

УДК 629.735.33

А.В. АМБРОЖЕВИЧ¹, И.П. БОЙЧУК¹, С.Н. ЛАРЬКОВ², В.А. СЕРЕДА¹¹ *Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина*² *ГНПО «Коммунар», Украина*

МАЛОРЕСУРСНЫЙ МЕТОД ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ТЕЧЕНИЙ В ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ ОБЛАСТЯХ СЛОЖНОЙ ФОРМЫ

С целью интенсификации начальных этапов газодинамического проектирования различных объектов аэрокосмической техники (АКТ) предложен метод отображения направляющих свойств внешних и внутренних поверхностей на грубых расчетных декартовых сетках. Продемонстрирована возможность применения предложенной модели к решению задачи внешнего и внутреннего обтекания свободнолетающего аппарата с ракетным двигателем при ограничении вычислительных ресурсов условием применения ПЭВМ ординарного класса. В виде графического материала представлены результаты численного эксперимента.

Ключевые слова: опережающие численные исследования, летательный аппарат, процессы внешнего и внутреннего обтекания, конечно-разностные методы, метод особенностей, расчетные сетки.

Введение

Любая практическая задача порождает методы решения, адекватные уровню развития расчетного инструментария. Типичная практическая задача исследования процесса движения свободнолетающих аппаратов с аэродинамическими и аэробаллистическими принципами поддержания, оснащенных двигательными установками, до недавнего времени относилась к монопольной сфере весьма приближенных траекторных моделей динамики полета, не ориентированных по своему происхождению на применение машинных вычислений. С появлением высокопроизводительных ЭВМ возникла возможность получения сеточных приближенных решений многомерных нестационарных задач газовой динамики, что явилось предпосылкой к освоению класса качественно новых моделей объектов аэрокосмической техники (АКТ), отображающих комплексный характер взаимодействующих внешних и внутренних течений [1]. Указанный класс моделей при использовании ординарных ЭВМ на данном этапе, тем не менее, остается проблематичным в реализации, так как в силу ресурсных ограничений предполагает применение относительно грубых сеток к геометрическим областям со сложной формой неодносвязных криволинейных границ.

Для получения уточненных отображений криволинейных границ разработан широкий спектр методов, основанных на применении адаптивных структурированных или неструктурированных неортогональных сеток. Построение адекватной адаптивной сетки является отдельной задачей вычисли-

тельной геометрии. В связи с этим понятен практический интерес к однородным конечно-разностным схемам, позволяющим решать уравнения пространственного движения среды в областях со сложной формой границ на декартовых сетках. Привлекательность последних определяется простотой получения конечно-разностных аналогов дифференциальных уравнений в частных производных и возможностью дискретизации подвижных границ без многократного перестроения сеток.

Известны методы декартовых сеток, основывающиеся на разнообразных способах представления криволинейных границ [2]: скошенных ячеек [3, 4], погруженной границы [5], погруженных интерфейсов [6], разностных потенциалов [7], а также фиктивной области [8, 9].

В настоящей статье представлен метод получения уточненных решений краевых задач, составляющих математическое описание моделей процесса нестационарного внешнего и внутреннего обтекания летательных аппаратов (ЛА) вязкой сжимаемой средой с переменными условиями на внешних границах контрольного объема, при использовании на грубых прямоугольных сетках. Основные факторы процесса универсальным образом отображены средствами метода особенностей в форме источников-стоков (ИС) [1, 10 – 12].

1. Система уравнений модели

Математическое описание модели свободнолетающего ЛА основывается на консервативной форме записи системы уравнений пространственного

течения в декартовых координатах, состоящей из уравнений законов сохранения массы, импульса (в проекциях на оси координат) и энергии – целом, и по отдельным видам:

$$\frac{\partial \vec{F}}{\partial t} + \nabla \cdot \vec{\Phi} = \sum_{n=1}^{M_M} \left(\frac{\partial \vec{F}}{\partial t} \right)_{(n)} + \sum_{n=1}^{M_C} \vec{\Delta}_{(n)}, \quad (1)$$

где $\vec{F} = \rho \left\{ 1, \vec{C}, \vec{w}, \varepsilon^0 \right\}$ – обобщенные потоковые

вектор-матрицы; $\vec{\Phi} = \sum_{k=1}^3 \vec{i}_k \Phi_k$ – вектор-матрица

конвективных и волновых процессов; $\vec{i}_k$ – орты прямоугольной системы координат;

$\vec{\Phi}_k = \vec{F} w_k + p(0, 0, 0, 0, \delta_{1,k}, \delta_{2,k}, \delta_{3,k}, w_k)$ –

проекция вектор-матрицы конвективных и волновых процессов на оси координат; x_1, x_2, x_3 – пространственные координаты; p – давление; w_1, w_2, w_3 – компоненты вектора скорости; $\varepsilon, i, \varepsilon^0, i^0$ –

внутренняя энергия и энтальпия, по статическим параметрам и полные; $\vec{C} = \left\{ \omega, \omega_r, \bar{t}, S \right\}$ – вектор-

матрица функций субстанциональных свойств; ω, ω_r – массовые концентрации продуктов сгорания и исходных реагентов; $\bar{t}$ – индивидуальное время химически реагирующей частицы; S – энтропия;

$\vec{\Delta}_{(n)} = \left\{ 0, \frac{\partial(\rho \vec{C})}{\partial t}, f, \frac{\partial(\rho \varepsilon^0)}{\partial t} \right\}_{(n)}$ – вектор-матрица

«свободных» ИС; M_M – общее число групп ИС, обусловленных субстанциональным переносом; M_C – общее число групп «свободных» ИС, (n) – индексы групп особенностей.

Условия однозначности решения системы (1) состоят из краевых условий, термического и калорического уравнений состояния, соотношений определяющих интенсивности особенностей.

2. Метод численного решения

Для решения эволюционной задачи используется конечно-разностный метод, реализованный на регулярной временной сетке.

Представления структурной декомпозиции системы (1) сводятся к принципу расщепления по физическим процессам $n=0, \dots, M$ в применении к

операциям каждого временного шага.

В общем случае явный разностный аналог системы дифференциальных уравнений (1) принимает следующий вид:

$$\vec{F}_{i_1, i_2, i_3}^{l+1} = \vec{F}_{i_1, i_2, i_3}^l + \tau \sum_{n=0}^M \left(\vec{\Delta}_n \right)_{i_1, i_2, i_3}^l, \quad (2)$$

где « $(\dots)^l$ », « $(\dots)_{i_1, i_2, i_3}$ » – индексы временного слоя и узлов прямоугольной сетки соответственно; $\tau^l \equiv \Delta t$ – временной шаг.

Разностные аналоги $(\Delta_n)_{i_1, i_2, i_3}^l$ на каждом новом временном слое отвечают независимым (параллельным) вычислительным шагам и находятся по состоянию предыдущего: $\Pi_{i_1+\sigma_1, i_2+\sigma_2, i_3+\sigma_3}^l$, где $\{\sigma_1, \sigma_2, \sigma_3\}$ – относительные индексы шаблона разностной схемы шага расщепления № n .

Для расчета параметров «автономного» течения используется и интегро-интерполяционный метод [15] представления разностных аналогов конвективных производных:

$$\left. \frac{\partial \vec{\Phi}_k}{\partial x_k} \right|_{x_1(i_1), x_2(i_2), x_3(i_3)} \equiv \frac{1}{h_k} \sum_{\beta=-1}^1 \beta \Phi_k^{l+\frac{1}{2}}_{i_1+\frac{\beta \delta_{k,1}}{2}, i_2+\frac{\beta \delta_{k,2}}{2}, i_3+\frac{\beta \delta_{k,3}}{2}}, \quad (3)$$

где $h_k, k=1, 2, 3$ – шаги пространственной сетки.

С использованием представлений (2) и формул аппроксимации вида (3) разностная схема шага «автономного» течения принимает вид:

$$\vec{F}_{i_1, i_2, i_3}^{l+1} = \vec{F}_{i_1, i_2, i_3}^{l+\frac{\gamma}{2}} + \tau^l (\Lambda_0)_{i_1, i_2, i_3}^l, \quad (4)$$

где $(\Lambda_0)_{i_1, i_2, i_3}^l = - \sum_{k=1}^3 \frac{1}{h_k} \times \sum_{\beta=-1}^1 \beta \Phi_k^{l+\frac{1}{2}}_{i_1+\frac{\beta \delta_{k,1}}{2}, i_2+\frac{\beta \delta_{k,2}}{2}, i_3+\frac{\beta \delta_{k,3}}{2}},$

$\gamma = \begin{cases} 0, \{i_1, i_2, i_3\} \notin \Gamma_{\text{подв}}(t^l) \\ 1, \{i_1, i_2, i_3\} \in \Gamma_{\text{подв}} \end{cases}$ – параметр, управ-

ляющий заданием исходного состояния на подвижных границах и во всех прочих узлах расчетной сетки.

Для определения потоковых компонент

$\Phi^{l+\frac{1}{2}}_{i_1+\frac{\beta \delta_{k,1}}{2}, i_2+\frac{\beta \delta_{k,2}}{2}, i_3+\frac{\beta \delta_{k,3}}{2}}$ на гранях внутренних

ячеек сетки и на свободных границах используется решение задачи о распаде начального разрыва [15, 16]. На непроницаемых стенках используется решение задачи о взаимодействии однородного потока газа с преградой, которое представляет собой частный случай задачи о распаде разрыва и также удовлетворяет условиям совместности. Исходя из условий экономичности алгоритма, решения перечисленных автомодельных задач находятся в изоэнтропическом приближении в виде аналитических зависимостей.

Диссипативная сигнатура физического оригинала отображается по принципу контроля над аппроксимационной вязкостью на основании априорных представлений об аналогах объекта исследования [10 – 11, 17 – 18]. Данный принцип исходит из подтвержденного на практике предположения о подобии структур коэффициентов вязкости – физической и аппроксимационной [19]. Диссипация в процессе обтекания внешней и внутренней поверхностей ЛА воспроизводится путем нормирования аппроксимационной вязкости [10 – 11, 17 – 18], что может рассматриваться в качестве однопараметрической модели турбулентности, а соответствующее дифференциальное приближение уравнения импульса системы (2) – как аналог уравнения Навье-Стокса.

3. Дискретизация области

Расчетные ячейки выбираются шестигранными (гексаэдральными). Предпочтительность гексаэдральных сеток обусловлена рядом их важных преимуществ:

- более высокой точностью решения [13, 14];
- возможностью измельчать сетку только в одном направлении без снижения точности, например – в пограничном слое по нормали к стенке;
- уменьшенным общим количеством ячеек [13].

Основной недостаток данного типа сеток состоит в трудности отображения сложных расчетных областей. В этом случае гексаэдральные структурированные сетки из-за локального вырождения либо не могут быть построены в принципе, либо оказываются существенно неоптимальными, что приводит к большим погрешностям.

В настоящей работе сеточное отображение топологических свойств контрольного объема задается твердотельной маской, имитирующей «тонкие» перегородки и «телесные» зоны.

«Тонкие» перегородки задаются свойством непроницаемости границы ячеек. «Телесные» зоны, воспроизводящие в модели элементы конструкции, задаются введением массива непроницаемых ячеек,

исключенных из области решения краевой задачи. Вид расчетной области применительно к задаче течения в сверхзвуковой части сопла ракетного двигателя представлен на рис. 1, а. Маска формируется с использованием операции импорта твердотельного образа поверхностей, сгенерированного в системе проектирования, в среду алгоритмического языка.

4. Метод отображения направляющих свойств твердотельных границ

Для обеспечения адекватного отображения направляющих свойств поверхностей ЛА на относительно грубых сетках подобно несущим дискам, имитирующим венцы турбомашин [10 – 11, 17 – 18] используется изоэнтропическая модель взаимодействия, учитывающая, что поверхностные силы не совершают работы в системе отсчета, связанной с обтекаемым объектом. Модель оперирует представлением о силовом воздействии на лагранжеву частицу, которая из начального положения по истечении малого промежутка времени приобретает заданное направление движения. Данная модель позволяет найти вектор скорости с учетом поворота потока (рис. 2), что дает возможность далее определить давление и температуру. На рис. 3 показаны направляющие косинусы потока в виде треугольных плоскостей. Для генерации поверхностной маски (рис. 1, б) и маски косинусов (рис. 3) в среде проектирования и их импорта в языки программирования высокого уровня, авторами статьи разработан специальный пакет программ.

5. Пример расчетов

Возможности предложенного метода отображения сложных газодинамических систем на грубых стенках представлены на примере моделирования течений в зоне сверхзвуковой части сопла ракетного двигателя ЛА. Формирование реактивной струи в критическом сечении сопла соответствует заданной циклограмме силы тяги и сводится к заданию локализованных источников массы продуктов сгорания и энергии (рис. 1, а).

Сопоставление результатов расчета с использованием предложенного метода отображения направляющих свойств поверхности и без него приводит к однозначному выводу об адекватности физическому оригиналу первого варианта решения, как реализующего безотрывное истечение газа (рис. 4).

Результаты моделирования эволюции реактивной струи в фазе запуска ракетного двигателя представлены в форме срезов полей концентрации продуктов сгорания посредством дескриптивной визуализации на рис. 5.

Заключение

1. Представленный метод демонстрирует плодотворность использования общих принципов и подходов механики сплошных сред, обеспечивающих универсализацию технологий моделирования разнородных газодинамических процессов в целях интенсификации цикла проектирования за счет усиления роли опережающих численных исследований.

2. Предложенный метод при наличии соответствующей физико-математической квалификации ис-

следователей обеспечивает возможность малоресурсного решения важных задач проектирования объектов АКТ на базе ПЭВМ ординарного класса, недоступную пользователям «фирменных» пакетов программ.

3. Область применения предложенного метода моделирования газодинамических процессов в контрольных объемах со сложной топологией внутренних и внешних (в общем случае – подвижных) границ на грубых сетках не ограничивается приведенным выше примером расчета течений в зоне работающего двигателя свободнолетающего ЛА.

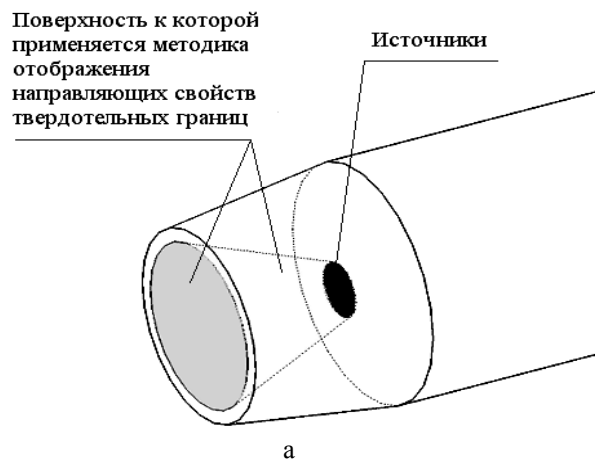


Рис. 1. Донная часть ЛА: а – модель, б – твердотельная маска

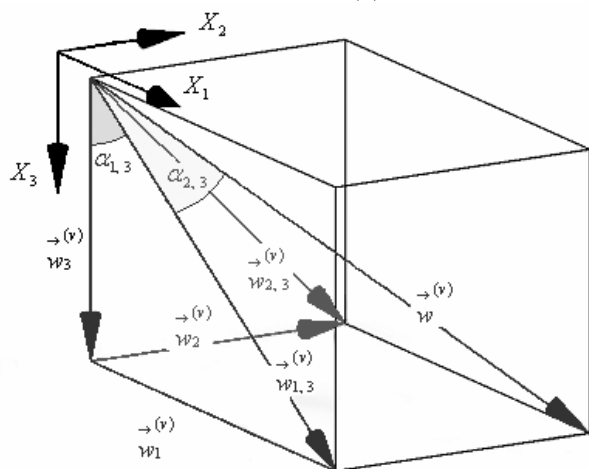


Рис. 2. Вычислительная ячейка и компоненты вектора скорости в заданном поле направлений

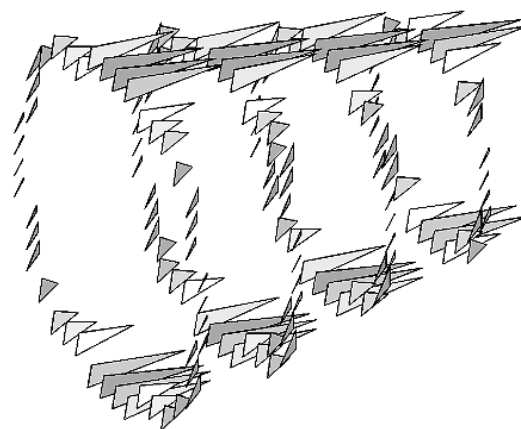


Рис. 3. Маска направляющих косинусов внутренней поверхности сопла

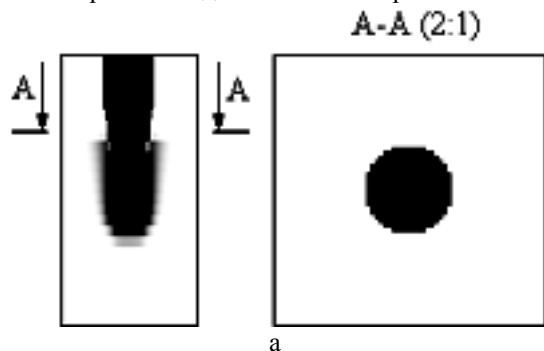


Рис. 4. Результат расчета: а – с использованием метода маски направляющих косинусов, имитирующей воздействие стенок сопла; б – без использования

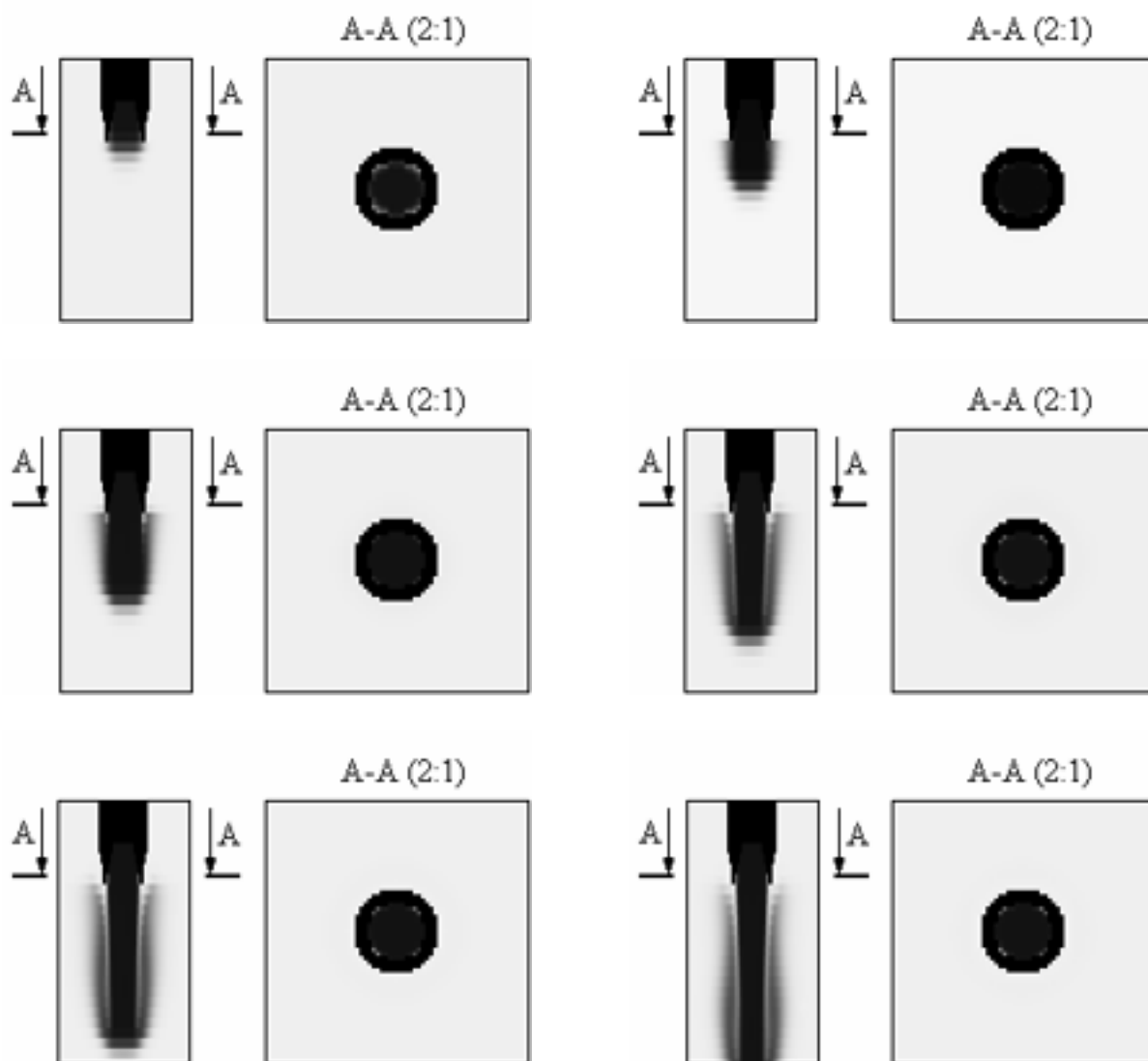


Рис. 5. Эволюция реактивной струи, отображенная на грубой сетке с использованием маски направляющих косинусов, имитирующей воздействие стенок сопла

Литература

1. Амброжевич А.В. Комплексная траекторная модель летательного аппарата / А.В. Амброжевич, В.А. Середа // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2008. – № 5 (52). – С. 40-44.
2. Винников В.В. Применение декартовых сеток для решения уравнений Навье-Стокса в областях с криволинейными границами / В.В. Винников, Д.Л. Ревизников // *Математическое моделирование*. – 2005. – Т.17, № 8. – С. 15-30.
3. Ye T. An Accurate Cartesian Grid Method for Viscous Incompressible Flows with Complex Immersed Boundaries / T. Ye, R. Mitta, H.S. Udaykumar, W. Shyy // *Journal of Computational Physics*. – 1999. – V.156. – P. 209-240.
4. Kirkpatrick M.P. A representation of curved boundaries for the solution of the Navier-Stokes equations on a staggered three-dimensional Cartesian grid / M.P. Kirkpatrick, S.W. Armfield, J.H. Kent // *Journal of Computational Physics*. – 2003. – V.184. – P. 1-36.

5. Винников В.В. Метод погруженной границы для расчета сверхзвукового обтекания затупленных тел на прямоугольных сетках [Электронный ресурс] / В.В. Винников, Д.Л. Ревизников // *Труды МАИ*. – 2007. – № 27. – Режим доступа: <http://www.mai.ru>.
6. LeVeque R.J. The immersed interface method for elliptic equations with discontinuous coefficients and singular sources. / R.J. LeVeque, Z. Li // *SIAM Numer. Anal.* – 1994. – V. 31. – P. 1019-1044.
7. Рябенский В.С. Введение в вычислительную математику / В.С. Рябенский. – М.: Наука, 1994. – 336 с.
8. Вабищевич П.Н. Метод фиктивных областей для задачи математической физики / П.Н. Вабищевич. – М.: МГУ, 1992. – 156 с.
9. Смагулов Ш.С. Моделирование методом фиктивных областей граничного условия для давления в задачах течения вязкой жидкости / Ш.С. Смагулов, Н.М. Темирбеков, К.С. Камаубаев // *Сиб. журн. вычисл. математики*. – 2000. – Т.3, № 1. – С. 57-71.

10. Амброжевич А.В. Численное моделирование течений в тепловых двигателях и энергоустановках / А.В. Амброжевич. – Х.: ХАИ, 1995. – 146 с.
11. Амброжевич А.В. Численное моделирование комплекса нестационарных газодинамических процессов в тепловых двигателях: моногр. / А.В. Амброжевич. – Х.: ХГАДТУ, 1999. – 77 с.
12. Амброжевич А.В. Численное моделирование теплофизических процессов в двигателестроении: учеб. пособие / А.В. Амброжевич. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2005. – 233 с.
13. Benzley S.E. A Comparison of All Hexagonal and All Tetrahedral Finite Element «Meshes for Elastic and Elastic-Plastic Analyses» / S.E. Benzley, E. Perry, K. Merkley, B. Clark // Proc. 4th Int. Meshing Roundtable, October 16-17, 1995. – Albuquerque, New Mexico, U.S.A. – 1995. – P. 179-191.
14. Blacker T. Meeting the Challenge for Automated Conformal Hexahedral Meshing, 7 Proc. 9th Int. Meshing Roundtable, Sandia National Laboratories, October 2-5, 2000. – New Orleans, Louisiana, U.S.A. – 2000. – P. 11-19.
15. Рождественский Б.Л. Системы квазилинейных уравнений и их приложения к газовой динамике / Б.Л. Рождественский, Н.Н. Яненко. – М.: Наука, 1978. – 688 с.
16. Кочин Н.Е. К теории разрывов в жидкости / Н.Е. Кочин // Собр. соч. в 2-х т., т.2. – М.: 1948. – С. 5-42.
17. Муниткув Д.А. Приближенная модель нестационарных пространственно неоднородных течений в решетках лопаточных машин / Д.А. Муниткув, А.В. Амброжевич // Энерг. машиностроение. – 1988. – Вып. 46. – С. 13-18.
18. Амброжевич А.В. Численный метод реализации плоской модели течения среды в решетке лопаточной машины / А.В. Амброжевич // Энерг. машиностроение. – 1988. – Вып. 46. – С. 93-99.
19. Белоцерковский О.М. Численное моделирование в механике сплошных сред / О.М. Белоцерковский. – М.: Наука, 1984. – 520 с.

Поступила в редакцию 23.09.2008

Рецензент: д-р физ.-мат. наук, проф., проф. кафедры А.В. Бастеев, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

МАЛОРЕСУРСНИЙ МЕТОД ЧИСЕЛЬНОГО МОДЕЛЮВАННЯ ТЕЧІЙ В ГЕОМЕТРИЧНИХ ОБЛАСТЯХ СКЛАДНОЇ ФОРМИ

О.В. Амброжевич, І.П. Бойчук, С.М. Ларьков, В.О. Середя

З метою інтенсифікації початкових етапів газодинамічного проектування різноманітних об'єктів аерокосмічної техніки (АКТ) запропонований метод відображення направляючих властивостей зовнішніх та внутрішніх поверхонь на грубих розрахункових декартових сітках. Продемонстрована можливість застосування запропонованої моделі до розв'язання задач зовнішнього та внутрішнього обтікання вільнолітаючого апарату з ракетним двигуном при обмеженні розрахункових ресурсів умовою застосування ПЕОМ ординарного класу. У вигляді графічного матеріалу подані результати чисельного експерименту.

Ключові слова: випереджачі чисельні дослідження, літальний апарат, процеси внутрішнього та зовнішнього обтікання, скінченно-різницеві методи, метод особливостей, розрахункова сітка.

SHORT-LIFE THE METHOD OF NUMERICAL MODELLING OF CURRENTS IN GEOMETRICAL AREAS OF THE COMPLEX FORM

A.V. Ambrozhevitch, I.P. Boychuk, S.N. Larkov, V.A. Sereda

With the purpose of an intensification of the initial stages gas dynamics designing of various objects aerospace technics (AST) is offered a method of display directing properties of external and internal surfaces on rough settlement cartesian grids. The opportunity of application of the offered model to the decision of a task of an external and internal flow free-flying the device with the rocket engine is shown at restriction of computing resources by a condition of application PC of an ordinary class. As a graphic material results of numerical experiment are submitted.

Key words: outstripping numerical researches, the aircraft, processes of an external and internal flow, finite-difference methods, method of features, computational grid.

Амброжевич Александр Владимирович – д-р техн. наук, проф., проф. кафедры ракетных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Бойчук Игорь Петрович – асс. кафедры теоретической механики и машиноведения факультета авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: igor_boichuk@mail.ru.

Ларьков Сергей Николаевич – канд. техн. наук, главный технолог, ГНПО «Коммунар», Харьков, Украина.

Середя Владислав Александрович – аспирант кафедры ракетных двигателей факультета ракетно-космической техники Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: m_o_s_i_n@ukr.net.

