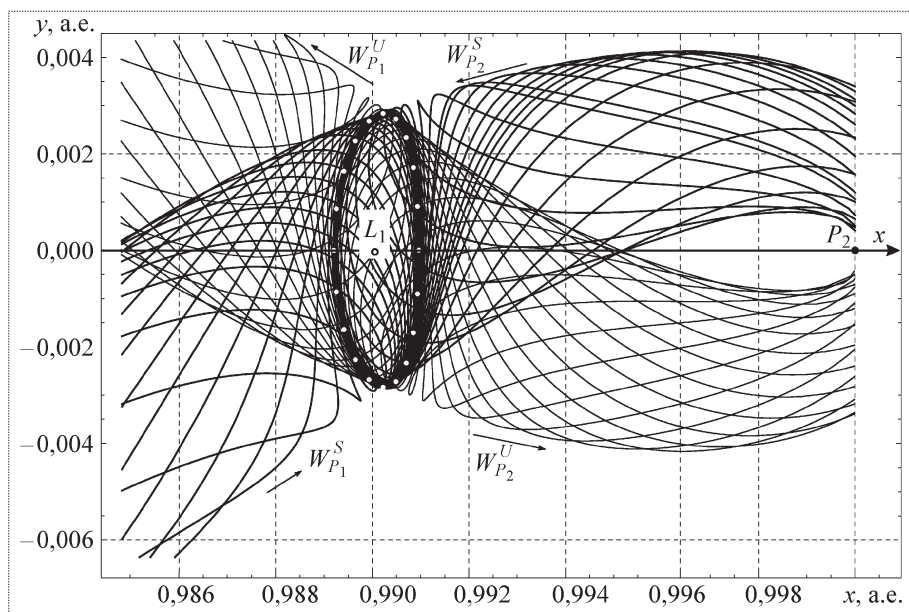


Рис. 4. Устойчивые и неустойчивые многообразия в окрестности точки либрации L_1

щего тела и затем выходят во внешнюю область поверхности Хилла ($W_{P_2}^S$).

2. Траектории после ухода с гало-орбиты проходят через окрестность меньшего притягивающего тела и затем, посещая окрестность точки либрации, остаются во внутренней области поверхности Хилла ($W_{P_1}^{S+}$).

3. Траектории после ухода с гало-орбиты выходят во внутреннюю область поверхности Хилла, не посещая окрестности меньшего тела ($W_{P_1}^S$).

Б. Интегрирование в прямом времени — определение неустойчивых многообразий ($W_{P_1}^U$):

1. Траектории после ухода с гало-орбиты покидают окрестность точки либрации и остаются во внутренней области поверхности Хилла ($W_{P_1}^U$).

2. Траектории после ухода с гало-орбиты проходят через окрестность меньшего притягивающего тела и затем выходят во внешнюю область поверхности Хилла ($W_{P_2}^U$).

Общую структуру многообразий с некоторыми потоками орбит отражает рис. 4.

Оптимизация выхода на орбиту перелета в окрестность точки либрации L_1 . Для перелета в окрестность точки L_1 естественным является использование устойчивых многообразий $W_{P_2}^S$ и $W_{P_1}^{S+}$. Как было отмечено ранее, орбиты, принадлежащие данным многообразиям, проходят через ближайшую окрестность меньшего притягивающего тела, в рассматриваемом случае — Земли. Принимая за возможную точку старта по орбите перелета точку пересечения орбиты из многообразия с круговой орбитой ожидания,

Рис. 5. Поток орбит из устойчивого многообразия $W_{P_2}^S$:
 ○ — точки старта на орбиты перелета с круговых орбит ожидания

определим требуемый импульс характеристической скорости $\bar{V}_{\text{е.и}}$ как разность векторов скорости на орбите перелета $\bar{V}_{\text{и.и}}$, принадлежащей к устойчивому многообразию, и круговой орбите $\bar{V}_{\text{е.и}}$:

$$\bar{V}_{\text{е.и}} = \bar{V}_{\text{и.и}} - \bar{V}_{\text{е.и}}.$$

Численное интегрирование уравнений (1) с начальными условиями, принадлежащими к устойчивому многообразию, позволяет определить минимумы импульса характеристической скорости для каждой исследуемой орбиты. Графики функции импульса характеристической скорости имеют существенно нелинейный вид в областях экстремумов, что приводит к дополнительным вычислительным сложностям при их локализации, а с технической точки зрения — к достаточно узким окнам старта с круговой орбиты.

На рис. 5 представлен пример потока орбит из устойчивого многообразия $W_{P_2}^S$, выделены точки старта на орбиты перелета с круговых орбит ожидания. На рис. 6 представлен пример зависимости импульса характеристической скорости от времени для одной из орбит.

Зависимость импульса характеристической скорости от радиуса круговой орбиты ожидания для перелета в сторону L_1 с последующим выходом на гало-орбиты разного радиуса, полученная в результате численных расчетов, представлена на рис. 7.

Область, лежащую за пределами 900 000 км, можно отнести к окрестности точки либрации и не рассматривать. В области круговых орбит радиусом 200 000 км и менее наблюдается резкий рост требуемого импульса характеристической скорости. Минимумы импульса характеристической скорости для орбит перелета, выводящих третье

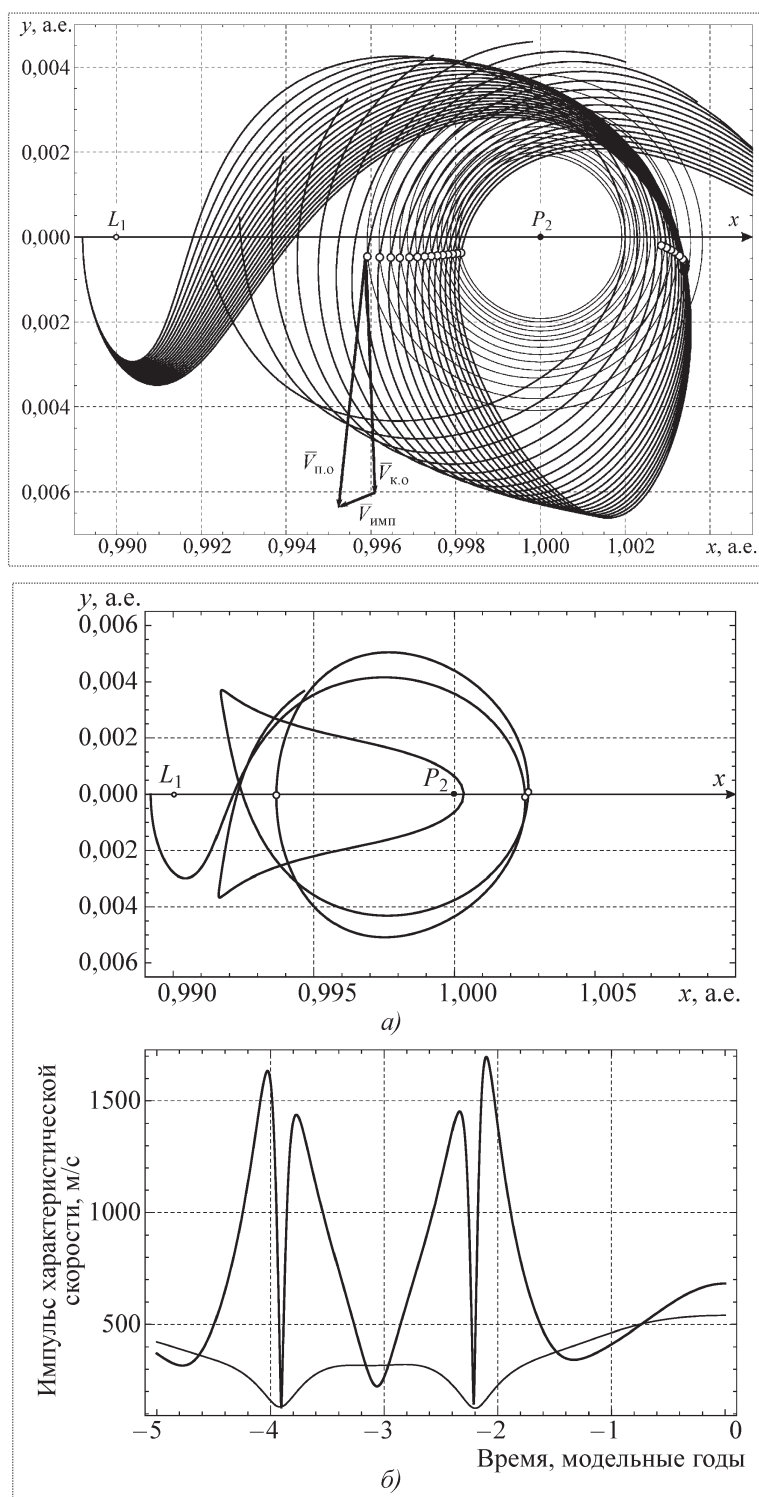


Рис. 6. Пример определения точек старта на орбиту перелета в окрестность точки либрации L_1 :

a — орбита из устойчивого многообразия. Выделены точки старта на орбиту перелета, соответствующие минимумам функции на нижнем графике; b — график изменения требуемого импульса характеристической скорости от модельного времени. Тонкой сплошной линией показан масштабированный модуль вектора расстояния P_2 до третьего тела

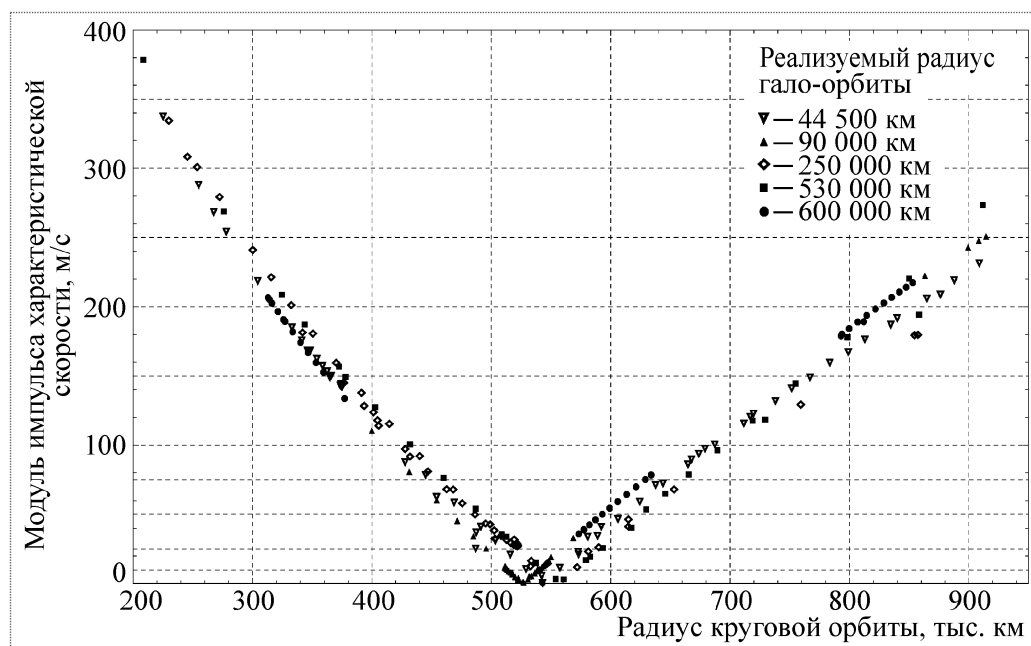


Рис. 7. Потребные импульсы для старта на орбиту перелета в сторону точки либрации L_1 с последующим выходом на гало-орбиты разного радиуса

тело на гало-орбиты разных радиусов, не совпадают, хотя находятся в пределах 520 000...560 000 км. Характер поведения орбит перелета в сторону L_1 может различаться.

Заключение. Проведенное исследование позволило:

определить скорость выхода на гало-орбиту как функцию от положения третьего тела на оси абсцисс в начальный момент времени;

получить численные оценки устойчивости гало-орбит;

выделить группы орбит по функции Якоби и показателям Ляпунова;

выделить устойчивые и неустойчивые многообразия для гало-орбит;

провести оптимизацию по потребному импульсу характеристической скорости траекторий перелета в окрестность точки либрации с последующим выходом на гало-орбиты.

Áèáëèîãðàôè÷ãñêèé ñïèñîê

1. **Справочное** руководство по небесной механике и астродинамике / В.К. Абалакин, Е.П. Аксенов, Е.А. Гребеников и др.; под ред. Г.Н. Дубошина. М.: Наука, 1976. 864 с.
2. **Себехей В.** Теория орбит: ограниченная задача трех тел: пер. с англ. / под ред. Г.Н. Дубошина. М.: Наука, 1982. 656 с.
3. **Маршалл К.** Задача трех тел. Москва–Ижевск: Институт компьютерных исследований, 2004. 640 с.
4. **Кузнецов С.П.** Динамический хаос. М.: Физматлит, 2001. 296 с.
5. **Современные** проблемы хаоса и нелинейности / К. Симо, С. Смейл, А. Шенсине и др. Ижевск: Институт компьютерных исследований, 2002. 304 с.

Êîääà yòîò íîîăă áûê óæă â îă-àòè, îðèøëî îă-àëüîîă èçâăñòèă —
6 àîðăëÿ 2010ăîăă íă ñòàëî èàò-èèà-êîñî î îáàòà ÑÑÑÐ, äääæäü Äăðîÿ Ñîäâñêîîî Ñîðçà

Âèàëèÿ Èâàíîâè÷à ÑÃÃÑÒÜß ÍÎÃÀ.

À ñîîáùáíèè ìðàññ-ñèóæáù Ðîñêîñîîñàáîáîðèòñý: «Î í óðæè, íá áîæèá áî Äîýèîñîîîáàðèèè èèøü íááàèð. Î î ñîð ñâîð æèçü î îîññâýðèè òîîó, òòíáó ó èðáàè Çàìèè íà áñà áðàîáîá îîýâèèñý ýòòò áàèèèèèè áâíü».

Àèàèè Èààíàè÷ ì íîîî ààèè äëÿ ðàçàèèè èîîî îîààèèè è àà ïðîîààíàû. Î í áûè áíè-
øè ððîî ì íàøàà èçààèèèüîòà, ïðèèèè àèèèáíî ó-àîèè à ðàáîòà Ðààèèèèîîî îîî îîî ñîòà.

İàìyòü î Âèòàèèè Èààíîàè÷â Ñâââñòüýíîââ íàâñââââ ñîððàíèòñý â ñâððàðð òâð, èòî çíàè
yòîâî çàìâ÷àòâüíîâî ÷âèîââèà.

Главная редакция литературы по авиации,
ракетной технике и космонавтике издательства «Машиностроение»
Редакция журнала «Полет»

Исследование роторно-лопастной газовой криогенной машины

И.В. Коломин, Е.К. Красночуб

E-mail: kolomin@list.ru; csdb@samtel.ru

Изложены результаты теоретических исследований и варианты применения газовых криогенных машин (ГКМ) на базе роторно-лопастного компрессора (РЛК). Показаны перспективы использования РЛК для ГКМ бортовых систем охлаждения аэрокосмического назначения.

Ключевые слова: компрессор роторно-лопастной; машина газовая криогенная; холодопроизводительность; ресурс, уровень температурный.

I.V. Kolomin, E.K. Krasnochub. Rotor-Vane Cryogenic Cooling Machine Investigations

The review presents the results on rotor-vane compressor (RVC) for onboard cooling system investigations. Basic characteristics of cooling system: mass, thermodynamic efficiency are given. The promising nature of using RVC for cryogenic cooling systems is shown.

Key words: rotor-vane compressor; gas cryogenic machine; cooling capacity; resource; temperature level

Особенности роторно-лопастного компрессора (РЛК) — многокамерность, теоретически бесконечно большой ресурс работы за счет гарантированных зазоров в рабочих полостях, возможность его размещения в "теплой" зоне при применении ГКМ — требуют анализа вариантов исполнения газовых криогенных машин (ГКМ) с компрессорной частью на основе РЛК и сравнения их характеристик с характеристиками экспериментальных и серийных образцов ГКМ на основе кривошипно-шатунного или линейного привода поршней [1].

Многокамерный РЛК позволяет организовать несколько ступеней на различных уровнях охлаждения ГКМ, вводить в схему охлаждения участки предварительного захлаживания рабочего тела от других ступеней. В этом смысле РЛК обладает большими возможностями для реализации многоступенчатых (двух и более) систем криостатирования различного функционального назначения.

В табл. 1 приведены характеристики серийных образцов микрокриогенных систем (МКС), работающих по циклу Стирлинга, с температурным уровнем криостатирования $T_{\text{н}}$ в диапазоне 60...90 К [2]. Для последующего анализа в таблице приводятся также характеристики двухступенчатой ГКМ Стирлинга с нижним температурным уровнем $T_{\text{н}} = 20$ К (Q_e — полезная холодопроизводительность на нижнем температурном уровне; N_e — потребляемая мощность; $m_{\text{МКС}}$ — масса МКС).

В целях сравнения с техническими характеристиками серийных одноступенчатых МКС (см. табл. 1) авторами предлагается спроектированная и изготовленная одноступенчатая четырехкамерная роторно-лопастная газовая



КОЛОМИН

Илья Викторович — старший научный сотрудник Научно-исследовательского центра космической энергетики Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королева, кандидат техн. наук



КРАСНОЧУБ

Евгений Карлович — инженер-конструктор ГНП РКЦ "ЦСКБ-Прогресс", доктор техн. наук

Серийные образцы микрокриогенных систем

Модель МКС, фирма (страна-производитель)	Число ступеней	T_n , К	Q_e , Вт	N_e , Вт	$m_{\text{МКС}}$, кг	Ресурс, ч
Stirling Cycle Cooler "Austrium" (Германия)	2	20	0,4	190	24,0	5000
Марк XIV-A, "Malaker" (США)	1	60	1,5	120	2,5	1000
Cryogenic Cooler 65, "Austrium" (Германия)	1	65	1,1	55	4,8	10 000
Cryogenic Cooler 80, "Austrium" (Германия)	1	80	1,7	151	4,5	5000
МСМГ-5А-1,7/80, НТК "Криогенная техника" (Россия)	1	80	1,7	140	5,0	10 000

криогенная машина (РЛГКМ) с компрессорной и детандерной частями на базе РЛК. Она работает по циклу Стирлинга и рассчитана на температурный уровень 65 К, имеет бесконтактные уплотнения компрессорных полостей (зазор $\delta = 20$ мкм) и суммарную массу 21 кг (рис. 1) [3].

Такая РЛГКМ имеет следующие расчетные характеристики для одной пары камер: индикаторная холодопроизводительность $Q_0 = 46,3$ Вт, потребляемая мощность $N_e = 158,6$ Вт. Каждая пара камер сообщается со своим регенератором, суммарные потери холодопроизводительности в котором $Q_{\text{рег}} = 31,8$ Вт. Теплопритоки по элементам конструкции РЛГКМ составляют: $Q_{\text{кож}} = 5,8$ Вт по наружному кожуху, $Q_{\text{в.вал}} = 0,5$ Вт по внутреннему валу; $Q_{\text{н.вал}} = 0,7$ Вт по наружному валу, а неучтенные потери индикаторной холодопроизводительности 30...35 % или $Q_{\text{доп}} = 15$ Вт.

Величина полезной холодопроизводительности четырехкамерной РЛГКМ с учетом попарно работающих компрессорных и детандерных полостей определяется выражением

$$Q_e = 2(Q_0 - Q_{\text{ддд}}) - Q_{\text{этд}} - Q_{\text{а.ддд}} - Q_{\text{и.ддд}} - Q_{\text{атт}} = 7 \text{ Вт}.$$

Сравним приведенные выше характеристики одноступенчатой четырехкамерной РЛГКМ с одноступенчатым ГKM Стирлинга (см. табл. 1), используя в качестве критерия параметр приведенной холодопроиз-

водительности на нижнем температурном уровне $Q_{\text{ен0}}$ (табл. 2). В табл. 2 использованы следующие обозначения: $\varepsilon_e = Q_e / N_e$ — холодильный коэффициент ступени МКС; $\bar{m}_{\text{и.дд}} = m_{\text{и.дд}} / Q_e$ — удельная масса МКС, приведенная к 1 Вт полезной холодопроизводительности; $Q_{\text{вн}} = Q_e \tau_e$ — приведенная холодопроизводительность МКС; $\tau_e = (T_{\text{и.дд}} - T_{\text{и}}) / T_{\text{и}}$ — эксергетическая температурная функция; $T_{\text{о.с}}$ — температура окружающей среды.

Как следует из сравнения прогнозируемых характеристик одноступенчатой РЛГКМ (рассчитанной по методике [4]) с одноступенчатой машиной Стирлинга (Cryogenic Cooler) (см. табл. 2), при сопоставимых затратах мощности на 1 Вт

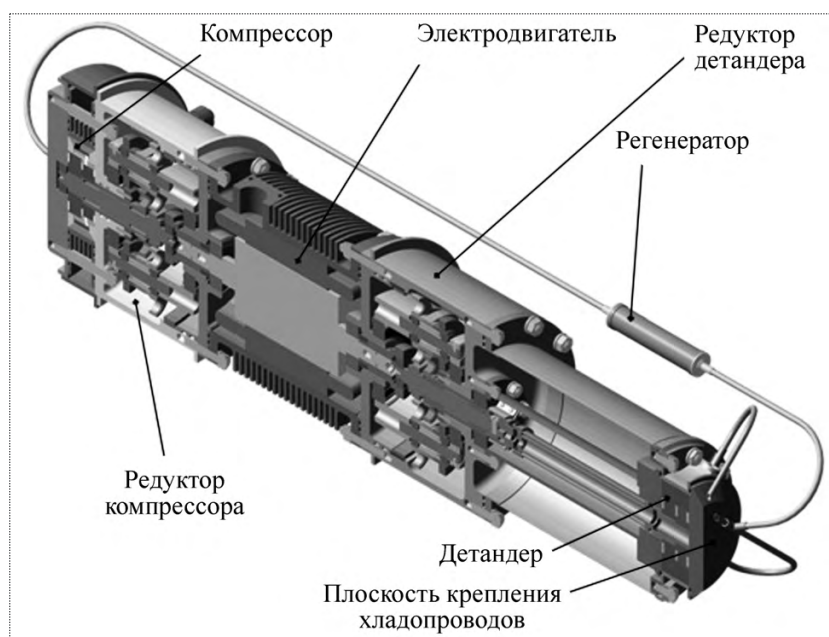
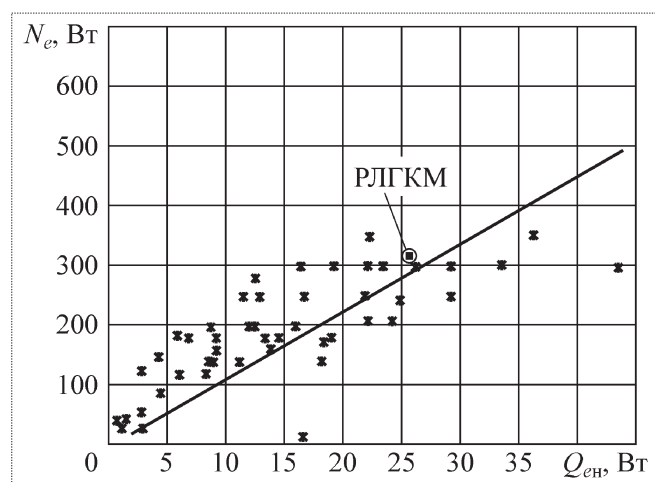


Рис. 1. Роторно-лопастная газовая криогенная машина, работающая по циклу Стирлинга

Таблица 2

Сравнение одноступенчатой РЛГКМ с серийными образцами МКС

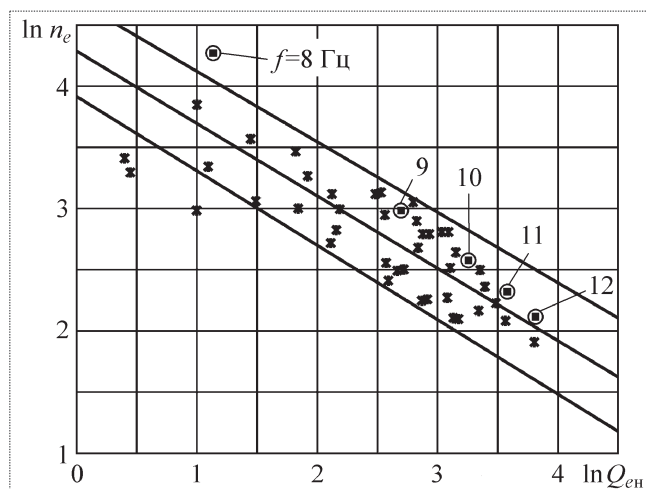
Микрокриогенная система	T_n , К	Q_e , Вт	Q_{en} , Вт	N_e , Вт	ε_e	$m_{\text{МКС}}$, кг	$\bar{m}_{i \text{ EN}}$, кг/Вт
РЛГКМ	65	7	25,31	317	0,02207	21,0	3,00
Марк XIV-A, "Malaker"	60	1,5	6,00	120	0,01250	2,5	1,67
Cryogenic Cooler, "Astrium"	65	1,1	3,98	55	0,02000	4,8	4,36
Stirling Cycle Cooler, "Astrium"	80	1,7	4,68	151	0,01126	4,5	2,65
MCMГ-5A-1,7/80, НТК "Криогенная техника"	80	1,7	4,68	140	0,01214	5,0	2,94

Рис. 2. Область энергетических характеристик одноступенчатых ГКМ Стирлинга при $T_n = 60...90$ К ($\odot$ — одноступенчатая РЛГКМ)

полезной производительности (ε_e) удельная масса РЛГКМ на 30 % меньше $\bar{m}_{i \text{ EN}}$. При этом параметры одноступенчатой РЛГКМ сопоставимы с параметрами одноступенчатых МКС (см. табл. 2, рис. 2).

На рис. 2 представлена зависимость потребляемой мощности N_e от приведенной холодопроизводительности Q_{en} . Значками отмечены значения, полученные для экспериментальных и серийных образцов одноступенчатых ГКМ Стирлинга в диапазоне $T_n = 60...90$ К [2]. Значения РЛГКМ попадают в эту область.

При работе одноступенчатой РЛГКМ при различных значениях полезной холодопроизводительности на уровне температуры криостатирования $T_n = 65$ К изменение этих значений достигается сменой рабочей частоты привода f .

Рис. 3. Одноступенчатая роторно-лопастная газовая криогенная машина при различных уровнях приведенной холодопроизводительности Q_e в поле значений одноступенчатых ГКМ Стирлинга для температур $T_n = 60...90$ К ($\odot$ — одноступенчатая РЛГКМ)

На рис. 3 представлены логарифмические зависимости удельного расхода энергии n_e от приведенной холодопроизводительности Q_{en} для экспериментальных и серийных образцов одноступенчатых ГКМ Стирлинга в диапазоне $T_n = 60...90$ К [2]. Расчетные точки, полученные для различных частот f привода РЛГКМ, находятся в области значений удельной энергии этих газовых криогенных машин.

На рис. 4, а–г представлены схемы ГКМ на базе РЛК для захлаживания на различные температурные уровни, например, фотоприемного устройства ИК-излучения (ФПУ-ИК). При этом различные детандерные полости ГКМ работают от одного роторно-лопастного компрессора. Ожидается, что это будет способствовать более эффективному достижению требуемых рабочих

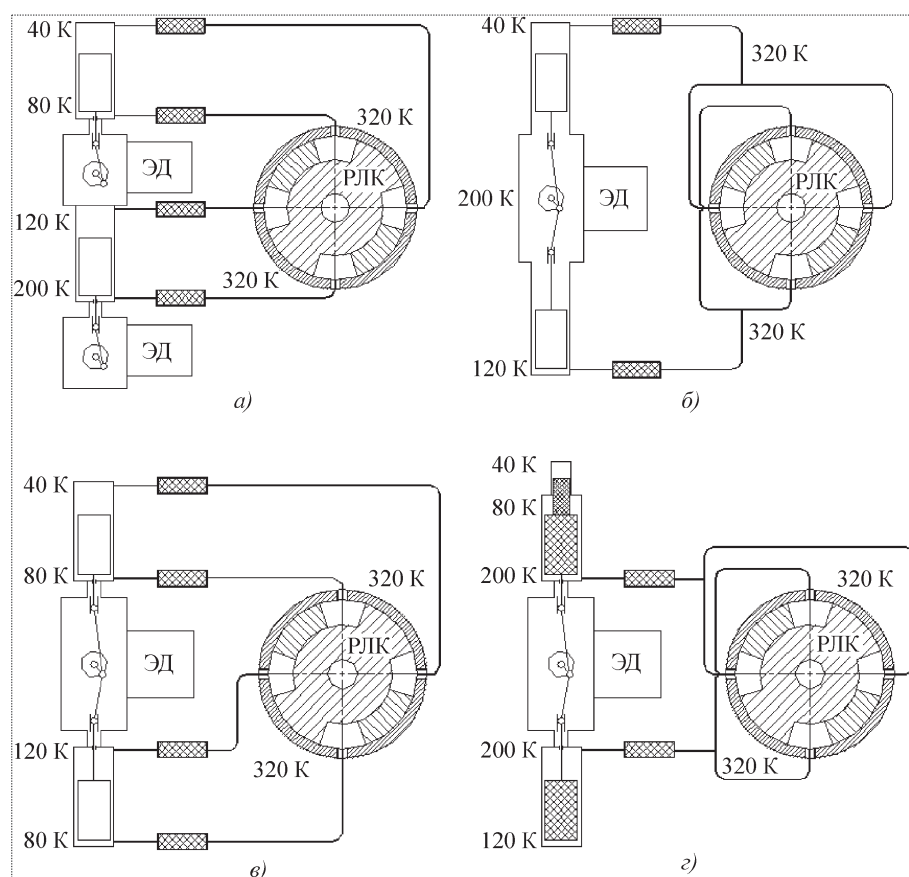


Рис. 4. Схемы (а–г) газовых криогенных машин на базе роторно-лопастного компрессора РЛК – роторно-лопастной компрессор с автономным электроприводом; ЭД – электродвигатель привода детандера; ■ – регенератор

температур на холодных концах цилиндров детандера, состыкованного, в частности, посредством холодоприводов и виброгасителей с фотоприемным устройством.

Расширительные части ГKM располагаются отдельно от роторно-лопастного компрессора (по аналогии со сплит-Стирлингом). Следовательно, РЛК может быть размещен в "теплой" зоне аппаратуры применения ГKM. Движение вытеснительных поршней в детандерной части ГKM осуществляется от автономного электропривода, который работает синхронно с электроприводом компрессорной части ГKM, а сдвиг фаз осуществляется системой управления.

В случае применения регенераторов-вытеснителей (рис. 4, г) детандер может быть самодвижущимся, и электропривод будет работать как генератор с управлением сдвига фаз.

На рис. 4, а первый вариант расширительной части ГKM представляет собой два независимых поршневых детандера с выносными регенераторами. Нижняя детандерная головка используется для частичного захлаживания верхнего детандера, который охлаждает фотоприемное устройство.

На рис. 4, б детандеры через регенераторы сообщаются с объединенными в пары полосами РЛК. При этом нижняя головка детандера захлаживает среднюю часть детандера.

Третий вариант (рис. 4, в) характеризуется ступенчатым захлаживанием расширительной части ГKM. Каждая из рабочих полостей двух поршней-вытеснителей сообщается через регенератор со своей камерой РЛК. Как и в предыдущей схеме, нижний цилиндр захлаживает теплую зону общего механизма привода для достижения заданной температуры термостатирования ФПУ-ИК.

В четвертом варианте детандерной части ГKM (рис. 4, г) применены поршни со встроенными регенераторами. При этом в нижнем цилиндре поршень одноступенчатый, а в верхнем цилиндре – двухступенчатый, и каждый детандер через регенератор сообщается со своей парой полостей. Как и в предыдущих схемах, фотоприемная линейка ФПУ-ИК захлаживается верхней головкой, а нижняя полость обеспечивает захлаживание фоновой защитной бленды.

Рассчитанные по методике [4] отношения Q_e / N_e полезной холодопроизводительности к потребляемой мощности (рис. 5) показали, что лучшей схемой является представленная на рис. 4, г.

Для обеспечения двух температурных уровней (20 К для фоточувствительной линейки и 80 К для фоновой защитной бленды ФПУ-ИК) можно ис-

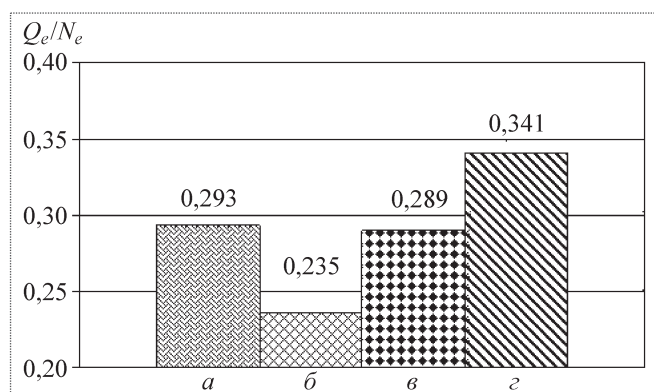


Рис. 5. Энергетическая оценка различных схем газовых криогенных машин на базе роторно-лопастного компрессора

ветствующие температурные уровни ($T_H = 20$ К; $T_B = 80$ К).

Сравнение характеристик этих ГKM представлено в табл. 3 ($Q_{en} = Q_H \tau_{en}$ — приведенная холодопроизводительность MKC на нижнем уровне; $Q_{eb} = Q_B \tau_{eb}$ — приведенная холодопроизводительность MKC на верхнем уровне; $N_{\Sigma MKC} = N_H + N_B$ — суммарная мощность, потребляемая двухуровневой MKC; $N_{eMKC} = N_H \tau_{en} + N_B \tau_{eb}$ — суммарная приведенная мощность, потребляемая двухуровневой MKC; $\epsilon_{\text{вс}} = Q_{e \text{ в}} / N_{e \text{ в}}$ — приведенный холодильный коэффициент двухуровневой MKC; $m_{\Sigma MKC}$ — суммарная масса MKC).

Таблица 3

Сравнение MKC на базе двух машин Стирлинга и двухуровневой ГKM на базе четырехкамерного РЛК

Микрокриогенная система	T_H , К	T_B , К	Q_H , Вт	Q_B , Вт	Q_{en} , Вт	Q_{eb} , Вт	$N_{\Sigma MKC}$, Вт	N_{eMKC} , Вт	$\epsilon_{\text{вс}}$	$m_{\Sigma MKC}$, кг
Две ГKM Стирлинга	20	80	0,4	1,7	5,6	4,675	341	3075	0,00334	29
Одна ГKM на базе РЛК (см. рис. 4, г)	20	80	0,4	1,7	5,6	4,675	257	2411	0,00426	26

пользовать две машины ГKM Стирлинга или одну ГKM на базе четырехкамерного РЛК (см. рис. 4, г), рассчитанную по методике [4] на соот-

Сравнительный анализ параметров ГKM показывает преимущество на 20 % по энергетическим ($\epsilon_{\text{вс}}$) и на 10 % по массовым ($m_{\Sigma MKC}$) характеристикам в случае применения четырехкамерного РЛК для ГKM, обслуживающей два температурных уровня. Благодаря возвратно-вращательному движению лопастей (в отличие от возвратно-поступательного в поршневых компрессорах) и отсутствию трения в рабочих камерах при работе на зазорах ГKM на базе РЛК потенциально обладает значительно большим ресурсом по сравнению с поршневыми машинами [3].

На рис. 6 показаны массовые ($m_e = m_{MKC}/N_{en}$), а на рис. 7 — энергетические ($n_e = N_{MKC}/Q_{en}$) характеристики одноступенчатой РЛГKM и двухуровневой ГKM на базе РЛК, а также характеристики экспериментальных и серийных образцов одно- и двухступенчатых ГKM Стирлинга [2]. Видно, что параметры

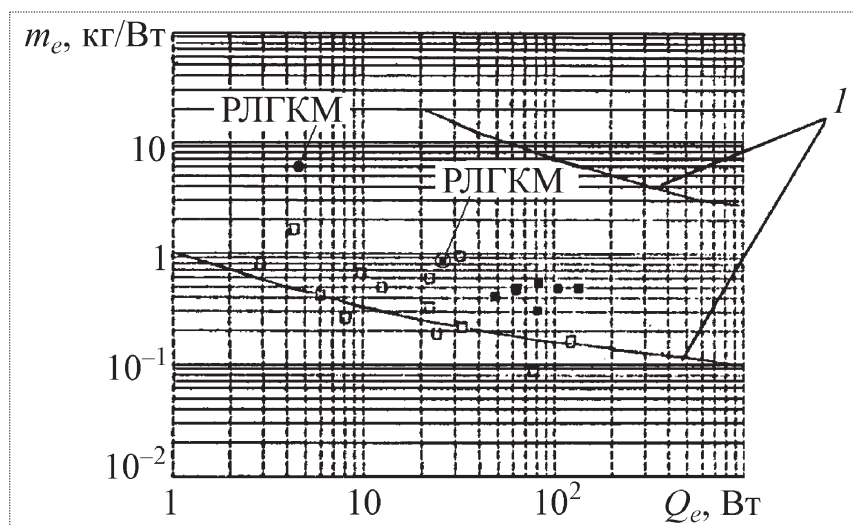


Рис. 6. Массовые характеристики экспериментальных и серийных образцов ГKM Стирлинга:

□ — одноступенчатые ГKM Стирлинга; ■ — двухступенчатые ГKM Стирлинга; ○ — одноступенчатая РЛГKM; ● — двухступенчатая ГKM на базе РЛК; I — зона эффективности массовых характеристик

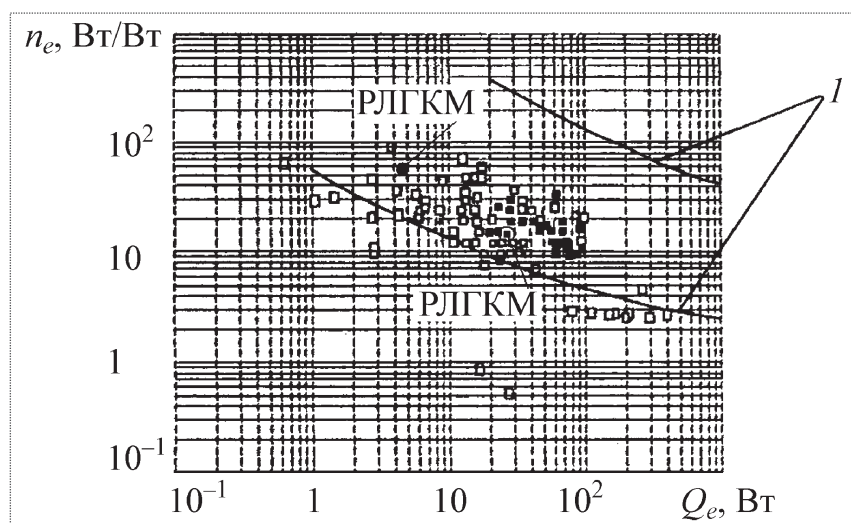


Рис. 7. Энергетические характеристики экспериментальных и серийных образцов ГKM Стирлинга:

□ — одноступенчатые ГKM Стирлинга; ■ — двухступенчатые ГKM Стирлинга;
○ — одноступенчатая РЛГKM; ● — двухступенчатая ГKM на базе РЛК; I — зона энергетической эффективности

РЛГKM лежат у нижних границ зон эффективности В.М. Бродянского [3]. Это свидетельствует о совершенстве РЛГKM, сравнимом с экспериментальными и серийными машинами Стирлинга. Это доказывает возможность применения роторно-лопастного компрессора для газовых криогенных машин, обеспечивающих значительный ресурс работы.

Таким образом, применение многоуровневой газовой криогенной машины на базе многока-

мерного роторно-лопастного компрессора с отнесенной в "теплую" зону компрессорной частью и гарантированными зазорами в рабочих камерах может оказаться весьма перспективным в бортовых системах охлаждения аэрокосмического назначения.