УДК 629.7.083:629.7.023.2 + 620.22-419

А.В. ГАЙДАЧУК, Л.В. СМОВЗЮК, М.А. ШЕВЦОВА

*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Украина***МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА ОТВЕРЖДЕНИЯ КОМПОЗИЦИОННОЙ РЕМОНТНОЙ НАКЛАДКИ**

Предложена математическая модель, описывающая процесс возникновения технологических напряжений в композиционной накладке, используемой для ремонта панелей с повреждениями. В качестве факторов, приводящих к появлению напряжений, рассмотрено действие температуры и давления полимеризации, усадочных и релаксационных процессов. Преимуществом модели является возможность учета изменения упругих характеристик материалов в технологическом процессе с ростом их степени отверждения. Полученные численные результаты подтверждают необходимость предварительного моделирования процесса отверждения для проведения качественного ремонта. Сделанные выводы позволяют дать рекомендации по выбору рациональных параметров режима отверждения.

Ключевые слова: панель, дефект, ремонт, накладка, процесс отверждения, технологическое НДС.

Введение

Существующая тенденция постоянного увеличения числа пассажирских и транспортных перевозок приводит к постоянному росту количества самолетов, которое, согласно данным специализированного исследования компании Boeing, составит к 2020 году 33 тыс. единиц, по сравнению с 14,5 тыс. самолетов в 2000 году [1]. Следствием этого является увеличение количества самолетов, нуждающихся в ремонте и обоснованном продлении летного ресурса. Мировые затраты на текущий и капитальный ремонт парка летательных аппаратов (ЛА) в 2000 году составили около 45,4 млрд. \$, а прогнозируемый рост этих расходов составляет около 5% в год.

Все это объясняет повышенный интерес и большое количество научных исследований, посвященных проблеме ремонта авиационных конструкций. Одним из важных направлений таких исследований является выбор методики ремонта в зависимости от типа конструкции и присутствующего в ней повреждения [2, 3].

Согласно исследованиям [4], для металлических и композиционных панельных конструкций летательного аппарата (ЛА) рациональным методом ремонта дефектов типа вмятин, разрушения несущих обшивок, расслоений является установка ремонтных накладок. Высокие физико-механические свойства современных полимерных композиционных материалов (КМ), значительные преимущества клеевых соединений перед механическими определяют успешное использование накладок из КМ для ремонта как полимерных, так и металлических панелей летательного аппарата. Такой метод ремонта

является эффективным с механической и экономической точки зрения, и, не требуя сложного оборудования, может быть легко осуществлен в полевых условиях.

Но возникающие в процессе отверждения ремонтной наклейки остаточные напряжения в дальнейшем оказывают влияние на несущую способность отремонтированного изделия. Поэтому их определение является первоочередной задачей моделирования процесса ремонта.

Снижение остаточных напряжений может быть достигнуто за счет подбора оптимального сочетания упругих характеристик материалов и формы ремонтной наклейки [5, 6], а также оптимизации режима отверждения ремонтной наклейки.

Целью этой статьи является продемонстрировать влияние режима отверждения на остаточное напряженно-деформированное состояние (НДС) ремонтируемой конструкции и обосновать рекомендации по выбору его рациональных параметров.

Постановка задачи. Для определения остаточного НДС в панели с композитной накладкой (рис. 1) в результате ремонта будем использовать математическую модель пластины ступенчато-переменной толщины [7].

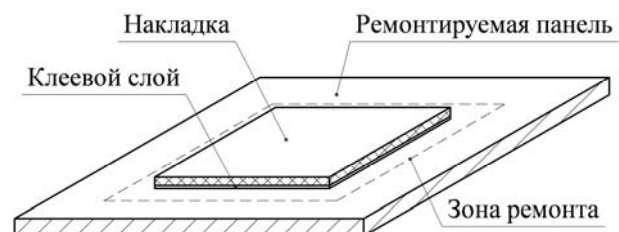


Рис. 1. Схема ремонтируемой панели

Среди факторов, приводящих к возникновению напряжений в ремонтируемой конструкции, будем рассматривать температуру и давление формования накладки в зоне ремонта, релаксационные и усадочные деформации в полимерном связующем и клее. Также будем учитывать рост степени отверждения связующего в процессе полимеризации, приводящий к изменению физико-механических характеристик материала накладки и клея.

1. Метод решения

Температурно-временная зависимость режима полимеризации схематично представлена на рис. 2.

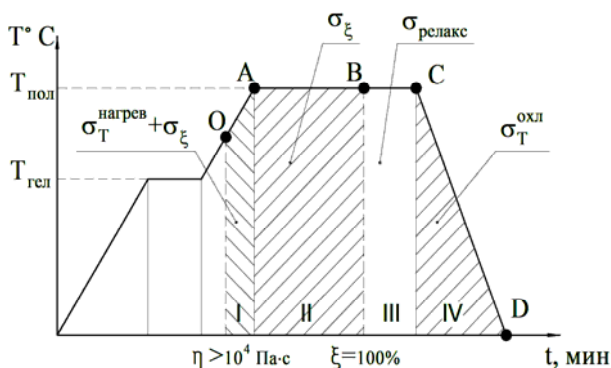


Рис. 2. Температурно-временная зависимость режима полимеризации

1.1. Определение точки возникновения напряжений

На начальных этапах полимеризации вязкость связующего мала (рис. 3), и напряжения, возникающие в конструкции, релаксируют мгновенно. Доказано, что технологические напряжения появляются в конструкции после резкого роста вязкости η [8].

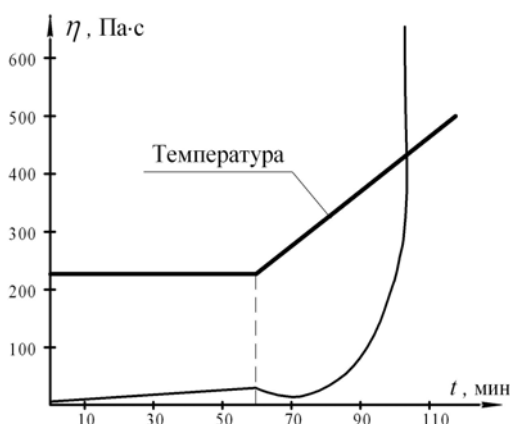


Рис. 3. Изменение вязкости связующего в процессе отверждения

Будем считать, что напряжения в конструкции возникают после достижения вязкостью значения более 10^4 Па·с, что соответствует т.О на рис. 2.

1.2. Определение контрольных точек

Процесс полимеризации, сопровождающийся возникновением напряжений, может быть условно разделен на четыре этапа, как показано на рис. 2.

При определенных условиях на каждом из этапов действующие напряжения могут превысить допустимые значения, следствием чего является необходимость контроля НДС в расчетных точках А, В, С и D.

На первом этапе возникновение и рост напряжений определяется нагревом и присутствующими усадочными деформациями. При ремонте металлических конструкций с использованием композиционных материалов, при определенном соотношении КЛТР и жесткостей, температурные и усадочные напряжения имеют один знак. В этом случае температурные напряжения, дополняемые усадочными, могут привести к возникновению дефектов уже в процессе нагрева, так как ФМХ материала накладки на первом этапе значительно ниже окончательных значений. Это определяет необходимость контроля напряжений в точке А.

При изотермической выдержке (АС) напряжения являются следствием продолжающейся усадки (II) и релаксационных процессов (III). Предлагаемый метод позволяет учитывать снижение напряжений на этапе III, если известны значения эмпирических коэффициентов, описывающих закон релаксации исследуемого материала, определяемые опытным путем.

Далее в статье релаксация рассматриваться не будет, поэтому контроль напряжений осуществляется только в точке В, не учитывая точку С.

На четвертом этапе возникающие напряжения определяются охлаждением ремонтируемой конструкции. Окончательные технологические напряжения в точке D суммируют напряжения на всех предыдущих этапах и подлежат контролю.

1.3. Изменение ФМХ в процессе отверждения

С изменением степени отверждения связующего в процессе полимеризации возникает изменение упругих характеристик связующего и клеевого слоя. Будем считать, что модуль упругости клея и связующего равен 0 при $\eta < 10^4$ Па·с и пропорционален степени отверждения при $\eta \geq 10^4$ Па·с (рис. 4).

Принимая, что на этапе О-А-С коэффициент Пуассона и КЛТР незначительно изменяются с рос-

том степени отверждения, будем считать их постоянными в течение всей полимеризации.

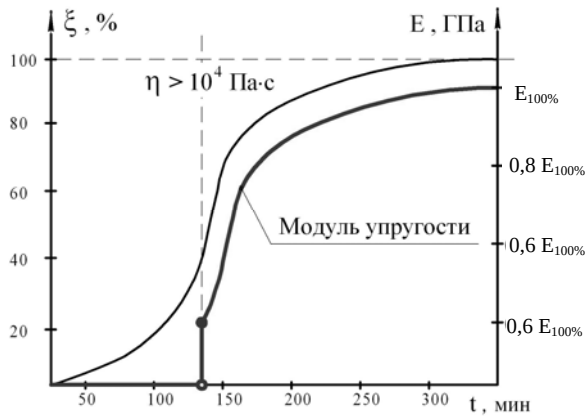


Рис. 4. Изменение модуля упругости связующего в процессе полимеризации

На этапах нагрева и охлаждения также необходимо учитывать зависимость ФМХ, таких как: модуль упругости и КЛТР волокна и матрицы, от температуры. В случаях низких температур полимеризации, ввиду незначительного изменения свойств, этим влиянием можно пренебречь.

Для определения физико-механических характеристик моно слоя КМ в заданный момент, в зависимости от упругих характеристик волокна и матрицы, используются известные формулы [9].

Для упрощения решения задачи определения НДС конструкции с изменяющимися в процессе отверждения характеристиками, будем определять возникающие напряжения, как сумму напряжений на отдельных участках, в пределах которых будем считать упругие и механические характеристики постоянными (рис. 5). В этом случае количество участков разбиения будет определяться требуемой точностью вычислений.

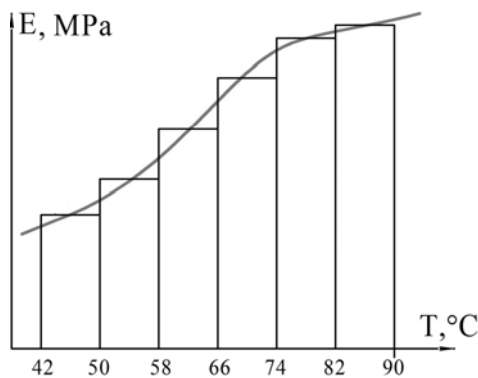


Рис. 5. Принимаемый при расчете модуль упругости связующего на этапе нагрева

2. Численные результаты

Для того, чтобы продемонстрировать влияние режима полимеризации на остаточное НДС ремонтируемой конструкции, рассмотрим численный пример.

Проведем моделирование ремонта алюминиевой панели, приведенной на рис. 6, углепластиковой накладкой, отверждаемой по двум различным режимам (рис. 7) без приложения внешнего давления.

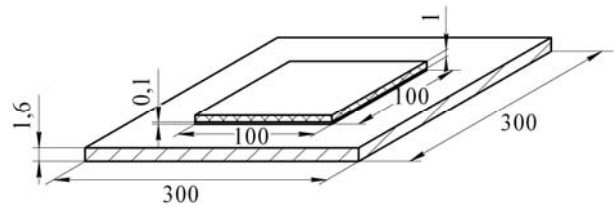


Рис. 6. Геометрические параметры ремонтируемой панели

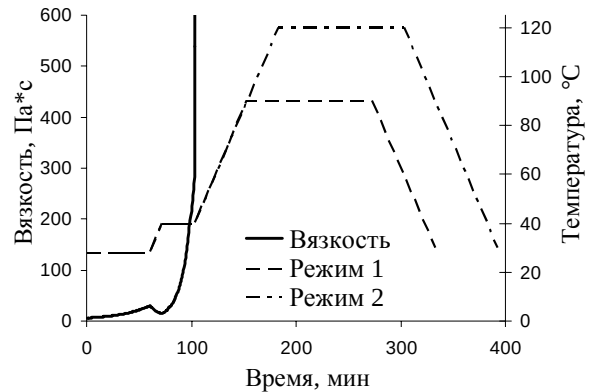


Рис. 7. Режимы отверждения ремонтной накладки

Упругие характеристики используемых материалов следующие:

Алюминий (Clad 2024 T3):

$$E=72,45 \text{ ГПа}; \mu=0,33; \alpha_1=\alpha_2=22,7 \cdot 10^{-6}.$$

Клей (связующее EA 9396):

$$E=2,75 \text{ ГПа}; \mu=0,35; \alpha_1=\alpha_2=85 \cdot 10^{-6}.$$

Углепластик (EA9396/Carbon 3K-70-P):

$$E_1=E_2=52,55 \text{ ГПа}; G_{12}=2,6 \text{ ГПа}; \mu_{12}=0,08;$$

$$G_{13}=G_{23}=4 \text{ ГПа}; \alpha_1=\alpha_2=3,6 \cdot 10^{-6}.$$

Для связующего и углепластика на его основе приведенные модули упругости соответствуют 100% степени отверждения.

Будем моделировать процесс ремонта без проведения предварительного демонтажа, т.е. ремонтируемая панель ЛА крепиться по контуру к силовым элементам каркаса.

В этом случае граничные условия соответствуют условиям шарнирного опирания.

Для определения точки возникновения напряжений используем график изменения вязкости¹ для выбранных режимов отверждения, представленный на рис. 7.

На рис. 8 приведены графики изменения степени отверждения¹, необходимые для определения текущих модулей упругости отверждаемых материалов, и зависимости усадки¹ для режимов 1 и 2.

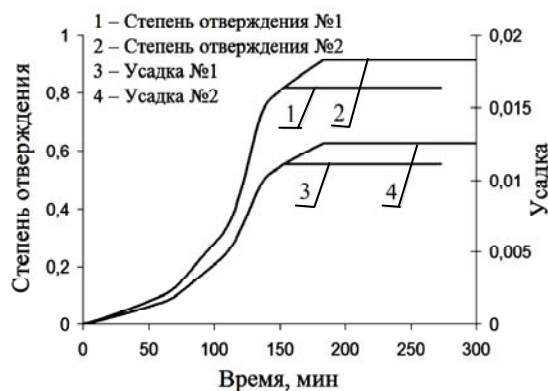


Рис. 8. Изменение вязкости и степени отверждения в процессе полимеризации

Будем последовательно определять НДС на участке нагрева (т.О – т.А), изотермической выдержки (т.А – т.В) и охлаждения (т.С – т.Д), учитывая описанные ранее факторы, вызывающие возникновение напряжений. При нагреве еще неотвержденной смолы упругие свойства значительно изменяются, поэтому этот этап был предварительно разбит на 8 участков, для каждого из которых было определено среднее значение модуля упругости смолы и вычислены соответствующие упругие характеристики КМ.

В результате расчетов были получены картины распределения напряжений в ремонтируемом изделии, накладке и клеевом слое, обеспечивающем их совместную работу. Значения максимальных напряжений на каждом из этапов, а также конечные технологические напряжения приведены в табл. 1.

Напряжения и деформации, возникающие на этапе температурной выдержки, не приведены, так как они пренебрежимо малы, вследствие отсутствия внешних силовых факторов и незначительного влияния остаточных усадочных явлений.

Проанализировав представленные в табл. 1 результаты, можно сделать следующие выводы:

1. Недостаточно контролировать только остаточные напряжения в ремонтируемой конструкции,

которые могут быть значительно ниже текущих напряжений на отдельных этапах.

2. Сдвиговые напряжения в клеевом слое при отверждении по режиму №2 больше, чем соответствующие напряжения, возникающие при использовании режима №1, на 32%. При этом рост модуля сдвига составляет лишь 11,7%. Аналогично, рост нормальных напряжений в композиционной накладке составляет 34,5% при увеличении модуля упругости на 0,75%.

Такой значительный рост напряжений при незначительном росте упругих характеристик материалов (изменение прочностных характеристик не рассматривалось) доказывает нецелесообразность использования высокотемпературного режима формования №2.

Наибольший интерес представляют картины нормальных напряжений в ремонтной накладке, а также сдвиговых напряжений в клеевом слое, на этапе нагрева представленные для режима 1 на рис. 9 – 10.

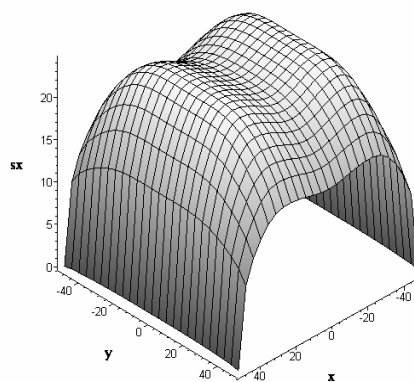


Рис. 9. Нормальные напряжения в ремонтной накладке после нагрева

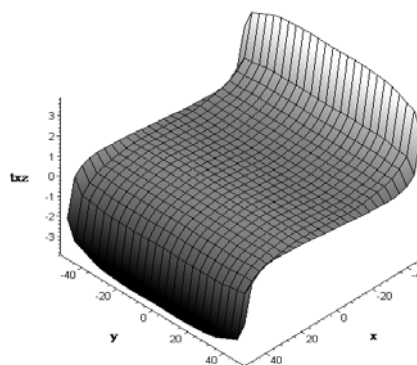


Рис. 10. Сдвиговые напряжения в клеевом слое после нагрева

¹ Численные значения указанных зависимостей для заданных режимов отверждения были получены в рамках проекта SENARIO № 30982 (Sixth framework program)

НДС, возникающее на этапе охлаждения, частично компенсирует результирующее НДС, сформировавшееся в конструкции на протяжении этапа

Таблица 1

НДС, возникающее вследствие формования

	Режим 1			Режим 2		
	σ_x	τ_{xy}	τ_{xz}	σ_x	τ_{xy}	τ_{xz}
НДС этапа нагрева						
Алюминий	-90,47	-34,033	–	-149,14	-55,83	–
Клей	7,191	-0,349	3,727	6,013	-0,716	6,023
Накладка	24,06	-0,747	-0,786	38,88	-1,538	-1,362
НДС этапа охлаждения						
Алюминий	119,05	41,84	–	185,97	65,74	–
Клей	15,00	0,762	-1,547	24,39	1,318	-2,514
Накладка	-25,27	1,666	0,817	-40,45	2,874	1,388
Общее НДС						
Алюминий	28,61	7,77	–	36,87	9,867	–
Клей	22,466	0,414	1,816	30,79	0,603	2,68
Накладка	5,4	0,923	0,755	7,272	1,341	1,094

нагрева и выдержки. Незначительно повлиять на НДС этапа охлаждения возможно только за счет релаксационных процессов, приводящих к увеличению длительности ремонта, что не всегда эффективно.

Поэтому добиться существенного снижения технологического НДС можно лишь путем снижения напряжений, возникающих на этапе нагрева.

Для этого было дополнительно проанализировано соотношение напряжений, вызванных перепадом температуры ΔT и усадкой на НДС этапа разогрева на примере режима 1.

Результаты представлены в табл. 2.

Таблица 2

НДС, возникающее на этапе нагрева

	σ_x	τ_{xy}	τ_{xz}
НДС от нагрева			
Al	-92,29	32,139	–
Glue	-8,08	0,417	1,538
Patch	17,56	0,915	0,560
НДС от усадки			
Al	6,12	1,889	–
Glue	15,27	-0,068	2,188
Patch	5,055	-0,167	0,227
Общее НДС			
Al	-90,48	34,03	–
Glue	7,19	0,349	3,725
Patch	22,62	0,747	0,787

Высокие нормальные напряжения в клеевом слое, вызываемые усадкой, в дальнейшем складываются с напряжениями, вызванными охлаждением, и могут привести к разрушению адгезионного слоя. Снижение этих напряжений возможно при снижении усадки.

При отверждении ремонтной накладки под действием давления, вызываемые им напряжения на определенных этапах усугубляют существующие температурные и усадочные напряжения, поэтому они должны быть учтены при выборе параметров процесса.

Заключение

На основании результатов проведенных численных исследований можно утверждать, что моделирование процесса ремонта панельных конструкций ЛА является необходимым условием проведения качественного ремонта.

Продуманный выбор параметров технологического процесса формования ремонтной накладки, таких как температура формования, скорость нагрева и давление, дает возможность снизить остаточное НДС в отремонтированной конструкции.

Текущие напряжения, возникающие в процессе ремонта, иногда оказывающиеся значительно выше остаточных, могут стать причиной возникновения дефектов в структуре ремонтной накладки и адгезионного соединения. Это не позволит достигнуть основной цели ремонта – восстановления исходной прочности ремонтируемого изделия. Поэтому эти напряжения должны быть обязательно учтены при разработке режима формования.

Литература

1. Future Market Outlook and Opportunities: Materials 17th Annual Titanium Conference & Exhibition (Las Vegas, Nevada USA, September 30 – October 3, 2001): электронный ресурс / International Titanium Association – 2002. – Volume 2002, Issue 1. – Режим доступа к журналу: <http://www.titanium.org/files/ItemFileA172.pdf>.

2. *Acceptable Methods, Techniques, and Practices - Aircraft Inspection and Repair* – Oklahoma: Department of Transportation, Federal Aviation Administration, 2001. – 768 с.

3. Ривин Г.Л. Ремонт конструкций из полимерных композиционных материалов: учебное пособие / Г.Л. Ривин. – Ульяновск: УлГТУ, 2000. – 75 с.

4. Baker A.A. *Advanced in the bonded composite repair of metallic aircraft structure* / A.A. Baker, L.R.F. Rose, R. Jones. – Oxford: Elsevier Science Ltd, 2002. – 568 с.

5. Zehnder N. *Optimizing the shape and placement of patches of reinforcement fibers* / N. Zehnder, P. Ermanni // *Composite Structures*. – 2007. – № 77. – С. 1-9.

6. Fekirini H. *Numerical analysis of the performances of bonded composite repair with two adhesive*

bands in aircraft structures / H. Fekirini, B. Bachir Bouiadjra, M. Belhouari, B. Boutabout, B. Serier // *Composite Structures*. – 2008. – № 82. – С. 84-89.

7. Шаикова Л.В. *Определение напряженно-деформированного состояния анизотропной пластины переменной толщины* / Л.В. Шаикова, М.А. Шевцова // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2006. – № 5 (31). – С. 21-29.

8. Hattori Hidetaka. *Experimental study of residual stresses in composite during cure* / Hidetaka Hattori, Hideki Horizono, Masayuki Kanemasu – Osaka: Mitsubishi Heavy Industries, 2001. – 12 с.

9. Васильев В.В. *Механика конструкций из композиционных материалов* / В.В. Васильев. – М.: Машиностроение, 1988. – 271 с.

Поступила в редакцию 10.10.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. кафедры авиационного материаловедения Я.С. Карпов, Харьковский национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

МАТЕМАТИЧНЕ МОДЕЛЮВАННЯ ПРОЦЕСУ ТВЕРДІННЯ КОМПОЗИЦІЙНОЇ РЕМОНТНОЇ НАКЛАДКИ

О.В. Гайдачук, Л.В. Смозюк, М.А. Шевцова

Запропоновано математичну модель, що описує процес виникнення технологічних напружень в композиційній накладці, яка використовується для ремонту панелей із пошкодженнями. В якості факторів, що призводять до появи напружень, розглянуто дію температури та тиску полімеризації, усадних та релаксаційних деформацій. Перевагою моделі є можливість врахування зміни пружних характеристик матеріалів на протязі технологічного процесу із зростанням їх ступеню твердіння. Отримані чисельні результати свідчать про необхідність попереднього математичного моделювання процесу твердіння для якісного виконання ремонту. Отримані висновки дозволяють зробити рекомендації щодо вибору раціональних параметрів режиму твердіння.

Ключові слова: панель, дефект, накладка, процес тверднення, технологічний НДС.

MATHEMATICAL MODELLING OF COMPOSITE REPAIR PATCH CURING

A.V. Gaydachuk, L.V. Smovziuk, M.A. Shevtshova

Analytical model that describe beginnings of technological stresses in composite patch during damaged panel repair is presented. Effects of curing temperature, pressure, shrinkage and relaxation are examined as factors that generate stresses in repair construction. The advantage of the proposed model consists in ability to take into account change of elastic properties during the curing against curing degree. Received numerical results confirm necessity of preliminary cure modelling for high quality repair realization. Received conclusions permit to give some recommendations about rational cure conditions choice.

Key words: plate, defect, patch, cure, technological stress-strain state.

Гайдачук Александр Витальевич – д-р техн. наук, проф., зав. кафедры ракетных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Смозюк Лина Владимировна – аспирант кафедры авиационного материаловедения Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: lina_smovziuk@ukr.net.

Шевцова Марина Анатольевна – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры авиационного материаловедения Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: shevmar@d4.khai.edu.

УДК 621.923

М.А. КУРИН

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Украина

ОПРЕДЕЛЕНИЕ УГЛА ОРИЕНТАЦИИ РЕЖУЩЕГО ЗЕРНА ОТНОСИТЕЛЬНО ВЕКТОРА СКОРОСТИ РЕЗАНИЯ ПРИ ПЛАНЕТАРНОМ ШЛИФОВАНИИ ПЛОСКИХ ПОВЕРХНОСТЕЙ

Сформулирована проблема необходимости исследования изменения величины и направления абсолютной скорости резания абразивного зерна, а также угла ориентации режущего зерна относительно скорости резания. Получены выражения, которые позволяют определить изменение величины скорости резания и её угла ориентации относительно режущего зерна в пределах угла контакта. Проведенные исследования дают возможность прогнозировать эффективность использования абразивного инструмента при планетарном шлифовании плоских поверхностей.

Ключевые слова: износ зерен, скорость резания, угол ориентации, вершина зерна, абразивное зерно, прогнозирование, поверхность детали.

Введение

Рост количества шлифовальных операций при производстве лопаток ГТД на таких авиадвигательных предприятиях как ОАО “Мотор Січ”, ММПП “Салют”, ОАО “Рыбинские Моторы” ставит задачу совершенствования данного метода обработки [1].

В работе [2] отмечено, что эффективное управление процессом плоского планетарного шлифования возможно при условии прогнозирования силовых, тепловых и других характеристик процесса, которое нельзя осуществить без их аналитического описания. Таким образом, исследования, посвященные поиску аналитических зависимостей для расчета геометрических параметров контакта инструмента с деталью, являются актуальными и заслуживают внимания.

Формулирование проблемы. Шлифование таких труднообрабатываемых материалов как нержавеющие, жаростойкие и жаропрочные стали и сплавы, а также титановых сплавов, широко применяемых в авиадвигателестроении, сопровождается интенсивным адгезионным и химическим износом абразивных зерен [3].

Характерной особенностью планетарного шлифования является то, что абсолютная скорость движения абразивного зерна в процессе обработки изменяется как по величине, так и по направлению [2, 4 – 6], что способствует вовлечению в процесс резания не затупленных вершин зерен, а следовательно, позволяет более эффективно использовать абразивный инструмент.

Таким образом, возникает необходимость в исследовании изменения величины и направления абсолютной скорости абразивного зерна, целью которого является возможность прогнозирования эффективности использования абразивного инструмента, установление величины скорости резания и её изменения в пределах угла контакта абразивного зерна с обрабатываемой поверхностью детали.

Решение проблемы

Определение абсолютной скорости движения абразивного зерна

В работе [2] получены в параметрической форме уравнения эпитрохоиды, представляющей собой траекторию движения i -го зерна. Принимая во внимание, что $\varphi = \omega_r t$, где t – время, то с учетом перемещения детали по оси Y данные уравнения примут следующий вид:

$$\begin{cases} x_i = (R + r) \cos(\omega_r t) - r_k \times \\ \times \cos\left(\left(\frac{R + r}{r} + \frac{\varphi_{\text{дов.}}}{2\pi}\right)(\omega_r t) + \left(\frac{R}{r} + \frac{\varphi_{\text{дов.}}}{2\pi}\right)\beta - \theta_i\right); \\ y_i = (R + r) \sin(\omega_r t) - r_k \times \\ \times \sin\left(\left(\frac{R + r}{r} + \frac{\varphi_{\text{дов.}}}{2\pi}\right)(\omega_r t) + \left(\frac{R}{r} + \frac{\varphi_{\text{дов.}}}{2\pi}\right)\beta - \theta_i\right) + \\ + \frac{S_{\text{дет.}}}{\omega_r}(\omega_r t + \beta), \end{cases} \quad (1)$$

где R – диаметр направляющей окружности (делительный диаметр солнечного колеса);

r – диаметр производящего круга (делительный диаметр сателлита);

r_k – расстояние от зерна до центра производящего круга (радиус абразивного круга);

φ – угол поворота водила, определяющий положение центра производящего круга;

θ_i – угол, определяющий положение i -го зерна;

β – угол, определяющий положение центра абразивного круга в момент касания;

$S_{дет.}$ – заданная скорость перемещения детали (продольная подача детали);

$\varphi_{дов.}$ – угол доворота абразивных кругов за один оборот водила;

ω_r – угловая скорость водила планетарной шлифовальной головки (ПШГ).