Абстрактная информация

1. Пат. 56501 РФ. МПК⁷ F04C 18/30. Роторно-лопастной компрессор / И.В. Коломин, А.И. Довгялло, Б.П. Семенов, Ю.М. Русанов, Ю.М. Трубников. Заявка № 2006103403/22 от 06.02.06. Опубл. 10.09.06. Бюл. № 23.

2. Красночуб Е.К. Микрокриогенные системы охлаждения космических летательных аппаратов инфракрасного наблюдения на основе микрокриогенных систем // Общероссийский научно-технический журнал "Полет". 2004. № 11. С. 41–48.

3. Коломин И.В., Довгялло А.И., Белозерцев В.Н. Исследования роторно-лопастного компрессора для бортовых систем охлаждения // Решетневские чтения: Материалы XI Междунар. науч. конф., посвящ. памяти генерального конструктора ракетно-космических систем академика М.Ф. Решетнева / под общ. ред. И.В. Ковалева. Красноярск: Изд. Сиб. гос. ун-та, 2007. С. 38–39.

4. Гороховский Г.А. Газовые криогенные машины. Учеб. пособие. Омск: Изд. Омского политехн. ин-та, 1980. 70 с.



ΔΑΙΔΨΕΣΤ ΔΑΙΔΨΕΣΤ ΔΑΙΔΨΕΣΤ ΔΑΙΔΨΕΣΤ ΔΑΙΔΨΕΣΤ ΔΑΙΔΨΕΣΤ ΔΑΙΔΨΕΣΤ

Ναϊ ίεάο Sukhoi Superjet 100 έñĩ ùòàρò á ύέñòðäì àέüí ùð όñέî àέüð

Τретий летный образец нового российского регионального самолета Sukhoi Superjet 100 бортовой номер SN95004 проходит испытания в условиях низких температур, которые предназначены для проверки способности самолета и его систем выдерживать температурные нагрузки. В ходе испытаний проверку пройдут штатные процедуры подготовки самолета к вылету после кратковременной (до 2 ч) и долговременной (не менее 12 ч) стоянок. На данном этапе предстоит подтвердить работоспособность систем самолета, в частности будет проводиться оценка времени прогрева самолета перед вылетом, осуществляться контроль температуры в салоне и кабине экипажа. Таким образом, основные проверки коснутся процедуры запуска двигателя, функционирования топливной системы и системы кондиционирования воздуха.

Самолет SSJ100 SN95004 оснащен полным комплектом пассажирского оборудования — салоном, багажными полками, кухонным и туалетным модулем, в нем установлен интерьер кабины пилотов, т.е. самолет полностью выполнен в сертификационной конфигурации. Для контроля всех параметров при запуске и работе оборудования в условиях низких температур самолет оснащен специальной системой бортовых измерений.

Вестник Интерфакс — АВН № 8 (437), 2010 г.

Нелинейное деформирование и устойчивость подкрепленных овальных цилиндрических оболочек

Д.В. Бойко, Л.П. Железнов, В.В. Кабанов

E-mail: sibnia@sibnia.ru

Методом конечных элементов решается задача нелинейного деформирования и устойчивости овальной цилиндрической подкрепленной оболочки при кручении с внутренним давлением. Исследовано влияние степени овальности и нелинейности деформирования на критические нагрузки и формы потери устойчивости оболочки.

Ключевые слова: подкрепленные овальные цилиндрические оболочки; кручение и внутреннее давление; нелинейность деформирования; устойчивость; метод конечных элементов.

D.V. Boiko, L.P. Zheleznov, V.V. Kabanov. Nonlinear Deformation And Stability Of Reinforced Oval Cylindrical Cases

The finite element method is used to assess the parameters of nonlinear deformation and stability of a reinforced oval cylindrical case under torsion with internal pressure. The article scrutinizes the influence of the rate of out-of-roundness and nonlinear distortions on the critical loads, as well as the resultant buckling.

Key words: reinforced oval cylindrical cases; torsion and internal pressure; nonlinear deformation; stability; finite element method.

Некруговые оболочки, в отличие от круговых, недостаточно исследованы на устойчивость. Если число публикаций по круговым оболочкам исчисляется тысячами, то по некруговым оболочкам это число равно нескольким десяткам. Это можно объяснить, с одной стороны, меньшим использованием некруговых оболочек и, с другой стороны, трудностями решения задач, связанными с переменностью радиуса кривизны, что приводит к появлению переменных коэффициентов в уравнениях устойчивости. Известные решения задач устойчивости получены аналитическими методами и, как правило, в линейном приближении без учета моментности и нелинейности докритического состояния оболочек, т.е. в классической постановке.

Перемещения конечных элементов некруговых цилиндрических оболочек как твердых тел. При перемещениях элементов оболочки как твердых тел компоненты деформаций равны нулю. Приравнивая нулю линейные компоненты деформаций, изменений кривизны и кручение [1], получаем уравнения:

$$\begin{aligned} \varepsilon_1 = u_x = 0, \quad \varepsilon_2 = k_2 (v_\beta + w) = 0, \quad \varepsilon_3 = v_x + k_2 u_\beta = 0, \\ \chi_1 = w_{xx} = 0, \quad \chi_2 = k_2 [k_2 (v - w_\beta)]_\beta = 0; \quad \chi_3 = [k_2 (v - w_\beta)]_x = 0. \end{aligned} \quad (1)$$

Здесь u, v, w — тангенциальные перемещения и прогиб, R — радиус кривизны, $k_2 = R^{-1}$ — кривизна поперечного сечения, β — угол нормали к поперечному сечению с осью b поперечного сечения, x — продольная координата (рис. 1).



БОЙКО
Денис Витальевич — старший научный сотрудник СибНИА им. С.А. Чаплыгина, кандидат техн. наук



ЖЕЛЕЗНОВ
Лев Петрович — ведущий научный сотрудник СибНИА им. С.А. Чаплыгина, кандидат техн. наук



КАБАНОВ
Виктор Васильевич — начальник сектора СибНИА им. С.А. Чаплыгина, профессор, доктор техн. наук

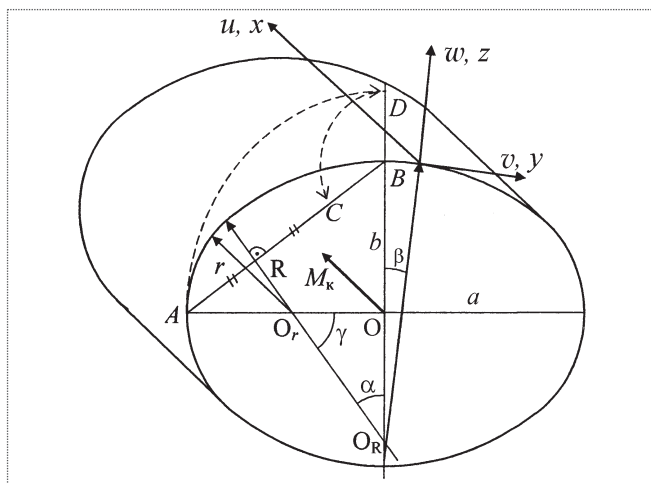


Рис. 1. Схема оболочки

Индексы x, β означают дифференцирование по переменным x, β .

Используя решение уравнений (1) согласно [2], получаем следующие выражения перемещений точек конечных элементов как твердых тел:

$$\begin{aligned} u &= C_1 \psi_1 + C_2 \psi_2 + C_6, \\ v &= C_3 c + C_4 s - C_5 (\psi_1 c + \psi_2 s) + (C_2 c - C_1 s)x, \\ w &= C_3 s - C_4 c - C_5 (\psi_1 s - \psi_2 c) + (C_2 s + C_1 c)x, \\ \psi_1 &= \int R s d\beta, \quad \psi_2 = -\int R c d\beta, \quad s = \sin\beta, \quad c = \cos\beta, \end{aligned} \quad (2)$$

где C_i — произвольные постоянные.

Функции (2) удовлетворяют уравнениям (1) и, следовательно, в линейном приближении соответствуют перемещениям элементов как твердых тел.

Конечный элемент и алгоритм решения задачи. Разобьем оболочку линиями главных кривизн по образующей на m , а по направляющей на n частей. Таким образом, оболочку представим набором $m \times n$ криволинейных прямоугольных конечных элементов естественной кривизны. Используя билинейную аппроксимацию деформационных тангенциальных перемещений и бикубическую аппроксимацию для прогиба, с учетом выражений (2) запишем выражения для полных перемещений точек конечного элемента:

$$\begin{aligned} u &= a_1 x y + a_2 x + a_3 y + a_4 + a_6 \psi_2 + a_{20} \psi_1, \\ v &= a_5 x y + a_6 x c + a_7 y + a_8 (\psi_1 c + \psi_2 s) - \\ &\quad - \alpha_{20} x s + a_{23} c - a_{24} s, \\ w &= a_9 x^3 y^3 + a_{10} x^3 y^2 + a_{11} x^3 y + a_{12} x^3 + \\ &\quad + a_{13} x^2 y^3 + a_{14} x^2 y^2 + a_{15} x^2 y + a_{16} x^2 + a_{17} x y^3 + \\ &\quad + a_{18} x y^2 + a_{19} x y + a_{20} x c + a_{21} y^3 + a_{22} y^2 + \\ &\quad + a_{23} s + a_{24} c + a_6 x s + a_8 (\psi_1 s - \psi_2 c), \end{aligned} \quad (3)$$

или в матричной форме

$$\tilde{\mathbf{u}} = P \mathbf{a}; \quad \tilde{\mathbf{u}} = \{u, v, w\}^T, \quad \mathbf{a} = \{a_1, \dots, a_{24}\}^T,$$

где $\tilde{\mathbf{u}}$ — вектор перемещений точек срединной поверхности конечного элемента; $\mathbf{a}$ — вектор неизвестных коэффициентов полиномов a_i ; P — матрица связи порядка 3×24 , элементы которой являются множителями при коэффициентах a_i в (3).

Выражая коэффициенты a_i через узловые неизвестные $\bar{\mathbf{u}}$ и используя решение [3], получаем зависимость перемещений точек элемента от узловых неизвестных

$$\tilde{\mathbf{u}} = P B^{-1} \bar{\mathbf{u}}, \quad (4)$$

где $\bar{\mathbf{u}} = \text{col}\{u_i, v_i, w_i, \vartheta_{1i}, \vartheta_{2i}, w_{xyi}, u_j, v_j, w_j, \vartheta_{1j}, \vartheta_{2j}, w_{xyj}, u_k, \dots, w_{xyk}, u_n, \dots, w_{xyn}\}$ — вектор узловых перемещений, углов поворотов нормали и смешанных производных прогиба; B — матрица порядка 24×24 .

Нелинейные соотношения Коши для деформаций и изменений кривизн срединной поверхности оболочки имеют вид [1]

$$\mathbf{e} = \mathbf{e}_l + \mathbf{e}_n. \quad (5)$$

При этом

$$\begin{aligned} \varepsilon_1 &= u_x, \quad \varepsilon_2 = k_2 (v_\beta + w), \quad \varepsilon_3 = v_x + k_2 u_\beta, \\ \chi_1 &= -w_{xx}, \quad \chi_2 = k_2 (k_2 (v - w_\beta))_\beta, \quad \chi_3 = k_2 (v - w_\beta)_x; \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} &\text{линейные компоненты вектора } \mathbf{e}_l = \{\varepsilon_1, \varepsilon_2, \varepsilon_3, \chi_1, \chi_2, \chi_3\}^T, \\ \varepsilon_{1n} &= \frac{1}{2} \vartheta_1^2 = \frac{1}{2} (w_x)^2, \quad \varepsilon_{2n} = \frac{1}{2} \vartheta_2^2 = \frac{1}{2} k_2^2 (v - w_\beta)^2, \\ \varepsilon_{3n} &= \vartheta_1 \vartheta_2 = -k_2 w_x (v - w_\beta); \end{aligned}$$

нелинейные компоненты вектора $\mathbf{e}_n = \{\varepsilon_{1n}, \varepsilon_{2n}, \varepsilon_{3n}, 0, 0, 0\}^T$.

Соотношения упругости для оболочки согласно [1] имеют вид

$$\mathbf{T} = D\mathbf{e}, \quad (6)$$

где $\mathbf{T} = \{T_1, T_2, T_3, M_1, M_2, M_3\}^T$ — вектор внутренних усилий и моментов; D — матрица упругих жесткостей. Для конструктивно-ортотропной оболочки матрица D записывается в виде

$$D = \begin{bmatrix} b_{11} & b_{12} & 0 & c_{11} & c_{12} & 0 \\ b_{12} & b_{22} & 0 & c_{12} & c_{22} & 0 \\ 0 & 0 & b_{33} & 0 & 0 & c_{33} \\ c_{11} & c_{12} & 0 & d_{11} & d_{12} & 0 \\ c_{12} & c_{22} & 0 & d_{12} & d_{22} & 0 \\ 0 & 0 & c_{33} & 0 & 0 & d_{33} \end{bmatrix},$$

где элементы b_{ij} , c_{ij} , d_{ij} определяются согласно [3].

Рассмотрим элемент оболочки, на который действует система неоднородной поверхностной нагрузки $\mathbf{q} = \{q_1, q_2, q_3\}^T$, система контурных сил и моментов $\mathbf{R}_k = \{P_{1k}, P_{2k}, P_{3k}, M_{1k}, M_{2k}, M_{3k}\}^T$ и система локальных сил и моментов $\mathbf{R}_l = \{P_{1l}, P_{2l}, P_{3l}, M_{1l}, M_{2l}, M_{3l}\}^T$. Индексы 1, 2, 3 соответствуют направлениям x , y , z осей. Полная потенциальная энергия конечного элемента имеет вид

$$\begin{aligned} \Pi &= W - V, \\ W &= \frac{1}{2} \iint_s \mathbf{T}^T \mathbf{e} ds = \frac{1}{2} \iint_s (\mathbf{T}^T \mathbf{e}_l + \mathbf{T}^T \mathbf{e}_n) ds = \\ &= \frac{1}{2} \iint_s (\mathbf{e}_l^T D \mathbf{e}_l + \mathbf{e}_l^T D \mathbf{e}_n + \mathbf{e}_n^T D \mathbf{e}_l + \mathbf{e}_n^T D \mathbf{e}_n) ds, \quad (7) \\ V &= \iint_s \mathbf{q}^T \mathbf{u} ds + \int_{l_k} \mathbf{R}_k^T \mathbf{u}_k dl_k + \mathbf{R}_l^T \bar{\mathbf{u}}_l, \\ \mathbf{u}_k &= \{u, v, w, \vartheta_1, \vartheta_2, w_{xy}\}^T, \end{aligned}$$

где W — потенциальная энергия деформации; V — работа внешних сил.

Для определения узловых неизвестных конечных элементов используется вариационное уравнение Лагранжа $\delta \Pi = 0$ принципа возможных перемещений.

Варьируя узловые перемещения конечного элемента, получаем систему нелинейных алгебраических уравнений относительно узловых неизвестных конечных элементов. С учетом условий совместности узловых перемещений конечных элементов и граничных условий получаем [4, 5] систему нелинейных алгебраических уравнений для определения узловых неизвестных оболочки

$$\psi(\mathbf{u}') = K\mathbf{u}' - \mathbf{Q} = 0, \quad (8)$$

где K — матрица жесткости оболочки; $\mathbf{Q}$ — вектор обобщенных узловых сил оболочки; $\mathbf{u}'$ — вектор узловых неизвестных всех конечных элементов оболочки.

Систему (8) решаем шаговой процедурой по нагрузке с использованием на каждом шаге метода линеаризации Ньютона — Канторовича [6], уравнение которого для оболочки можно записать [5, 6] в виде

$$H \delta \mathbf{u}' = \mathbf{Q} - \mathbf{G}, \quad \mathbf{u}'_{n+1} = \mathbf{u}'_n + \delta \mathbf{u}',$$

где H — матрица Гессе оболочки, элементами которой являются вторые производные потенциальной энергии деформации; $\mathbf{G}$ — градиент потенциальной энергии деформации. На каждом шаге итерации решение системы линейных алгебраических уравнений (7) проводится методом Краута [7] с использованием разложения матрицы $H = L^T D L$ на диагональную и две треугольные. Найденные узловые неизвестные используются для определения перемещений (4), деформаций (5), усилий и моментов (6) в оболочке. Контроль устойчивости оболочки осуществляется проверкой на положительную определенность матрицы Гессе по критерию Сильвестра [8], что сводится к проверке положительности элементов диагональной матрицы D . После того как найдено значение параметра нагрузки, при котором равновесное состояние неустойчиво, отыскивается форма потери устойчивости оболочки из решения системы $H \delta = 0$, где δ — вектор бифуркационных узловых перемещений. Для этого определяется одна линейно зависящая (вырожденная) строка матрицы H , соответствующая первому отрицательному элементу матрицы D . Элементы

этой строки и соответствующего столбца матрицы H полагаются равными нулю. На место диагонального коэффициента заносится единица, а в правую часть системы переносится соответствующий столбец, умноженный на докритическое перемещение, соответствующее вырожденной строке. Из решения полученной таким образом системы и отыскивается форма потери устойчивости оболочки. В случае предельной точки форма потери несущей способности отыскивается из нелинейного исходного напряженно-деформированного состояния для нагрузки, близкой к предельной. Изложенный алгоритм реализован вычислительной программой для персонального компьютера.

Исследование нелинейного деформирования и устойчивости эллиптических цилиндрических оболочек при комбинированном нагружении крутящим моментом и внутренним давлением. Рассмотрим задачу нелинейного деформирования и устойчивости консольно-зашемленной с одного края ($u = v = w = w_x = 0$) подкрепленной стрингерным набором овальной цилиндрической оболочки при действии крутящего момента M_k и внутреннего давления q .

Рассмотрим овал, построенный следующим образом из двух пар окружностей при заданных значениях полуосей a и b . Проводим окружность радиуса a с центром O до точки D . Проводим окружность радиуса $a-b$ с центром B до пересечения с прямой AB . Делим отрезок AC пополам, восстанавливаем к нему перпендикуляр. Проводим из центров O_r, O_R дуги окружностей малого r и большого R радиусов окружностей. Точка сопряжения дуг окружностей определяется углом α . Из условий построения овала имеем его геометрические характеристики:

$$r = a \frac{1 + k^2 - \sqrt{1 + k^2}}{1 + k - \sqrt{1 + k^2}}, \quad R = a \frac{1 - k(\sqrt{1 + k^2} - k)}{1 + k - \sqrt{1 + k^2}},$$

$$k = \operatorname{tg} \alpha = b / a,$$

$$R / r = \frac{1 - k(\sqrt{1 + k^2} - k)}{1 + k^2 - \sqrt{1 + k^2}}, \quad \alpha = \operatorname{arctg} \frac{b}{a}.$$

Периметр овала $P = 4(R\alpha + r\gamma)$, $\gamma = \pi/2 - \alpha$. Обозначим через $R_0 = P/(2\pi)$ эквипериметриче-

ский радиус, т.е. радиус круговой цилиндрической оболочки, имеющей тот же периметр, что и овал.

С нагруженной стороны оболочка подкреплена шпангоутом большой жесткости на изгиб в своей плоскости. Действие крутящего момента M_k заменим действием однородных по окружности оболочки касательных усилий $T_{xy} = M_k / (2\omega)$, где ω — площадь в свету поперечного сечения оболочки. Действие внутреннего давления заменим действием нормального давления и краевыми растягивающими силами $N = q\omega$.

Оболочка имеет длину $L = 1000$ мм, толщину $h = 2$ мм, эквипериметрический радиус $R_0 = 1900$ мм, модуль упругости $E = 7 \cdot 10^4$ МПа, коэффициент Пуассона $\nu = 0,3$. Площадь поперечного сечения стрингеров $F_c = 100$ мм², собственный момент инерции $J_c = 3333$ мм⁴, шаг стрингеров $d_c = 150$ мм, эксцентриситет стрингеров $e_c = 10$ мм. Оболочка разбивалась конечно-элементной сеткой $m \times n = 14 \times 140$, при этом обеспечивается сходимость решения с погрешностью, не превышающей 1 %.