Найдем уравнения проекций вектора скорости на координатные оси:

$$V_{xi} = -\omega_r (R+r) \sin(\omega_r t) + r_k \omega_r \left(\frac{R+r}{r} + \frac{\varphi_{дов.}}{2\pi} \right) \times \sin \left(\left(\frac{R}{r} + \frac{\varphi_{дов.}}{2\pi} \right) (\omega_r t + \beta) + \omega_r t - \theta_i \right); \quad (2)$$

$$V_{yi} = \omega_r (R+r) \cos(\omega_r t) - r_k \omega_r \left(\frac{R+r}{r} + \frac{\varphi_{дов.}}{2\pi} \right) \times \cos \left(\left(\frac{R}{r} + \frac{\varphi_{дов.}}{2\pi} \right) (\omega_r t + \beta) + \omega_r t - \theta_i \right) + S_{дет.} \quad (3)$$

Полную величину вектора абсолютной скорости найдем по формуле:

$$V_i = \sqrt{V_{xi}^2 + V_{yi}^2}. \quad (4)$$

Подставив в формулу (4) значения проекций вектора скорости, определенных выше, и перейдя снова к углу φ , получим:

$$V_i = \left[\omega_r^2 (R+r)^2 - 2r_k \omega_r^2 (R+r) \left(\frac{R+r}{r} + \frac{\varphi_{дов.}}{2\pi} \right) \times \cos \left(\left(\frac{R}{r} + \frac{\varphi_{дов.}}{2\pi} \right) (\varphi + \beta) - \theta_i \right) + S_{дет.}^2 + r_k^2 \omega_r^2 \times \left(\frac{R+r}{r} + \frac{\varphi_{дов.}}{2\pi} \right)^2 + 2\omega_r (R+r) S_{дет.} \cos \varphi - 2r_k \left(\frac{R+r}{r} + \frac{\varphi_{дов.}}{2\pi} \right) \omega_r S_{дет.} \times \cos \left(\left(\frac{R}{r} + \frac{\varphi_{дов.}}{2\pi} \right) (\varphi + \beta) + \varphi - \theta_i \right) \right]^{0.5}. \quad (5)$$

Определение угла ориентации режущего зерна относительно вектора скорости резания

При определении угла ориентации режущего зерна примем в качестве начального такое его положение, при котором оно находится на периферии ПШГ. Данное положение абразивного зерна определится углом φ_{0i} (рис. 1). Тогда угол между осью ОХ и вектором относительной скорости зерна ($V_{кр.}$) можно определить по формуле:

$$\gamma_{зер.i} = \frac{\pi}{2} + \varphi_{0i} + \left(\frac{R+r}{r} + \frac{\varphi_{дов.}}{2\pi} \right) (\varphi - \varphi_{0i}). \quad (6)$$

Угол между вектором скорости резания и осью ОХ найдем через тангенс угла наклона касательной к траектории движения абразивного зерна [7]:

$$\gamma_{рез.i} = \arctg \left(\frac{\partial y_i}{\partial x_i} \right) = \arctg \left(\frac{V_{yi}}{V_{xi}} \right). \quad (7)$$

Подставив (2), (3) в (7) и перейдя к углу φ , получим:

$$\gamma_{рез.i} = \arctg \left(\frac{\left((R+r) \cos \varphi - r_k \left(\frac{R+r}{r} + \frac{\varphi_{дов.}}{2\pi} \right) \times \cos \left(\left(\frac{R}{r} + \frac{\varphi_{дов.}}{2\pi} \right) (\varphi + \beta) + \varphi - \theta_i \right) + \frac{S_{дет.}}{\omega_r} \right)}{\left((R+r) \sin \varphi - r_k \left(\frac{R+r}{r} + \frac{\varphi_{дов.}}{2\pi} \right) \times \sin \left(\left(\frac{R}{r} + \frac{\varphi_{дов.}}{2\pi} \right) (\varphi + \beta) + \varphi - \theta_i \right) \right)} \right). \quad (8)$$

С учетом периодичности значение $\gamma_{рез.i}$ примет следующий вид:

$$\gamma_{рез.i} = \arctg \left(\frac{\partial y_i}{\partial x_i} \right) + \pi k, \quad (9)$$

где $k = 0, \pm 1, \pm 2, \pm 3, \dots$

Полученное выражение (9) требует пояснения. При определении искомого угла следует учитывать, что $0 < \gamma_{рез.i} < \pi$, а в том случае, когда функция (9) не определена, что соответствует значению параметра φ , при котором $\frac{\partial x_i}{\partial \varphi} = 0$, $\gamma_{рез.i} = \frac{\pi}{2}$.

Найти положение водила, при котором $\gamma_{рез.i} = \frac{\pi}{2}$ можно, решив систему уравнений:

Заключение

Проведены исследования изменения скорости абсолютного движения абразивного зерна, а также угла ориентации режущего зерна относительно вектора скорости резания. Получены выражения, которые позволяют определить изменение величины скорости резания и её угла ориентации относительно режущего зерна в пределах угла контакта.

Литература

1. Крымов В.В. Производство лопаток газотурбинных двигателей / В.В. Крымов, Ю.С. Елисеев, К.И. Зудин; под ред. В.В. Крымова. – М.: Машиностроение: Машиностроение-Полет, 2002. – 376 с.
2. Курин М.А. Траектория микрорезания шлифующего зерна при плоском планетарном шлифовании периферией круга / М.А. Курин // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2008. – № 3(50). – С. 47-50.
3. Изготовление деталей газотурбинных двигателей из титановых сплавов / В.А. Богуслаев, А.И. Долматов, П.Д. Жеманюк, А.Ф. Горбачев, В.С. Кривцов. – Запорожье.: Дека, 1997. – 276 с.

4. Горбачев А.А. Определение кинематических параметров планетарного глубинного шлифования плоских поверхностей / А.А. Горбачев // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2005. – № 2(18). – С. 19-22.

5. Горбачев А.А. Определение технологических параметров планетарного глубинного шлифования плоских поверхностей / А.А. Горбачев // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2005. – № 3(19). – С. 20-23.

6. Долматов А.И. К вопросу о влиянии типоразмера абразивного инструмента на эффективность планетарного шлифования плоских поверхностей / А.И. Долматов, М.А. Курин // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2008. – № 1(48). – С. 31-36.

7. Бронштейн И.Н. Справочник по математике для инженеров и учащихся ВТУЗов / И.Н. Бронштейн, К.А. Семендяев. – М.: Госуд. издательство физико-математ. литературы, 1962. – 608 с.

8. Курин М.А. Определение длины дуги контакта абразивного зерна с деталью при глубинном планетарном шлифовании плоских поверхностей / М.А. Курин // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2008. – №5(52). – С. 24-27.

Поступила в редакцию 10.11.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры 204 В.К. Борисевич, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ВИЗНАЧЕННЯ КУТА ОРІЄНТАЦІЇ ЗЕРНА, ЩО РІЖЕ ВІДНОСНО ВЕКТОРА ШВИДКОСТІ РІЗАННЯ ПРИ ПЛАНЕТАРНОМУ ШЛІФУВАННІ ПЛОСКИХ ПОВЕРХОНЬ

М.А. Курін

Сформульована проблема необхідності дослідження зміни величини та напрямку абсолютної швидкості різання абразивного зерна, а також кута орієнтації зерна, що ріже відносно швидкості різання. Одержані вирази, які дозволяють визначати змінення величини абсолютної швидкості різання та її кута орієнтації відносно зерна, що ріже у межах кута контакту. Дослідження, що проведені, дають можливість прогнозувати ефективність використання абразивного інструменту при планетарному шліфуванні плоских поверхонь.

Ключові слова: знос зерен, швидкість різання, кут орієнтації, вершина зерна, абразивне зерно, прогнозування, поверхня деталі.

DETERMINATION OF THE ANGLE ORIENTATION ABRASIVE GRAIN ABOUT VECTOR CUTTING SPEED ON THE PLANETARY GRINDING FLAT SURFACE

M.A. Kurin

The problem of necessity research quantity and direction change cutting speed, and angle orientation abrasive grain about cutting speed is formulate. The expression for determination change vector cutting speed and angle orientation abrasive grain about cutting speed is receive. This researches is giving potential to prediction abrasive tool efficiency on the planetary grinding flat surface.

Key words: wear of grain, cutting speed, angle orientation, top of grain, abrasive grain, prediction, surface of workpiece.

Курин Максим Александрович – аспирант кафедры технологии производства двигателей летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

УДК 539.319:678.027.94

А.В. ЧЕСНОКОВ¹, А.В. ГАЙДАЧУК², А.М. ПОТАПОВ³, И.В. ГУРИН⁴¹ Восточноукраинский национальный университет им. В.Даля, Украина² Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", Украина³ Государственное предприятие КБ «Южное» им. М.К. Янгеля, Украина⁴ Национальный научный центр "ХФТИ", Украина

ПЕРСПЕКТИВЫ УЛУЧШЕНИЯ КАЧЕСТВА УГЛЕРОД-УГЛЕРОДНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ

Проведен анализ состояния потребностей ракетно-космической отрасли в УУКМ с высокими эксплуатационными характеристиками. Подытожен накопленный научно-технический потенциал отечественных организаций в проектировании и производстве аналогичных материалов. Сформулированы перспективы усовершенствования технологии изготовления УУКМ, направленные на повышение эксплуатационных характеристик и снижение себестоимости изготовления материала. Определен перечень работ, выполнение которых позволит решить весь комплекс задач по разработке, изготовлению и испытанию нового УУКМ, изготовленного на основе стержневого армирующего каркаса из углепластиковых стержней на углевод содержащем связующем с матрицей, полученной CVI методом.

Ключевые слова: стержневой армирующий каркас, термоградиентное насыщение, термонагруженные узлы летательных аппаратов, газопроницаемость, углевод содержащее связующее.

Состояние проблемы

Совершенствование техники требует постоянного улучшения эксплуатационных параметров применяемых материалов и технологий их изготовления. Углерод-углеродный композиционный материал (УУКМ) получил широкое применение благодаря высоким прочностным характеристикам, стойкости к тепловому удару, КЛТР близкому к нулю и др., более широкое применение этого материала прогнозируется за счет снижения стоимости исходного сырья – углеродного волокна [1]. Совершенствование технологии производства УУКМ во всем мире относится к приоритетным направлениям, определяющим обороноспособность и научно-технический потенциал государства, владеющего ими [2]. В ракетно-космической технике используется примерно 18% от общего объема производства УУКМ, который в настоящее время составляет свыше 1000 т/год и увеличивается ежегодно. Требования к УУКМ, используемым в ракетно-космической технике, наиболее высокие по сравнению с другими сферами их применения и постоянно ставятся задачи повышения эксплуатационных характеристик.

УУКМ состоит из углеродного армирующего каркаса (АК) и углеродной матрицы, каждая из составляющих имеет целый ряд способов осуществления, что существенно влияет на себестоимость получаемого материала и его характеристики. Армирующий каркас дает возможность реализовать за-

данные свойства материала в разных направлениях готового изделия. Термическими, химическими и физическими свойствами композита можно управлять путем соответствующего расчета таких параметров армирующего каркаса, как ориентация волокон, объемное содержание волокон, в требуемых направлениях, шаг волокон, плотность каркаса, тип нити и вид волокон [3]. В настоящий момент произведена классификация пространственно-армированных структур (ПАС) [4] и заложены основы прогнозирования свойств материала [4, 5].

Основными способами изготовления ПАС являются: намотка, прошивка слоистого материала, плетение и сборка АК из полуфабрикатов – стержней. УУКМ со стержневым АК обладает более высокими и стабильными характеристиками благодаря равномерности заполнения объема материала волокном, его целостности и прямолинейности. Сборка АК из предварительно сформованных углепластиковых стержней (УС) производится с помощью приспособлений, обеспечивающих соблюдение схемы армирования, расстояний между стержнями и углов между семействами стержней. Такой метод сборки является весьма гибким, так как позволяет добиться соответствия структурно геометрических параметров АК конструкции изделия. Стабильность расположения арматуры и ее количества в каждом направлении армирования позволяют оптимально спроектировать термонагруженные элементы летательных аппаратов, прогнозировать возможный ха-

раक्टर их разрушения в процессе эксплуатации. Наиболее перспективными и стабильными по свойствам в настоящее время являются материалы, полученные на основе стержневых АК 3D, 4D и 4D-л структур. Технология изготовления УС изложена в работе [6], в качестве связующего использован водный раствор поливинилового спирта и проведены комплексные исследования автоматизации процесса сборки АК [7].

Процесс уплотнения и исходный материал матрицы должны соответствовать типу каркаса и обеспечивать заданные свойства конечного изделия. В зависимости от фазового состояния углеродсодержащих веществ различают следующие способы создания углеродной матрицы: из газовой фазы – с применением газообразных углеводородов (природный газ, метан, пропан-бутан, бензол и т.д.); из жидкой фазы – с применением жидких углеводородов, характеризующихся высоким содержанием углерода и большим процентом выхода кокса (пеки, смолы); комбинированный – использующий сочетание указанных методов в заданной последовательности. Большинство УУКМ производят по жидкофазным технологиям, и только небольшая часть газовой фазой изотермическим или термоградиентным способом. Основным недостатком жидкофазных и газовой фазой изотермических технологий является большая длительность технологического процесса – от 2 до 12 месяцев. В случае жидкофазных методов большая длительность производственного процесса получения плотного УУКМ обусловлена, прежде всего, необходимостью многократного повторения (до 6-8 раз) циклов пропитки исходной преформы на основе углеродных волокон смолами или пеком с дальнейшей карбонизацией или графитацией для образования углеродной или графитовой матрицы. Изотермические методы очень длительны (~600 часов) и требуют как минимум 2-3 циклов уплотнения. После каждого цикла необходимо удалять плотную поверхностную корку, чтобы открыть транспортные поры для диффузии газа. Эти операции помимо увеличения длительности процесса изготовления ведут к бесполезному расходу материала, что существенно увеличивает стоимость УУКМ. Термоградиентные газовой фазой методы лишены этих недостатков – они одностадийные и достаточно быстры [8], а также пироуглеродная матрица имеет более высокие эксплуатационные свойства.

На эксплуатационные характеристики УУКМ важное влияние оказывает его монолитность и окислительная стойкость [9], которая достигается выбором исходных материалов и технологических приемов, которые позволяют обеспечить максимальное заполнение пористости углеродной матрицы в материале, а также сформировать модифици-

рованную углеродную матрицу в микрообъемах структурных элементов (межфиламентной и межслоевой зонах).

Стержневые АК, структур 3D, и 4D-л из УС на основе углеродного волокна УКН-5000 и водного раствора ПВС были изготовлены в Восточноукраинском национальном университете им. В.Даля, г. Луганск и насыщены углеродом матрицы из жидкой фазы в ГУП НИИГрафит, г. Москва. Полученный материал имел хорошие механические характеристики и плотность $1,8 \text{ г/см}^3$. Попытка улучшить характеристики материала и снизить его себестоимость за счет насыщения указанных АК углеродом матрицы, используя термоградиентный газовой фазой метод, не позволила достичь высоких результатов.

Публикаций по совместному применению двух наиболее перспективных технологий: стержневой АК и газовой фазой термоградиентный метод уплотнения, нет, возможно, по причине специального назначения таких материалов.

Анализ проблемы

Анализ образцов материала, полученных термоградиентным газовой фазой методом уплотнения стержневого АК структуры 3D с низкой плотностью, позволяет сделать вывод, что армирующий каркас имел недостаточную газопроницаемость. Проведенные в работе [10] исследования по распределению пор в каркасах различных структур подтверждают наличие крупных закупоренных пор в структуре 3D, что относит ее к нежелательной для газовой фазой насыщения углеродом матрицы, рекомендуется использовать 4D-л структуру, более трудоемкой в изготовлении, но с хорошим распределением пор является структура 4D. Ухудшает газопроницаемость АК высокая поверхностная плотность УС, что не только не дает возможность заполнять поры через стержень, но и недостаточно заполняются микро поры внутри стержня.

Улучшение качества насыщения каркаса возможно за счет снижения поверхностной плотности УС. Для определения вариантов снижения поверхностной плотности УС рассмотрим подробнее причину ее образования. Изготовление УС выполняется на ПВС связующем рациональность применения которого обоснована в работе [6], но подбор выполнялся для жидкофазной насыщения углеродом матрицы и изготовления стержней пултрузией с обязательным поэтапным формованием [11], что уплотняет поверхность стержня. При термообработке ПВС связующее выгорает, давая коксовый остаток с открытой пористостью, но филаменты жгута остаются скрепленными и не происходит существенного увеличения пор.

Отрабатывался вариант удаления ПВС связующего из каркаса после его сборки. Но так как основная масса связующего была полимеризована в процессе изготовления стержней, удалить его практически невозможно. Снизить температурный режим изготовления стержней для получения не полимеризованного связующего нельзя, так как происходит существенное снижение несущей способности стержня, и он не будет пригоден для сборки АК [12].

Решение данной проблемы возможно за счет изменения связующего. Основными требованиями к связующему должны быть: пригодность для непрерывного метода изготовления стержней, полученные стержни должны соответствовать прочностным требованиям к автоматизированной сборке АК, получение открытой пористости коксового остатка при термообработке, возможность удалять связующее после сборки АК.

Подробный анализ веществ по указанным требованиям позволил рекомендовать водный раствор углеводов, наиболее распространенным из которых является $C_{12}H_{22}O_{11}$. Углевод хорошо растворяется в воде, вязкость раствора зависит от концентрации углевода и температуры, раствор имеет хорошую адгезию. При удалении воды или снижении температуры раствор переходит в твердое состояние без полимеризации. Полученный материал прочный имеет хрупкий излом, температура плавления 185–186°C, может быть повторно растворен в воде и удален из волокна.

Выводы

Проведенный выше краткий анализ состояния потребностей ракетно-космической отрасли в высококачественных УУКМ и накопленный научно-технический потенциал отечественных организаций в проектировании и производстве аналогичных материалов подтверждают перспективность выбранного направления исследований, направленных на повышение эксплуатационных характеристик материала и снижение себестоимости его изготовления.

Для получения материала по предложенной технологии необходимо:

1. Разработать технологический процесс изготовления УС на водном растворе углеводов.
2. Спроектировать и изготовить оборудование непрерывного изготовления УС.
3. Произвести отработку технологического процесса для определения рациональных диапазонов варьирования технологических параметров процесса и степени их влияния на прочность стержней.
4. Проверить собираемость каркасов на полученных стержнях.

5. Разработать технологию удаления связующего без изменения расположения волокон.

6. Произвести насыщение полученного АК термоградиентным газофазным методом.

7. Произвести сравнительный анализ полученного материала с аналогами.

Литература

1. Вишняков Л.Р. Комплексный подход к автоматизации заготовительного производства УУКМ / Л.Р. Вишняков, В.И. Цариковский // Тенденции развития производства углеродных материалов на основе пан-волокон: материалы Двадцать седьмой международной конференции, 26 - 30 мая 2008 г., Ялта – Киев: УИЦ «НАУКА. ТЕХНИКА. ТЕХНОЛОГИЯ», 2008. – С. 197-201.
2. Гурин В.А. Газофазные методы получения углеродных и углерод-углеродных материалов / В.А. Гурин, В.Ф. Зеленский // Вопросы атомной науки и техники: сб. науч. труд. – Х., 1999. – №4. – С. 13-31.
3. Основы механики и технологии композиционных материалов: учеб. пособие / Г.Е. Фрегер, М.Д. Аптекарь, Б.Б. Игнатъев, В.В. Чесноков и др. – Луганск: Изд-во ВНУ им. В.Даля, 2004. – 637 с.
4. Тарнопольский Ю.М. Пространственно-армированные композиционные материалы: справочник / Ю.М. Тарнопольский, И.Г. Жигун, В.А. Поляков. – М.: Машиностроение, 1987. – 224 с.
5. Технология и проектирование углерод-углеродных композитов и конструкций / Ю.В. Соколкин, А.М. Вотинов, А.А. Ташинов и др.; Под общ. ред. А.М. Вотинова. – М.: Наука: Изд. фирма "Физ.-мат. лит.", 1996. – 240 с.
6. Чесноков А.В. Технологический процесс изготовления углепластиковых стержней для углерод-углеродных композитов / А.В. Чесноков // Вісн. Східноукраїнського нац. ун-ту ім. В.Даля. – Луганськ, 2002. – №7 (53). – С. 143-148.
7. Чесноков А.В. Комплексный подход к автоматизации заготовительного производства УУКМ / А.В. Чесноков // Композиционные материалы в промышленности: материалы Двадцать седьмой международной конференции, 26-30 мая 2008 г., Ялта – Киев: УИЦ «НАУКА. ТЕХНИКА. ТЕХНОЛОГИЯ», 2008. – С. 334-335.
8. Гурин В.А. Исследование газофазного уплотнения пироуглеродом пористых сред методом радикально движущейся зоны пиролиза / В.А. Гурин, И.В. Гурин, С.Г. Фурсов // Вопросы атомной науки и техники: сб. науч. труд. – Х., 1999. – №4. – С. 32-45.
9. Потапов А.М. Влияние состава и технологии изготовления на структуру и окислительную стойкость УУКМ / А.М. Потапов, Ю.В. Штефан, Е.А. Личман // Композиционные материалы в промышленности: материалы Двадцать седьмой международной конференции, 28 мая – 1 июня 2007 г., Ялта – Киев: УИЦ «НАУКА. ТЕХНИКА. ТЕХНОЛОГИЯ», 2007. – С. 95-97.

10. Чесноков А.В. Определение рациональной схемы армирования углерод-углеродного композиционного материала по основным критериям / А.В. Чесноков, В.В. Чесноков // *Проектування та виробництво конструкцій літальних апаратів: збірн. наук. праць.* – Х., 2007. – Вип.1 (48). – С. 80-85.

11. Чесноков А.В. Анализ процесса формования стержневых изделий круглого поперечного сечения из волокнистых полимерных композитов методом пултрузии / А.В. Чесноков, В.В. Чесноков //

Ресурсосберегающие технологии производства и обработки давлением материалов в машиностроении: сб. науч. тр. ВНУ. – Луганск, 2001. – С. 136-142.

12. Чесноков А.В. Силовой анализ укладки слоев горизонтальных стержней при сборке армирующих каркасов / А.В. Чесноков // *Проектування та виробництво конструкцій літальних апаратів: збірн. наук. праць.* – Х., 2008. – Вип. 2 (53). – С. 80-85.

Поступила в редакцию 29.10.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проректор, зав. кафедры 407 Я.С. Карпов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", Харьков.

ПЕРСПЕКТИВИ ПОЛІПШЕННЯ ЯКОСТІ ВУГЛЕЦЬ-ВУГЛЕЦЕВИХ КОМПОЗИЦІЙНИХ МАТЕРІАЛІВ

О.В. Чесноков, О.В. Гайдачук, О.М. Потапов, І.В. Гурін

Проведений аналіз стану потреб ракетно-космічної галузі в вуглець- вуглецевих композиційних матеріалах (ВВКМ) з високими експлуатаційними характеристиками. Підсумовано накопичений науково-технічний потенціал вітчизняних організацій в проектуванні і виробництві аналогічних матеріалів. Сформульовані перспективи удосконалення технології виготовлення ВВКМ що направлені на підвищення експлуатаційних характеристик і зниження собівартості виготовлення матеріалу. Визначено перелік робіт, виконання яких дозволить вирішити весь комплекс задач по розробці, виготовленню і випробуванню нового ВВКМ, виготовленого на основі стержньового армуючого каркасу з вуглепластикових стержнів на зв'язуючому, що містить вуглевод, з матрицею одержаною CVI методом.

Ключові слова: стрижньовий армуючий каркас, термоградієнтне газофазне насичення, термонагруження вузли літальних апаратів, газопроникність, вуглевод зв'язуюче, що містить.

PROSPECTS OF IMPROVEMENT OF QUALITY OF CARBON-CARBON COMPOSITION MATERIALS

A.V. Chesnikov, A.V. Gaydachuk, A.M. Potapov, I.V. Guryn

The analysis of the state of necessities of rocket-space industry in carbon-carbon composition materials (CCCM) with high operating descriptions is conducted. The accumulated scientific and technical potential of domestic organizations in planning and production of similar materials is summed up. The prospects of improvement of technology of the CCCM making are formulated directed on the increase of operating descriptions and decline of prime price of making of material. The list of works is certain, implementation of which will allow to decide all complex of tasks on development, making and test of new CCCM, made on the basis of bar reinforcing framework from coal of plastic bars on a carbohydrate containing connective with the matrix of got by the CVI method.

Key words: bar reinforcing framework, termogradientnoe газофазное saturation, termonagruzhenne knots of aircraft, gas-penetrability, carbohydrate containing connective.

Чесноков Алексей Викторович – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры технологии машиностроения, Восточноукраинский национальный университет им. В.Даля, Луганск, Украина, E-mail: chesnikov@snu.edu.ua.

Гайдачук Александр Витальевич – д-р техн. наук, профессор, проректор, зав. кафедры ракетных двигателей, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", Харьков, Украина.

Потапов Александр Михайлович – канд. техн. наук, начальник комплекса новых материалов и перспективных технологий, Государственное предприятие КБ «Южное» им. М.К. Янгеля, Днепропетровск, Украина.

Гурин Игорь Вячеславович – м.н.с. отдела графитовых, углеродных и углерод-углеродных материалов, Национальный научный центр "Харьковский физико-технический институт", Харьков, Украина.

УДК 539.3

М.В. ЧЕРНОБРЫВКО

Институт проблем машиностроения им. А.Н. Подгорного НАН Украины, Харьков

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ СОЕДИНЕНИЯ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИЙ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ИМПУЛЬСНЫХ ИСТОЧНИКОВ ЭНЕРГИИ

Рассматривается задача упругопластического деформирования и соединения конструкционных элементов под действием импульсного нагружения с учетом влияния температурных параметров. Проводится анализ влияния локального повышения температуры в зоне пластического течения на прочностные параметры материала. Математическая модель задачи строится с учетом особенностей, вызванных высокой скоростью деформаций и адиабатического повышения температуры. Приводятся примеры численных исследований. В результате работы построены математические модели и разработаны методы расчетов для анализа динамической прочности конструкций и выбора рациональных параметров эффективных технологических процессов соединения элементов конструкций, которые используют импульсные источники энергии.

Ключевые слова: импульсные источники энергии, скоростное деформирование, динамическое упрочнение металла, метод конечных разностей, сварка взрывом.

Введение

В аэрокосмической отрасли в настоящее время все более широкое применение получили технологические процессы, базирующиеся на использовании импульсных источников энергии: сварка взрывом, высокотемпературная пайка, штамповка, обработка металлов давлением, формообразование и другие. Технологические основы этих процессов отражены в целом ряде работ отечественных и зарубежных авторов [1 – 5].

Эффекты, связанные с упрочнением металлов при высокоскоростных деформационных процессах, хорошо известны и широко применяются в технологиях импульсного соединения конструкционных элементов [6]. Нужно отметить, что для такого класса процессов также характерно влияние температуры на изменение механических свойств металла. Причем, воздействие температуры отслеживается дважды. Во-первых, физические постоянные металла зависят от общей температуры протекания технологического процесса, вызывая общее разупрочнение металла в случае, если температура превышает 2000С; а во-вторых, на процессы в локальной области больших пластических деформаций влияет локальный разогрев, связанный со скоростным деформированием материала, который вызывает образование адиабатических полос сдвига [7, 8].

Таким образом, при математическом моделировании процессов соединения элементов конструкций с помощью импульсных источников энергии

необходимо учитывать все особенности физического процесса: нелинейность характера изменения напряженно-деформированного состояния по пространству и во времени; динамических свойств материала и влияния температурных параметров.