Результаты численного исследования представлены на рис. 2–4. Для эквипериметрических овальных оболочек показаны зависимости

Рис. 2. Зависимость параметра критического момента неподкрепленной оболочки от параметра овальности при $q = 0$

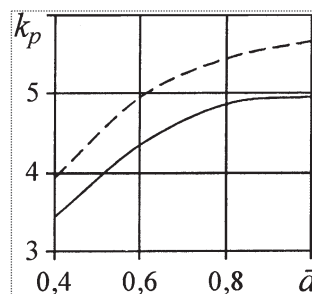
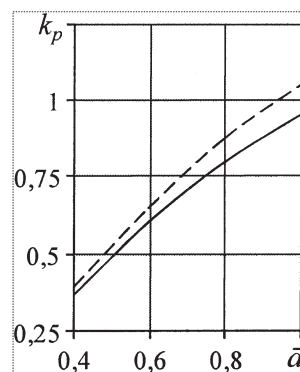


Рис. 3. Зависимость параметра критического момента подкрепленной оболочки от параметра овальности при $q = 0$

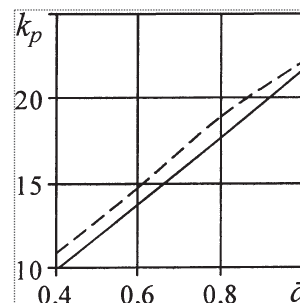


Рис. 4. Зависимость параметра критического момента подкрепленной оболочки от параметра овальности при $q = 1,5$ атм

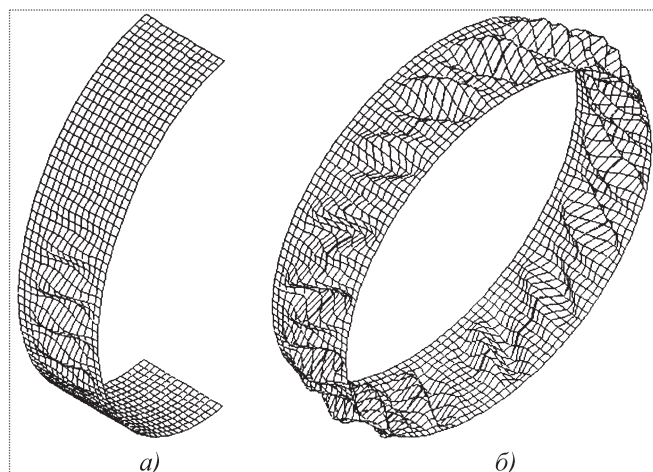


Рис. 5. Типичные формы потери устойчивости овальной (а) и круговой (б) оболочек

параметров $k_p = M_{\epsilon}^* / M_{\epsilon 0}$ от параметра овальности оболочки $\bar{a} = a / b$ в случае линейного (пунктирные кривые) и нелинейного (сплошные кривые) исходных напряженно-деформированных состояний. Здесь M_{ϵ}^* – критическое значение крутящего момента; $M_{\epsilon 0} = 2\pi C R_0^2 S_b$; $S_b = 0,74 \frac{E h}{(1 - \nu^2)^{5/8}} \times$

$$\times \left(\frac{h}{R_0} \right)^{5/4} \left(\frac{R_0}{L} \right)^{1/2}; C = 0,953 \text{ — классические кри-}$$

тические значения крутящего момента для неподкрепленной круговой цилиндрической оболочки с радиусом R_0 при $q = 0$. Анализ рисунков показывает, что подкрепленные и неподкрепленные оболочки ведут себя качественно одинаково. Овальные оболочки менее устойчивы по сравнению с круговыми. Характер поведения линейного решения аналогичен характеру поведения нелинейного решения. Нелинейность исходного докритического состояния понижает критическую нагрузку на 2...20 %. Внут-

реннее давление существенно повышает устойчивость оболочки, влияние нелинейности при этом понижается.

На рис. 5 представлены типичные формы потери устойчивости оболочек. Овальные оболочки (рис. 5, а) теряют устойчивость локально с образованием двух-трех наклонных складок. Круговые оболочки (рис. 5, б) теряют устойчивость по всей поверхности.

Абстракт

1. Григолюк Э.И., Кабанов В.В. Устойчивость оболочек. М.: Наука, 1978. 360 с.

2. Железнов Л.П., Кабанов В.В. Конечный элемент и алгоритм исследования нелинейного деформирования и устойчивости некруговых цилиндрических оболочек // Прикладные проблемы механики тонкостенных конструкций. М.: Изд. МГУ, 2000. С. 120–127.

3. Кабанов В.В. Устойчивость неоднородных цилиндрических оболочек. М.: Машиностроение, 1982. 256 с.

4. Астрахарчик С.В., Железнов Л.П., Кабанов В.В. Исследование нелинейного деформирования и устойчивости оболочек и панелей ненулевой гауссовой кривизны // Изв. РАН. МТТ. 1994. № 2. С. 102–108.

5. Кабанов В.В., Астрахарчик С.В. Нелинейное деформирование и устойчивость подкрепленных цилиндрических оболочек при изгибе // Пространственные конструкции в Красноярском крае. Красноярск: КИСИ, 1985. С. 75–83.

6. Канторович Л.В., Акилов Т.Р. Функциональный анализ в нормированных пространствах. М.: Физматгиз, 1959. 648 с.

7. Уилкинсон Д., Райнш К. Справочник алгоритмов на языке Алгол. Линейная алгебра. М.: Машиностроение, 1976. 390 с.

8. Демидович Б.П., Марон И.А. Основы вычислительной математики. М.: Наука, 1966. 664 с.



ЯКОВЛЕВ
Алексей Борисович —
доцент Омского государственного
технического университета, кандидат
техн. наук



ЛИЧМАН
Александр Александрович —
инженер-конструктор
ФГУП КБ ПО "Полет"

Динамическая модель ЖРДУ с однокомпонентным газогенератором

А.Б. Яковлев, А.А. Личман

E-mail: yakovlev@omgtu.ru; marsh-al@mail.ru

Рассматриваются статические и динамические характеристики жидкостной ракетной двигательной установки (ЖРДУ) с насосной системой подачи и автономным топливом для питания турбины.

Ключевые слова: жидкостная ракетная двигательная установка; автономное топливо; турбина.

A.B. Yakovlev, A.A. Lichman. Dynamic Model Of A Liquid Propellant Motor With One-Stage Gas-Generator

The article enlarges on the static and dynamic characteristics of a liquid propellant rocket engine, featuring pump feeding and a separate fuel tank for the turbine.

Key words: liquid propellant rocket engine; separate fuel feeding system; turbine.

Жидкостная ракетная двигательная установка (ЖРДУ) является бортовым независимым энергетическим комплексом летательного аппарата (ЛА), обеспечивающим выполнение полетных задач с требуемым качеством независимо от условий окружающей среды.

Энергетическая независимость ЖРДУ обусловлена топливной автономией пневмогидравлической системы, а также автономными системами подачи компонентов топлива в камеры двигателя. Требуемое качество выполнения полетных задач ЛА, а также компенсация воздействующих на режим работы основных агрегатов ЖРДУ изменений условий окружающей среды обеспечивается системой управления.

Современные ЖРДУ — это прежде всего многорежимные, регулируемые в широком диапазоне системы многократного использования [1]. При этом ЖРДУ — это сложная техническая система, которой присущи следующие свойства:

- большое число составляющих ее элементов, имеющих сложные связи между собой;

- наличие нескольких контуров управления;

- направленность всех воздействий системы на выполнение одной цели (полетной задачи);

- проявление свойств в динамике (динамическая система).

Таким образом, ЖРДУ является динамическим комплексом, особенностью которого является динамический характер процессов, протекающих во всех составляющих его элементах, т.е. составляющие его элементы также являются сложными динамическими звеньями.

В связи с этим при проектировании ЖРДУ необходимо уметь анализировать ее динамические свойства, чтобы создавать отдельные узлы с заданными динамическими характеристиками, синтезировать систему автоматического регулирования (САР), избежать возникновения процессов, вызывающих потерю устойчивости. Важным является и выбор наиболее рационального варианта схемы ЖРДУ.

Главной целью работы является составление динамической модели ЖРДУ с насосной системой подачи и автономным топливом для питания турбины по каналу управления тягой. Для выполнения поставленной задачи был применен системотехнический подход к анализу и синтезу состава сложных технических систем, который предполагает вначале рассмотрение сложного динамического комплекса как единого целого, установление цели и задач, возлагаемых на систему, учет влияния условий окружающей среды. Затем сложная система разбивается на конечное число составляющих ее элементов с четко выраженным функциональным назначением, для которых определяются статические и динамические характеристики.

Анализ статических и динамических свойств может быть успешно проведен только в том случае, если известны физические процессы, протекающие в отдельных элементах. После уточнения характера внутренних связей между элементами возможно получить статическую и динамическую характеристики всей сложной технической системы.

В ходе выполнения работы были решены следующие основные задачи:

- проведен анализ возложенных на ЖРДУ задач и уточнены основные внешние воздействия;

- выполнена декомпозиция ЖРДУ до уровня основных агрегатов;

- проведен предварительный расчет ЖРДУ и ее элементов;

- получены статические характеристики (СХ) основных агрегатов и регулировочная характеристика ЖРДУ;

- определены динамические характеристики основных агрегатов двигателя и получена струк-

турная схема ЖРДУ с учетом внутренних связей между элементами;

- составлена и решена система уравнений динамики ЖРДУ.

Основной задачей, возложенной на ЖРДУ как на объект регулирования, является программное изменение регулируемой величины (например, давления в камере) во времени под действием командного сигнала (изменения положения дросселя регулятора тяги) при воздействии на систему возмущений (например, изменений давлений наддува в баках компонентов) при условии сохранения неизменным заданного соотношения компонентов.

В качестве основных элементов ЖРДУ приняты: камера сгорания, форсуночные головки компонентов топлива, тракт охлаждения камеры, магистрали компонентов, дроссель регулятора соотношения компонентов, насосы компонентов, турбина, газогенератор на унитарном топливе, магистраль газогенератора и дроссель регулятора тяги.

Для решения задачи по определению статических характеристик был выбран графоаналитический метод. Применение для анализа графиков позволяет наглядно убедиться в связях отдельных звеньев между собой и хорошо видеть перемещение рабочих точек по характеристикам [1]. Но такой способ обычно не обеспечивает требуемой точности, поэтому приходится решать эти (в основном нелинейные) уравнения аналитически, что, в свою очередь, требует применения современной вычислительной техники.

Статической характеристикой объекта регулирования (ЖРДУ) будет являться связь выходной величины (давления в камере сгорания p_k или соотношения компонентов топлива в камере k_m) с входными величинами, т.е. управляющими воздействиями и внешними возмущениями. Эта характеристика также называется регулировочной, если она связывает выходную величину — давление в камере — с входной командной величиной — положением регулирующего органа. Получение ее необходимо, когда требуется изменение режима работы двигателя в достаточно широких пределах.

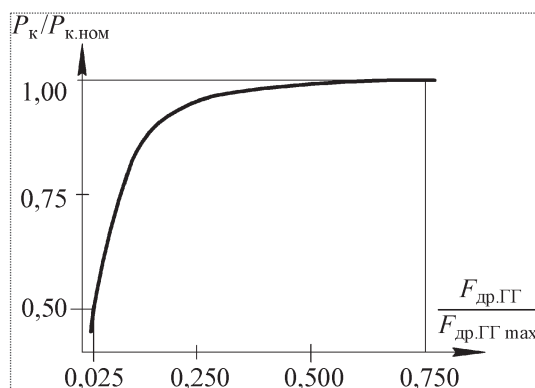


Рис. 1. Регулировочная характеристика ЖРДУ

Для того чтобы изменить тягу P , необходимо знать связь между положением регулирующего органа ЖРДУ (или, например, проходной площадью дросселя на магистрали подачи компонента топлива в газогенератор (ГГ) $F_{др.ГГ}$) и величиной, определяющей режим ее работы, т.е. величиной давления в камере. Такую связь и обеспечивает регулировочная характеристика.

В результате расчетов были получены СХ основных агрегатов ЖРДУ, а также регулировочная характеристика самой двигательной установки с насосной системой подачи и автономным топливом для питания турбины (рис. 1).

СХ ЖРДУ могут быть построены и для выявления других связей: например, связи изменения соотношения компонентов топлива в камере с изменением положения дросселя магистрали подачи компонента топлива в газогенератор или изменения давления в камере с воздействием на объект регулирования различных возмущений (как внешних, так и внутренних) [2].

Изучению динамических свойств ЖРДУ предшествует изучение динамических свойств ее отдельных составляющих элементов и характера внутренних связей между ними. Динамические характеристики звена связывают изменение выходной величины во времени при определенном законе изменения входной величины. Описание динамических характеристик звена (системы звеньев) требует применения дифференциальных уравнений (системы дифференциальных уравнений).

Основная цель динамического расчета — изучение динамических свойств ЖРДУ как объекта

регулирования (ОР), выявление характера изменения регулируемой величины во времени при воздействии на ЖРДУ сигналов со стороны регулятора или внешних возмущений.

Динамические характеристики ЖРДУ в целом дают возможность оценить изменения основных регулируемых величин (тяги и соотношения компонентов топлива) во времени при изменении входных параметров. Основной динамической характеристикой ЖРДУ как ОР является динамическая характеристика прямого канала управления — от точки приложения регулирующего воздействия на объект до регулируемой величины.

Для определения свойств ЖРДУ как объекта регулирования в целом необходимо найти ее уравнение динамики как элемента САР, т.е. построить ее динамическую модель.

При известных динамических свойствах отдельных элементов ЖРДУ задача сводится к совместному решению исходных уравнений динамики всех составляющих ее элементов [3]. Запишем систему решений исходных линеаризованных уравнений динамики, характеризующую движение ОР, на основе полученных уравнений.

1. Камера сгорания (КС) ЖРДУ:

$$\Delta \bar{p}_e(t) = K_1 \Delta \bar{m}_1 (1 - e^{-t/T_{1,1}}) + K_2 \Delta \bar{m}_a (1 - e^{-t/T_{1,a}}).$$

2. Форсуночная головка камеры:

$$\Delta \bar{m}_1 = K_3 \Delta \bar{p}_{0,1} - K_4 \Delta \bar{p}_e; \quad \Delta \bar{m}_a = K_5 \Delta \bar{p}_{0,a} - K_6 \Delta \bar{p}_e.$$

3. Трубопроводы и тракт охлаждения:

$$\Delta \bar{p}_{0,1} = K_7 \Delta \bar{p}_{1,1} - \frac{1}{T_{1,1}} e^{-t/T_{1,1}} \Delta \bar{m}_1 - K_8 \Delta \bar{m}_1;$$

$$\Delta \bar{p}_{0,a} = K_9 \Delta \bar{p}_{1,a} - \frac{1}{T_{1,a}} e^{-t/T_{1,a}} \Delta \bar{m}_a - K_{10} \Delta \bar{m}_a.$$

4. Напорные характеристики насосов:

$$\Delta \bar{p}_{1,1} = K_{11} \Delta \bar{n} - K_{12} \Delta \bar{m}_1 + K_{13} \Delta \bar{p}_1;$$

$$\Delta \bar{p}_{1,a} = K_{14} \Delta \bar{n} - K_{15} \Delta \bar{m}_a + K_{16} \Delta \bar{p}_a.$$

5. Роторная часть турбонасосного агрегата:

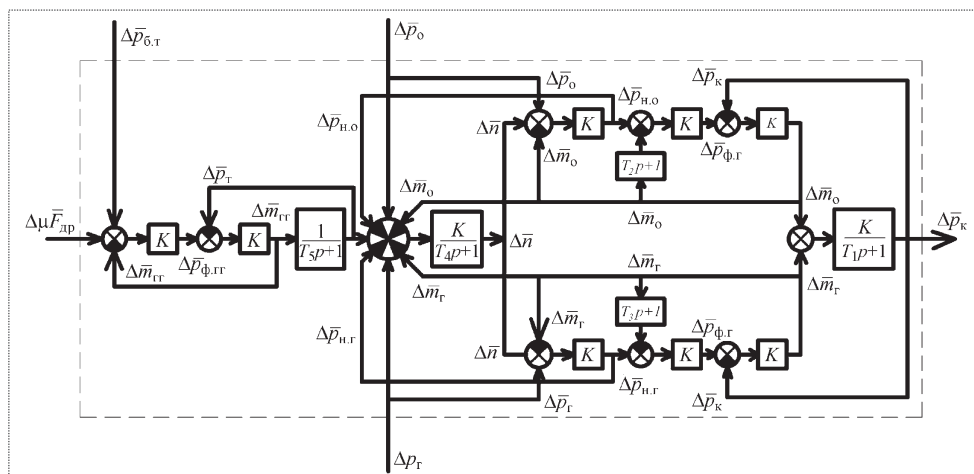


Рис. 2. Структурная схема ЖРДУ

$$\Delta \bar{n} = (1 - e^{-t/T_4}) (K_{17} \Delta \bar{p}_o - K_{18} \Delta \bar{m}_o - K_{19} \Delta \bar{p}_{i.o} + K_{20} \Delta \bar{p}_o - K_{21} \Delta \bar{m}_a - K_{22} \Delta \bar{p}_{i.a} + K_{23} \Delta \bar{p}_a).$$

6. Камера разложения газогенератора:

$$\Delta \bar{p}_o = (1 - e^{-t/T_5}) \Delta \bar{m}_{\bar{a}\bar{a}}.$$

7. Форсуночная головка газогенератора с пакетом катализатора:

$$\Delta \bar{m}_{\bar{a}\bar{a}} = K_{24} \Delta \bar{p}_{o,\bar{a}\bar{a}} - K_{25} \Delta \bar{p}_o.$$

8. Управляющий элемент:

$$\Delta \bar{p}_{o,\bar{a}\bar{a}} = K_{26} \Delta \bar{p}_{a,\bar{o}} - K_{27} \Delta \bar{m}_{\bar{a}\bar{a}} + K_{28} \Delta \mu \bar{F}_{a\bar{o}}.$$

Здесь $\Delta \bar{x} = \Delta x / x_{i11}$ — безразмерные отклонения величин; T_i , K_j — постоянные времени и коэффициенты передачи элементов соответственно; $\dot{m}_i$, $\dot{m}_a$ — расходы окислителя и горючего; $p_{\phi.o}$, $p_{\phi.g}$ — давление перед форсунками окислителя и горючего; $p_{n.o}$, $p_{n.g}$ — давление за насосами окислителя и горючего; p_o , p_g — давление на входе в насосы окислителя и горючего; n — число оборотов турбонасосного агрегата (ТНА); p_r — полное давление перед турбиной ТНА; $\dot{m}_{aa}$ — расход автономного топлива в газогенератор; $p_{\phi.g}$ — давление перед форсунками ГГ; $p_{б.т}$ — давление в баке компонента для питания ГГ (автономного топлива); $\mu F_{др}$ — площадь дросселя регулятора тяги на магистрали компонента для питания ГГ.

Уравнения динамики элементов ЖРДУ были получены при следующих основных допущениях: жидкость несжимаема, сплошность среды не нарушается, стенки конструкций абсолютно жесткие, отсутствует запаздывание воспламенения (разложения) топлива, параметры магистралей сосредоточенные. Линеаризация исходных уравнений производилась вблизи точек расчетных режимов работы.

В рассматриваемой ЖРДУ регулируемая величина — давление в КС $\Delta \bar{p}_e$. Основной входной величиной является регулирующее воздействие $\Delta \mu \bar{F}_{a\bar{o}}$, а возмущающими величинами, действующими на ЖРДУ, будут давления на входе в насосы $\Delta \bar{p}_i$, $\Delta \bar{p}_a$ и давление в баке компонента для питания ГГ $\Delta \bar{p}_{a,\bar{o}}$.

По уравнениям динамики звеньев были составлены структурные схемы отдельных агрегатов, а затем получена структурная схема всей ЖРДУ с учетом выполнения принципа суперпозиции. Структурная схема (рис. 2) дает представление о свойствах каждого ее элемента и восстанавливает полную картину внутренних связей между ними.

Динамическая модель ЖРДУ позволяет получать возможные виды переходных процессов при приложении на вход регулирующих и возмущающих сигналов с учетом сделанных допущений. При использовании ЭВМ не составляет большого труда варьировать коэффициентами уравнений звеньев в целях синтеза необходимого вида переходных процессов и коррекции характеристик элементов ЖРДУ.

Рассмотрим два случая переходных процессов для ЖРДУ, являющейся прототипом РД-214, под действием возмущающих сигналов — изменения давления в баке унитарного топлива $\Delta \bar{p}_{a,\bar{o}}$ (рис. 3, а) и изменения давления в баке горючего (изменения давления на входе

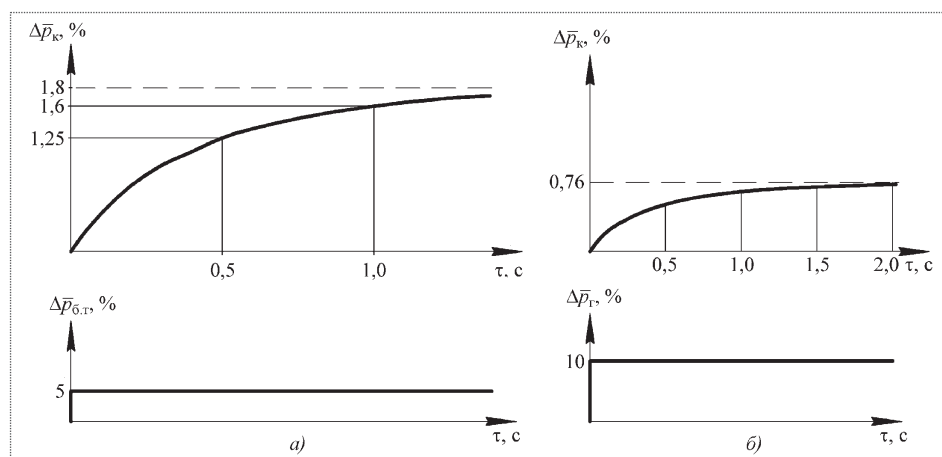


Рис. 3. Возможные виды переходных процессов:

a — от возмущения в баке унитарного топлива; *б* — от возмущения в баке горючего

в насос горючего) $\Delta \bar{p}_a$ (рис. 3, б). Считаем, что остальные входные величины равны нулю, регулятор отсутствует.

Можно проследить изменение выходной величины $\Delta \bar{p}_e$ во времени, наблюдая характер переходного процесса, установившееся значение выходной величины и временные показатели качества переходного процесса. Хорошо видно, что возмущения в баке унитарного топлива оказывают более существенное влияние на отклонение выходной величины. Информация о переходных процессах может служить для постановки задачи разработки замкнутой САУ, например компенсирующей (устраняющей) переходные процессы, вызванные возмущениями.

Методика получения динамической характеристики ЖРДУ с насосной системой подачи и автономным топливом для питания турбины была

реализована в программном пакете Maple, что позволяет проводить подбор оптимального соотношения параметров двигателя в режиме реального времени, получая наглядные результаты.

Дальнейшее совершенствование модели предполагается ввести в следующих направлениях. Во-первых, необходимо включить в структуру ЖРДУ баки компонентов топлива с системами их наддува. Во-вторых, решить вопросы синтеза регулятора, компенсирующего переход-

ные процессы. В-третьих, оценить и учесть некоторые процессы, происходящие в элементах двигателя (например, запаздывание воспламенения). В-четвертых, учет отдельных процессов, не поддающихся линеаризации, потребует построения нелинейных характеристик агрегатов.

Абстракт

1. Основы теории автоматического управления ракетных двигательных установок / А.И. Бабкин и др. М.: Машиностроение, 1986. 456 с.

2. Яковлев А.Б. Уравнение динамики двигательной установки. Омск: Изд-во ОмГТУ, 1999. 88 с.

3. Яковлев А.Б., Дундуков Д.А., Личман А.А. Методика расчета динамической характеристики ЖРДУ // Динамика систем, механизмов и машин: Материалы VII Междунар. науч.-техн. конференции. Омск, 2009. Кн. 2. С. 206–211.

Определение давления на корпусе ЛА перед щитком в процессе его сброса

С.А. Селиванов

E-mail: selivanov-s-a@yandex.ru



СЕЛИВАНОВ
Сергей Алексеевич —
заместитель начальника
отдела ОАО "ОКБ "Новатор", кандидат техн. наук

Представлен инженерный метод расчета коэффициента давления на хвостовой части летательного аппарата (ЛА), вызванного влиянием щитка. Коэффициент давления рассчитывается для дозвуковых скоростей полета как функция относительного положения щитка и его скорости относительно ЛА. Приведено сравнение результатов расчетов, выполненных по данной методике, с результатами натурных испытаний.

Ключевые слова: летательный аппарат; сброс щитка; коэффициент давления.

S.A. Selivanov. Calculation Of The Pressure On The Flight Vehicle Body In Front Of The Flap During Drop Of This Part

The engineering method of calculation of the surface pressure coefficient on the flight vehicle afterbody was offered with allowance made for the influence of the flap. The surface pressure coefficient is calculated for subsonic airspeeds as a function of relative flap position and its speed re the flight vehicle. A comparison of results of calculations based on this method and results of full-scale experiments was presented.

Key words: flight vehicle; drop of flap; surface pressure coefficient.

На некоторых летательных аппаратах (ЛА) в районе хвостовой части устанавливается щиток, который сбрасывается в полете. В процессе сброса перед щитком образуется зона приторможенного потока. Воздействие этой зоны — один из основных возмущающих факторов, действующих на летательный аппарат при отделении щитка. В ряде случаев это возмущение является весьма существенным, и его необходимо учитывать при проектировании.

Ниже излагается методика расчета коэффициента давления на хвостовой части летательного аппарата, вызванного влиянием щитка. Данная методика может быть полезна на начальной стадии проектирования летательного аппарата, когда производится предварительный выбор его основных параметров. Схема щитка и его параметры приведены на рис. 1. Здесь r — высота щели между щитком и по-

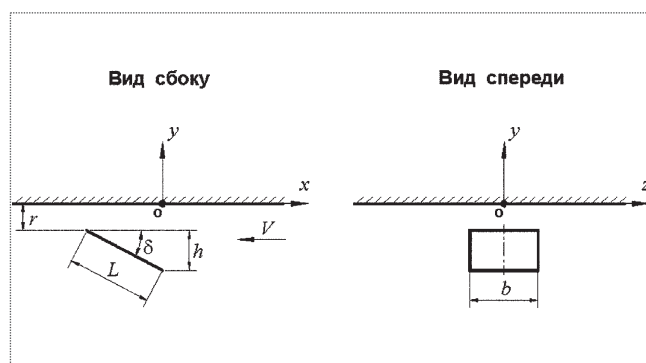


Рис. 1

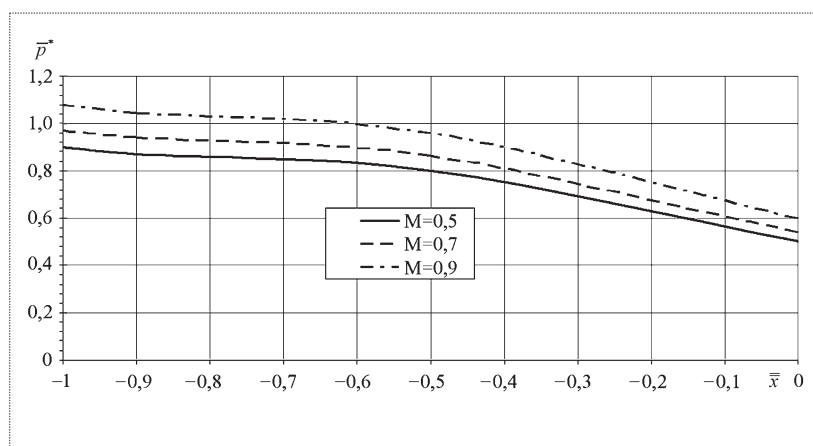


Рис. 2

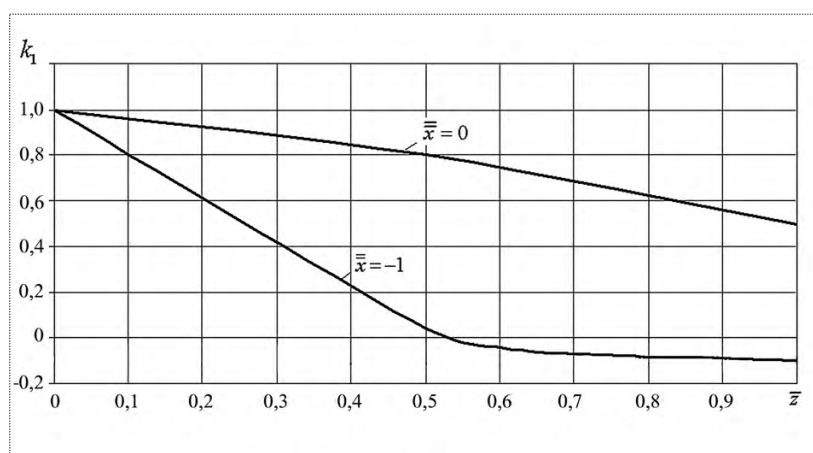


Рис. 3

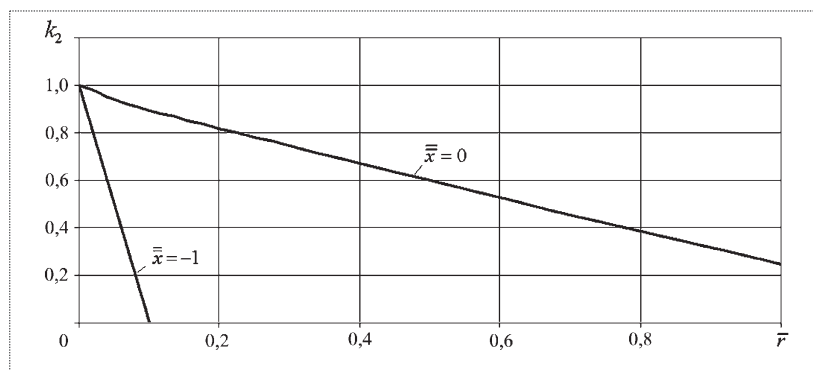


Рис. 4

верхностью корпуса ЛА; b – ширина щитка; L – длина щитка; δ – угол отклонения щитка; V – скорость потока. За начало системы координат принята проекция точки пересечения оси щитка и его передней кромки на корпус ЛА, продольная ось этой системы направлена против скорости полета ЛА.

Коэффициент давления на хвостовой части ЛА рассчитывается в зависимости от величины x . Для интервала $-L \cos \delta < x < 0$ коэффициент давления вычисляется по формуле

$$\bar{p} = \bar{p}^* k_1 k_2 \left(\frac{V - \Delta V_{\text{щ}} \cos \theta_{\text{щ}}}{V} \right)^2,$$

где $\bar{p}^*$ – коэффициент, являющийся функцией параметра $\bar{x} = \frac{x}{L} \cos \delta$ и чис-

ла Маха M (рис. 2); k_1 – коэффициент, зависящий от параметров $\bar{z} = z/b$ и $\bar{x}$ (рис. 3); k_2 – коэффициент, зависящий от параметров $\bar{r} = r/h$ и $\bar{x}$ (рис. 4); V – скорость летательного аппарата; $\Delta V_{\text{щ}}$ – скорость щитка относительно летательного аппарата; $\theta_{\text{щ}}$ – угол наклона траектории щитка относительно вектора скорости летательного аппарата.

При $x \geq 0$ коэффициент давления вычисляется по формуле

$$\bar{p} = \bar{p}_1^{**} k_1 k_2 \left(\frac{V - \Delta V_{\text{щ}} \cos \theta_{\text{щ}}}{V} \right)^2,$$

где $\bar{p}_1^{**}$ – коэффициент, являющийся функцией параметра $\bar{x} = x/h$ и числа Маха (рис. 5). Значения коэффициентов k_1 и k_2 для $x \geq 0$ определяются с помощью графиков, приведенных на рис. 3 и рис. 4 соответственно, при $\bar{x} = 0$.

Рассмотренная методика справедлива при следующих ограничениях: $M \leq 0,8$ и $b/L = 0,5 \dots 2$.

Алгоритм расчета силового воздействия отделяемого щитка на летательный аппарат с использованием приведенной методики заключается в следующем:

1. Производится расчет динамики движения отделяемого щитка и определяется по времени его положение относительно ЛА, т.е. определяются высота щели r , угол отклонения щитка δ и положение сис-



ШТЫРЛИН
Александр Филиппович —
ведущий научный сотрудник
МАИ, доктор техн.
наук

Полетная эффективность и оптимальные параметры коллоидных электроракетных двигателей для малоразмерных КА

А.Ф. Штырлин

E-mail: k208@mail.ru

Рассматриваются оптимальные параметры ракетных двигателей при максимальной полетной эффективности работы в космическом пространстве. Показано, что такой режим достигается при равенстве нулю векторной суммы трех скоростей: начальной орбитальной скорости движения летательного аппарата, необходимой характеристической скорости решаемой полетной задачи и скорости выхлопа рабочего тела из двигателя. Для космических аппаратов (КА) с массой 0,1...1000 кг, начальной скоростью полета 7800 м/с и временем активной работы 10 лет приведены расчетные данные по тяговым параметрам коллоидных электроракетных двигателей. При оптимальной скорости истечения рабочего тела из двигателя около 8400 м/с возможно решение полетных задач с характеристической скоростью до 565 м/с.

Ключевые слова: полетная эффективность; оптимальные параметры; коллоидные электроракетные двигатели; малоразмерные космические аппараты.

A.F. Shtyrlin. Flight Efficiency And Optimal Parameters Of Colloid Electrical Rocket Engines For Small-Size Spacecraft

The article sheds light on the optimal parameters of rocket engines to provide the maximal flight efficiency in outer space operations. It shows that this can be achieved when the sum of the vectors of the initial orbital speed, the required mission speed and the working media exhaust speed equals zero. Furthermore it offers the thrust calculation of colloid electrical rocket engines to be used in spacecraft weighing 0,1...1,000 kg, which initial velocities are about 7,800 m/s and the active endurance is 10 years. With the optimal speed of working media exhaust not exceeding 8,400 m/s, missions can be fulfilled at the characteristic velocities up to 565 m/s.

Key words: flight efficiency; optimal parameters; colloid electrical rocket engines; small-size spacecraft.

Иntenсивное развитие нано- и микросистемной технологий в ракетно-космической технике приводит к снижению массы и размеров летательных аппаратов. В последнее время большое внимание уделяется разработке наноспутников с массой 1...10 кг и микроспутников с массой 10...100 кг с длительным сроком активного существования. Для осуществления полетных задач этих спутников необходимы микроракетные двигательные установки.

Коллоидные электроракетные двигатели (КЭД) могут эффективно использоваться для решения поставленных задач. В настоящей статье расчет необходимых параметров таких двигателей производится из условия достижения максимальной полетной эффективности ракетного двигателя.

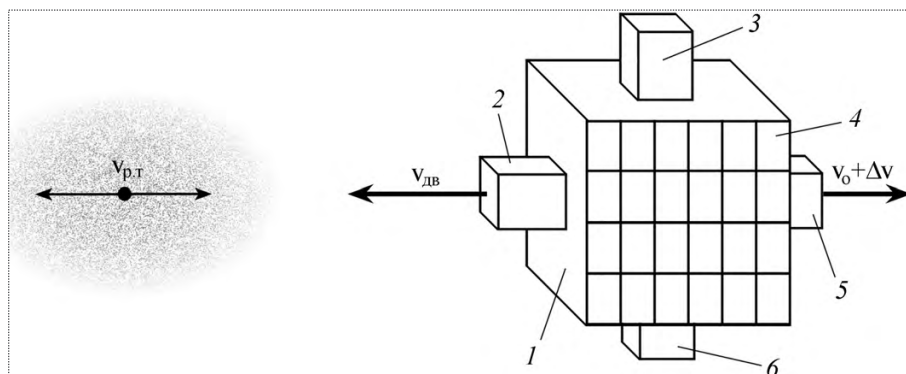


Рис. 1. Схема КА и скоростей потоков массы при движении на орбите полета (1 – корпус аппарата; 2 – ракетный двигатель; 3 – датчик ориентации; 4 – солнечная батарея; 5 – прибор наведения; 6 – приемопередающее устройство)

Определяющее значение при этом имеют кинетические параметры потоков массы космического аппарата (КА), схема которого показана на рис. 1.

Аппарат выводится на орбиту с начальной скоростью полета v_0 . Ракетный двигатель со скоростью истечения рабочего тела $v_{дв}$ обеспечивает приращение характеристической скорости Δv . Другие подсистемы КА, указанные на схеме, обеспечивают энергопитание, управление полетом и связь. Аппарат имеет начальную массу M_0 , а ракетный двигатель – тягу P и массовый секундный расход рабочего тела $\dot{m}$.

Эффективность использования жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) в полетных условиях была рассмотрена А.В. Квасниковым [1], а в случае электроракетных двигателей (ЭРД) – частично затронута Э. Штулингером в работе [2].

Эффективность работы любого типа ракетного двигателя определяется полетным коэффициентом полезного действия $\eta_{пол}$. Он равен отношению реактивной мощности струи N_1 , производящей полезную работу при полете аппарата, к полной мощности струи N_0 . Переносно-относительное движение рабочего тела двигателя рассматривается в неподвижной системе с началом координат на поверхности Земли. В этом случае при движении аппарата коэффициент $\eta_{пол}$ записывается в виде

$$\eta_{iie} = \frac{N_1}{N_0} = \frac{N_1}{N_2 + N_3}, \quad (1)$$

где N_2, N_3 – мощности потока рабочего тела двигателя соответственно в переносном и в относительном движении.

Полезная полетная мощность энергии N_1 , которая используется в результате работы ракетного двигателя, равна произведению реактивной силы P на длину пройденного пути за единицу времени:

$$N_1 = P(v_0 + \Delta v) = \dot{m} v_{aa} (v_0 + \Delta v). \quad (2)$$

Затраченная мощность энергии на осуществление полезной работы двигателя в переносно-относительном движении равна сумме кинетических мощностей энергий рабочего вещества двигателя:

$$N_0 = N_2 + N_3 = \frac{\dot{m}}{2} (v_0 + \Delta v)^2 + \frac{\dot{m}}{2} v_{aa}^2 = \frac{\dot{m}}{2} [(v_0 + \Delta v)^2 + v_{aa}^2]. \quad (3)$$

Решая совместно уравнения (1)–(3), после преобразования получим формулу для определения полетного коэффициента полезного действия:

$$\eta_{iie} = \frac{2 [(v_0 + \Delta v)/v_{aa}]}{1 + [(v_0 + \Delta v)/v_{aa}]^2}. \quad (4)$$

Векторы скоростей движения космического аппарата ($v_0 + \Delta v$) и истекающего из двигателя рабочего тела $v_{дв}$ направлены в разные стороны. Суммарная векторная скорость рабочего тела относительно неподвижной поверхности Земли является причиной возникновения энергетических потерь мощности, которые определяются по формуле

$$N_4 = \frac{\dot{m}}{2} [v_{aa} - (v_0 + \Delta v)]^2 = \frac{\dot{m}}{2} v_{aa}^2 [1 - (v_0 + \Delta v)/v_{aa}]^2. \quad (5)$$

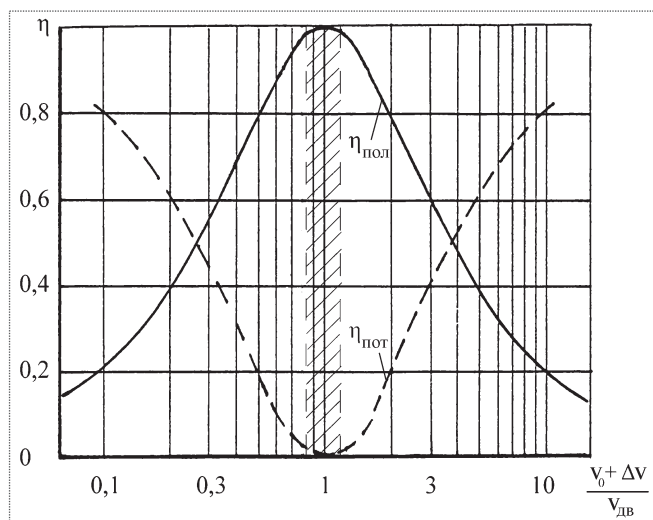


Рис. 2. Зависимость параметров полетной эффективности ракетного двигателя от соотношения скоростей движения масс КА (заштрихованная область – при эффективности в пределах 0,97...1,00)

С учетом (5) относительная доля потерь

$$\eta_{i\dot{i}0} = \frac{N_4}{N_2 + N_3} = \frac{[1 - (v_0 + \Delta v)/v_{aa}]^2}{1 + [(v_0 + \Delta v)/v_{aa}]^2}; \quad (6)$$

баланс энергии

$$\eta_{i\dot{i}e} + \eta_{i\dot{i}0} = 1. \quad (7)$$

Зависимости полетного коэффициента полезного действия ракетного двигателя и доли потерь от отношения скорости поступательного движения КА ($v_0 + \Delta v$) к скорости истечения рабочего тела двигателя v_{dv} , рассчитанные по формулам (4) и (6), представлены на рис. 2. Видно, что при $(v_0 + \Delta v)/v_{aa} = 1$ формируются четко выраженный максимум полетного коэффициента полезного действия, равный единице, и минимум потерь, равный нулю. Это определяет оптимальный полетный режим работы ракетного двигателя, так как при этом скорость движения выброшенной из КА массы рабочего тела относительно Земли равна нулю, что свидетельствует об отсутствии кинетических потерь. Если отношение скоростей меньше или больше 1, то имеет место обратное или прямое движение этой массы, а возникающие кинетические потери снижают полетный коэффициент полезного действия.