Неразъемные конструкционные элементы, полученные путем взрывной сварки, а также в результате объединенного процесса сварки и высокотемпературной пайки аморфными припоями никелевой группы, характеризуются целым рядом преимуществ, однако, необходимо строгое соблюдение всех технологических параметров и температурного режима. Это вызвано тем, что деформирование элементов конструкций при импульсном нагружении сопровождается физическими эффектами, вызванными высокой скоростью деформации от 10^3 с^{-1} до 10^6 с^{-1} .

Естественно, что теоретические исследования физики процесса на макро уровне базируется на использовании и обработке большого количества экспериментальных данных.

1. Анализ и обработка данных экспериментальных исследований

В данной работе использовались результаты экспериментальных исследований на сжатие образцов из мягкой стали 34GS [9]. Испытания на сжатие были проведены на установке с разрезным стержнем Гопкинсона диаметром 10 мм и 20 мм. Эксперименты проводились при скоростях деформации от $2 \cdot 10^3$

до $7 \cdot 10^3 \text{ с}^{-1}$. Характерной особенностью экспериментальных динамических диаграмм деформирования является наличие на них "Зуба текучести". Экспериментальные исследования проводились для образцов при температурах 27°C , 100°C и 200°C . Исследовалось влияние повышения температуры на динамические характеристики стали.

Моделирование импульсного деформирования элементов конструкций затруднено следующими факторами: кратковременностью всего процесса в целом и действия нагрузки в частности, послойным изменением физических свойств материала при переходе из упругой стадии деформирования в пластическую и появлении адиабатических полос сдвига, сложности физических процессов в зоне соединения.

В зависимости от специфики технологического процесса, существует целый ряд моделей, описывающих соединения элементов при сварке взрывом. Большинство моделей построено на основе феноменологических законов. Естественно, что адекватность математической модели реальному процессу зависит в большой степени от выбранной феноменологической зависимости. Поэтому основным этапом моделирования является этап оценки влияния физических факторов при построении феноменологического закона деформирования.

Для описания механических свойств металлов и сплавов при пластическом деформировании связь между напряжениями и деформациями рассматриваем в виде нелинейной функции $\sigma = f(\epsilon, \partial\epsilon/\partial t, T)$, где t – время, а T – температура металла или сплава. Таким образом, выбранная зависимость позволяет учитывать влияние температурного режима системы «образец – окружающая среда», а также изменение скорости деформаций, значения которой можно определять экспериментально или оценить в результате последующей численной обработки результатов эксперимента.

Таким образом, возникает вопрос оценки степени влияния скорости деформации и температуры на свойства исследуемого металлического сплава.

На рис. 1 представлена суммарная экспериментальная диаграмма зависимости $\sigma = f(\epsilon, T)$, полученная в результате обработки данных выше описанного эксперимента.

Температурная зависимость модуля Юнга очень слаба в упругой области и повышается с ростом пластических деформаций. Характерно, что $E(\epsilon, T) \approx E = \text{const}$ при $-100^\circ\text{C} < T < 200^\circ\text{C}$. Значение модуля уменьшается с увеличением температуры, причем зависимость $E(T)$ близка к линейной. В среднем уменьшение модуля при повышении температуры на 1000 C составляет $2 - 4 \%$.

В общем случае, структура пластического материала неоднородна, а способность к пластическому деформированию кристаллов является резко анизотропной. Эта неоднородность определяет тот факт, что пластическое течение в твердых телах описывается с позиций общих закономерностей, так как в деталях оно весьма сложно. Взаимодействие между отдельными объемами в процессе пластического течения приводит к получению нового структурного состояния после деформации. На рис. 2 представлена обобщенная для $\sigma = f(\epsilon, \partial\epsilon/\partial t, T)$ диаграмма зависимости напряжения для различных скоростей деформирования.

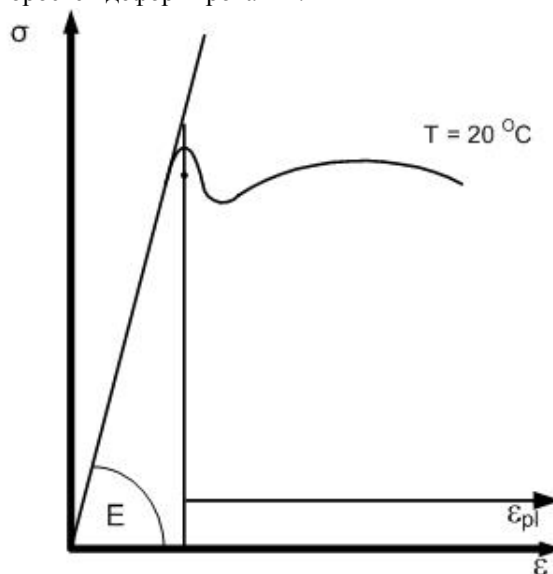


Рис. 1. Зависимость интенсивности напряжений от интенсивностей деформаций

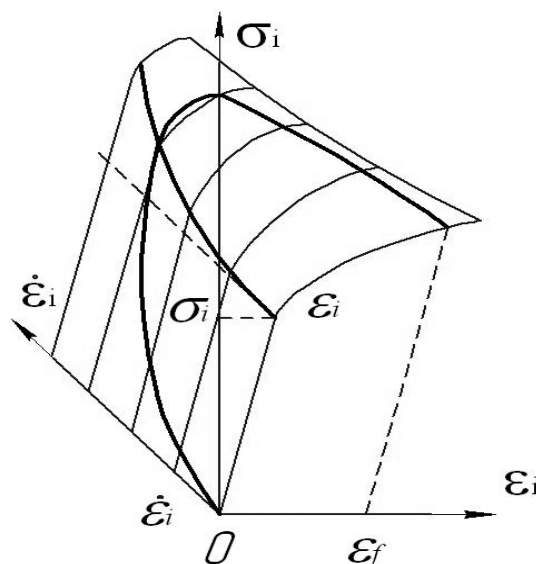


Рис. 2. Объемная зависимость интенсивности напряжений от интенсивностей деформаций и их скоростей

Анализ экспериментальных данных позволил сделать вывод, что повышение температуры образца

до 200°C благоприятствует появлению «зуба» или просто отчетливой точки текучести.

Таким образом, наличие резкого предела текучести, проявляющегося в образовании зуба (площадки) текучести, также необходимо учитывать при моделировании высокоскоростных процессов соединения конструкционных элементов из мягких сталей, алюминия и других.

2. Математическое моделирование и численные исследования

Задача соединения трубчатых элементов моделируется как скоростное деформирование системы двух полых коаксиальных цилиндров конечной длины (рис. 3). На нее воздействует кратковременная внутренняя осесимметричная ударно-импульсная нагрузка, расположенная в торцевой части конструкционной системы. Зона воздействия нагрузки мала по сравнению с общей длиной, поэтому необходим учет воздействия движущейся ударной волны.

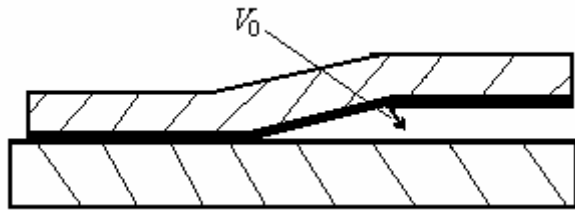


Рис. 3. Схема параллельной сварки взрывом

Задача моделируется с учетом региональности процесса деформирования. Рассматривается возможность образования зон пластического деформирования в области нагружения. Поэтому, в зоне локализации нагрузки используется трехмерная модель. Используются динамические свойства материала и термомеханические параметры. Применяется деформационная теория пластичности. Это позволяет достаточно адекватно моделировать физику процесса в зоне больших пластических деформаций. Региональная структура решения позволяет учитывать особенности скоростных деформационных процессов, избежав при этом излишней громоздкости задачи.

Математическая постановка задачи следующая:

$$T(r, \varphi, z, t) = \frac{f(\varepsilon, \dot{\varepsilon})}{c_p} \int_0^{\varepsilon_f} \sigma(r, \varphi, z, t) d\varepsilon(r, \varphi, z, t) \quad (1)$$

$$\begin{aligned} & \frac{\partial \sigma_{rr}}{\partial r} + \frac{1}{r} \frac{\partial \sigma_{r\varphi}}{\partial \varphi} + \frac{\partial \sigma_{rz}}{\partial z} + \frac{\sigma_{rr} - \sigma_{\varphi\varphi}}{r} - \\ & - (3\lambda + 2\mu) \alpha_T \frac{\partial T}{\partial r} = \rho \frac{\partial^2 u_r}{\partial t^2}, \\ & \frac{\partial \sigma_{rz}}{\partial r} + \frac{1}{r} \frac{\partial \sigma_{z\varphi}}{\partial \varphi} + \frac{\partial \sigma_{zz}}{\partial z} + \frac{\sigma_{rz}}{r} - \\ & - (3\lambda + 2\mu) \alpha_T \frac{\partial T}{\partial z} = \rho \frac{\partial^2 u_z}{\partial t^2}, \\ & \frac{\partial \sigma_{r\varphi}}{\partial r} + \frac{1}{r} \frac{\partial \sigma_{\varphi\varphi}}{\partial \varphi} + \frac{\partial \sigma_{z\varphi}}{\partial z} + \frac{2\sigma_{r\varphi}}{r} - \\ & - (3\lambda + 2\mu) \alpha_T \frac{\partial T}{\partial \varphi} = \rho \frac{\partial^2 u_\varphi}{\partial t^2}, \end{aligned} \quad (2)$$

где $f(\varepsilon, \dot{\varepsilon})$ – функция влияния скорости деформации на адиабатическое повышение температуры в локальной области δ -окрестности исследуемой точки. Как правило, задается эмпирически по результатам обработки экспериментальных данных. Иногда, для упрощения расчетов принимается константой.

Задача решается методами адаптированных конечных разностей [10]. Начальные и граничные условия дополняются исходя из конкретизации задачи. При исследовании напряженно-деформированного состояния при термоупругопластических деформациях используются динамические свойства материала, полученные экспериментально.

Для контроля температурного режима в области соединения решается задача нестационарной теплопроводности для толстых стержней в цилиндрической системе координат. В силу осевой симметрии конструкции выбираем систему уравнений в двумерной постановке. Математическая формулировка задачи имеет следующий вид:

$$\begin{aligned} & \frac{\partial^2 T(r, z, t)}{\partial r^2} + \frac{1}{r} \frac{\partial T(r, z, t)}{\partial r} + \\ & + \frac{\partial^2 T(r, z, t)}{\partial z^2} = \frac{1}{a_T} \frac{\partial T(r, z, t)}{\partial t}, \end{aligned} \quad (3)$$

где $T=T(r, z, t)$ – температура системы; t – время; r, z – цилиндрические координаты; a_T – коэффициент температуропроводности.

Начальное условие:

$$T(r, z, 0) = T_0 = \text{const} \quad , \quad (4)$$

где T_0 – начальная температура конструкции.

Граничное условие по радиусу в предположении идеального теплового контакта между элементами конструкции запишутся в следующем виде:

$$T_1 = T_2, \quad (5)$$

$$\lambda_1 \frac{\partial T_1}{\partial z} = \lambda_2 \frac{\partial T_2}{\partial z}, \quad (6)$$

где λ_1, λ_2 – коэффициенты теплопроводности; T_1, T_2 – температура составляющих конструкции.

Дальнейшее решение задачи проводится численно-аналитическими методами согласно известных методик решения задач нестационарной теплопроводности [11].

Рассмотрим процесс сварки двух коаксиальных патрубков теплообменного аппарата конечной длины L с толщиной стенки равной $R=10$ мм, наружным радиусом $R_n=5$ см и внутренним $R_v=5$ см. В начальный момент времени цилиндр подвергается воздействию детонационного нагружения. Численная обработка функции нагружения $P(r, \varphi, t)$ позволяет получить поверхность максимальных значений избыточного давления $P(y, x)$ для всей зоны нагружения (рис. 4).

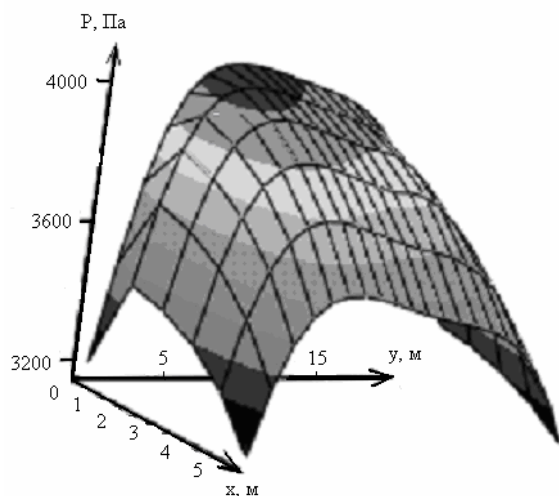


Рис. 4. Поверхность избыточного давления

Анализ поверхности, построенной по максимальным значениям избыточного давления на каждую исходную ячейку исследуемой конструкции, позволяет сделать вывод о достаточной гладкости функции $P(y, x)$. В силу этого, для дальнейшего исследования в поставленной задаче достаточно определить максимальный элемент поверхности, что будет соответствовать максимальной импульсной нагрузке.

Рассматривался случай, когда численное значение максимальной нагрузки соответствовало величине 0,4 атмосфер или $0,4 \cdot 101325 = 40530$ Па.

На рис. 5 представлена поверхность напряжений в зоне соединения. Хорошо виден сложный физический процесс, соответствующий термоупругому и термопластическому деформированию.

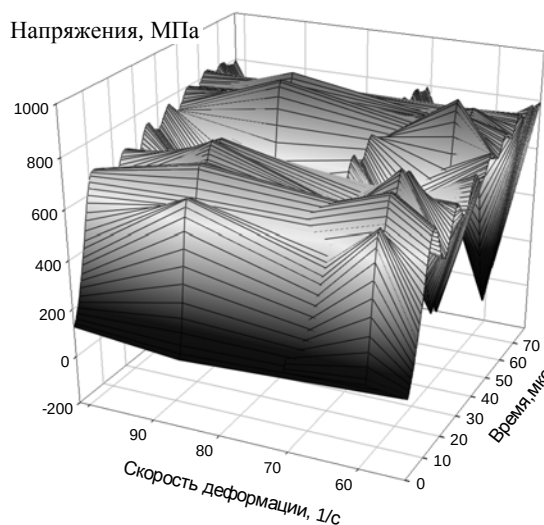


Рис. 5. Напряжения в зоне соединения

Заключение

Анализ полученных результатов позволяет определять рациональные параметры исследуемого технологического процесса, делать выводы об уровне динамической напряженности конструкции и разрабатывать практические рекомендации.

Литература

1. Дерибас А.А. Физика упрочнения и сварки взрывом / А.А. Дерибас. – Новосибирск: Наука, 1980. – 222с.
2. Борисевич В.К. Многофакторность физических явлений при взрывной металлообработке / В.К. Борисевич, В.В. Драгобецкий, О.В. Троцко // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2007. – № 11(47). – С. 62-72.
3. Степанов Г.В. Упруго-пластическое деформирование материалов под действием импульсных нагрузок / Г.В. Степанов. – К.: Наук. думка, 1979. – 189 с.
4. Харченко В.В. Моделирование процессов высокоскоростного деформирования материалов с учетом вязкопластических эффектов / В.В. Харченко. – К.: ИПП НАН Украины, 1999. – 280 с.
5. Скоростное деформирование элементов конструкций / Ю.С. Воробьев, А.В. Колодяжный, В.И. Севрюков, Е.Г. Янютин. – К.: Наукова думка, 1989. – 192 с.
6. Бизюк А.В. Анализ высокоскоростного термокинетического деформирования цилиндриче-

ских конструкционных элементов при соударении. / А.В. Бизюк, М.В. Чернобрышко // Вестн. ХГПУ. Сер. Динамика и прочность машин. – Вып.59. – Х., 2000. – С.18- 22.

7. Чернобрышко М.В. Термопружньо-пластичне швидкісне деформування циліндричних тіл при їх формоутворенні і з'єднанні: автореф. дис. ... канд. техн. наук: 05.02.09 / Чернобрышко Марина Вікторівна; ІПМаш НАН України. – Х., 2001. – 16 с.

8. Анализ процесса пайки-сварки методом взрыва трубных досок теплообменных аппаратов / Ю.С. Воробьев, М.В. Чернобрышко, А.В. Колодяжний, Л. Крушка // Проблемы прочности. – 2002. – № 4. – С. 126-131.

9. Kruszka L. Thermoplastic analysis of normal

impact of long cylindrical specimen: experiment and comparison with the numerical calculation / L. Kruszka, W.K. Nowacki // J. of Thermal stresses. – 1995. – P. 313-334.

10. Чернобрышко М.В. Нестационарное термоупругопластическое деформирование многослойной составной оболочки / М.В. Чернобрышко // Надійність і довговічність машин і споруд. – 2006. – Вип. 27. – С. 145-152.

11. Чернобрышко М.В. До питання про створення високоміцних конструкцій шляхом застосування високотемпературного паяння / М.В. Чернобрышко, Н.А. Шесточенко // Вісник УДАЗТ: збірник наукових праць. – Х., 2003. – Вип. 56. – С. 83-87.

Поступила в редакцию 30.09.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф. В.К. Борисевич, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Харьков.

МАТЕМАТИЧНЕ МОДЕЛЮВАННЯ З'ЄДНАННЯ ЕЛЕМЕНТІВ КОНСТРУКЦІЙ З ВИКОРИСТАННЯМ ІМПУЛЬСНИХ ДЖЕРЕЛ ЕНЕРГІЇ

М.В. Чернобрышко

Розглядається задача пружно-пластичного деформування й з'єднання конструкційних елементів під дією імпульсного навантаження з урахуванням впливу температурних параметрів. Проводиться аналіз впливу локального підвищення температури в зоні пластичного плину на міцнісні параметри матеріалу. Математична модель задачі будується з урахуванням особливостей, викликаних високою швидкістю деформацій й адіабатичного підвищення температури. Приводяться приклади чисельних досліджень. В результаті роботи побудовані математичні моделі та розроблені методи розрахунків щодо аналізу динамічної міцності конструкцій й вибору раціональних параметрів ефективних технологічних процесів по з'єднанню елементів конструкцій, які використовують імпульсні джерела енергії.

Ключові слова: імпульсні джерела енергії, швидкісне деформування, динамічне зміцнення металу, метод скінчених різниць, сварка вибухом.

MATHEMATICAL MODELING OF CONNECTION OF DESIGNS ELEMENTS WITH USE OF PULSE ENERGY SOURCES

M.V. Chernobryvko

The method of definition stress - strain conditions of a local zone of constructional elements under the impact of a local shock load is researched. The research is conducted theoretically and used experimentally results. The area of load application is modeled as a 3-D body. The theoretical research is made using a finite-difference method with the implicit difference scheme. The area of load application is modeled as a 3-D body. As a result of work is mathematical models and methods of calculation for the analysis of researches of construction dynamical strength and a choice of rational parameters of effective technological processes on form building, to division and connection of elements of the designs using pulse energy sources are developed.

Key words: pulse energy sources, high-speed deformation, dynamic hardening of metal, a method of final differences, welding by explosion.

Чернобрышко Марина Викторовна – канд. техн. наук, старший научный сотрудник отдела нестационарных механических процессов Института проблем машиностроения им. А.Н. Подгорного НАН Украины, Харьков, Украина, e-mail: chernobryvko@ipmach.kharkov.ua.

УДК 656.7.084.17(08)

О.М. РЕВА¹, Г.М. СЕЛЕЗНЬОВ²¹ *Кіровоградський національний технічний університет,*² *Авіакомпанія "ЄЕС-Авіа"*

МОДЕЛЬ ПРОБЛЕМНОЇ СИТУАЦІЇ В СИСТЕМАХ УПРАВЛІННЯ ПОВІТРЯНИМ РУХОМ

Враховуючи вплив людського чинника на безпеку польотів при управлінні повітряним рухом, запропоновано розглядати авіадиспетчера як центральну ланку контуру управління. Спираючись на такий підхід, адаптована модель SHEL, що рекомендується міжнародною організацією цивільної авіації ICAO для виявлення потенційних небезпек в авіаційних системах, та проведений системний аналіз нестиковок елементів контуру управління повітряним рухом. Зроблений формальний опис ризику ситуацій, коли проявляються нестиковки блоків моделі SHEL. Оскільки професійна діяльність авіадиспетчера розглядається як безперервний ланцюг рішень, що виробляються та реалізуються в явних та неявних формах в умовах дії ризику стохастичного і нестохастичного характеру, то запропонована модель проблемної ситуації, що враховує: множину стратегій авіадиспетчера; множину значень визначених і невизначених факторів; множину результатів діяльності; множину числових значень наслідків діяльності; множину показників і критеріїв ефективності; інформацію про відношення авіадиспетчера до стохастичного ризику, а також модель його переваг.

Ключові слова: безпека польотів, система управління повітряним рухом, авіадиспетчер, людський чинник, прийняття рішень, модель проблемної ситуації, ризик.

Вступ

Авіаційний транспорт є важливою складовою світової економіки. Однак, незважаючи на значне підвищення надійності авіаційної техніки (АТ), питання забезпечення безпеки функціонування авіаційної галузі через врахування впливу людського чинника (ЛЧ) є дуже важливим, бо протягом останніх десятиріч він є причиною 2/3 – 3/4 загального числа катастроф та аварій (авіаційних подій – АП) у світовій цивільній авіації (ЦА) [1].

Кожна авіаційна катастрофа крім великих матеріальних та моральних збитків є також трагедією загальнонаціонального масштабу. Завдання забезпечення безпеки польотів (БП) є першочерговим в діяльності будь-якого органу управління в авіації. Наведена вище статистика приводить до однозначного висновку — прорив на царині підвищення рівня БП необхідний і має відбуватись саме в сфері ЛЧ.

Аналіз досліджень. Важливою складовою вирішення задачі, що розглядається, є проблеми оптимізації складної полієргатичної системи управління повітряним рухом (УПР). Значний вклад в вивчення закономірностей функціонування та способів оптимізації цих систем був зроблений вченими Академії цивільної авіації (Санкт-Петербург) під керівництвом проф. В.О. Крижанівського та проф. П.В. Олянюка. Розглядалися теоретично і вирішувалися практично проблеми оптимізації структури повітряного простору, організації потоків повітряного руху,

впровадження стандартних маршрутів SID/STAR, відпрацювання технологічних процедур УПР тощо.

Проте проблеми впливу та врахування ЛЧ в діяльності таких систем не розглядались і навіть не ставились. Вважалося, що при задовільній організації компонентів системи УПР та виконанні встановлених процедур БП залежить тільки від професійної підготовки (ПП) та дисциплінованості авіадиспетчера (А/Д), та має бути забезпечена. Тому практично вся робота з персоналом велась по напрямкам — методична робота в службах руху, періодичні курси підвищення кваліфікації та тренажерна підготовка (ТП).

Вдосконалення вітчизняної аеронавігаційної системи відбувається, головним чином, представниками наукової школи проф. В.П. Харченка. При цьому зазначимо, що проактивне дослідження впливу ЛЧ на БП при УПР здійснюється в Україні переважно під керівництвом проф. О.М. Реви.

1. Модель SHEL у виявленні потенційних небезпек в системі УПР

Накопичення недоліків при ПП, організації УПР, плануванні польотів, мультиплікація їх за рахунок відмовлень радіотехнічних засобів (РТЗ) та автоматизованих систем (АС) УПР, відмов АТ у повітрі і впливу небезпечних метеорологічних явищ часто ставить А/Д у положення, коли тільки їх дії (інколи поза межами психофізіологічних можливостей) можуть перебороти причини виникнення АП [2]. Саме така подія відбу-

лась в зоні Північно-Кавказького Центру УПР (Ростов-на-Дону, 1988 р.), коли диспетчер УПР А. Ірбе в умовах повної відмови всіх штатних РТЗ врегулював ситуацію, маючи одночасно на зв'язку 54 (!) ПС.

Нами пропонується розглядати такі системи з

точки зору окремого А/Д як людини – оператора (Л-О), що є центральною ланкою діяльності найпростішої підсистеми (контуру) УПР. Схема такого контуру подана на рис. 1.



Рис. 1. Загальна схема найпростішого контуру управління повітряним рухом

Необхідно зазначити, що оцінка складових елементів контуру УПР як ергатичної системи не дає уявлення про різноманітні процеси і взаємодії, що характеризують її в цілому. Тому Міжнародна організація цивільної авіації (ICAO) рекомендує модель SHEL як розширений варіант моделі “Л-О – машина – середовище”, що сприяє системному розумінню ЛЧ і є універсальним способом опису процесів керування, обміну інформацією і т.п. (рис. 2) [3].

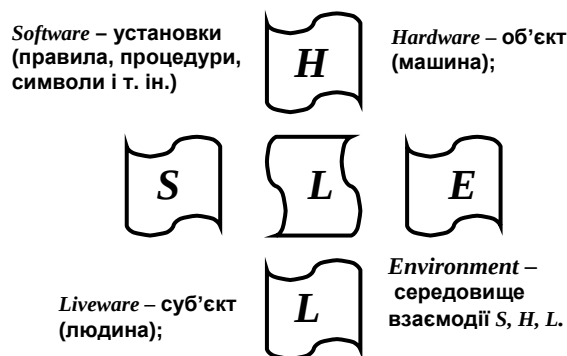


Рис. 2. Загальна схема моделі SHEL (ICAO)

Особливо цікавою модель виглядає з огляду на те, що в контурі УПР центральним елементом також є людина, що приймає рішення (ЛПР), тобто – А/Д, який несе повну відповідальність за БП в визначеній зоні управління – секторі чи пункті УПР, та є найбільш значущим і гнучким компонентом системи.

Але в ньому ж закладені і недоліки, котрі у більшості випадків поки що не можуть бути завчасно

передбачені. Взаємозв'язки цього елемента з іншими блоками моделі складні і неоднозначні, тому ці блоки мають бути ретельно підігнані до Л-О для запобігання небажаної напруги і зриву (АП). Розглянемо цю схему і взаємозв'язки між її блоками.

1. “Суб'єкт (L)”. Діяльність самого суб'єкту – А/Д визначається фізичними, фізіологічними та психологічними факторами, котрі досить ґрунтовно досліджені. В службах руху враховуються питання впливу психосоціальних чинників, проводиться відповідна робота з персоналом змін і служби в цілому. Менше зроблено в області визначення елементів мотивації А/Д – задоволеністю роботою, самодисципліни, рівня самозадоволеності, сприйняття ризику тощо.

2. Стикування “суб'єкт – суб'єкт (L–L)”. До таких віднесемо взаємодію з іншими людьми в робочому середовищі – екіпажами повітряних суден (ПС), диспетчерами суміжних секторів (пунктів) УПР, спеціалістами інших служб, а також з керівником польотів як безпосереднім начальником, який відповідальний за роботу змін.

3. Стикування “суб'єкт – об'єкт (L–H)” відображає процедури взаємодії А/Д з засобами УПР – РТЗ та АС УПР. Наразі ця проблема добре вивчена і найбільші пророблення були виконані в рамках Програми гармонізації ЄВРОКОНТРОЛЮ (Human-Mashine Interface).

4. Стикування “суб'єкт – установки (L–S)”. Маються на увазі нефізичні аспекти, до яких віднесемо правила польотів та технології роботи, структуру повітряного простору – повітряні траси, марш-

рути та зони обмежень, процедури діяльності в особливих випадках тощо. Проблеми їх впливу на Л-О менш очевидні, а тому більш складні для рішення (неадекватність сприйняття правил чи схем).

5. Стикування "суб'єкт – середовище (L-E)" визначає відношення між Л-О і внутрішнім та зовнішнім навколишнім *середовищем*. **Внутрішнє навколишнє середовище** – це безпосереднє робоче місце А/Д й умови праці на ньому, включаючи температуру повітря, освітлення, шум та ін. Під **зовнішнім навколишнім середовищем** розуміємо, перш за все, метеоумови і інші явища в зоні відповідальності (наприклад, перельоти птахів), а в більш широкому розумінні – політичні й економічні обмеження, з врахуванням яких функціонує система УПР. Вимоги до наявності інформації охоплюють погодні умови, характер земної поверхні і фізичних об'єктів, інфраструктуру й економічну ситуацію.

Отже, виходячи з запропонованої схеми контуру УПР та застосувавши модель SHEL, ми одержали модель, яка добре відображає суть процесів в системі УПР, та піддається математичному моделюванню.