Оптимальные значения характеристической скорости движения ЛА и скорости истечения ра-

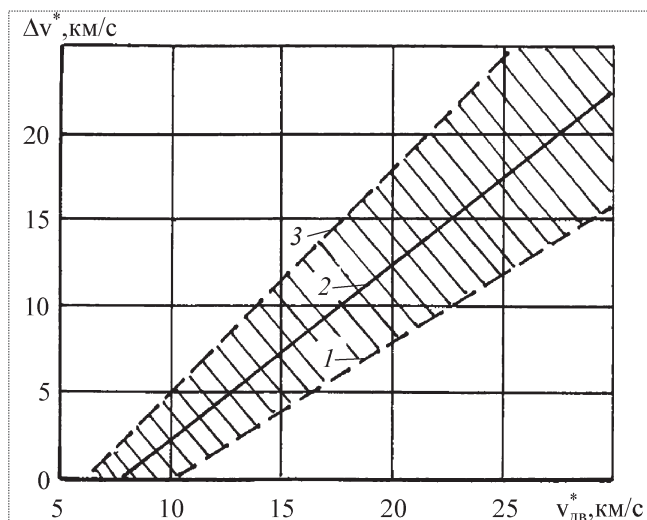


Рис. 3. Зависимость эффективного приращения полетной характеристической скорости КА от скорости истечения рабочего тела ЭРД: 1 – $\eta_{пол} = 0,97$; 2 – $\eta_{пол} = 1$; 3 – $\eta_{пол} = 0,97$

бочего тела двигателя определяются при условии достижения максимальной полетной эффективности, т.е. из равенства

$$v_0 + \Delta v^* = v_{aa}^*. \quad (8)$$

Начальная скорость v_0 движения КА в космосе определяется по орбитальной скорости полета на высоте H над поверхностью сфероидной модели Земли из равенства силы земного притяжения и центробежной силы по формуле

$$v_0 = (g_0 R_0)^{0,5} \left(\frac{R_0}{R_0 + H} \right)^{0,5}, \quad (9)$$

где $R_0 = 6,371 \cdot 10^6$ м – средний радиус Земли; $g_0 = 9,78$ м/с² – ускорение силы тяжести [3].

Согласно формуле (9) на высоте 200 км круговая орбитальная скорость равна 7800 м/с, на геостационарной орбите – 3100 м/с.

Зависимость приращения скорости полета КА от скорости истечения ракетного двигателя при оптимальной полетной эффективности показана на рис. 3. На графике заштрихована зона с допустимым отклонением (до $\eta_{пол} = 0,97$) от идеального случая ($\eta_{пол} = 1$) при скоростях истечения рабочего тела коллоидного двигателя (КД) 6...18 км/с. Из полученных результатов следует, что КД может эффективно решать полетные задачи с харак-

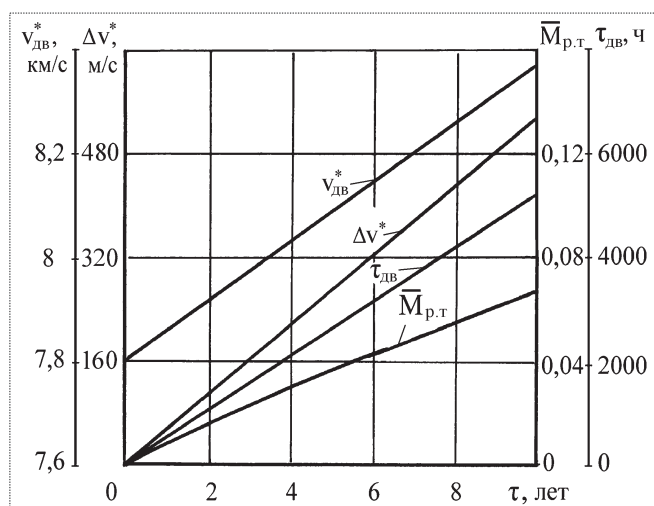


Рис. 4. Оптимальные параметры КД в зависимости от времени активной работы спутника:

$$\alpha_0 = 1 \text{ Вт/кг}; \eta_{\text{дв}} = 0,5; \varepsilon_N = 0,25; \varepsilon_\tau = 0,06$$

теристической скоростью 0...14 км/с, т.е. в пределах земного тяготения и даже с выходом в межпланетное пространство.

Приращение скорости Δv рассчитывается по формуле Циолковского, в которой конечная масса летательного аппарата (ЛА) записывается в виде разности начальной массы ЛА M_0 и массы израсходованного рабочего тела двигателя $M_{\text{р.т}}$ за все время его работы:

$$\Delta v = v_{\text{аа}} \ln \frac{M_0}{M_0 - M_{\text{д.о}}} = v_{\text{аа}} \ln \left(1 - \frac{M_{\text{д.о}}}{M_0} \right)^{-1}. \quad (10)$$

Общий расход массы рабочего тела определяется по секунднему массовому расходу $\dot{m}$ двигателя и времени $\tau_{\text{дв}}$ его работы:

$$M_{\text{д.о}} = \dot{m} \tau_{\text{аа}} = \frac{2 \eta_{\text{аа}}}{v_{\text{аа}}^2} N_{\text{аа}} \tau_{\text{аа}} = \frac{2 M_0 \alpha_0 \eta_{\text{аа}} \varepsilon_N \varepsilon_\tau \tau_0}{v_{\text{аа}}^2}, \quad (11)$$

где α_0 — энерговооруженность спутника; $\eta_{\text{дв}}$ — тяговый коэффициент полезного действия двигателя; τ_0 — время активной работы спутника; ε_N — доля использования двигателем электрической мощности от энергосистемы спутника; ε_τ — доля времени работы двигателя от времени работы

спутника. Подставив (11) в формулу (10), получим точное решение для приращения скорости КА в результате работы ракетного двигателя:

$$\Delta v = v_{\text{аа}} \ln \left(1 - \frac{2 \alpha_0 \eta_{\text{аа}} \varepsilon_N \varepsilon_\tau \tau_0}{v_{\text{аа}}^2} \right)^{-1}. \quad (12)$$

Для практических целей получим более простые и удобные для расчета зависимости. Запишем формулу Циолковского в другой аналитической форме

$$\frac{M_{\text{д.о}}}{M_0} = 1 - e^{-\Delta v / v_{\text{аа}}} \approx \frac{\Delta v}{v_{\text{аа}}}. \quad (13)$$

Разложив показательную функцию в ряд [4] и используя только первые два члена (что допустимо для расчета с точностью 3 % в пределах изменения $M_{\text{д.о}}$ от 0 до 0,06), с учетом (11) и (13) получим приближенное решение

$$\Delta v = \frac{2 \alpha_0 \eta_{\text{аа}} \varepsilon_N \varepsilon_\tau \tau_0}{v_{\text{аа}}}. \quad (14)$$

Тогда оптимальная скорость истечения рабочего тела из двигателя определяется из условия достижения максимального значения полетной эффективности при совместном решении (8) и (14) по формуле

$$v_{\text{аа}}^* = \frac{v_0}{2} + \sqrt{\left(\frac{v_0}{2} \right)^2 + 2 \alpha_0 \eta_{\text{аа}} \varepsilon_N \varepsilon_\tau \tau_0}. \quad (15)$$

По полученным формулам и исходя из заданных условий задачи определяются остальные параметры двигателя: N , P , $\tau_{\text{дв}}$ и $M_{\text{д.о}}$.

Расчеты были выполнены при постоянных параметрах: $\alpha_0 = 1 \text{ Вт/кг}$; $\eta_{\text{дв}} = 0,5$; $\varepsilon_N = 0,25$; $\varepsilon_\tau = 0,06$ и представлены в зависимости от времени работы спутника τ_0 (рис. 4) и массы спутника M_0 (рис. 5). На основании полученных данных выявлены необходимые параметры КД для малоразмерных спутников с временем работы 10 лет (см. таблицу). Классификация спутников приведена по данным работы [5].

Время работы двигателя составляет 5256 ч, доля рабочего тела в массе летательного аппара-

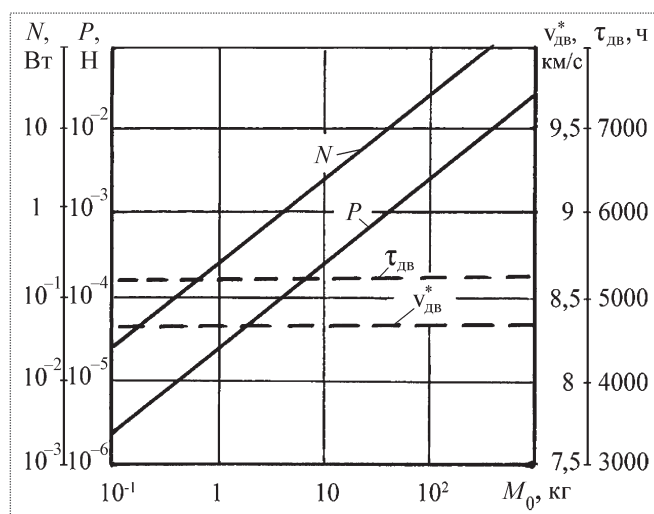


Рис. 5. Оптимальные параметры КД в зависимости от начальной массы спутника:
 $\tau = 10$ лет; $\tau_{дв} = 5256$ ч; $\bar{M}_{\delta, \delta} = 0,067$; $\Delta v = 565$ м/с

Летательный аппарат	Масса ЛА M_0 , кг	Тяговые параметры КД		
		N , Вт	P , Н	$P_{уд}$, м/с
Пикоспутник	$10^{-1} \dots 1$	0,025...0,250	$3 \cdot (10^{-6} \dots 10^{-5})$	8365
Наноспутник	$1 \dots 10$	0,25...2,50	$3 \cdot (10^{-5} \dots 10^{-4})$	8365
Микроспутник	$10 \dots 10^2$	2,5...25	$3 \cdot (10^{-4} \dots 10^{-3})$	8365
Миниспутник	$10^2 \dots 10^3$	25...250	$3 \cdot (10^{-3} \dots 10^{-2})$	8365

та — 0,067, характеристическая скорость выполняемых задач — до 565 м/с. Частичные расчетные и экспериментальные данные параметров КД для спутника кубической формы приведены в работе [6].

Коллоидные ЭРД имеют высокие потенциальные возможности для решения полетных задач широкого спектра спутников. Наиболее разработанными в настоящее время являются двигатели для нано- и микроспутников с массой 1...100 кг. Для пикоспутников требуется дополнительная разработка субмикронных двигателей, а мини-спутники развиваются в направлении повышения мощности коллоидных двигателей.

В заключение сделаем следующие выводы.

1. Оптимизация параметров космического аппарата с ЭРД по полетной эффективности позволяет наиболее эффективно использовать энергию ракетного двигателя для решения полетной задачи.

2. Оптимальный режим работы ракетного двигателя на КА зависит от трех кинетических параметров: начальной орбитальной скорости движения аппарата, характеристической скорости решаемой полетной задачи и скорости истечения рабочего тела двигателя.

3. Оптимальные параметры по мощности, тяге, удельному импульсу и ресурсу для нано- и микроспутников в настоящее время могут быть наиболее полно удовлетворены коллоидными двигателями.

Литература

1. Квасников А.В. Теория жидкостных ракетных двигателей. Л.: ГСИСП, 1959. 542 с.
2. Штулингер Э. Ионные двигатели для космических полетов. М.: Военное издательство МО СССР, 1966. 343 с.
3. Космодемьянский А.А. Константин Эдуардович Циолковский. М.: Наука, 1976. 295 с.
4. Двайт Г.Б. Таблицы интегралов и другие математические формулы. М.: Наука, 1964. 228 с.
5. Стреж С.В., Трошин Е.В. Создание космических систем на базе микроаппаратов // Микросистемная техника. 2003. № 11. С. 35—41.
6. Штырлин А.Ф. Коллоидные электроракетные двигатели для космических микроаппаратов // Нано- и микросистемная техника. 2006. № 9. С. 43—47.

Несущая способность рабочего колеса реактивной турбины в неравномерном температурном поле

И.В. Овчинников

E-mail: ioresult@hotmail.ru



ОВЧИННИКОВ
Игорь Владимирович –
аспирант МАИ

Статья посвящена разработке методик для определения несущей способности рабочих колес реактивных турбин во всем диапазоне нагрузок от центробежной силы, перепада давлений и температурного воздействия. Для построения предельной поверхности использовался метод конечных элементов, реализованный в программном пакете MSC.Nastran, с нелинейной моделью материала и с учетом зависимости свойств материала от температуры. Анализ построенной поверхности позволяет точнее оценивать запас прочности турбины и выбирать пути ее форсирования.

Ключевые слова: реактивная турбина; рабочее колесо; несущая способность; предельная поверхность; предельное состояние; нелинейная модель материала; конечно-элементный расчет.

I.V. Ovchinnikov. Bearing Capacity Of Reaction Turbine Impeller In Non-Uniform Temperature Field

The article scrutinizes methods to determine the bearing capacities of reaction turbine impellers in the whole range of loads arising from centrifugal forces, pressure differential and thermal effects. The MSC.Nastran software based finite element analysis was used to build a limited surface model, featuring non-linear material model and taking into account temperature-dependent properties of the material. The analysis of the surface allows more precise assessment of turbine's margin parameters, thus helping to select better variants to uprate it.

Key words: reaction turbine; impeller; bearing capacity; limit surface; limit state; non-linear material model; finite element method.

До настоящего времени не существует методов расчета при оценке несущей способности рабочего колеса реактивной турбины, которые бы учитывали главную особенность нагружения — совместное действие на рабочее колесо центробежных сил, температурных напряжений и перепада давлений. Последние два фактора приводят к изгибу рабочего колеса. Этот изгиб необходимо минимизировать, так как он вызывает снижение эффективности работы узла турбины в целом.

Исторически проблема минимизации изгибающего момента от перепада давлений, действующего в сечениях рабочего колеса реактивной турбины, решалась путем применения многоступенчатой схемы (начиная с турбины Парсонса). Такая схема позволяла распределять общий перепад давлений по ступеням турбины и тем самым практически исключить его влияние. Однако в ряде конструкций турбинных узлов, и прежде всего в жидкостных ракетных двигателях (ЖРД), применение многоступенчатых турбин невозможно по конструктивным соображениям, поэтому используются реактивные турбины с одной или двумя ступенями. Это означает, что на рабочее колесо действуют значи-

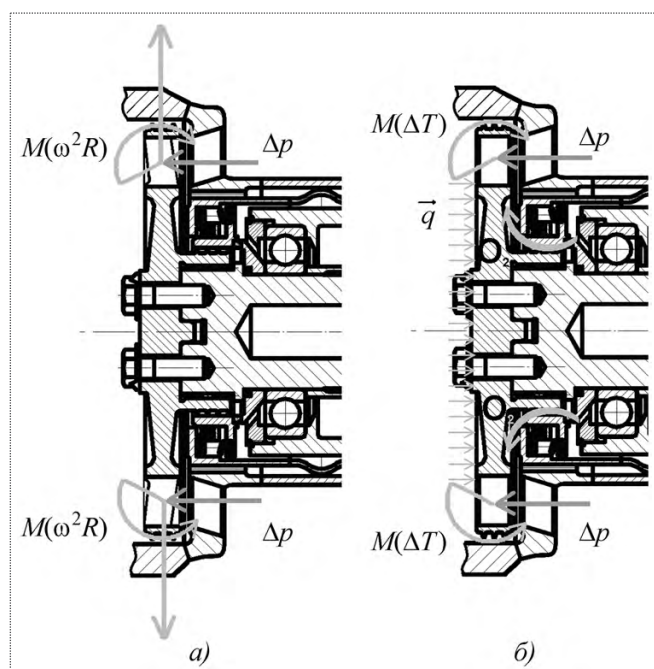


Рис. 1. Конструктивные схемы узла турбины, в которых реализованы способы минимизации изгибающего момента от перепада давлений Δp : а – уравнивание изгибающего момента на рабочем колесе за счет эксцентриситета массы в лопатках, создающего противодействующий момент сил инерции $M(\omega^2 R)$; б – уравнивание изгибающего момента на рабочем колесе моментом от температурных напряжений $M(\Delta T)$

тельные перепады давлений и значительные перепады температур по оси вращения турбины. Создание подобных турбинных узлов базируется на чисто проектных решениях: изгибающий момент от перепада давлений уравнивается искусственно создаваемыми моментами – моментом от центробежных сил и моментом от температурных напряжений. На рис. 1 представлены конструктивные схемы узла реактивной турбины, иллюстрирующие способы минимизации изгибающих моментов.

Рис. 1, а отражает способ компенсации изгибающего момента от перепада давлений Δp путем уравнивания его силами инерции интенсивностью $\sim \rho \omega^2 R$, возникающими в сечениях рабочего колеса за счет искусственно создаваемого эксцентриситета масс. Эксцентриситет может создаваться путем наклона средней линии лопаток по направлению газового потока. Этот прием используется в авиастроении. На рис. 1, б показан аналогичный способ, но в нем с целью минимизации

изгибающего момента от перепада давлений используются температурные напряжения, возникающие в полотне диска рабочего колеса. Этот способ применяется для тех узлов турбины, в которых действуют значительные тепловые потоки q , вызывающие температурный изгиб полотна диска навстречу тепловому потоку. Он используется в рабочих колесах реактивных турбин турбо-насосных агрегатов (ТНА) ЖРД, работающих на криогенных компонентах топлива.

Однако чисто проектные решения не всегда могут реализовываться на практике. Необходимо решение задачи о влиянии совместного действия изгибающих моментов от перепада давлений, центробежной нагрузки и температурных напряжений на несущую способность рабочего колеса. Этому вопросу посвящена настоящая статья.

Расчет на несущую способность с учетом трех видов нагрузок сводится к построению предельной поверхности как поверхности предельных состояний рабочего колеса турбины. Такая поверхность строится в безразмерных координатах $\bar{\omega}$ (угловая скорость), $\bar{p}$ (давление на входе в турбину) и с размерной координатой T (температура) [1, 2].

Физический смысл предельной поверхности состоит в том, что любая точка внутри объема, ограниченного поверхностью Π , соответствует режиму нагружения рабочего колеса турбины с некоторым запасом по несущей способности ($n_{н.с} > 1,0$). Точкам на поверхности Π соответствует предельное состояние рабочего колеса (запас по несущей способности равен единице, т.е. $n_{н.с} = 1,0$); точки вне объема, заключенного в поверхности Π , для практических расчетов не имеют смысла ($n_{н.с} < 1,0$).

Для определения конкретных значений запаса прочности по несущей способности могут быть применены различные методы, например способ, продемонстрированный на рис. 2 [1].

При использовании данного способа запас по несущей способности рабочего колеса определяется следующим образом. Для заданной температуры T_p проводится плоскость, параллельная координатной плоскости $(\bar{\omega}, \bar{p}_1)$, которая на поверхности Π оставляет след – линию CD . В этой

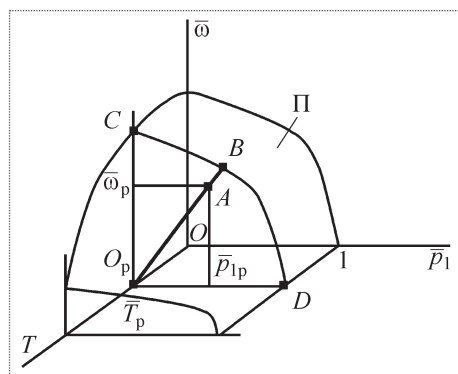


Рис. 2. Метод определения запаса прочности по несущей способности (\$\Pi\$ – предельная поверхность; \$A\$ – рабочая точка, координаты нормированы на максимально допустимые значения)

плоскости для рабочих параметров \$(\bar{\omega}_p, \bar{P}_{1p})\$ определяются координаты точки \$A(\bar{\omega}_p, \bar{P}_{1p})\$. Принимается, что отрезок \$O_p A\$ соответствует рабочему режиму нагружения рабочего колеса, а отрезок \$O_p B\$, где \$B\$ является точкой пересечения продолжения отрезка \$O_p A\$ с кривой \$CD\$, соответствует предельному состоянию рабочего колеса. Тогда искомый запас по несущей способности рабочего колеса определяется отношением отрезка \$O_p B\$ к \$O_p A\$:

$$n_{i,\bar{n}} = \frac{O_p B}{O_p A}.$$

Построение предельной поверхности. Предельная поверхность моделировалась по множеству предельных кривых, каждая из которых была построена для заданной температуры из некоторого ряда значений температур. Предельные кривые строились по методике, аналогичной описанной в [1, 2]. Ряд температур охватывал диапазон от рабочей температуры турбины \$T_1\$ до температуры \$T_2\$, при которой происходит резкое падение механических свойств материала рабочего колеса. Разность между соседними значениями ряда температур равна некоторому шагу \$\Delta T\$. Для каждой температуры из указанного ряда проводился отдельный температурный расчет с помощью программного пакета конечно-элементного моделирования MSC.Nastran. Результатом этого расчета являлось температурное поле, которое использовалось в составе входных данных (наряду с полями давлений и другими данными о нагрузках) при последующем прочностном расчете рабочего колеса на той же конечно-элементной сетке.

Температурный расчет. Для определения температурного поля на конечно-элементной модели был проведен статический температурный расчет с учетом нелинейной теплопроводности (SOL 153 в терминологии MSC.Nastran). Используемая конечно-элементная модель показана на рис. 3.

Граничные условия:

внутренняя поверхность вала и боковые поверхности рассматриваемого сектора рабочего колеса теплоизолированные;

граничные условия третьего рода на лопатках и поверхностях диска и бандажа, омываемых горячим газом, определяются исходя из данных, приведенных в [3];

на поверхностях, для которых известны экспериментальные данные по температуре, задаются граничные условия первого рода. Температура задается исходя из опытных данных в ряде точек, находящихся на разном расстоянии от оси рабочего колеса. Для определения температуры между точками используется линейная интерполяция. Для поверхности рабочего колеса, взаимодействующей с выхлопом, задается температура пропорционально температуре газа;

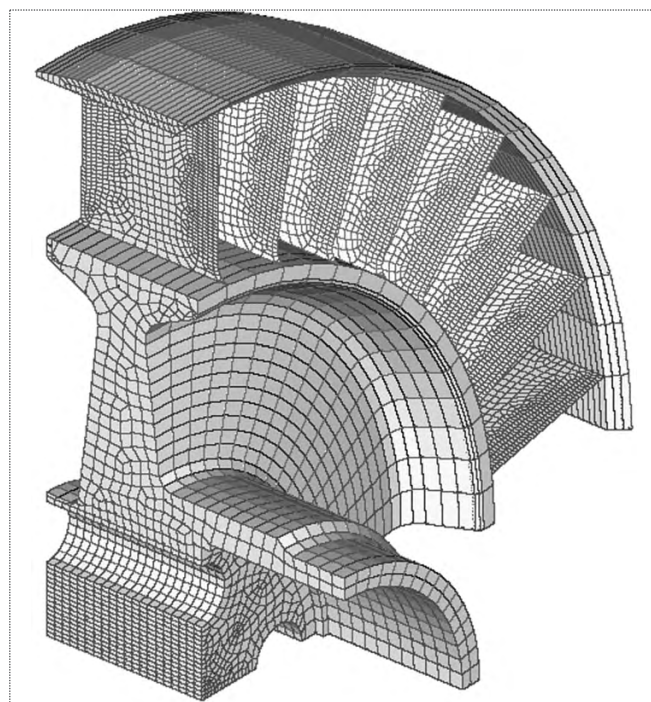


Рис. 3. Конечно-элементная модель

при построении предельных кривых для температур, отличных от рабочих, принимается гипотеза равенства температуры выходной поверхности рабочего колеса и температуры газа. Так же изменяется и температура для граничных условий третьего рода.

Расчет напряженно-деформированного состояния (НДС). При расчете НДС учитывались следующие нагрузки:

нагрузка от центробежных сил;
статические давления на всех поверхностях рабочего колеса;

скоростной напор на лопатках (распределенная нагрузка на лопатке прикладывалась к средней линии);

температурные напряжения.

Условия закрепления:

все узлы на оси турбины могут двигаться вдоль оси;

узлы на боковых гранях рассматриваемого сектора связаны через многоточечное закрепление (Multi Point Constraint, или MPC в терминологии MSC.Nastran), обеспечивающее циклическую симметрию;

закрепление болтами моделируется запретом на перемещение вдоль оси турбины узлов, находящихся в зоне контакта с головками болтов. Для обоснования такого моделирования были произведены расчеты с использованием GAP-элементов для зазора между головкой болта и диском рабочего колеса турбины. Расчеты показали, что для заданных параметров результаты практически совпадают с результатами, полученными для более простого закрепления, описанного выше, но при этом время расчета без GAP-элементов значительно меньше, чем с ними.

Числовые исходные данные. Метод конечных элементов подразумевает численный расчет по заданной сетке с конкретными значениями температур и нагрузок. Поэтому ниже приведены числовые значения параметров, использовавшихся в расчетах.

Для температурного расчета:

рабочая температура $T_1 = 560$ °C;

максимальная температура $T_2 = 960$ °C;

шаг по температуре $\Delta T = 100$ °C;

коэффициент теплопередачи для граничных условий третьего рода на поверхностях, омываемых горячим газом, $6,5 \cdot 10^4$ Вт/(м²·°C);

температуры для задания граничных условий первого рода (точка на валу, на внешнем краю диска и три промежуточных точки):

Расстояние от оси, мм	74,3	82,1	129,0	144,6	200,0
---------------------------------	------	------	-------	-------	-------

Температура, °C	-120	-110	-105	-100	-100
---------------------------	------	------	------	------	------

Для расчета НДС:

скорость вращения турбины на рабочем режиме 1377 рад/с;

рабочее значение давления на входе в турбину 33,5 МПа;

рабочее значение давления на выходе из турбины 27,5 МПа;

давление в канале турбины, вычисляемое как линейная интерполяция между давлением на входе и давлением на выходе (прикладывалось в канале турбины и к внешней поверхности бандажа);

распределенная нагрузка на лопатки. Данная нагрузка определялась на основе данных других авторов как линейная интерполяция по точкам, соответствующим соединению лопатки с диском и бандажом. На рабочем режиме нагрузка в точке соединения с диском 100 кгс/см, в точке соединения с бандажом 352 кгс/см. При изменении давлений эта нагрузка полагалась пропорциональной перепаду давлений на турбине.

В обоих расчетах учитывалось нелинейное поведение материала. При задании свойств материала в конечно-элементной модели использовалась линейная интерполяция по точкам, расположенным в температурном диапазоне от -200 до +960 °C с шагом 80 °C.

Критерием разрушения было выбрано превышение относительной деформацией ε в какой-либо точке рабочего колеса предельного значения $\varepsilon_{пр} = 3$ %.

Процедура проведения расчета с использованием программного пакета MSC.Nastran. Нелинейный расчет НДС в программном пакете MSC.Nastran ведется итеративно, с последовательным увеличением нагрузки. При этом поль-

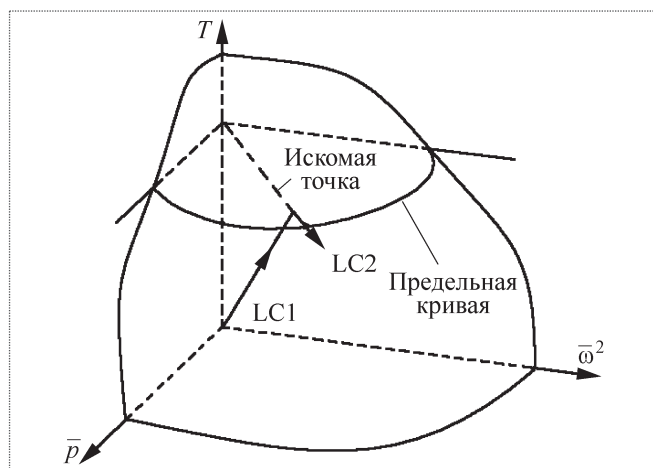


Рис. 4. Два случая нагружения (LC1 и LC2) при нелинейном конечно-элементном расчете для построения предельной поверхности

зователем могут задаваться последовательность этапов повышения нагрузки (Load Case или случаи нагружения в терминологии MSC.Nastran) и их характеристики (конечные значения конкретных нагрузок).

Для температур до 760 °С включительно применялась следующая методика построения предельной кривой. Для более точного определения координат точек предельной поверхности и сокращения необходимого машинного времени расчет разбивался на два этапа — два последовательных случая нагружения (рис. 4).

На первом этапе (LC1) нагрузки, включая температурные, увеличивались до некоторого значения, соответствующего точке внутри предельной поверхности. При этом использовался достаточно крупный шаг по нагрузке, конечная точка нагружения выбиралась близко к предполагаемой предельной поверхности. На втором этапе (LC2) при заданной постоянной температуре T пропорционально друг другу увеличивались нагрузки от центробежных сил и перепада давлений. На втором этапе использовался гораздо меньший шаг по рабочей нагрузке (менее 1 % от рабочей нагрузки). Для каждого шага вычислялось максимальное по всем элементам модели отношение $\varepsilon / \varepsilon_{\text{пр}}$ и при превышении им единицы путем линейной интерполяции между соседними точками определялось точное положение

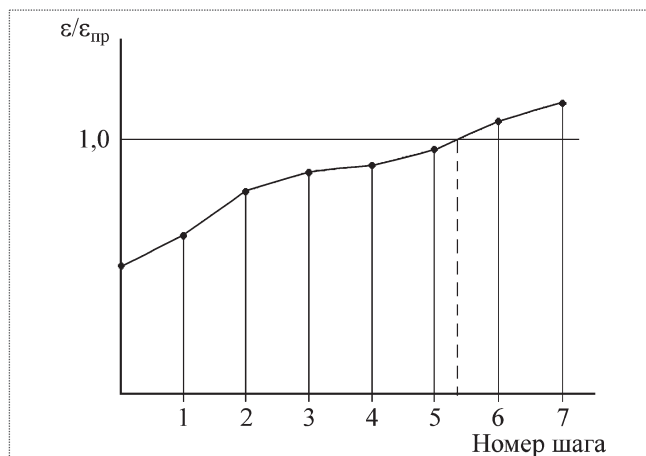


Рис. 5. Определение точного положения точки предельной кривой

точки предельной кривой в координатах $\bar{p}$ (давление), $\bar{\omega}^2$ (центробежная нагрузка) для заданной температуры T (рис. 5). Каждая такая кривая является сечением предельной поверхности плоскостью $T = \text{const}$. Заметим, что здесь используется координата $\bar{\omega}^2$, соответствующая центробежной нагрузке, а не $\bar{\omega}$, соответствующая угловой скорости. Это связано с особенностью задания этапов нагружения в MSC.Nastran: все нагрузки увеличиваются пропорционально друг другу, центробежные силы изменяются путем задания коэффициента нагружения (директива LOAD MSC.Nastran), а не изменением значения угловой скорости, оно задано директивой RFORCE и не меняется.

Однако для температур свыше 760 °С непосредственное применение данной методики было невозможно. Это объясняется следующими причинами:

при рекомендованном ограничении в 20 шагов [4] на один случай нагружения размер шага на первом этапе расчета получался слишком большим и численное решение расходилось, что выражалось в аварийном завершении MSC.Nastran с сообщением о неположительно определенной матрице жесткости;

предельная кривая становится замкнутой в пределах первого квадранта системы координат давление — центробежная нагрузка.

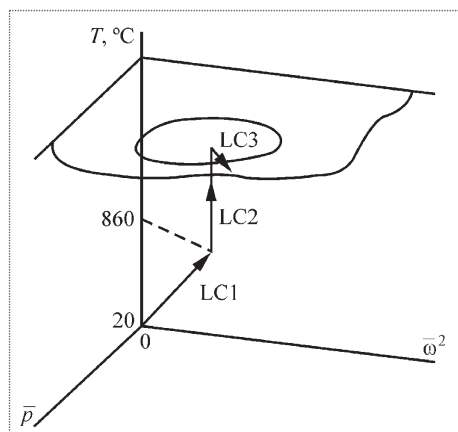


Рис. 6. Три случая нагружения (LC1, LC2, LC3) при расчете точек предельной поверхности для температур выше 760 °С (случаи нагружения LC1 и LC2 одинаковы для всех точек при заданной температуре)

Поэтому использовались три этапа нагружения:

увеличение нагрузок, включая температурные, до значения, соответствующего некоторой фиксированной точке внутри предельной поверхности с температурой 860 °С (LC1);

увеличение только температурных нагрузок до соответствия исследуемой температуре (LC2);

пропорциональное увеличение нагрузок при постоянной температуре, как во второй стадии двухстадийного расчета (LC3).

Построение предельной кривой проиллюстрировано на рис. 6.

Для сокращения времени расчета при трехстадийном расчете использовался механизм так называемых рестартов (Restarts), который позволил для каждой новой точки предельной кривой использовать результаты расчета первых двух этапов для другой точки, лежащей в той же плоскости $T = \text{const}$, т.е. не повторять расчеты для случаев нагружения LC1 и LC2.

Несмотря на относительную простоту используемой конечно-элементной модели оба описанных метода построения предельной кривой весьма трудоемки. Расчет одной точки занимает от одного до четырех часов при использовании компьютера Pentium III (частота 1200 МГц, объем памяти 512 Мб). Для ав-

томатизации процесса была разработана программа на языке FEMAP Basic. Упомянутый язык является одним из средств скриптового программирования для пре-/постпроцессора FEMAP, входящего вместе с MSC.Nastran в состав пакета MSC.VisualNastran. Язык полностью совместим с Microsoft Visual Basic и обладает расширенной функциональностью для обработки и анализа результатов моделирования. Применение разработанной программы позволяет построить предельную поверхность в сжатые сроки практически без участия оператора, т.е. использовать для расчетов ночное время.

Результаты расчетов. На рис. 7 показан вид построенной предельной поверхности в виде карты уровней, где за высоту принята температура, а по осям отложены приведенные к рабочим нагрузки от центробежной силы и перепада давлений.

Форма предельной поверхности наглядно показывает эффективность применения принципа компенсации нагрузок. В частности, при высоких температурах (более 760 °С) центробежная сила, приложенная в условиях отсутствия перепада давлений, приводит к разрушению рабочего колеса даже при рабочих значениях частоты вращения. Подъем в начале предельных кривых для температур 560...760 °С означает, что при боль-

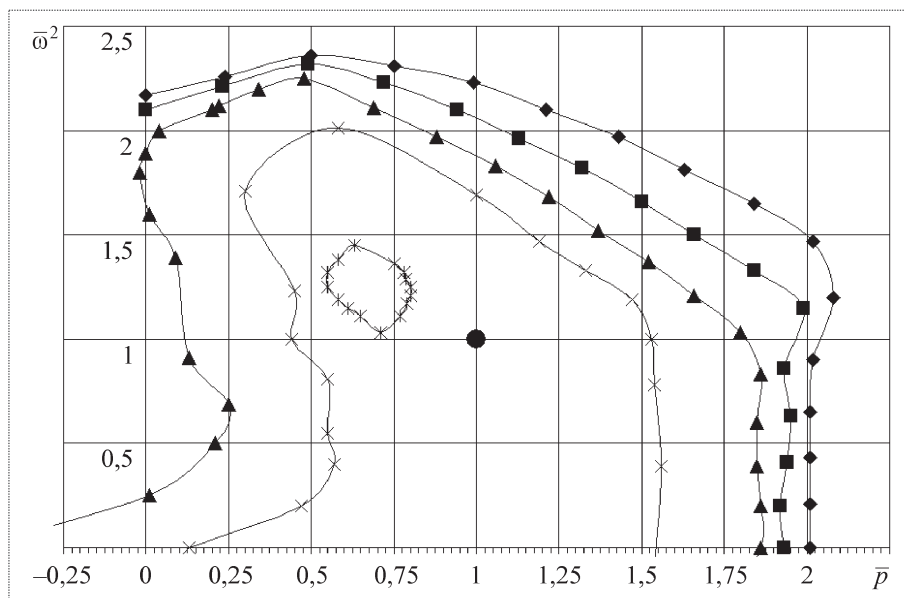


Рис. 7. Результаты расчета точек предельной поверхности:

—◆— $T = 560$ °С; —■— $T = 660$ °С; —▲— $T = 760$ °С; —×— $T = 860$ °С; —*— $T = 960$ °С; • — рабочая точка



ХОПИН
Петр Николаевич —
доцент "МАТИ" — Рос-
сийского государственного
технологического универ-
ситета им. К.Э. Циолков-
ского, кандидат техн. наук

Теплофрикционные характеристики самосмазывающихся материалов и твердосмазочных покрытий в различных условиях

П.Н. Хопин

E-mail: Chopinp@mail.ru

Дается сравнительная оценка теплофрикционных характеристик (коэффициента трения и температуры трения) самосмазывающихся материалов — углеграфитового АТГ, наполненных полимерных материалов ГФ-5М, ВОЛАН-Ф, КВП-1, графитопласти АМС-5М — и твердосмазочного покрытия ВНИИ НП 212 на воздухе и в вакууме. Определены оптимальные условия их применения.

Ключевые слова: теплофрикционные характеристики; самосмазывающиеся материалы; твердосмазочное покрытие.

P.N. Khopine. Thermal-frictional Characteristics For Self-lubricating Materials And Solid Lubricating Coating In Different Conditions

Research comparative estimate of thermal-frictional characteristics (constant end temperature of friction) for self-lubricating materials — carbureted hydrogen ATG, reinforced polymer materials GF-5M, WOLAN-F, KWP-1, graphite fiber composite AMS-5M — and of solid lubricating coating WNII NP-212 out of doors and vacuum. Determine optimal use theirs conditions.

Key words: thermal-frictional characteristics; self-lubricating materials; solid lubricating coating.

К числу перспективных смазочных материалов для узлов трения скольжения и других типов сопряжений, обеспечивающих работоспособность в условиях нормальной атмосферы, вакуума, различного рода излучений, относятся самосмазывающиеся материалы (СМ) и твердосмазочные покрытия (ТСП). При этом преимуществом является обеспечение автономного смазывания зоны трения в течение заданного ресурса работы узла сопряжения.

Самосмазывающиеся материалы при сравнительно низкой их прочности имеют высокие антифрикционные характеристики. Коэффициент трения твердосмазочных покрытий, обладающих высокой нагрузочной способностью (вплоть до достижения предела текучести основного материала), изменяется в зависимости от нагрузки. В связи с этим практический интерес представляет сравнительный анализ переходных нагрузочно-скоростных условий трения, оптимальных для каждого из исследуемых смазочных материалов. При этом можно выбрать лучший материал для конкретных условий трения.