Крім того, професійна діяльність авіаційних операторів звичайно розглядається як безперервний ланцюг явних та неявних рішень, що розробляються та реалізуються в умовах перманентної дії ризиків стохастичного і нестохастичного характеру. І саме для них було введено поняття "ланцюга помилкових рішень", коли одне невірне рішення провокує за принципом "доміно" підвищену імовірність невірного наступного. І чим більше зростає цей "ланцюг", тим менше імовірність задовільного врегулювання ситуації [4 – 8]. Тому проактивне дослідження ставлення А/Д до ризиків та безпечної діяльності, а також ефективне попередження можливих помилкових рішень неможливе без опису ризику та розробки відповідних моделей, спираючись на методи ризикології [9 – 15].

2. Формальний опис ризику

Нами використовується кількісний опис ризику, що ґрунтується на теоретично-імовірнісному підході. А саме, аналізуючи найпростіший контур УПР (рис. 1) та застосувавши модель SHEL (рис. 2) для виявлення потенційних нестиковок у блоках "А/Д – РТЗ" (L–H), "А/Д – процедури" (L–S), "А/Д – інші люди" (L–L), "А/Д – зовнішнє середовище" (L–E), а також потенційної небезпеки у діяльності самого А/Д (L), можна описати множину S всіх можливих несприятливих подій в діяльності А/Д:

$$S = (s_1, s_2, \dots, s_n). \quad (1)$$

Прийmemo, що K – це кожне мислиме поєднання таких множин. Тоді множина всіх можливих поєднань K буде булеаном S (множина всіх підмножин). Доцільно віднести до K також саму множину

S і пусту множину $\emptyset$, що визначає відсутність несприятливих подій. Отже, поєднання K є підмножиною несприятливих подій множини S

$$K = \{ s_{k1}, s_{k2}, \dots, s_{kl} \}, \quad s_{kj} \in S, \quad j=1,2,\dots,l. \quad (2)$$

У множині всіх поєднань можна виконувати звичайні операції алгебри множин. Тому, якщо K_1 і K_2 – два поєднання несприятливих подій, то їх властивості визначаються так (рис. 3):

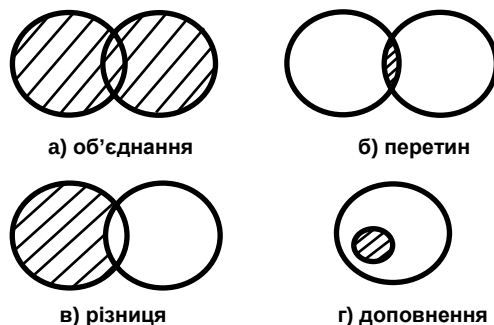


Рис. 3. Варіанти поєднання несприятливих подій

- об'єднання $K_1 \cup K_2$ утворює поєднання, що включає всі події, які належать K_1 або K_2 ;
- перетин $K_1 \cap K_2$ створює поєднання, що містить всі події, які одночасно належать K_1 і K_2 ;
- різниця $K_1 \setminus K_2$ утворює поєднання, що включає всі події, які належать K_1 , але не належать K_2 ;
- доповнення $S \setminus K$ створює поєднання, що містить всі події S, які не належать K.

Нехай з деякою ризикованою стратегією (варіантом рішення) A_i пов'язані елементарні поєднання несприятливих подій $K_{i1}, K_{i2}, \dots, K_{ik_i}$, які визначають, що ніяка власна підмножина поєднання K_{ij} не може зустрічатися як поєднання несприятливих подій.

Якщо визначити через N_i гарантовану відсутність несприятливих подій для ризикованого варіанту рішення A_i , то

$$\bar{K}_i = \{ K_{i1}, K_{i2}, \dots, K_{ik_i}, N_i \} \quad (3)$$

утворить повну, пов'язану зі стратегією A_i систему подій. Тоді кожному поєднанню несприятливих подій K_{ij} , $j=1,2,\dots,k_j$, яке може реалізуватися в результаті прийняття рішення (ПР) $A_i \in A$, а також події N_{ij} припишемо імовірності $p_i(K_{ij})$ і, відповідно $p_i(N_i)$:

$$0 \leq p_i(K_{ij}) \leq 1, \quad \sum_{j=1}^{k_i} p_i(K_{ij}) + p_i(N_i) = 1. \quad (4)$$

Якщо кожному поєднанню K_{ij} поставити у відповідність кількісно описаний наслідок Y_{ij} , то отримуємо величину ризику R_i , супутню рішення A_i :

$$R_i = \sum_{j=1}^{k_i} A_{ij} p_j(K_{ij}). \quad (5)$$

Величина R_i є, таким чином, середньою (очіку-

ваною) величиною збитку, коли обирається варіант рішення A_i .

Іноді під ризиком розуміють просто імовірність настання поєднання несприятливих подій $S_0 \in \bar{K}_i$. Такий підхід особливо доцільний, коли наслідки Y_{i0} ризику для A_i і S_0 невідомі. Тоді при використанні функції-індикатора $S_j \rightarrow I_0(S_j)$, що визначається умовами:

$$I_0(S_j) = \begin{cases} 1 & \text{при } S_j = S_0, \\ 0 & \text{при } S_j \neq S_0, \\ S_j \in K_i. \end{cases} \quad (6)$$

Для $Y_{ij}=I_0(S_j)$ $Y_{ij} := I_0(S_j)$ згідно (6) отримуємо:

$$R_i = p_i(S_0). \quad (7)$$

Якщо, навпаки, під час вибору A_i всі імовірності реалізації поєднання несприятливих подій $K_{ij} \in \bar{K}_i$ однакові ($p_i(K_{ij})=p_i$), то тоді згідно з (7) маємо:

$$R_i = p_i \sum_{j=1}^{k_i} Y_{ij}. \quad (8)$$

Коли вибирається A_i для функції ризику $Y_i: K_{ij} \rightarrow Y_{ij}$, $j=1, k$, що визначається зв'язком між поєднанням несприятливих подій K_{ij} і наслідком Y_{ij} , то мають особливий інтерес два окремих випадки.

Якщо для двох поєднань K_{ij} і K_{il} , $j \neq l$, що виключають одне друге, тобто, $K_{ij} \cap K_{il} = \emptyset$, справедлива рівність

$$A_i(K_{ij} \cup K_{il}) = A_i(K_{ij}) + A_i(K_{il}), \quad (9)$$

то говорять про адитивні штрафні функції і відповідно про адитивні функції ризику.

Тоді для поєднань, які складаються з єдиної несприятливої події $K_{i1} = \{s_1\}$, $K_{i2} = \{s_2\}$, ..., $K_{in} = \{s_n\}$, справедливе таке

$$A_i(s_1 \cup s_2 \cup \dots \cup s_n) = A(s_1) + A(s_2) + \dots + A(s_n) \quad (10)$$

$$R_i = \sum_{s \in S} A_i(s) p_i(s). \quad (11)$$

У цьому випадку маємо справу з так званою нормальною штрафною функцією K_i і, відповідно, функцією ризику Y_i , коли для двох поєднань K_{ij} і K_{il} , $j \neq l$, що виключають одне друге, маємо:

$$\begin{aligned} \max \{A_i(K_{ij}), A_i(K_{il})\} = \\ = A_i(K_{ij} \cup K_{il}) = A_i(K_{ij}) + A_i(K_{il}). \end{aligned} \quad (12)$$

Цей випадок є типовим прикладом адитивної штрафної функції.

Визначимо тепер для K_{ij} , $K_{il} \in \bar{K}_i$ додатковий збиток за рахунок K_{il} при K_{ij} на основі співвідношення

$$Y_i(K_{il} | K_{ij}) := A_i(K_{ij} \cup K_{il}) - A_i(K_{ij}). \quad (13)$$

Звідси випливає

$$\begin{aligned} Y_i(K_{i1} \cup K_{i2} \cup \dots \cup K_{ik_i}) &= Y_i(K_{i1}) + \\ &+ Y_i(K_{i2} | K_{i1}) + Y_i(K_{i3} | K_{i1} \cup K_{i2}) + \dots + \\ &+ Y_i(K_{ik_i} | K_{i1} \cup K_{i2} \cup \dots \cup K_{ik_{i-1}}). \end{aligned} \quad (14)$$

Таким чином, за допомогою розглянутої системи множин та при введенні, при необхідності, вагових коефіцієнтів можлива формалізація будь-якої, в тому числі проблемної, ситуації (ПС) в найпростішому контурі УПР з метою проведення аналізів, експериментів, експертних оцінок та організації тренажерної підготовки.

3. Модель проблемної ситуації

Будь-яку ПС, вирішувану Л-О, можна сформулювати у вигляді моделі, що описується кортежем:

$$ПС = \{A, U, \Lambda, H, G, Y, \Psi, W, K, P, \theta\}, \quad (15)$$

де A – множина стратегій А/Д, як людини, що ПР (ЛПР) при безпосередньому УПР;

U – множина значень визначених факторів (наприклад, система трас, план польотів тощо);

Λ – множина значень невизначених факторів (погода в зоні, відмови АТ, особливі випадки в польоті та ін.);

G – множина результатів діяльності;

Y – вектор характеристик (ознак) результату $g \in G$, тобто числовий вираз результату операції;

H – модель (відображення), що ставиться у відповідність множинам стратегій A та факторів Λ множини результатів $Y(G)$;

W – показник ефективності;

Ψ – оператор відповідності “результат – показники”;

K – критерій ефективності;

θ – інформація про відношення ЛПР до стохастичного ризику;

P – модель переваг – формалізоване уявлення ЛПР про “найкраще” та “найгірше” рішення, дію серед елементів деякої множини D :

$$D = \{A, U, \Lambda, G, Y, W, K\}. \quad (16)$$

Наявність компоненти Λ як самостійного елементу в моделі ПС (15) передбачає, що множини значень невизначених факторів при ПР буде або обов'язково встановлено (задане зовні, – наприклад, запасні аеродроми в зоні УПР, обмеження польотів), або відшукання цих значень буде складати окрему задачу (наприклад, метеоумови в сусідніх зонах). Тому проблема вибору показників ефективності зв'язана з встановленням виду функції відповідності результатів операції $Y(G)$ потрібному результату $Y^{потр}$.

В багатьох практичних випадках виявляється, що апіорне завдання одного з критеріїв ефективності (придатності, оптимальності, адаптивності) приз-

водять до виділення, як правило, деякої множини “не гірших” альтернатив. Тоді для однозначного вибору кращої альтернативи потрібно формування складного критерію – вирішального правила, що включає як формальні, так і неформальні приписи щодо винесення судження. Це вирішальне правило P на множині $G-P_G$, $Y-P_Y$, $W-P_W$ і т.д. Взаємозв’язок розглянутих компонент моделі ПС (15) поданий на рис. 4, де символом M_0 позначена мета операції.

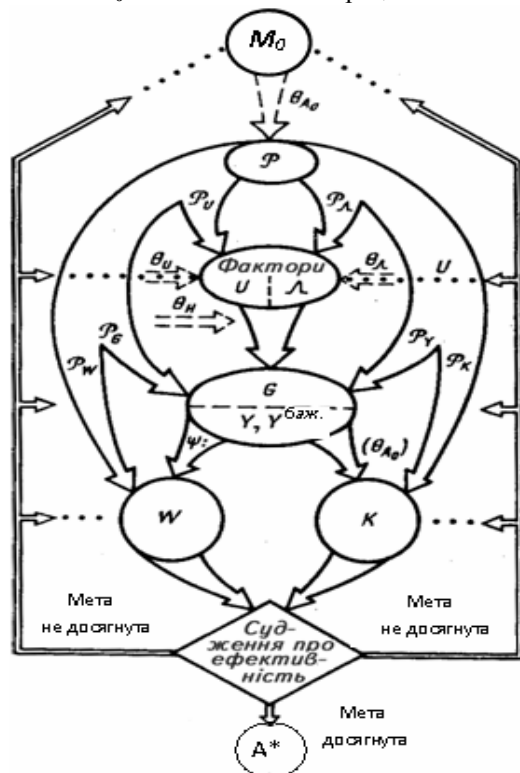


Рис. 4. Модель проблемної ситуації

Задачі, що відповідають двом основним процесам ПР при дослідженні ефективності експлуатації АТ та УПР, формуються на основі моделі проблемної ситуації та мають вигляд:

- для процесу одержання результатів:

$$\Psi: \left\{ Y/H: A \times \Lambda \xrightarrow{\theta} Y(G) \right\} \xrightarrow{\theta} W; (17)$$

- для процесу аналізу результатів

$$P \xrightarrow{K} K; \quad A \xrightarrow{W} A^*, \quad (18)$$

де A^* – підмножина “найкращих” з точки зору ЛПР стратегій, з яких остаточно вибирають рішення $a^* \in A^*$, що реалізується.

Постановка задачі моделювання переваг формально записується так

$$\langle D, \theta; P_D \rangle. \quad (19)$$

Модель Р будується за допомогою спеціальної додаткової інформації $\Omega \in \Theta$ про переваги, що отримана від ЛППР. Типовими її прикладами є незалежність окремих показників по перевагам, їх адитивна незалежність, якісна інформація про відносну важ-

лівість, коефіцієнти важливості тощо.

Задача вибору найкращої стратегії $a^* \in A$ є ядром дослідження ефективності діяльності Л-О та вирішується на основі співставлення усіх допустимих стратегій $a \in A$ за ефективністю.

Висновки

1. Зважаючи на модель SHEL ІКАО, запропоновано при аналізі впливу ЛЧ в системах УПР, розглядати А/Д як центральну ланку контуру УПР. Спираючись на такий підхід, проведений системний аналіз нестиковок елементів такого контуру.

2. Професійна діяльність А/Д розглядається як безперервний ланцюг рішень, які формуються і реалізуються в умовах ризику. Тому методами теоретико-імо-вірнісного підходу проведений формальний кількісний опис задач управління в умовах стохастичного ризику.

3. Сформульована модель ПС для ПР, яка визначається кортежем, що включає: множину стратегій А/Д, множину результатів його діяльності та їх чисельних значень, множину показників і критеріїв ефективності, множину визначених та невизначених факторів, систему переваг А/Д як ЛПР, а також інформацію про його відношення до стохастичного ризику.

4. Подальші дослідження з проактивного впливу ЛЧ на БП при УПР слід проводити у напрямку зняття невизначеності щодо інформації про ставлення А/Д до ризику.

Література

1. Аварийность на авиалиниях мира // Проблемы безопасности полетов: Обзорн. инф. – М.: ВИНТИ, 1993. – Вып. 3. – С. 11-14.

2. Селезньов Г.М. Системний підхід до профілактики авіаційних подій за людським фактором при управлінні повітряним рухом / Г.М. Селезньов // Людський чинник в транспортних системах: Тези доповідей I Міжнародної наукової конференції. – Яремче, 28-30 травня 2008 р. – С. 6.

3. *Фундаментальные концепции человеческого фактора // Человеческий фактор: Сб. м-лов №1. – Циркуляр ИКАО 216 AN / 131. – Монреаль, Канада, 1989. – 34 с.*

4. Горячев В.А. Новый подход к подготовке летного состава за рубежом / В.А. Горячев, Н.Н. Коростелева // Проблемы безопасности полетов: Ежемес. бюл. – М.: ВИАНИИ, 1988. – №7. – С. 3-12.

5. Jensen R.S. *Aeronautical Decision Making for Instrumental Pilots* / R.S. Jensen, J. Adrien, R. Lawton; DOT/FAA/PM-86/42.

6. Рева О.М. Основні джерела невизначеності та помилок операторів авіаційних ергатичних систем: Конспект лекцій з курсу «Основи теорії прийняття рішень» / О.М. Рева, Л.А. Журавльова. – Київ: Видавництво «Ліра», 2012.

Кіровоград: ДЛАУ, 1998. – 40 с.

7. Рева О.М. Прийняття рішень в умовах небезпеки і ризику: Конспект лекцій з курсу "Основи теорії прийняття рішень" / О.М. Рева, Т.Ф. Шмельова. – Кіровоград: ДЛАУ, 1998. – 52 с.

8. Рева О.М. Загальна характеристика процесів прийняття рішень в гуманістичних системах / О.М. Рева: Тексти лекцій з курсу "Основи теорії прийняття рішень" для студентів денної форми навчання спеціальності 7.050108 "Маркетинг". – Кіровоград: КІК, 2001. – 32 с.

9. Рева А.Н. Человеческий фактор и безопасность полетов: (Проактивное исследование влияния): Монография / А.Н. Рева, К.М. Тумьшев, А.А. Бекмухамбетов; Науч. ред. А.Н. Рева, К.М. Тумьшев. – Алматы, 2006. – 242 с.

10. Бабак В.П. Безпека авіації / В.П. Бабак, В.П. Харченко, В.О. Максимов та ін.; За ред.

В.П.Бабака. – К.: Техніка, 2004. – 504 с.

11. Шибанов Г.П. Количественная оценка деятельности человека в системах "человек-техника" / Г.П. Шибанов. – М.: Машиностроение, 1983. – 263 с.

12. Райфа Х. Анализ решений (Введение в проблему выбора в условиях неопределенности: Пер. с англ. / Х. Райфа. – М.: Наука, 1977. – 408 с.

13. Козелецкий Ю. Психологическая теория решений: пер. с польск. Г.Е. Минца, В.Н. Поруса / Ю. Козелецкий; Под ред. Б.В. Бирюкова. – М.: Мир, 1979. – 504 с.

14. Кини Р.Л. Принятие решений при многих критериях предпочтения и замещения: пер. с англ. / Р.Л. Кини, Х. Райфа; Под. ред. И.Ф. Шахнова.- М.: Радио и связь, 1981. – 560 с.

15. Мушик Э. Методы принятия технических решений: пер. с нем. В.М. Ивановой / Э. Мушик, П. Мюллер. – М.: Мир, 1990. – 208 с.

Надійшла до редакції 28.11.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф. завідувач кафедри проектування авіаційних двигунів С.В. Єпіфанов, Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського "ХАІ", Харків.

МОДЕЛЬ ПРОБЛЕМНОЙ СИТУАЦИИ В СИСТЕМАХ УПРАВЛЕНИЯ ВОЗДУШНЫМ ДВИЖЕНИЕМ

А.Н. Рева, Г.Н. Селезнев

Учитывая влияние человеческого фактора на безопасность полетов при управлении воздушным движением, предложено рассматривать авиадиспетчера как центральное звено контура управления. Основываясь на таком подходе, адаптирована модель SHEL, рекомендуемая международной организацией гражданской авиации ИКАО для выявления потенциальных опасностей в авиационных системах и проведен анализ контура управления воздушным движением. Проведено формальное описание риска ситуаций, когда проявляются нестыковки блоков модели SHEL. Поскольку профессиональная деятельность авиадиспетчера рассматривается как непрерывная цепь решений, которые вырабатываются и реализуются в явных и неявных формах в условиях действия риска стохастического и нестохастического характера, предложена модель проблемной ситуации, которая учитывает: множество стратегий авиадиспетчера; множество значений определенных и неопределенных факторов; множество результатов деятельности; множество числовых значений последствий деятельности; множество показателей и критериев эффективности; информацию об отношении авиадиспетчера к стохастическому риску, а также модель его предпочтений.

Ключевые слова: безопасность полетов, система управления воздушным движением, авиадиспетчер, человеческий фактор, принятие решений, модель проблемной ситуации, риск.

MODEL OF PROBLEMATIC SITUATION IN THE AIR TRAFFIC CONTROL SYSTEMS

A.N. Reva, G.N. Seleznev

Taking into account the influence of human factor on the flight safety while the air traffic control, it is proposed to consider air traffic controller as a centre of the ringing circuit of control. Being based on this approach, is adapted model SHEL, recommended with the International Civil Aviation Organization ICAO for the evaluation of potential dangers in the aviation systems and the analysis the circuit of air traffic control is carried out. Is carried out the formal description of the risk of the situations, when are manifested the non-joinings of model SHEL. Since the professional activity of air traffic controller is considered as the continuous chain of the solutions, which are manufactured and realize in the explicit and implicit forms under the conditions of acting the risk of stochastic and non-stochastic nature, it is proposed the model of problematic situation, which considers: the set of strategies of air-traffic controller; the set of the values of the specific and indeterminate factors; the set of results of activity; the set of the numerical values of the consequences of activity; the set of indices and criteria of effectiveness; information about the attitude of air traffic controller toward stochastic risk, and also the model of his preferences.

The keywords: flight safety, air traffic control system, air traffic controller, human factor, decision making, the model of problematic situation, risk.

Рева Олексій Миколайович – д-р техн. наук, проф., професор кафедри автоматизації виробничих процесів, Кіровоградський національний технічний університет, e-mail: alex_reva@host.kr.ua.

Селезнев Георгій Микитович – директор авіаційної компанії СЕС-Авіа, e-mail: gseleznev@yandex.ru.

УДК 621.391:517:518:510.52

В.А. ИГНАТОВ, С.А. КУДРЕНКО, М.И. ВЕЛЬДЯСКИНА, В.И. НИКУЛИН*Национальный авиационный университет, Киев, Украина*

НЕОБХОДИМЫЕ УСЛОВИЯ ОПТИМАЛЬНОГО УПРАВЛЕНИЯ ОБРАБОТКОЙ СИГНАЛОВ В ИНТЕГРИРОВАННЫХ АЭРОКОСМИЧЕСКИХ НАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМАХ

Определены необходимые условия оптимального управления обработкой сигналов в интегрированных аэрокосмических навигационных системах. Сформулирована лемма о свойствах абсолютных погрешностей при прямых и косвенных измерениях. Доказана теорема о необходимых условиях построения математической модели результата косвенных измерений в виде суммы истинного значения измеряемого параметра и аддитивной погрешности измерения. Для этого были произведены прямые измерения физической величины с последующим использованием формулы косвенных измерений, которая представляет собой в общем случае нелинейную функцию случайного аргумента. Полученные результаты носят фундаментальный характер и являются теоретической основой построения точных комплексов из неточных систем при неравноточных измерениях.

Ключевые слова: прямые измерения, косвенные измерения, погрешность, математическое ожидание, дисперсия, аппроксимация, оптимальное комплексирование.

Введение

Развитие радионавигационных средств на протяжении всей истории их существования неизменно стимулировалось расширением области применения и усложнением задач, возлагавшихся на них, и, прежде всего, ростом требований к их дальности действия, точности и быстродействию [1 – 3].

Если в первые десятилетия радионавигационные системы обслуживали морские корабли и самолеты, то затем состав их потребителей значительно расширился, и в настоящее время охватывает все категории подвижных объектов, принадлежащих различным ведомствам. Если для первых радионавигационных систем – амплитудных радиомаяков и радиопеленгаторов – была достаточна дальность действия в несколько сотен километров, то затем постепенно требования к дальности возросли до 1...2,5 тыс. км (для внутриконтинентальной навигации). Для межконтинентальной навигации требования к дальности увеличились до 8...10 тыс. км. И, наконец, эти требования превратились в требования глобального (в пределах всего земного шара) навигационного обеспечения.

Что касается точности, то поначалу пользователей вполне устраивала точность в пределах нескольких километров, затем оказалось возможным обеспечить точности в сотни метров и, наконец, с появлением технических возможностей для создания сетевых радионавигационных систем, удалось удовлетворить требования на уровне среднеквадратических погрешностей – до десятка метров и даже

долей длины воздушных трансконтинентальных лайнеров. Повышение точности достигается применением методов комплексирования систем [4]. С теоретической точки зрения это обозначает применение оптимальной обработки результатов неравноточных измерений. Подобная проблема актуальна также: в теории приближенных вычислений, при обработке результатов эксперимента, при контроле и диагностировании, во многих других случаях, когда в измерениях применяют датчики, построенные на различных физических принципах и которые имеют различные погрешности измерений [5].

Выход на воздушные трассы глобальных авиалайнеров типа Boeing 777 – 200 LR, практическая реализация концепции глобального управления воздушным движением (“seamless sky conception” or “CNS/ATM conception”) открывают принципиально новые возможности для повышения безопасности полетов, качества обслуживания пассажиров, коммерческой эффективности производственной деятельности авиакомпаний. Глобальные авиалайнеры Boeing 777 – 200 LR с 300 пассажирами на борту обеспечивают дальность беспосадочного полета более 17000 км. Использование глобальной аэронавигационной телекоммуникационной сети (ATN), которая объединяет системы телекоммуникации, навигации и наблюдения (“CNS/ATM conception”), позволяет обеспечивать связь в реальном масштабе времени между любыми двумя противоположными точками земного шара. Все это создает необходимые условия для глобального управления воздушным движением.

Повышение точности достигается примени-

ем методов комплексирования систем [1, 2]. С теоретической точки зрения это обозначает применение оптимальной обработки результатов неравноточных косвенных измерений [2, 5]. Задачам построения высокоточных аэрокосмических комплексов из относительно неточных систем посвящена работа [6].

Цель работы. Определить необходимые условия оптимального управления обработкой сигналов в интегрированных аэрокосмических навигационных системах. Для достижения этой цели необходимо сформулировать лемму о том, какими свойствами обладают случайные абсолютные и относительные погрешности результатов прямых измерений и доказать теорему о необходимых условиях построения математической модели результата косвенных измерений в виде суммы истинного значения измеряемого параметра и аддитивной погрешности измерения.

Постановка задачи. Предполагается производство прямых измерений физической величины и последующее использование формулы косвенных измерений, которая представляет собой в общем случае нелинейную функцию случайного аргумента. Требуется определить необходимые и достаточные условия, при которых можно использовать линеаризацию функции косвенных измерений и строить математическую модель косвенных измерений в виде суммы истинного значения измеряемого параметра и аддитивной погрешности измерения.

Метод решения. Применяется метод линеаризации случайной нелинейной функции одного аргумента путем ее разложения в ряд Тейлора в окрестности точки, которая соответствует математическому ожиданию измеряемой величины (истинному значению измеряемого параметра), с последующей аппроксимацией реального распределения получаемой линейной функции гауссовским распределением [2].

Решение задачи

Покажем, как выполняют решение поставленной задачи методом линеаризации и гауссовской аппроксимации. Для определения необходимых условий оптимальной обработки результатов неравноточных измерений сформулируем лемму о свойствах абсолютных погрешностей при прямых и косвенных измерениях и докажем теорему о необходимых условиях построения математической модели результата косвенных измерений в виде суммы истинного значения измеряемого параметра и аддитивной погрешности измерения.

Чтобы теоретически обосновать справедливость использования математической модели результата косвенных измерений в виде:

$$Y_i(t) = X_0(t) + \xi_i(t), \quad (1)$$

где $i = 1, m$, рассмотрим лемму и теорему. В них доказываются свойства случайных абсолютной и от-

носительной погрешностей результатов прямых измерений, а также необходимые условия использования математической модели (1).

Напомним, что в теории приближенных вычислений и математической статистики традиционно используют термин «погрешность», в то время как в теории измерений чаще используют термин «ошибка». В дальнейшем эти термины используются как синонимы, предпочтение отдается общепринятым терминам математической статистики.

Лемма о свойствах случайных абсолютной и относительной погрешностей результатов прямых измерений. Если истинное значение X_0 параметра измеряется со случайной абсолютной погрешностью прямых измерений:

$$\Delta = X - X_0, \quad (2)$$

и случайный результат прямого измерения X имеет гауссово распределение с числовыми характеристиками:

$$M[X] = X_0, \quad D[X] = \sigma_x^2, \quad (3)$$

где через $M[.]$ и $D[.]$ обозначены операции определения математического ожидания и дисперсии случайных величин, которые заключены в скобки, то абсолютная и относительная погрешности результатов прямых измерений также имеют гауссовы распределения со следующими числовыми характеристиками:

$$M[\Delta] = \Delta_0 = 0, \quad D[\Delta] = \sigma_x^2, \quad (4)$$

$$M[\Delta / X_0] = M[\delta] = 0,$$

$$D[\Delta / X_0] = D[\delta] = V_x^2 = \frac{\sigma_x^2}{X_0^2}, \quad (5)$$

где V_x – коэффициент вариации результата прямых измерений; δ – относительная погрешность, численно равная V_x .

Следствие 1.1. Соотношения (4) обозначают, что отсутствие так называемой «систематической погрешности прямых измерений» достигается за счет допущения о несмещенности оценки прямых измерений (3).

Следствие 1.2. Соотношения (4) показывают, что абсолютная погрешность (2) прямых измерений при выполнении условия (3) имеет такую же дисперсию, что и результат прямых измерений.

Следствие 1.3. Соотношения (5) показывают, что при выполнении условия (3) математическое ожидание относительной погрешности δ равно нулю, а ее дисперсия равна квадрату коэффициента вариации X :

$$V_x = \sigma_x / x_0. \quad (6)$$

Теорема о необходимых условиях построения математической модели результата косвенных измерений в виде (1). Пусть коэффициент вариации (6) результата прямого измерения X

$$V_x \ll 1 \quad (7)$$

и при этом выполняются следующие необходимые условия:

$$M[X] = X_0, \quad (8)$$

$$M[\Delta] = \Delta_0 = 0, \quad (9)$$

$$D[\Delta] = D[X] = \sigma_x^2, \quad (10)$$

$$\left[\left[\frac{dy(X_0, \Delta_0)}{dx} \right]^2 + \left[\frac{dy(X_0, \Delta_0)}{d\Delta} \right]^2 \right] = 1, \quad (11)$$

где $M[.]$ и $D[.]$ – операции определения математического ожидания и дисперсии.

Результат косвенных измерений $Y(X, \Delta)$, как функцию двух переменных, с учетом числовых характеристик (2), (3) можно приближенно описать тремя членами ряда Тейлора в точке (X_0, Δ_0) :

$$Y(X, \Delta) = Y(X_0, \Delta_0) + \frac{dx(X_0, \Delta_0)}{dx}(X - X_0) + \frac{dx(X_0, \Delta_0)}{d\Delta}(\Delta - \Delta_0), \quad (12)$$

то тогда и только тогда результат косвенных измерений может быть приближенно представлен в виде суммы результата прямых измерений и абсолютной погрешности измерений:

$$Y(X, \Delta) = X + \Delta. \quad (13)$$

Доказательство. Математическое ожидание и дисперсию результата косвенных измерений определим с помощью стандартного метода усреднения по множеству реализаций. Получим:

$$\begin{aligned} M[Y(X, \Delta)] &= M[Y(X_0, \Delta_0)] + \\ &+ M\left\{ \frac{dx(X_0, \Delta_0)}{dx}(X - X_0) + \frac{dx(X_0, \Delta_0)}{d\Delta}(\Delta - \Delta_0) \right\} = \\ &= X_0 + M[\Delta] \left\{ \frac{dx(X_0, \Delta_0)}{dx} + \frac{dx(X_0, \Delta_0)}{d\Delta} \right\} = X_0, \quad (14) \\ D[Y(X, \Delta)] &= D[X_0] + \left[\frac{dx(X_0, \Delta_0)}{dx} \right]^2 D[X] + \\ &+ \left[\frac{dx(X_0, \Delta_0)}{d\Delta} \right]^2 D[\Delta] = D[X] \times \\ &\times \left\{ \left[\frac{dx(X_0, \Delta_0)}{dx} \right]^2 + \left[\frac{dx(X_0, \Delta_0)}{d\Delta} \right]^2 \right\} = \sigma_x^2. \quad (15) \end{aligned}$$

Следовательно, при выполнении необходимых условий (1)-(6) результат косвенных измерений представляет собой несмещенную оценку, которая имеет гауссовское распределение с параметрами:

$$M[Y(X, \Delta)] = X_0, \quad (16)$$

$$D[Y(X, \Delta)] = \sigma_x^2, \quad (17)$$

и его можно представлять в виде (13), что и т.д.

Следствие 2.1. Косвенные измерения по формуле (13) дают несмещенные оценки при условии несмещенности прямых измерений (4) и отсутствия в них систематических погрешностей (9).

Следствие 2.2. С инженерной точки зрения производные в (11) характеризуют коэффициенты передачи преобразователей результатов прямых измерений в косвенные измерения с учетом их абсолютных погрешностей.

Следствие 2.3. Условие (11) по существу является условием такой нормировки коэффициентов передачи преобразователей, которая обеспечивает адекватность прямых и косвенных измерений.

Следствие 2.4. Так как:

$$\frac{dx(X_0, \Delta_0)}{dx} = \frac{dx(X_0, \Delta_0)}{d\Delta}, \quad (18)$$

из условия (11) следует, что:

$$2 \left[\frac{dx(X_0, \Delta_0)}{dx} \right]^2 = 1, \frac{dx(X_0, \Delta_0)}{d\Delta} = \sqrt{1/2} = 0,707. \quad (19)$$

Следствие 2.5. Если в прямых измерениях достигается абсолютная точность, то есть когда они являются эталонными, результат прямых измерений соответствует истинному значению:

$$X = X_0, \sigma_x^2 = 0, \quad (20)$$

и тогда коэффициент передачи преобразователей в косвенных измерениях:

$$\frac{dx(X_0, \Delta_0)}{dx} = 1. \quad (21)$$

Выводы

1. Оптимальное комплексирование аэрокосмических навигационных систем является важной и актуальной проблемой, решение которой будет способствовать также повышению точности приближенных вычислений, аппроксимации функций, научно обоснованному введению и использованию избыточных объемов измерительной информации, оптимальному построению алгоритмов обработки неравноточных измерений, контролю и диагностированию систем, построению точных комплексов из неточных систем.

2. Сформулирована лемма о свойствах абсолютных погрешностей при прямых и косвенных измерениях. Доказана теорема о необходимых условиях построения математической модели результата косвенных измерений в виде суммы истинного значения измеряемого параметра и аддитивной погрешности измерения.

3. Полученные результаты носят фундаментальный характер и являются теоретической основой построения точных комплексов из неточных систем при неравноточных измерениях.

Литература

1. Copps E.M. Optimal Processing of GPS Signals / E.M. Copps, G.J. Geier, W.C. Fidler, P.A. Grundy // Navigation: Journal of the Institute of Navigation. – 1980. – Vol. 27, № 3. – P. 32-38.

2. Игнатов В.А. Управление информационной избыточностью систем диагностирования и контроля / В.А. Игнатов, Н.В. Боголюбов // Контроль и управление техн. состоянием авиационного и радиоэлектронного оборудования воздушных судов гражд. авиации: сб. научн. тр. КИИГА. – К., 1990. – С. 3-13.

3. Безпека авіації / В.П. Бабак, В.П. Харченко, В.О. Максимов та ін. – К.: Техніка, 2004. – 584 с.

4. Гутер Р.С. Элементы численного анализа и математической обработки результатов опыта /

Р.С. Гутер, Б.В. Овчинский. – М.: Физматгиз, 1962. – 356 с.

5. Теоретическое обоснование оптимального управления обработкой сигналов в интегрированных аэрокосмических навигационных комплексах / В.А. Игнатов, С.А. Кудренко, В.И. Никулин, М.И. Вельдяскина // Авиационно-космическая техника и технология. – 2007. – № 3(39). – С. 66-71.

6. Игнатов В.А. Характеристические числа высокоточных структур структурно-избыточных информационно-измерительных комплексов из относительно неточных систем / В.А. Игнатов, С.А. Кудренко, В.И. Никулин, М.И. Норица // Авиационно-космическая техника и технология. – 2007. – № 1(37). – С. 40-44.

Поступила в редакцию 20.10.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф. декан факультета телекоммуникаций и защиты информации Г.Ф. Конахович, Институт информационно-диагностических систем Национального Авиационного Университета, Киев.

НЕОБХІДНІ УМОВИ ОПТИМАЛЬНОГО УПРАВЛІННЯ ОБРОБКОЮ СИГНАЛІВ В ІНТЕГРОВАНІХ АЕРОКОСМІЧНИХ НАВІГАЦІЙНИХ СИСТЕМАХ

В.О. Ігнатов, С.О. Кудренко, М.І. Вельдяскіна, В.І. Нікулін

Визначені необхідні умови оптимального управління обробкою сигналів в інтегрованих аерокосмічних навігаційних системах. Сформульована лема про властивості абсолютних погрешностей при прямих і непрямих вимірах. Доведена теорема про необхідні умови побудови математичної моделі результату непрямих вимірів у вигляді суми істинного значення вимірюваного параметра і адитивної похибки виміру. Для цього були проведені прямі виміри фізичної величини з подальшим використанням формули непрямих вимірів, яка є в загальному випадку нелінійною функцією випадкового аргументу. Отримані результати носять фундаментальний характер і є теоретичною основою побудови точних комплексів з неточних систем при нерівноточних вимірах.

Ключові слова: Прямі виміри, непрямі виміри, похибка, математичне очікування, дисперсія, апроксимація, оптимальне комплексування.

THE NECESSARY CONDITIONS OF SIGNALS PROCESSING OPTIMAL MANAGEMENT IN INTEGRATED AEROSPACE NAVIGATION COMPLEXES

V.A. Ignatov, S.A. Kudrenko, M.I. Veldyaskiva, V.I. Nikulin

The necessary conditions of optimum management treatment of signals are estimated in computer-integrated aerospace navigational complexes. A lemma is formulated about properties of absolute errors at direct and indirect measurings. A theorem is well-proved about the necessary terms of mathematical model construction of the indirect measurings results as a sum of truth value of measurable parameter and additive error of measuring. For this purpose were produced the direct measurings of physical value with the subsequent usage of the indirect measurings formula, which is written as nonlinear function of casual argument in general case.

The obtained results can be estimated as carrying fundamental character and may be used as theoretical basis for construction of exact complexes from the inexact systems at the nonlinear measurings.

Key words: Direct measurings, indirect measurings, error, expected value, dispersion, approximation, optimum complexing.

Ігнатов Володимир Алексеевич – д-р техн. наук, професор, заслужений професор кафедри телекомунікаційних систем інститута інформаційно-діагностических систем Національного авіаційного університету, Київ, Україна.

Кудренко Станіслава Алексеевна – аспірант кафедри телекомунікаційних систем інститута інформаційно-діагностических систем Національного авіаційного університету, Київ, Україна, e-mail: ira_kudrenko@ukr.net.

Вельдяскіна Марія Івановна – аспірант кафедри телекомунікаційних систем інститута інформаційно-діагностических систем Національного авіаційного університету, Київ, Україна, e-mail: noritsa@rambler.ru.

Нікулін Вячеслав Ігорович – аспірант кафедри телекомунікаційних систем інститута інформаційно-діагностических систем Національного авіаційного університету, Київ, Україна, e-mail: nikoolin@ukr.net.

УДК 629.7.018.74

Н.В. ЗОСИМОВИЧ*Национальный авиационный университет, Киев, Украина*

РОБОТИЗИРОВАННАЯ СИСТЕМА С КОМБИНИРОВАННЫМ УПРАВЛЕНИЕМ ДПЛА ДЛЯ ОПЕРАТИВНОГО ПРИРОДОРЕСУРСНОГО И ЭКОЛОГИЧЕСКОГО МОНИТОРИНГА ОКРУЖАЮЩЕЙ СРЕДЫ

Рассмотрена методика структурно-параметрического проектирования роботизированной комбинированной системы управления полетом дистанционно-пилотируемым летательным аппаратом для оперативного природоресурсного и экологического мониторинга окружающей среды. В работе представлены реализации принципов проектирования роботизированной системы с комбинированным автономно-дистанционным, супервизорным и комбинированным управлением полетом с использованием библиотеки стандартных преобразований у оператора.

Ключевые слова: экологический и природоресурсный мониторинг, система автономно-дистанционного управления, экстремальное регулирование, роботизированное управление, кинематическая схема, оператор, сплайн-функция

Введение

В различных областях современной экологической науки возникают аналогичные с точки зрения методики исследования задачи, решение которых требует оперативной природоресурсной и экологической информации из труднодоступной области в заданный момент времени и с достаточной периодичностью. Решение такой задачи является реальным при использовании современных технических средств. Дистанционно-пилотируемыми называют беспилотные летательные аппараты (ДПЛА), во время управления которыми оператор выполняет функции, близкие к действиям пилота. В наше время во многих странах создано большое количество ДПЛА, различающиеся схемой, конструкцией и летно-техническими характеристиками, и, к тому же наблюдается тенденция к созданию автоматических многоцелевых ДПЛА со взлетной массой до 100 кг.

Формулирование проблемы. Постановка задачи экстремального регулирования системы управления ДПЛА для оперативного природоресурсного и экологического мониторинга окружающей среды

предполагает нестационарность управляемого экстремального объекта (ЭО). Один из возможных общих подходов к организации процесса управления в указанных условиях связан с процедурой адаптации на основе метода обучающей модели (рис. 1). Блок идентификации И в режиме нормальной работы подстраивает характеристики модели М под изменяющиеся во времени характеристики объекта – ДПЛА. При этом каналы связи идентификатора и объекта, необходимые для собственно процесса идентификации, на рис. 1 не показаны.

Общие соотношения. Возможные формы проведения указанного процесса экстремального автоматического регулирования представлены в работах [1 – 4]. Например, в ряде случаев новый цикл идентификации следует начинать непосредственно после предыдущего, не ожидая окончания процесса оптимизации (наложение интервалов $\Delta t_{\text{И}}$ и $\Delta t_{\text{П}}$). При достаточно медленном дрейфе экстремума функционала $J(x, t)$ повторяются процедуры подстройки модели и вектора управляющих параметров x по неизменной модели $I(x, t)$ и т.д.

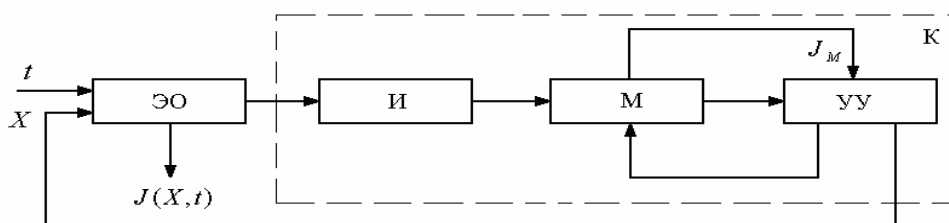


Рис. 1. Система экстремального регулирования ДПЛА для оперативного природоресурсного и экологического мониторинга окружающей среды:

К – часть системы, реализованная в управляющем компьютере; ЭО – экстремальный объект (ДПЛА);

И – блок идентификации; М – модель; УУ – управляющее устройство

В любом случае для удовлетворительной работы устройства в целом необходимо выполнение определенных соотношений между скоростью дрейфа экстремума (как по аргументу, так и по функционалу) и временными интервалами $\Delta t_{\text{И}}$ и $\Delta t_{\text{П}}$. Эти соотношения определяются конкретной формой реализации изложенной процедуры и требованиями к максимально допустимой величине отклонения процесса от оптимального режима.

В схеме управления ДПЛА для оперативного природоресурсного и экологического мониторинга окружающей среды (рис. 1) методы структурно-параметрической оптимизации используются дважды, определяя, с одной стороны, работу идентификатора И, а с другой – управляющего устройства УУ. В конечном счете, от эффективности соответствующих алгоритмов существенно зависят рабочие промежутки $\Delta t_{\text{И}}$, $\Delta t_{\text{П}}$, а следовательно, быстродействие и область применимости всей системы регулирования.

1. Решение проблемы. Структурно-параметрическое проектирование роботизированной системы с комбинированным автономно-дистанционным управлением полетом ДПЛА для оперативного природоресурсного и экологического мониторинга окружающей среды

Разработка роботизированной системы с комбинированным автономно-дистанционным управлением (САДУ) проводилась с учетом результатов целого ряда исследований [5 – 13], предназначенных в частности, для решения таких промежуточных задач, как манипулирование объектом [14].

В основу принципа действия САДУ дистанционно-пилотируемым летательным аппаратом для оперативного природоресурсного и экологического мониторинга окружающей среды было положено совместное осуществление функций автономного, экстремального и дистанционного управления в целях достоинств каждого из этих методов в сложных условиях эксплуатации, связанных с наличием значительных временных задержек и ограниченностью динамических рабочих характеристик при отсутствии сенсорной обратной связи [15, 16].

В подобной ситуации решающая роль в повышении эффективности работы роботизированной системы в режиме автономного управления отводится человеку-оператору, который может принимать решения об изменении выполняемых операций или об их отмене на основе анализа информации, недоступной для систем автономного управления

ввиду ограниченности их логических функциональных возможностей.

1.1. Реализация принципа структурно-параметрического проектирования комбинированного управления ДПЛА для оперативного природоресурсного и экологического мониторинга окружающей среды

В целях реализации принципа структурно-параметрического комбинированного управления [17 – 19] для построения САДУ дистанционно-пилотируемым летательным аппаратом для оперативного природоресурсного и экологического мониторинга окружающей среды была разработана блок-схема (рис. 2).

В процессе эксплуатации САДУ дистанционно-пилотируемым летательным аппаратом для оперативного природоресурсного и экологического мониторинга окружающей среды в задачу человека-оператора входит осуществление контроля за формированием команд, подлежащих обработке в режиме как автономного, так и супервизорного управления (рис. 3).



Рис. 3. Компоновка САДУ ДПЛА «Альбатрос»

Выбор типа реализуемого режима управления производится оператором с помощью селектора, который позволяет задействовать тракты автономного и супервизорного управления за счет выдачи управляющих сигналов на срабатывание соответствующих устройств. С помощью джойстика оператор может контролировать работу блока, служащего для регулировки скорости выполнения обрабатываемых команд.

Благодаря этому у оператора имеется возможность внесения изменений в характер работы САДУ дистанционно-пилотируемым летательным

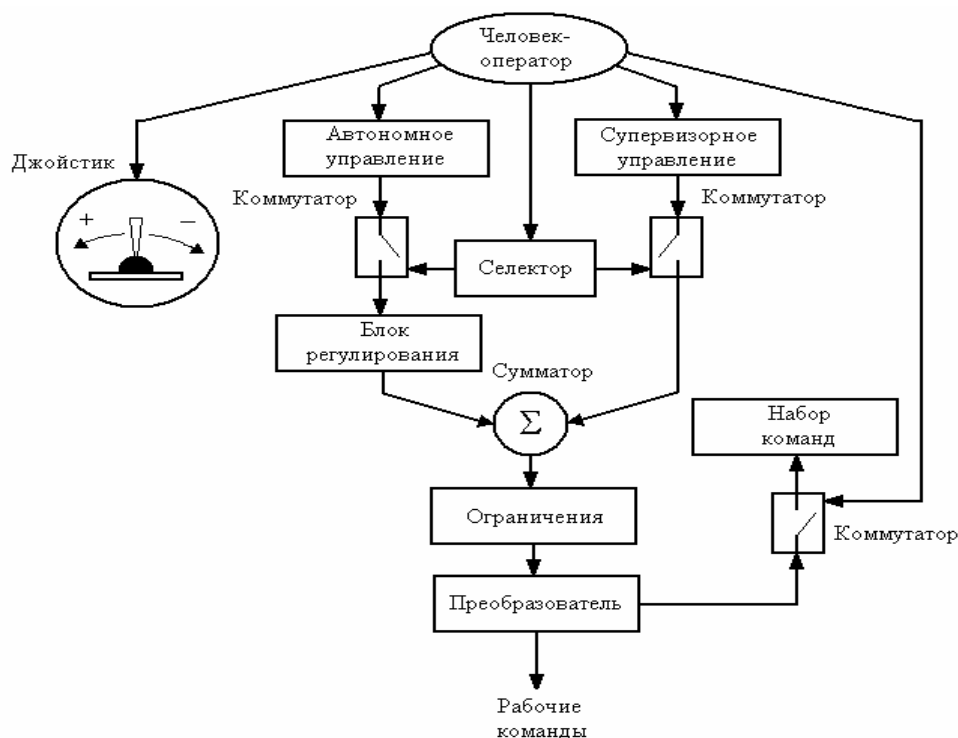


Рис. 2. Блок-схема системы автономно-дистанционного управления ДПЛА для оперативного природоресурсного и экологического мониторинга окружающей среды

аппаратом для оперативного природоресурсного и экологического мониторинга окружающей среды в режиме автономного управления путем регулировки ее быстродействия. В распоряжении оператора имеется также переключатель – коммутатор, позволяющий осуществлять запись в память запоминающего устройства тех предварительных составляющих команд, задающих характер движения исполнительного органа, которые подлежат последующей отработке в автономном режиме. При работе в режиме комбинированного управления команды автономного и супервизорного управления объединяются друг с другом в виде объединенных команд, которые затем подвергаются проверке с точки зрения ограничений, накладываемых на допустимые движения исполнительного органа. После завершения проверки рассматриваемые команды преобразуются в рабочие команды, подлежащие непосредственной отработке исполнительным органом ДПЛА для оперативного природоресурсного и экологического мониторинга окружающей среды.

По выбору оператора работа САДУ дистанционно-пилотируемым летательным аппаратом для оперативного природоресурсного и экологического мониторинга окружающей среды может осуществляться в режимах автономного, дистанционного или комбинированного управления, каждый из которых имеет определенные особенности и выбирается исходя из учета конкретных условий эксплуатации применяемой роботизированной системы.

1.2. Реализация супервизорного управления ДПЛА для оперативного природоресурсного и экологического мониторинга окружающей среды

Режим дистанционного управления ДПЛА для оперативного природоресурсного и экологического мониторинга окружающей среды связан с реализацией супервизорного управления, в процессе осуществления которого исполнительный орган копирует движения задающего манипулятора. Для осуществления дистанционного управления подобного типа, блок-схема которого представлена на рис. 4, человеку-оператору необходимо с помощью ведущего контроллера задать кинематическую схему, которая независимо от кинематической структуры задающего и исполнительного манипулятора должна устанавливать взаимосвязь между их движениями.

В целях решения этой задачи в процессе перемещения оператором задающего манипулятора по траектории, соответствующей решению поставленной задачи, производятся измерения положения с последующим использованием данных о кинематических параметрах для расчета положения руки оператора в декартовых координатах рабочего пространства в функции времени t . В случае наличия в составе задающего манипулятора n сочленений подобные расчеты, связанные с решением прямой кинематической задачи, можно производить следующим образом:

$$T_m(t) = \begin{bmatrix} n_m(t) & o_m(t) & a_m(t) & p_m(t) \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} = \prod_{i=1}^r A_{m_i}(t),$$

где T_m – однородное преобразование относительного положения и угловой ориентации руки оператора по отношению к началу системы декартовых координат рабочего пространства [20]; n_m, o_m, a_m – вектора, задающие угловую ориентацию; p_m – вектор, задающий положение; A_{m_i} – однородное преобразование, описывающее относительное поступательное перемещение и поворот соседних сочленений задающего манипулятора.

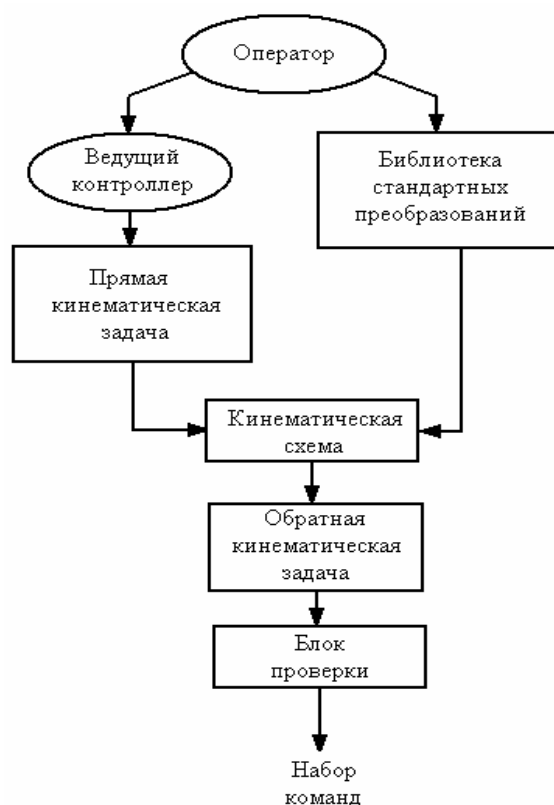


Рис. 4. Блок-схема дистанционного управления ДПЛА для оперативного природоресурсного и экологического мониторинга окружающей среды

В распоряжении оператора имеется библиотека стандартных преобразований, из которой он может выбрать требуемые преобразования (масштабирование, сдвиг и т.д.) в целях их использования для получения преобразованных кинематических схем T_{map} , которые затем будут применяться в ходе реализации алгоритма формирования кинематической схемы следующим образом:

$$T_t(t) = \begin{bmatrix} n_t(t) & o_t(t) & a_t(t) & p_t(t) \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} = \frac{T_m(t)}{T_{map}} A_{m_i}(t),$$

где T_t – преобразование, задающее положение и угловую ориентацию рабочего органа (манипулятора) по отношению к началу системы декартовых координат рабочего пространства в процессе работы этого робота в режиме супервизорного управления.

Следующим этапом является решение обратной кинематической задачи, в процессе чего в ходе осуществления вычислений производится переход от T_t к соответствующему вектору, который определяет положения сочленений исполнительного органа и записывается в следующем виде:

$$T_t(t) = f(n_t(t), o_t(t), a_t(t), p_t(t)).$$

Команды на изменение положений сочленений исполнительного органа, формируемые на основе полученного вектора, должны удовлетворять ограничениям, которые накладываются исходя из учета допустимых диапазонов перемещений исполнительного органа и условий его эксплуатации. После выполнения подобной проверки формируется набор соответствующих команд (рис. 4), пригодных для дальнейшей обработки.

При работе в режиме автономного управления для предварительной подготовки данных, определяющих характер выполняемых промежуточных задач по захвату и манипулированию органами ДПЛА, может использоваться один из следующих двух способов:

- задание положений исполнительного органа ДПЛА для оперативного природоресурсного и экологического мониторинга окружающей среды в пространстве с последующей интерполяцией на основе использования трехмерных сплайн-функций [21];
- регистрация данных о перемещениях исполнительного органа ДПЛА в процессе работы манипуляционного робота в режиме дистанционного управления.

Процесс формирования команд в режиме автономного управления ДПЛА для оперативного природоресурсного и экологического мониторинга окружающей среды осуществляется согласно блок-схеме (рис. 5).

Блок-схема (рис. 5) соответствует случаю формирования команд на выполнение задач, распадающихся на целый ряд отдельных самостоятельных промежуточных задач, каждая из которых в свою очередь подлежит реализации за счет осуществления определенных движений исполнительного органа ДПЛА для оперативного природоресурсного и экологического мониторинга окружающей среды.

Указанные промежуточные задачи подразделяются на два типа [22], к первому из которых относятся промежуточные задачи, чья реализация основывается на выполнении предварительно составлен-

ных наборов команд по переводу исполнительного органа в заданное положение, в то время как промежуточные задачи второго типа выполняются за счет осуществления команд, записанных ранее в ходе соответствующих перемещений исполнительного органа ДПЛА для оперативного природоресурсного и экологического мониторинга окружающей среды. При подготовке команд для работы в режиме автономного управления (рис. 5) оператор ДПЛА прежде всего разбирает решаемую задачу на n промежуточных задач, после чего задает начальные и конечные промежуточные положения исполнительного органа для каждой записанной промежуточной задачи, а также определяет начальные и конечные положения сочленений исполнительного манипулятора для всех промежуточных задач, входящих в состав реализуемой задачи.

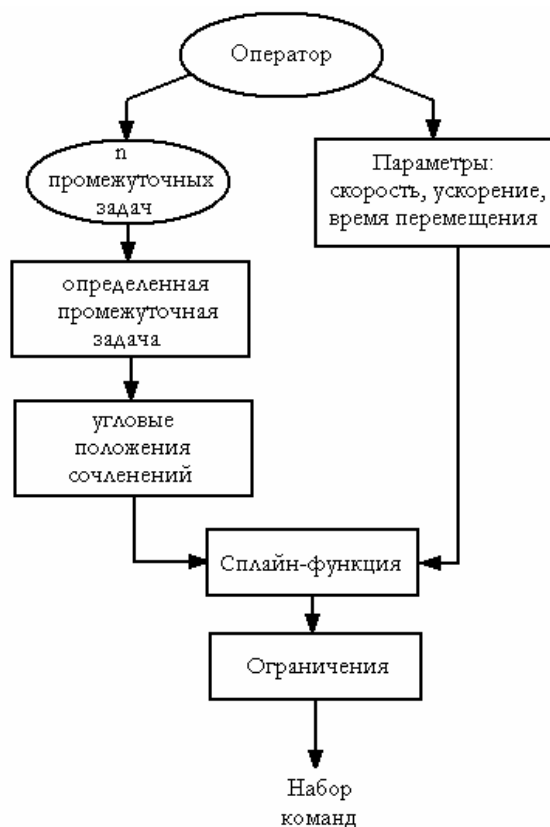


Рис. 5. Блок-схема формирования команд в режиме автономного управления ДПЛА для оперативного природоресурсного и экологического мониторинга окружающей среды

Параллельно с этим оператор задает для каждой промежуточной задачи значения таких параметров, как скорость, ускорение, время перемещения и т.п.