Сравнительная оценка работоспособности самосмазывающихся материалов и ТСП ВНИИ НП 212 при трении проводилась для следующих типов СМ:

высокотемпературный углеграфитовый антифрикционный материал АТГ (прочность при сжатии 100...110 МПа), предназначенный для применения на воздухе, в среде углекислого газа и в вакууме (в интервале температур 20...700 °С);

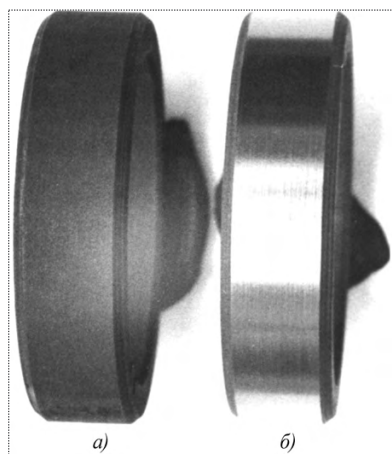


Рис. 1. Образцы из СМ типа АТГ:
а — исходный; б — с наработкой на воздухе

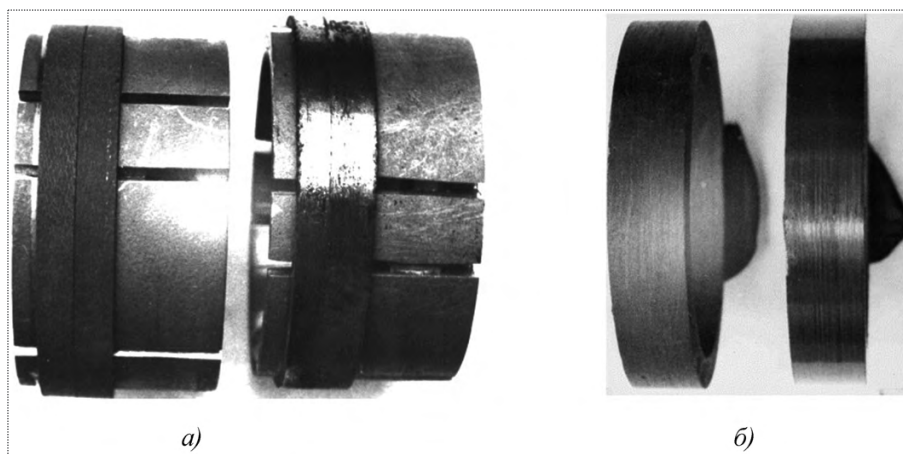


Рис. 2. Образцы из СМ:
а — типа АМС-5М, укрепленные на разборной оправке, — исходные (слева), с наработкой (справа); б — типа ВОЛАН-Ф — исходный (слева), с наработкой (справа)

наполненные фторопластовые антифрикционные материалы ГФ-5М, ВОЛАН-Ф, КВП-1 (прочность при сжатии 12,0...22,7 МПа);

графитопласт АМС-5М (прочность при сжатии 150...200 МПа), обладающий хорошими антифрикционными свойствами как на воздухе, так и в среде углекислого газа при температуре до 200 °С.

Исследования в условиях нормальной атмосферы. При проведении испытаний на трение использовалась модернизированная установка на базе роликового прибора, рекомендованного для оценки истираемости и антифрикционных свойств твердосмазочных покрытий. Применение специального привода от тахометрической установки типа ТХ 1-60 в сочетании с механизмом нагружения пружинного типа позволяет бесступенчато изменять нагрузочно-скоростные условия трения в процессе испытаний. Для непрерывного измерения коэффициента трения $f_{тр}$ и температуры трения $T_{тр}$ использовали соответственно тензометрическую систему и специально сконструированный контробразец с термопарой, расположенной в непосредственной близости от места контакта.

Образцы изготавливались в зависимости от вида исходных материалов (пруток или полоса) в виде колец с конической посадочной поверхностью (СМ АТГ, ГФ-5М) (рис. 1) или в виде цилиндрических колец, укрепленных на специальной разборной оправке (СМ ВОЛАН-Ф, АМС-5М, КВП-1) (рис. 2).

ТСП ВНИИ НП 212 наносили на кольцевые образцы из закаленной стали ШХ15 по методике ВНИИ НП.

В качестве контртела использовали кольца, изготовленные из коррозионно-стойкой стали 12Х18Н9Т и закаленного материала ХВГ с твердостью по Роквеллу HRC > 60.

Поскольку температурный режим в зоне трения, определяющийся контактным давлением $P_{конт}$ и скоростью скольжения V , непосредственно связан с антифрикционными характеристиками самосмазывающихся материалов и твердосмазочных покрытий, в качестве основной была принята зависимость $f_{тр} = f(T_{тр})$.

Проведенные при различных значениях $P_{конт}$ и V испытания [1] позволили построить зависимости $f_{тр} = f(T_{тр})$ для всех исследованных типов материалов (рис. 3).

Результаты исследований теплофрикционных характеристик СМ и ТСП (см. рис. 3) позволяют провести оценку теплофрикционного состояния контактных поверхностей соответствующих пар трения. Очевидно преимущество СМ типа АМС-5М, имеющего "падающую" характеристику, по сравнению с остальными антифрикционными СМ, для которых с увеличением $f_{тр}$ повышается и контактная температура трения. Исключение составляет СМ марки АТГ, для которого до 80 °С наблюдалось снижение $f_{тр}$, а при более напряженных режимах коэффициент трения резко возрастал.

Своеобразие теплофрикционных характеристик СМ АМС-5М объясняется принципиальным отли-

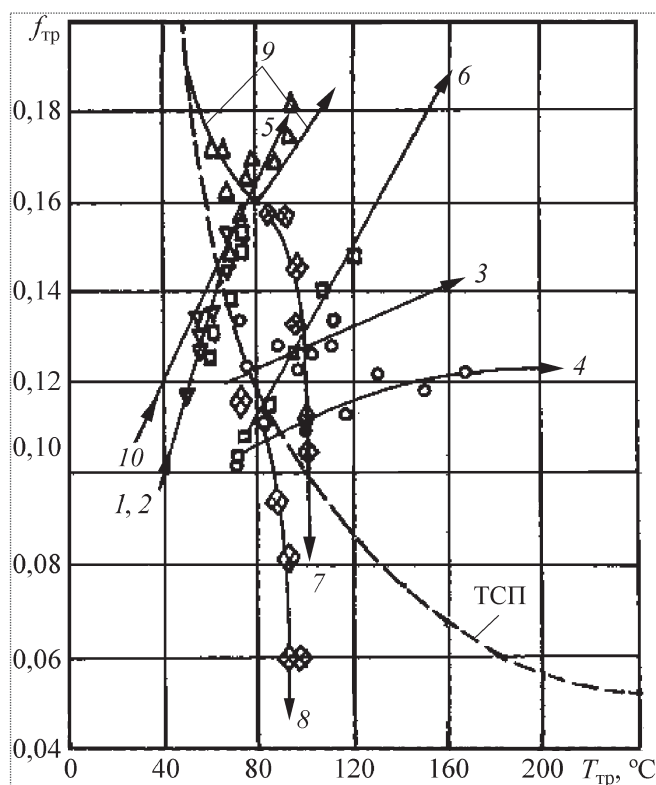


Рис. 3. Теплофрикционные характеристики различных СМ и ТСП в нормальных атмосферных условиях:
1, 2 – ГФ-5М; 3, 4 – КВП-1; 5, 6 – ВОЛАН-Ф; 7, 8 – АМС-5М; 9, 10 – АТГ; ——— ВНИИ НП 212 (материал контртела: 1, 3, 5, 7, 9 – ХВГ, HRC > 60; 2, 4, 6, 8, 10 – 12Х18Н9Т)

чением состава этого композита от других рассматриваемых марок СМ. Если СМ АМС-5М представлял собой высокопрочную композицию углеродного наполнителя, связанного прочной смолой, то остальные СМ – это наполненные полимеры (КВП-1, ГФ-5М, ВОЛАН-Ф) или пропитанный связкой углеграфитовый материал (АТГ). Поэтому "падающая" характеристика СМ АМС-5М может быть объяснена следующим образом.

При температурном режиме до 80 °С тепловой уровень недостаточен для размягчения связующего этого СМ. С ростом $T_{тр}$ температура в месте контакта становится достаточной для размягчения связующего и ориентации частиц антифрикционного наполнителя вдоль поверхности трения. Это обстоятельство подтверждается высоким $f_{тр} = 0,10...0,12$ при $T_{тр} < 80$ °С и низким $f_{тр} = 0,06$ при $T_{тр} > 80$ °С.

Аналогичным образом может быть объяснена оптимальная область трения для СМ АТГ (при $T_{тр} = 80$ °С коэффициент трения достигает мини-

мума). Однако с повышением $T_{тр}$ для этого СМ тепловой уровень достигает значений, приводящих к быстрому разрушению связки, что сопровождается резким ухудшением антифрикционных характеристик.

Для остальных СМ типа наполненных полимеров повышение $f_{тр}$ с возрастанием $T_{тр}$ является типичным для полимерных материалов.

Таким образом, в результате проведенных исследований была разработана и опробована методика оценки работоспособности различных типов СМ и ТСП, изучены теплофрикционные характеристики СМ АТГ, ГФ-5М, ВОЛАН-Ф, КВП-1, АМС-5М и ТСП ВНИИ НП 212. Из числа исследованных наиболее предпочтительные параметры имел СМ АМС-5М, обнаруживший не только меньшее значение коэффициента трения, но и снижение последнего с возрастанием V .

Выявлена тесная корреляционная связь между параметрами $f_{тр}$ и $T_{тр}$ для различных типов СМ, позволяющая произвести оперативную оценку значения $T_{тр}$ по коэффициенту $f_{тр}$, трудоемкость измерения которого значительно меньше.

Исследование влияния контртела на теплофрикционные характеристики позволило сформулировать следующие рекомендации:

- для СМ ВОЛАН, КВП-1, АМС-5М и АТГ (при $V < 0,3$ м/с и $P = 11...28$ МПа) в качестве материала контртела необходимо использовать более пластичный материал (типа 12Х18Н9Т), обеспечивающий меньший коэффициент $f_{тр}$ по сравнению с твердым контртелом (типа закаленной стали ХВГ, HRC = 60);

- для СМ ГФ-5М, а также АТГ (при $V > 0,3$ м/с; $P = 11...28$ МПа) в качестве материала контртела нужно использовать закаленные стали (типа ХВГ, HRC > 60).

Показано, что в нормальных атмосферных условиях при низких контактных давлениях (11...18 МПа) и скоростях скольжения $V < 0,4$ м/с рассматриваемые СМ обладают меньшим коэффициентом трения, чем пара с ТСП ВНИИ НП 212. При более напряженных режимах трения антифрикционные и прочностные характеристики пар с ТСП оказываются более предпочтительными.

Исследования в условиях вакуума. Для проведения исследования работоспособности пар трения с СМ и ТСП, а также других смазочных материалов в условиях разреженной атмосферы был разработан стенд для изучения трения и износа в ва-

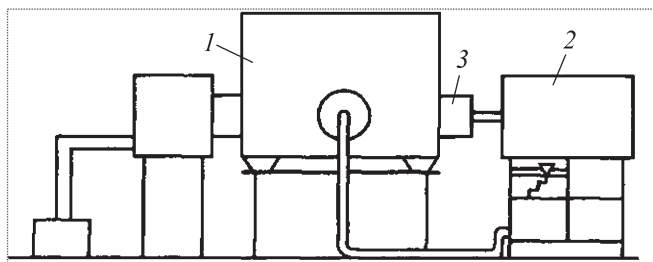


Рис. 4. Стенд для изучения трения и износа в вакууме

кууме (рис. 4) [2]. Он содержит вакуумную камеру 1 с системой откачных средств, нагрузочно-измерительный механизм с нагревателем, размещенный внутри камеры, привод типа ТХ1-60 (тахометрическую установку) 2, вакуумный ввод вращения 3, а также систему управления стендом, измерения глубины вакуума и теплофрикционных характеристик исследуемой пары трения. Ввод вращения уплотнялся при помощи резиновых манжет с наружным (относительно уплотнений) расположением опорных подшипников.

Система откачных средств состоит из форвакуумного механического насоса ВН-7 и вакуумного агрегата ВА-8-Пр. Для исключения перекосов осей в конструкции стэнда использованы две карданные развязки. Спроектирован и выполнен механизм отключения пары трения после окончания испытаний, позволяющий своевременно разъединять контактирующие образцы в вакууме.

Компоновка нагрузочно-измерительного механизма стэнда представлена на рис.5.

У всех испытанных СМ, а также пар трения с ТСП ВНИИ НП 212 при форвакуумной откачке камеры механическим насосом при давлении $\sim 13,30 \dots 1,33$ Па резко снижался коэффициент трения, который затем в течение нескольких минут принимал установившееся значение. Вероятно, это связано с резким изменением состава окружающей среды в процессе откачки, так как преимущественно окислительный характер трения на воздухе в разреженной атмосфере становится неэффективным.

В результате проведенных экспериментов было установлено, что не все СМ обладают удовлетворительной работоспособностью в условиях разреженной атмосферы. Например, при испытании пары трения АТГ–ХВГ нормальный режим трения, наблюдавшийся на воздухе, в условиях вакуума резко ухудшался. Изменение $f_{\text{тр}}$ приобрело скачкообразный характер.

При изучении дорожек трения (рис. 6) образцов из СМ АТГ после испытаний в нормальных атмосферных условиях и в вакууме выявлено, что смазочная пленка, образующаяся за счет окисления поверхности трения углеграфитового материала на воздухе, при трении в вакууме разрушается из-за отсутствия окислительной среды.

В целях сравнения антифрикционных характеристик СМ и ТСП для условий вакуума были построены зависимости изменения $f_{\text{тр}} = f(V)$ и $T_{\text{тр}} = f(V)$ для всех рассмотренных ранее работоспособных сочетаний пар трения СМ с контртелами обеих марок [3]. Для оценки не только антифрикционных, но и тепловых параметров СМ и ТСП были построены теплофрикционные зависимости типа $f_{\text{тр}} = f(T_{\text{тр}})$ (рис. 7).

Их анализ выявляет значительно менее напряженные теплофрикционные характеристики в парах трения с ТСП. Очевидно, что причиной такого явления (с учетом близких антифрикционных свойств СМ и ТСП) является меньшая контактная температура трения для пары с ТСП ВНИИ НП 212 по сравнению с СМ рассмотренных типов. Данное обстоятельство подтверждает преимущество ТСП в сравнении с СМ при трении в вакууме.

В результате проведенных исследований можно сделать следующие выводы:

существует тесная корреляционная связь между параметрами $f_{\text{тр}}$ и $T_{\text{тр}}$ для различных типов СМ и ТСП, позволяющая провести оперативную оценку $T_{\text{тр}}$ по значению $f_{\text{тр}}$, трудоемкость измерения которого значительно меньшая, чем первого параметра;



Рис. 5. Компоновка нагрузочно-измерительного механизма стэнда для изучения трения и износа в вакууме

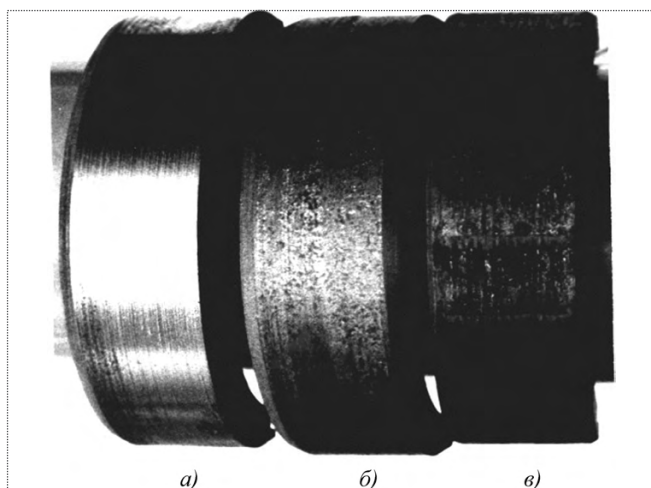


Рис. 6. Вид дорожек трения СМ АТГ:

а — после наработки на воздухе; б — после кратковременной наработки в вакууме; в — после длительной наработки в вакууме

из числа исследованных СМ наиболее предпочтительные параметры имел графитопласт СМ АМС-5М, обнаруживший не только меньшее значение $f_{тр}$, но и его снижение с возрастанием V ;

в нормальных атмосферных условиях при низких контактных давлениях ($P = 11...18$ МПа) и скоростях скольжения $V < 0,4$ м/с рассматриваемые СМ обладают меньшим $f_{тр}$, чем пара с ТСП ВНИИ НП 212. При более напряженных режимах трения теплофрикционные и прочностные характеристики пар с ТСП оказываются более предпочтительными;

в вакууме оказался неработоспособным углеграфитовый самосмазывающийся материал АТГ;

в условиях вакуума выявлено преимущество ТСП ВНИИ НП 212 по сравнению с СМ рассмотренных типов, обнаружившего значительно менее напряженные теплофрикционные характеристики.

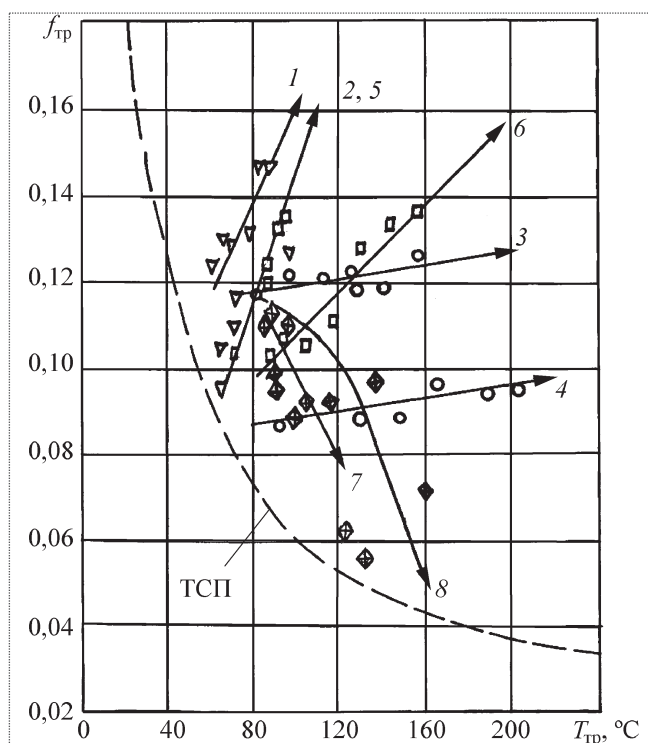


Рис. 7. Теплофрикционные характеристики различных СМ и ТСП в условиях вакуума:

1, 2 — ГФ-5М; 3, 4 — КВП-1; 5, 6 — ВОЛАН-Ф; 7, 8 — АМС-5М; ——— ВНИИ НП 212 (материал контрола: 1, 3, 5, 7 — ХВГ, HRC > 60; 2, 4, 6, 8 — 12Х18Н9Т)

Абстрактная информация

1. Хопин П.Н., Петренко А.В., Фролова Н.В. и др. Сравнительная оценка работоспособности самосмазывающихся материалов при трении на воздухе // Пластические массы. 1991. № 10. С. 25–27.

2. А.с. 926573 РФ. Устройство для испытания материалов на трение и износ / П.Н. Хопин, В.А. Комаров, А.Ф. Волков; Заявлено 01.09.80; Опубл. 07.05.82. Бюл. № 17.

3. Хопин П.Н., Комаров В.А., Губанова Т.Ф. Исследование теплофрикционных характеристик самосмазывающихся материалов в вакууме по сравнению с твердосмазочными покрытиями // Авиационная промышленность. 1992. № 3. С. 38–40.

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

ООО "Издательство Машиностроение"/ООО "Машиностроение-Полет", 107076, Москва, Стромынский пер., 4

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

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

Сдано в набор 20.01.10. Подписано в печать 31.03.10. Формат 60×88/8. Усл. печ. л. 7,35. Уч.-изд. л. 7,37. Зак. 285. Свободная цена. Оригинал-макет и электронная версия подготовлены в ООО "Издательство Машиностроение".

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