На основе использования подготовленных таким образом исходных данных формируются сплайн-функции, устанавливающие взаимосвязь между соседними промежуточными задачами.

Вслед за этим составленные команды подвергаются проверке с точки зрения накладываемых ограничений, в результате чего формируются команды (рис. 5), которые пригодны для использования в дальнейшем в целях управления перемещением отдельных сочленений исполнительного манипулятора ДПЛА для оперативного природоресурсного и экологического мониторинга окружающей среды по заданной траектории. На этапе разбиения решаемой задачи на отдельные промежуточные задачи каждая такая промежуточная задача определяется следующим образом:

$$T_{a_n}(t) = \begin{bmatrix} n_{a_n}(t) & o_{a_n}(t) & a_{a_n}(t) & p_{a_n}(t) \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix},$$

где T_a – преобразование, задающее положением угловую ориентацию исполнительного органа манипуляционного робота ДПЛА в системе декартовых координат рабочего пространства при работе в режиме автономного управления.

Расчет вектора, определяющего положения сочленений исполнительного органа, осуществляется в ходе решения обратной кинематической задачи следующим образом:

$$\Theta_{a_n}(t) = f(n_{a_n}(t), o_{a_n}(t), a_{a_n}(t), p_{a_n}(t)).$$

В целях задания характера движений, которые выполняются манипуляционным роботом ДПЛА для оперативного природоресурсного и экологического мониторинга окружающей среды для перемещения его исполнительного органа из конечного положения, соответствующего предыдущей промежуточной задаче для каждого сочленения рабочего органа вводятся данные, определяющие длительность перемещения Δt_n , а также накладываются граничные условия на значения соответствующих скоростей и ускорений. Благодаря этому выражение, которое определяет характер траектории при переходе из конечного положения, соответствующего $(n-1)$ -й промежуточной задаче, в начальное положение, заданное для n -й промежуточной задачи, может быть записано в следующем виде:

$$\Theta_{a_n}(t) = C_n b(t),$$

где C_n – матрица коэффициентов трехмерных сплайн-функций [22], определяемая на основе использования заданных граничных условий, а также с использованием данных о начальных и конечных положениях исполнительного органа ДПЛА; $b(t) = [t^3 t^2 t]^T$; t – время, изменяющееся в пределах от 0 до Δt_n .

Третьим из рассматриваемых режимов работы САДУ ДПЛА для оперативного природоресурсного

и экологического мониторинга окружающей среды является ее работа в режиме комбинированного управления, в случае реализации которого происходит суммирование команд автономного и дистанционного управления, так что результирующая комбинированная команда может быть представлена следующим образом:

$$\Theta_S(t) = \Theta_t(t) + \Theta_{an}(\tau).$$

Масштабирование времени при использовании команд автономного управления осуществляется в соответствии со следующим соотношением:

$$\tau = k_j t,$$

где k_j – коэффициент масштабирования, величина которого вводится с помощью ручки управления (джойстика) (рис. 2).

В целях экспериментальной демонстрации функциональных возможностей, реализуемых с помощью разработанной САДУ ДПЛА для оперативного природоресурсного и экологического мониторинга окружающей среды, может быть построена экспериментальная модель этой системы, включающая в свой состав следующие основные компоненты:

1. Задающий манипулятор с шестью степенями подвижности с двумя степенями подвижности.
2. Исполнительный манипулятор с шестью степенями подвижности, снабженный системой управления движениями.
3. Распределенная микропроцессорная система управления [23].

Заключение

Предложена методика структурно-параметрического проектирования роботизированной системы с комбинированным автономно-дистанционным управлением полетом ДПЛА и выполнен анализ чувствительности систем управления на основе исследования особых точек матрицы передачи.

Литература

1. Мэтьюз Дж.Г. Численные методы. Использование MATLAB, 3-е изд.: Пер. с англ. / Дж.Г. Мэтьюз, Д. Финк Куртис. – М.: Изд. Дом «Вильямс», 2001. – 720 с.
2. Растринин Л.А. Современные принципы управления сложными объектами / Л.А. Растринин. – М.: Сов. радио, 1980. – 324 с.
3. Растринин Л.А. Системы экстремального управления / Л.А. Растринин. – М.: Наука, 1974. – 288 с.
4. Стронгин Р.Г. Численные методы в много-экстремальных задачах / Р.Г. Стронгин. – М.: Нау-

ка, 1978. – 327 с.

5. Andary T. The Flight Telerobotic Servicer Tinman Concept: System Drivers and Task Analysis / T. Andary, D. Hewitt, D. Hinkal // Proc. Of NASA Conf. on Space Telerobotics; Pasadena. – 1989. – Vol. 3. – P. 47-53.

6. Conway L. Teleautonomous System: Method and Architectures for Intermingling Autonomous and Telerobotic Technology / L. Conway, R. Volz // Walker IEEE Intl. Conf. on Robotics and Automation; Raleigh, NC. – 1987. – Vol. 2. – P. 1121-1130.

7. Conway L. Teleautonomous System: Projecting and Trans / L. Conway, R. Volz, M. Walker // Robotics and Automation. – 1990. – Vol. 6. – P. 146-158.

8. Harrison F. System Architectures for Telerobotic Research / F. Harrison // Proc. Of the NASA Conf. on Space Telerobotics; Pasadena, CA. – 1989. – Vol. 3. – P. 141-148.

9. Kan E. The JPL Telerobotic Operator Control Station: Part I – Hardware / E. Kan, J. Tower, G. Huncka // Proc. of the NASA Conf. on Space Telerobotics; Pasadena, CA. – 1989. – Vol. 2. – P. 49-51.

10. Kan E. The JPL Telerobotic Operator Control Station: Part II – Software / E. Kan, P. Landell, S. Oxenberg, C. Morimoto // Proc. of the NASA Conf. on Space Telerobotics; Pasadena, CA. – 1989. – Vol. 2. – P. 52-62.

11. Sato T. Motion Understanding and Structured DD Master-slave Manipulator for Cooperative Teleoperator / T. Sato, S. Hirai // Proc. of 3rd Intl. Conf. on Advanced Robotics; Versailles, France. – 1987. – P. 551-562.

12. Sheridan T.B. Teleoperators, Telepresence and Teledyne / T.B. Sheridan // Synposium of Undersea Teleoperators and Intelligent Autonomous Vehicles; MIT, Boston, MA. – 1986. – P. 3-15.

13. Wamler C. Teleoperators, Supervisory Control / C. Wamler // International Encyclopedia of Robotics: Application and Automation (Edited by Dorf, R.); John Wiley & Sons. – 1988. – Vol. 3. – P. 1740-1747.

14. Zhou W.J. Multi-CPU based, shared Autonomous Teleoperated Manipulator Control / W.J. Zhou // Mechanical Engineering, University of Wisconsin-Madison. – 1988. – P. 140-147.

15. Бойков А.Д. Методы расчета автоматического управления с использованием вычислительных машин / А.Д. Бойков. – Саранск: Изд-во Мордовского гос. ун-та им. Н.П. Огарева, 1975. – 219 с.

16. Chapel J.D. Performance of Bilateral Force Reflection Imposed by Operator Dynamic Characteristics / J.D. Chapel // Proc. Of NASA Conf. on Space Telerobotics; Pasadena, CA. – 1989. – Vol. 4. – P. 91-100.

17. Половинкин А.И. Автоматизация поискового конструирования / А.И. Половинкин, Н.К. Бобков, Г.Я. Бум. – М.: Радио и связь, 1981. – 270 с.

18. Половинкин А.И. Автоматизированные системы поискового конструирования / А.И. Половинкин // Материалы I Всесоюзного совещания по автоматизации проектирования в машиностроении. АН БССР, Минск, 1978. – С. 88-96.

19. Зосимович Н.В. Структурно-параметрическая оптимизация силовых конструкций дистанционно-пилотируемых летательных аппаратов оперативного природоресурсного и экологического мониторинга окружающей среды / Н.В. Зосимович // Региональный вестник молодых ученых. – М.: Academia, 2005. – №3. – С. 97-98.

20. Craig J.J. Introduction to Robotics: Mechanics and Control / J.J. Craig // Addison-Wesley. – 1988. – P. 29-37.

21. Зотов А.А. Автоматизированный расчет на прочность и устойчивость конструкций летательных аппаратов: учеб. пособие / А.А. Зотов. – М.: Изд-во МАИ, 1992. – 152 с.

22. Bollinger J. Computer Control of Machines and Processes / J. Bollinger, N. Duffie // Automation and Robotics. Addison-Wesley. – 1988. – P. 136-145.

23. Duffie N. Test Bed Experiments and Configurations / N. Duffie, S. Wiker, J. Zik // Automation and Robotics. Houston, TX, July. – 1989. – P. 637-644.

Поступила в редакцию 29.09.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф., Засл. деятель науки и техники, проф. кафедры механизации Л.В. Лось, Житомирский национальный агроэкологический университет, Житомир.

РОБОТИЗОВАНА СИСТЕМА З КОМБІНОВАНИМ КЕРУВАННЯМ ДПЛА ДЛЯ ОПЕРАТИВНОГО ПРИРОДОРЕСУРСНОГО ТА ЕКОЛОГІЧНОГО МОНІТОРИНГУ ДОВКІЛЛЯ

М.В. Зосімович

Розглянута методика структурно-параметричного проектування роботизованої комбінованої системи керування польотом дистанційно-пілотованим літальним апаратом для оперативного природоресурсного та екологічного моніторингу довкілля. У роботі представлені реалізації принципів проектування роботизованої системи з комбінованим автономно-дистанційним, супервізорним та комбінованим управлінням польотом із використанням бібліотеки стандартних перетворень у оператора.

Ключові слова: екологічний та природоресурсний моніторинг, система автономно-дистанційного управління, екстремальне регулювання, роботизовано керування, кінематична схема, оператор, сплайн-функція.

ROBOTIZED SYSTEM WITH COMBINED CONTROL TO UNMANNED FLYING VEHICLE FOR OPERATIVE ENVIRONMENTAL AND ECOLOGICAL MONITORING

N.V. Zosimovich

The technique of structural and parametrical designing of the robotized combined control system by unmanned flying vehicle for operative environmental and ecological monitoring is considered. In this article was realizations are principles of designing the robotized system with combined independent-remote, supervision and the combined control of flight under using the library of standard transformations at the operator are submitted.

Key words: environmental and ecological monitoring, system of independent-remote control, the extreme regulation, robotized control, the kinematics circuit, the operator, spline-function

Зосимович Николай Владимирович – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры международной информации Национального авиационного университета, Киев, Украина, e-mail: nzosimovich@nau.edu.ua.

УДК 629.056.6

Г.А. ПРОСКУРА, В.И. КОРТУНОВ

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина

НАБЛЮДАЕМОСТЬ ИНСТРУМЕНТАЛЬНЫХ ПОГРЕШНОСТЕЙ ИНТЕГРИРОВАННОЙ БЕСПЛАТФОРМЕННОЙ ИНЕРЦИАЛЬНОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ И МЕТОДИКА ИХ ОЦЕНИВАНИЯ

В статье рассмотрены вопросы анализа наблюдаемости расширенного набора инструментальных погрешностей интегрированной бесплатформенной инерциальной системы навигации. Проведен анализ наблюдаемости инструментальных ошибок интегрированной навигационной системы для различных комбинаций погрешностей чувствительных элементов в предположении наличия прямого измерения угловых параметров летательного аппарата. В соответствие с результатами анализа предложена методика оценивания инструментальных погрешностей волоконно-оптического гироскопа, позволяющая повышать точность их оценивания.

Ключевые слова: *наблюдаемость, погрешности чувствительных элементов, волоконно-оптический гироскоп, интегрированная бесплатформенная инерциальная система навигации.*

Введение

Основной сферой применения классических инерциальных навигационных систем, построенных на прецизионных датчиках, является дальняя авиация и военные приложения.

Использование миниатюрных недорогих микроэлектромеханических датчиков позволит расширить сферы применения таких систем, включая и нетрадиционные, такие как миниатюрные беспилотные летательные аппараты. Однако, в связи с нестабильностью характеристик микроэлектромеханических датчиков, автономное использование бесплатформенных инерциальных навигационных систем (БИНС) затруднено.

Эффективным способом решения этой проблемы является комплексирование БИНС с внешними измерительными устройствами. Основой работы комплексных навигационных систем является алгоритм коррекции ошибок бесплатформенных инерциальных навигационных систем, позволяющий создавать интегрированные системы, сочетающие требуемые точностные и функциональные характеристики с невысокой стоимостью и малыми габаритными размерами. Одной из составляющих частей такого алгоритма является оценивание вектора состояния ошибок навигационной системы [1]. Однако решение задачи оценивания не имеет смысла без выполнения условия полной наблюдаемости ошибок БИНС, поскольку наблюдаемость, в практическом смысле, характеризует возможность оценивания переменных состояния по результатам измере-

ния выхода системы [2]. Поэтому первым этапом решения такой задачи является анализ наблюдаемости ошибок инерциальной системы, позволяющий сформировать набор инструментальных погрешностей чувствительных элементов, оцениваемых с требуемой точностью.

В работах [1, 3, 4] предлагается в набор оцениваемых инструментальных погрешностей датчиков включать смещения нулей гироскопов и акселерометров, для которых выполняется условие полной наблюдаемости. Однако дальнейшее расширение вектора ошибок БИНС масштабными коэффициентами датчиков затруднено, вследствие отсутствия их полной наблюдаемости [5]: в таком случае масштабные коэффициенты акселерометров не оцениваются, что влияет на качество оценивания смещений нулей акселерометров.

Этот факт не позволяет провести полную компенсацию таких погрешностей, и существует их остаточное влияние на навигационные параметры летательного аппарата (ЛА). Эффективным путем решения этой проблемы является расширение вектора наблюдения комплексной навигационной системы угловыми параметрами ЛА, что становится возможным, например, при интегрировании БИНС с оптической системой [6].

В данной статье проведен анализ наблюдаемости расширенного набора инструментальных погрешностей интегрированной системы, на основании которого предлагается методика оценивания инструментальных погрешностей гироскопов, позволяющая повышать точность их оценивания.

1. Уравнения ошибок интегрированной БИНС

Вычисление углов ориентации ЛА может осуществляться относительно различных кинематических параметров [7]: направляющих косинусов, углов Эйлера-Крылова, кватернионов, вектора конечного поворота и др. Наиболее удобно, как этот отмечено в работах [8, 4], для этой цели использовать аппарат кватернионов. Линеаризованное уравнение ошибок ориентации интегрированной БИНС имеет вид [4]:

$$\frac{\partial f(\Delta\lambda)}{\partial \Delta\lambda} = A_{\lambda\lambda} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} 0 & (M(\tilde{\lambda})\Delta\omega_b - \Delta\omega_n)^T \\ \Delta\omega_n - M(\tilde{\lambda})\Delta\omega_b & -\Omega\{2\omega_n + \Delta\omega_n - M(\tilde{\lambda})\Delta\omega_b\} \end{bmatrix}, \quad (1)$$

где $\omega_n = [0 \ \omega_N \ \omega_h \ \omega_E]^T$ – кватернион, составленный из элементов вектора угловых скоростей навигационного трехгранника в проекциях на его же оси;

$\Delta\lambda$ – кватернион малого поворота;

$\Delta\omega_n$, $\Delta\omega_b$ – кватернионы, составленные из элементов векторов ошибок угловых скоростей в навигационном и связанном трехгранниках соответственно;

$m(\tilde{\lambda})$ – матричное преобразование, определяемое вычисленным кватернионом $\tilde{\lambda}$.

В правой части приведенного уравнения (1) присутствуют инструментальные погрешности гироскопов, компенсация которых возможна путем вычитания их оцененных значений. Для реализации процедуры оценивания необходимо расширить систему уравнений ошибок интегрированной БИНС моделями инструментальных погрешностей, в состав которых могут быть включены [7]:

- погрешности калибровки начального смещения нуля гироскопа и его неустойчивости в пуске $\Delta\tilde{\omega}_{bi}$ ($i=x,y,z$), практически постоянные на достаточно длительном интервале времени;

- погрешности масштабного коэффициента гироскопа ΔK_{gi} , которые определяют составляющую $\Delta\tilde{\omega}_{bi}$, пропорциональную измеряемой величине;

- составляющая $\Delta\omega_{Nb}$, обусловленная неортогональностями K_{ij} измерительных осей гироскопов, которые возникают из-за неточной сборки чувствительного элемента.

Оси чувствительности образуют косоугольную систему координат, развернутую относительно ортогональной системы координат, связанной с базовой поверхностью чувствительного элемента, на некоторые малые углы. Данный факт обуславливает

наличие перекрестных связей по осям, что влечет появление методической ошибки. Представить данную ошибку возможно с использованием матрицы направляющих косинусов перехода от системы координат, связанной с осями чувствительности, к системе координат, связанной с базовой поверхностью чувствительного элемента:

$$\Delta\omega_b = \Delta\tilde{\omega}_b + \Delta\omega_{Nb}, \quad \Delta\tilde{\omega}_b = \omega_b \Delta K_g,$$

$$\Delta\omega_{Nb} = \begin{bmatrix} 0 & K_{xz} & -K_{xy} \\ -K_{yz} & 0 & K_{yx} \\ K_{zy} & -K_{zx} & 0 \end{bmatrix} \omega_b.$$

Тогда линеаризованные уравнения ошибок БИНС в блочно-матричной форме будут иметь вид:

$$\begin{bmatrix} \Delta\dot{\lambda} \\ \Delta\dot{\omega}_b \\ \Delta\dot{K}_g \\ \dot{K} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{\lambda\lambda} & A_{\lambda\Delta\omega_b} & A_{\lambda\Delta K_g} & A_{\lambda K} \\ 0 & A_{\Delta\omega_b\Delta\omega_b} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & A_{\Delta K_g\Delta K_g} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta\lambda \\ \Delta\omega_b \\ \Delta K_g \\ K \end{bmatrix}, \quad (2)$$

где $A_{\lambda\Delta K_g} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} \Delta\lambda_{123}^T \\ -I\Delta\lambda_0 - \Omega\{\Delta\lambda_{123}\} \end{bmatrix} \cdot M(\tilde{\lambda}) \cdot \Omega(\omega_b)$;

$$A_{\lambda K} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} \Delta\lambda_{123}^T \\ -I\Delta\lambda_0 - \Omega\{\Delta\lambda_{123}\} \end{bmatrix} \cdot M(\tilde{\lambda}) \cdot N(\omega_b);$$

$$A_{\Delta K_g\Delta K_g} = \begin{bmatrix} \alpha_{kx} & 0 & 0 \\ 0 & \alpha_{ky} & 0 \\ 0 & 0 & \alpha_{kz} \end{bmatrix}.$$

Полученные в данном разделе уравнения ошибок интегрированной БИНС (2) использовались для анализа наблюдаемости и обнаруживаемости инструментальных погрешностей датчиков.

2. Анализ наблюдаемости и обнаруживаемости инструментальных погрешностей БИНС

В работе [3] подробно описаны условия наблюдаемости и обнаруживаемости линейных динамических систем. В соответствии с этими условиями был проведен анализ наблюдаемости ошибок БИНС (2) с использованием различных моделей инструментальных погрешностей гироскопов. При этом измеряемыми координатами вектора ошибок считались ошибки определения параметров ориентации ЛА.

Объединенный результат наблюдаемости вектора ошибок интегрированной БИНС приведен в табл. 1. В таблицу также включены результаты проверки значимости оценок инструментальных погрешностей гироскопов, полученных с использованием фильтра Калмана. Проверка значимости проводилась по критерию Стьюдента [9].

Таблица 1

Объединенный результат наблюдаемости инструментальных ошибок интегрированной БИНС

<i>Вектор оцениваемых ошибок БИНС</i>	<i>Степень наблюдаемости</i>	<i>Значимость оценок инструментальных погрешностей датчиков</i>
Кватернион ориентации, смещения нулей гироскопов	Вполне наблюдаемый	Значимые
Кватернион ориентации, смещения нулей гироскопов, погрешности масштабных коэффициентов (МК) гироскопов (модели типа констант)	Не наблюдаемый (ранг матрицы наблюдаемости равен 7 при порядке вектора ошибок 10)	Незначимые
Кватернион ориентации, смещения нулей гироскопов (модели типа винеровского процесса первого порядка), погрешности масштабных коэффициентов (МК) гироскопов (модели типа констант)	Вполне наблюдаемый	Значимые
Кватернион ориентации, смещения нулей гироскопов, погрешности масштабных коэффициентов (МК) гироскопов (модели типа винеровского процесса первого порядка), угловые величины неортогональностей измерительных осей гироскопов (модели типа констант)	Не наблюдаемый (ранг матрицы наблюдаемости равен 13 при порядке вектора ошибок 16)	Незначимые
Кватернион ориентации, угловые величины неортогональностей измерительных осей гироскопов (модели типа констант)	Не наблюдаемый (ранг матрицы наблюдаемости равен 7 при порядке вектора ошибок 10)	Незначимые
Кватернион ориентации, угловые величины неортогональностей измерительных осей гироскопов (модели типа винеровского процесса первого порядка)	Вполне наблюдаемый	Значимые

Результаты моделирования. Для проверки полученных теоретических результатов анализа наблюдаемости и обнаруживаемости инструментальных погрешностей интегрированной БИНС моделировалась работа расширенного фильтра Калмана, применительно к различным видам расширения вектора ошибок интегрированной системы (2). Моделирование осуществлялось с использованием средств пакета MATLAB.

Ошибки оценок погрешностей гироскопов определялись при сравнении значений оценок, вычисляемых в фильтре Калмана (ФК), с их заданными модельными значениями.

Исходные данные при моделировании:

— законы изменения углового положения объекта:

$$\psi(t) = A_\psi (\sin \omega_\psi t)^3, \quad J(t) = A_J (\sin \omega_J t)^3,$$

$$\gamma(t) = A_\gamma (\sin \omega_\gamma t)^3,$$

где A_ψ , A_J , A_γ — амплитуды изменения углов ориентации (курса, тангажа и крена);

ω_ψ , ω_J , ω_γ — частоты изменения углов ориентации;

— заданные значения ошибок датчиков

$$\Delta \bar{\omega}_b = [0,001 \quad -0,001 \quad 0,002]^T;$$

$$\Delta \mathbf{K}_g = [0,005 \quad -0,005 \quad 0,01];$$

$$\mathbf{K} = \begin{bmatrix} -10^{-5} & 10^{-5} & 10^{-5} & -10^{-5} & -2 \cdot 10^{-4} & 2 \cdot 10^{-4} \end{bmatrix}.$$

Результаты моделирования работы расширенного ФК показаны на рис. 1 – 3.

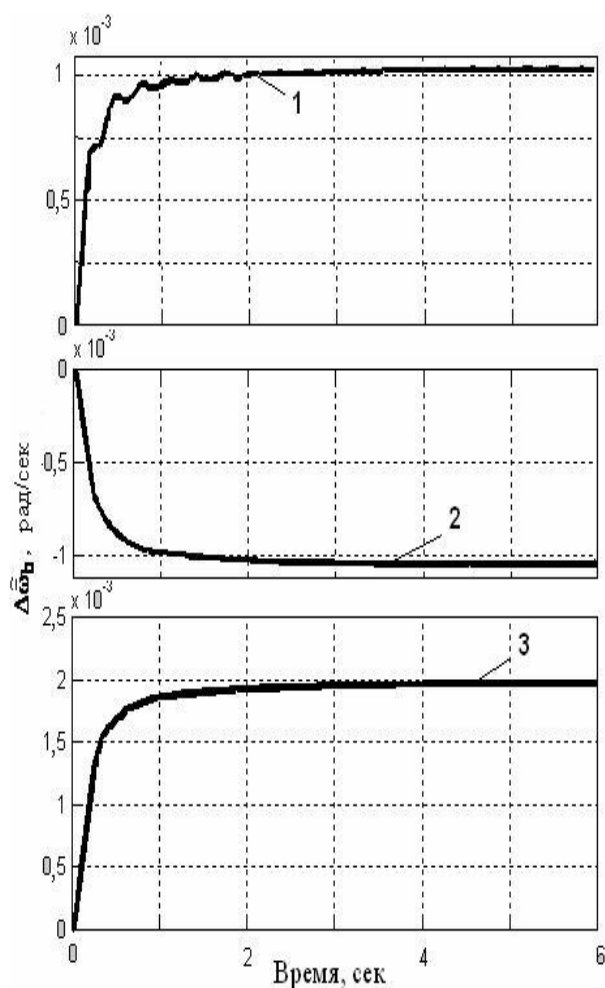


Рис. 1. Оценки смещений нулей гироскопов (1 – OX, 2 – OY, 3 – OZ)

При расширении вектора ошибок моделями смещений нулей гироскопов, полученные фильтром Калмана оценки сходятся к заданным величинам (рис. 1). Также обеспечивается сходимость оценок смещений нулей (модели типа винеровского процесса первого порядка) и погрешностей МК гироскопов (модели типа констант) (рис. 2).

В варианте расширения вектора ошибок моделями угловых величин неортогональностей измерительных осей гироскопов типа винеровского процесса первого порядка, полученные ФК оценки также сходятся к заданным величинам (рис. 3).

Результаты моделирования оценивания инструментальных погрешностей гироскопов фильтром Калмана подтверждают результаты анализа наблюдаемости инструментальных погрешностей БИНС.

Если модели инструментальных погрешностей гироскопов совпадают с реальными процессами, ошибки оценивания равны нулю. Однако практическая реализация таких моделей затруднительна, поскольку погрешности датчиков изменяют свои характеристики в широких пределах.

Для волоконно-оптических гироскопов значения установившихся ошибок оценивания не превышают 10^{-4} град/сек для смещений нулей и МК гироскопов, и 10^{-5} град/сек для угловых величин неортогональностей измерительных осей гироскопов.

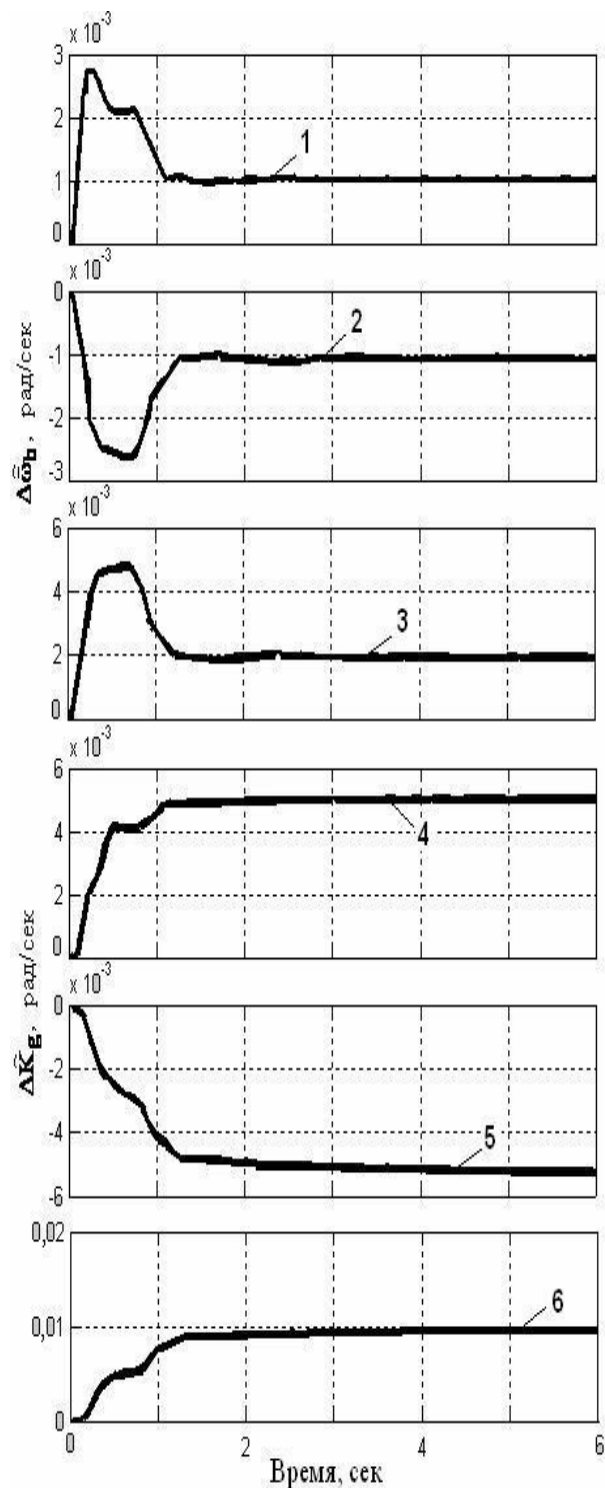


Рис. 2. Оценки смещений нулей гироскопов (1 – OX, 2 – OY, 3 – OZ) и погрешностей МК гироскопов (4 – OX, 5 – OY, 6 – OZ)

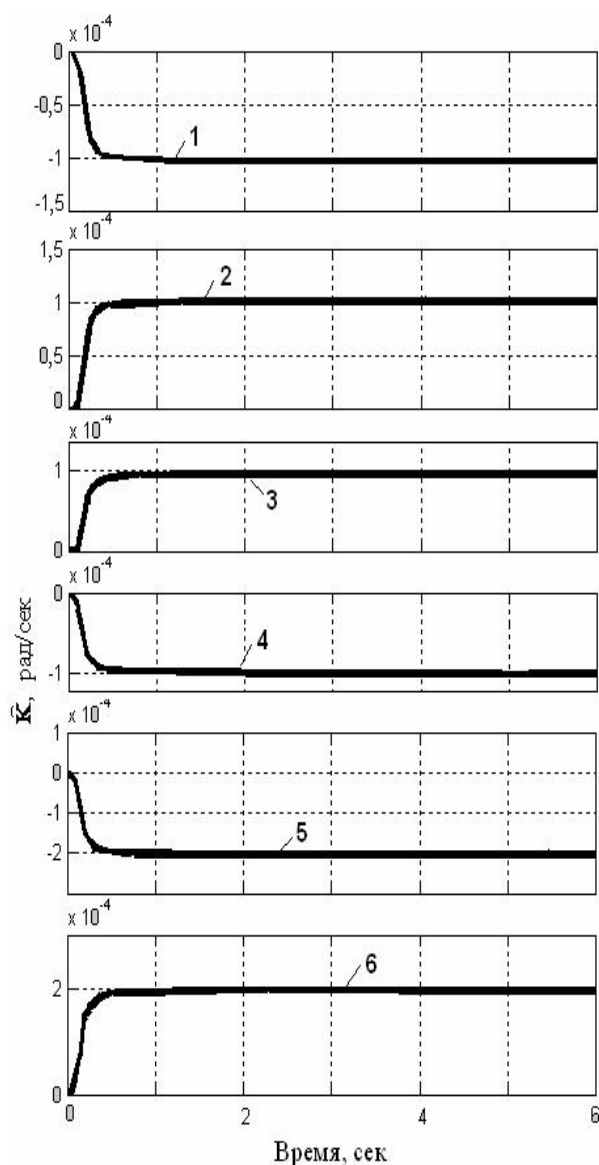


Рис. 3. Оценки угловых величин неортогональностей измерительных осей гироскопов (1 – K_{xy} , 2 – K_{xz} , 3 – K_{yx} , 4 – K_{yz} , 5 – K_{zx} , 6 – K_{zy})

3. Методика оценивания инструментальных погрешностей гироскопов

В соответствии с результатами анализа наблюдаемости инструментальных погрешностей гироскопов можно сделать вывод, что расширение вектора ошибок всеми двенадцатью составляющими погрешностей гироскопов (смещения нулей $\Delta\vec{\omega}_b$, погрешности МК гироскопов $\Delta\vec{K}_g$, угловые величины неортогональностей измерительных осей $\vec{K}$) не приводит к сходимости их оценок в ФК. Поэтому целесообразно разделить алгоритм оценивания погрешностей интегрированной БИНС на две части.

Методика оценивания инструментальных погрешностей БИНС. Модуль, состоящий из трех волоконно-оптических гироскопов, устанавливается на подвижное основание, создающее движение измерительного модуля вокруг его осей чувствительности. Измеренная угловая скорость движения чувствительного элемента записывается в файл, для последующей обработки в алгоритме оценивания.

На первом шаге алгоритма оценивания, реализующего расширенный ФК, производится оценка смещений нулей и МК гироскопов для различных температурных режимов. Оценивание инструментальных погрешностей БИНС производится с использованием вектора ошибок, расширенного моделями смещения нуля типа винеровского процесса первого порядка и погрешности МК гироскопа.

Следующим шагом является оценивание угловых величин неортогональностей измерительных осей гироскопов. Оценивание инструментальных погрешностей интегрированной БИНС производится с использованием вектора ошибок, расширенного моделями угловых величин неортогональностей измерительных осей гироскопов типа винеровского процесса первого порядка. В данном случае существует возможность оценивания погрешностей гироскопов с требуемой точностью (10^{-4} град/сек для смещений нулей и МК гироскопов, и 10^{-5} град/сек для угловых величин неортогональностей измерительных осей гироскопов).

Заключение

Проведен анализ наблюдаемости и обнаруживаемости инструментальных погрешностей интегрированной навигационной системы для различных комбинаций погрешностей чувствительных элементов. В соответствии с результатами анализа разработана методика оценивания инструментальных погрешностей гироскопов: на первом этапе оценивания предлагается оценивать смещения нулей и МК гироскопов для различных температурных режимов, а на втором – угловые величины неортогональностей измерительных осей гироскопов.

Разработанный алгоритм оценивания позволяет достигать требуемую точность оценивания погрешностей волоконно-оптических гироскопов.

Литература

1. Кортунов В.И. Экспериментальное исследование точности коррекции интегрированной миниатюрной БИНС / В.И. Кортунов, Г.А. Проскура, А.С. Кравчук // *Электроника та системи управління*. – 2008. – №1(15). – С. 26-33.

2. Лебедев Д.В. Информационно-алгоритмические аспекты управления подвижными объектами / Д.В. Лебедев, А.И. Ткаченко. – К.: Наукова думка, 2000. – С. 3-57.

3. Кортунов В.И. Наблюдаемость и обнаруживаемость инструментальных ошибок бесплатформенных инерциальных навигационных систем / В.И. Кортунов, Г.А. Проскура // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2006. – № 3(29). – С. 31-38.

4. Кортунов В.И. Уравнения ошибок бесплатформенных инерциальных навигационных систем и анализ наблюдаемости / В.И. Кортунов, Г.А. Проскура // *Системы обработки информации*. – Х.: ХУ ПС, 2006. – № 9(58). – С. 112-115.

5. Kortunov V. Accuracy analysis of strapdown inertial navigation systems / V. Kortunov, I. Dybska,

G. Proskura, T. Trachsel // *Космічна наука і технологія*. – 2007. – Т.13, №4. – С. 40-48.

6. Kim J. 6DoF SLAM Aided GNSS/INS Navigation in GNSS Denied and Unknown Enviroments / J. Kim, S. Sukkarier // *Journal of Global Positioning System*. – 2005. – Vol.4, №1 – 2. – P. 120-128.

7. Анучин О.Н. Интегрированные системы ориентации и навигации для морских подвижных объектов / О.Н. Анучин, Г.И. Емельянец. – С.-Пб.: ГНЦ РФ – ЦНИИ «Электроприбор», 2003. – 390 с.

8. Бранец В.Н. Введение в теорию бесплатформенных инерциальных навигационных систем / В.Н. Бранец, И.П. Шмыглевский – М.: Наука, 1992. – 280 с.

9. Калман Р. Очерки по математической теории систем / Р. Калман, П. Фалб, М. Арбиб. – М.: Изд-во физ.-мат. лит., 1970. – 400 с.

Поступила в редакцию 22.10.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры В.К. Волосюк, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

СПОСТЕРЕЖНІСТЬ ІНСТРУМЕНТАЛЬНИХ ПОХИБОК ІНТЕГРОВАНОЇ БЕЗПЛАТФОРМНОЇ ІНЕРЦІАЛЬНОЇ НАВІГАЦІЙНОЇ СИСТЕМИ ТА МЕТОДИКА ЇХ ОЦІНЮВАННЯ

Г.А. Проскура, В.І. Кортунів

В статті розглянуто питання аналізу спостережності розширеного набору інструментальних похибок інтегрованої безплатформної інерціальної системи навігації. Здійснено аналіз спостережності інструментальних похибок інтегрованої навігаційної системи для різних комбінацій похибок чутливих елементів в припущенні наявності прямого вимірювання кутових параметрів літального апарату. Згідно з результатами аналізу запропоновано методику оцінювання інструментальних похибок волоконно-оптичного гіроскопу, яка дозволяє підвищувати точність їх оцінювання.

Ключові слова: спостережність, похибки чутливих елементів, волоконно-оптичний гіроскоп, інтегрована безплатформна інерціальна система навігації.

INSTRUMENTAL ERRORS OF INTEGRATED STRAPDOWN INERTIAL NAVIGATION SYSTEM OBSERVABILITY AND TECHNIQUE OF THEIR ESTIMATION

G.A. Proskura, V.I. Kortunov

The problems of extended set of instrumental error of integrated strapdown inertial navigation system observability analysis were considered. The analysis of instrumental error of integrated navigation system observability for different combination of sensitive element errors with the assumption of availability of vehicle angular data direct measurement was conducted. According to results of the analysis the technique of fiber-optic gyroscope errors estimation which allows to raise accuracy of their estimation is offered.

Key words: observability, sensing element errors, fiber-optic gyroscope, integrated strapdown inertial navigation system.

Проскура Галина Анатольевна – аспирант кафедры приема, передачи и обработки сигналов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: Cheberakha@yandex.ru.

Кортунів Вячеслав Іванович – д-р технічних наук, професор, професор кафедри приема, передачі і обробки сигналів, Національний аерокосмічний університет ім. Н.Е. Жуковського «ХАИ», Харків, Україна.

УДК 681.5.09

В.Ф. СИМОНОВ, И.В. АМЕЛИНА*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина*

АДАПТИВНАЯ СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ БЕСПИЛОТНЫМ ЛЕТАТЕЛЬНЫМ АППАРАТОМ Т-10

Проведен синтез и анализ адаптивных систем управления беспилотным летательным аппаратом Т-10 в каналах продольного и бокового движения (управление углами тангажа и крена). Использовались следующие алгоритмы адаптации: включение эталонной модели параллельно основному контуру управления и градиентный метод адаптации. Исследование динамики адаптивных систем управления проводилось в среде графического моделирования Simulink пакета Matlab. На основании полученных результатов моделирования выбраны рациональные алгоритмы адаптивного управления для продольного и бокового каналов движения беспилотного летательного аппарата.

Ключевые слова: беспилотный летательный аппарат, система управления, продольный канал, боковой канал, алгоритм адаптации, эталонная модель, градиентный метод адаптации.

Введение

Современное самолетостроение характеризуется широким использованием систем автоматического управления (САУ). Без них невозможно эффективное применение не только самолетов, но, прежде всего, таких специфических классов летательных аппаратов (ЛА), как космические станции и беспилотные ЛА, ведь при управлении этими ЛА необходимо оперативно и точно решать задачи пространственной ориентации и стабилизации.

Кроме того, для беспилотных ЛА важной задачей является выполнение программы полета, независимо от любых случайных возмущающих воздействий, которые могут возникать в полете.

Решение задач разработки беспилотных ЛА тесно связано с задачами автоматического управления полетом.

Проектируемая система управления ЛА должна отвечать заданным техническим требованиям: при изменении в широких пределах параметров объекта управления и элементов регулятора; характеристик управляющих и возмущающих воздействий; при жестких энергетических ограничениях некоторых элементов. Также система управления ЛА должна обеспечивать выполнение полетных задач в широком диапазоне режимов полета при наличии значительных внешних возмущений, поскольку скорости порывов ветра сравнимы по величине со скоростью полета ЛА [1].

Постановка проблемы. Обращение к вопросам адаптивности не является случайным. Для многих систем управления летательных аппаратов характерна большая неопределенность условий их

работы. Сведения о действительных значениях параметров объекта управления бывают весьма неточными, а законы их возможных изменений весьма приближительными, недостаточны сведения о начальном состоянии САУ, неопределенны сведения о возможных величинах входных сигналов и возмущающих воздействий.

При большой степени неопределенности и жестких энергетических ограничениях процедура синтеза системы управления ЛА должна предусматривать одновременное решение задач формирования максимально эффективного управляющего устройства и наилучшего алгоритма управления, использующего текущую информацию, получаемую в процессе функционирования системы [2].

Для уменьшения степени неопределенности и достижения заданных показателей качества процессов управления успешно применяют адаптивные системы управления.

Адаптивной называют такую систему, в которой обеспечивается приспособление к новым условиям функционирования и достижение заданных показателей качества путем изменения параметров и структуры управляющего устройства на основании текущей информации [3].

Теория адаптивных систем возникла в связи с необходимостью решения широкого класса прикладных задач, для которых неприемлемы традиционные методы, требующие знания адекватной математической модели объекта управления.

Эффект приспособления к условиям функционирования в адаптивных системах обеспечивается за счет накопления и обработки информации о поведении объекта в процессе его функционирования.

Это позволяет существенно снизить влияние неопределенности на качество управления, компенсируя недостаток априорной информации на этапе проектирования систем [4].

Анализ последних исследований и публикаций. В настоящее время теории адаптивности и практическим вопросам построения адаптивных систем уделяется все большее внимание.

Основную часть литературы занимают источники по теории адаптивного и оптимального управления. Некоторые из них [5, 6, 7] дают лишь общее представление об адаптации, основываясь на научных трудах по теории вопроса.

Так, например, в сборнике статей [5] затрагиваются различные аспекты проблем адаптации, обсуждается связь между адаптацией и оптимизацией.

Авторами работы [6] изложены вопросы построения адаптивных систем идентификации реальных динамических объектов, подверженных воздействию как аддитивных, так и мультипликативных помех, уменьшения взаимного влияния настраиваемых параметров.

Коллективная монография [7] посвящена теории, конструированию и применению адаптивных фильтров в радиотехнических и электронных устройствах.

В работе [8] вводятся понятия и формулируются задачи оптимального и адаптивного управления, излагаются математические теории оптимизации и адаптации, на основании которых затем строятся методы расчета оптимальных и адаптивных систем.

Другие авторы рассматривают адаптивное управление применительно непосредственно к системам управления летательными аппаратами и предлагают различные методы расчета бесперебойных адаптивных систем автоматического управления [2, 9].

Так, авторами работы [9] рассматриваются примеры из практики создания беспилотных летательных аппаратов, показана практическая реализация адаптивных систем управления ЛА.

В [2] авторы изложили принципы формирования структуры и методы расчета параметров действующих бесперебойных адаптивных систем автоматического управления летательными аппаратами.

Здесь приведены различные методы идентификации переменных параметров объекта управления, рассмотрены принципы построения бесперебойных адаптивных систем с медленно изменяющимися параметрами.

Адаптивные системы управления получили большое распространение в практике управления, именно поэтому многие авторы [10, 11] приводят в своих работах классификацию, общие принципы их

построения, анализа и использования.

В связи с разнообразием адаптивных систем управления, некоторые авторы в своих трудах сужают круг задач и более глубоко рассматривают только отдельные виды систем.

Так, например, в некоторых трудах рассматриваются вопросы, посвященные только бесперебойным системам [12] или следящим системам [13], а авторы [14 – 18] уделяют внимание еще более узкому классу адаптивных систем – системам с эталонными моделями.

Несмотря на обилие литературы, как в нашей стране, так и за рубежом по вопросам общей теории адаптивных систем, методы анализа таких систем требуют дальнейшего исследования.

Исследование динамики адаптивных систем управления беспилотным летательным аппаратом Т-10

Для исследования динамики беспилотного ЛА воспользуемся методом линейной теории в совокупности с методами математического и машинного моделирования, так как данные методы являются наиболее простыми и широко применяемыми на практике.

Для моделирования будем использовать среду графического моделирования Simulink пакета Matlab, которая позволяет произвести исследования данной системы автоматического управления в требуемом объеме.

Исследование динамики продольного канала системы управления

Построим машинную модель продольного канала адаптивной системы управления БПЛА с эталонной моделью параллельно основному контуру в пакете Simulink (рис. 1).

В канале продольного движения при приложении задающего воздействия система управления переходит в другое установившееся значение, поэтому в качестве эталонной модели можно выбирать обычное апериодическое звено.

Кроме того, в обратной связи системы управления (рис. 1) дополнительно было введено апериодическое звено – фильтр, гасящий колебательность.

Была выбрана следующая передаточная функция эталонной модели:

$$W_{ЭМ}^g(s) = \frac{U_M(s)}{U_3(s)} = \frac{a_1}{b_1s + b_2} = \frac{2,5}{0,8s + 1}, \quad (1)$$

где $W_{ЭМ}^g(s)$ – передаточная функция эталонной модели по углу тангажа;

$U_M(s)$ – напряжение эталонной модели;

$U_3(s)$ – заданное напряжение.

В данной схеме входной сигнал одновременно подается на объект управления и на его эталонную модель. При помощи сравнивающего устройства сравнивается поведение объекта управления и его идеальное представление, на основании чего формируется сигнал обратной связи. В свою очередь, на основании сигнала вырабатывается управляющее воздействие.

Переходные характеристики продольного канала адаптивной системы управления БПЛА приведены на рис. 2, а, б.

Как видно из рис. 2, б, время переходного процесса по компенсации возмущающего воздействия составляет 5 секунд, а также при использовании алгоритма адаптации уменьшается колебательность, перерегулирование при одновременном уменьшении времени переходного процесса.

Показатели качества адаптивной системы управления по углу тангажа удовлетворяют требованиям:

- время переходного процесса: 5 с;
- перерегулирование: 0,5%;
- установившаяся ошибка: 0;
- показатель колебательности: 1.

При этом влияние возмущающего воздействия не полностью компенсируется, однако установившееся значение находится в пределах $\pm 5\%$ от 30° .

Его можно уменьшить, используя другие алгоритмы и методы адаптации, например, градиентный метод адаптации, что и будет рассмотрено далее.

Градиентный метод по принципу работы похож на метод построения адаптивных систем управления с эталонными моделями, однако, при его использовании алгоритм адаптации является динамически настраиваемым, т.е. в процессе работы его параметры непрерывно изменяются.

Особенностью такой адаптивной системы управления является также то, что в ней отсутствует корректирующее устройство (например, пропорционально-дифференциальный регулятор).

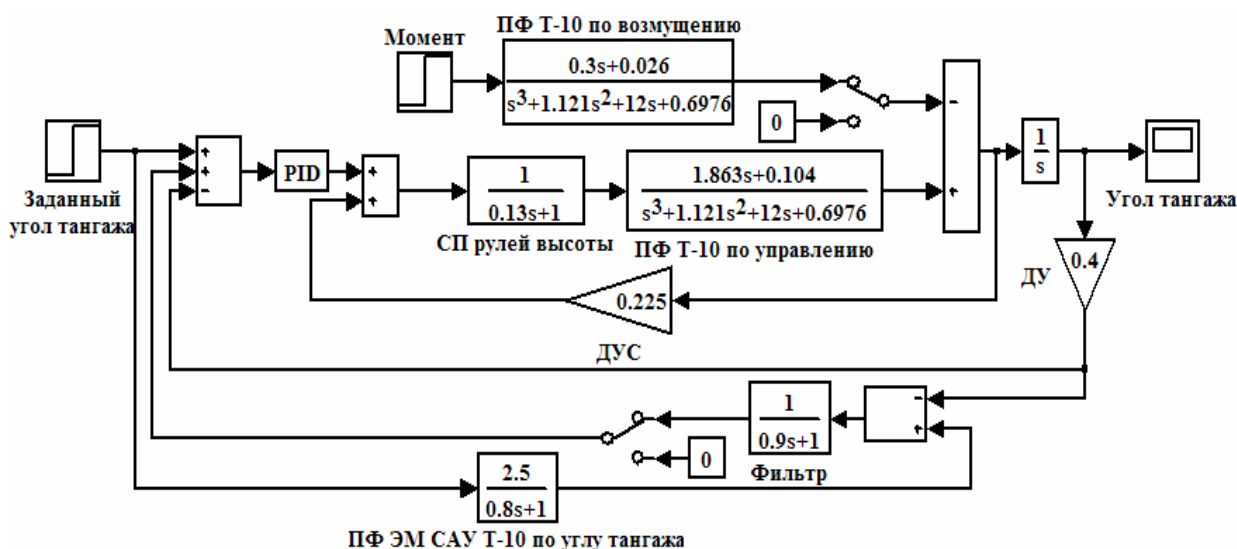


Рис. 1. Машинная модель продольного канала адаптивной системы управления БПЛА

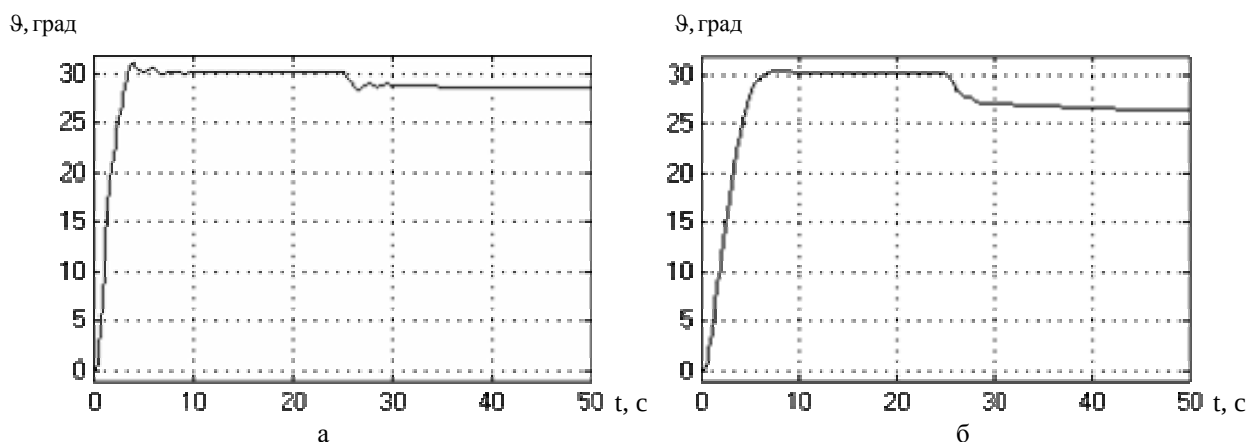


Рис.2. Переходные процессы замкнутой адаптивной системы управления по углу тангажа:
а – без фильтра в ОС; б – с фильтром в ОС

Представим машинную модель продольного канала адаптивной системы управления, построенной по градиентному методу (рис. 3).

Как видно из рис. 3, в систему управления БПЛА были введены блоки умножения, блок дифференцирования, блоки интегрирования с настраиваемыми параметрами, модель эталонного поведения системы.

Графики переходных процессов по углу тангажа и угловой скорости тангажа при подаче возмущающего момента на 100-й секунде полета и при отключенном алгоритме адаптации, приведены на рис. 4, а и б соответственно.

Переходные процессы, наблюдаемые в системе при включении алгоритма адаптации по полной компенсации возмущающего воздействия, приведены на рис. 5, а и б.

Как видно из рис. 5, а были получены следующие показатели качества в канале тангажа:

- время переходного процесса 6 с;
- перерегулирование 9,7%;
- установившаяся ошибка 0;
- время полной компенсации возмущающего воздействия 6 с.

В результате исследования различных алгоритмов адаптации продольного канала БПЛА можно сделать вывод, что рациональнее для управления беспилотным летательным аппаратом в канале тангажа использовать адаптивную систему, синтезированную градиентным методом.

Такая адаптивная система обеспечивает требуемые показатели качества системы управления и обеспечивает полную компенсацию возмущающего воздействия за 4 с.

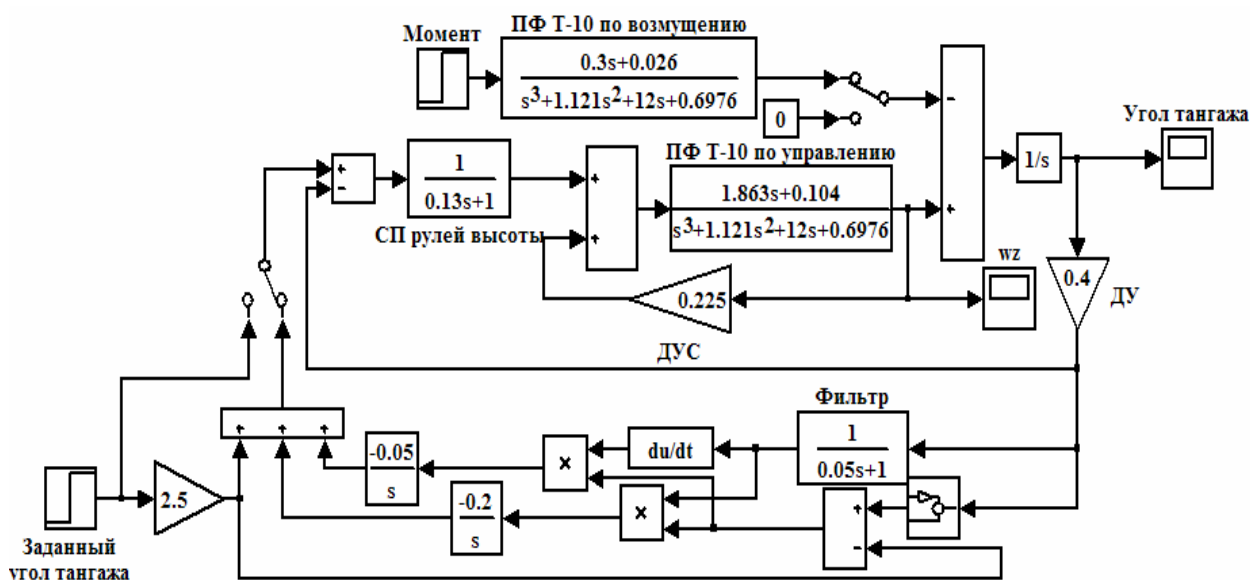


Рис. 3. Машинная модель адаптивной системы управления, построенной по градиентному методу

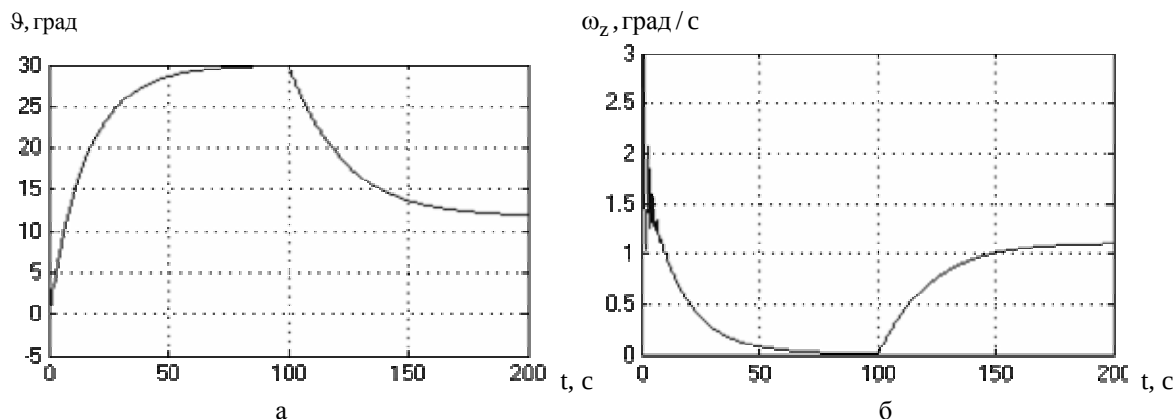


Рис. 4. Переходные процессы в системе с учетом возмущающего воздействия и при отключенной адаптации: а – угол тангажа; б – угловая скорость тангажа

Исследование динамики бокового канала системы управления

Построим машинную модель бокового канала адаптивной системы управления БПЛА с эталонной моделью параллельно основному контуру в пакете Simulink (рис. 6). В канале бокового движения в качестве эталонной модели с целью улучшения быстродействия системы была выбрана более сложная передаточная функция вида:

$$W_{\text{ЭМ}}^y(s) = \frac{U_M(s)}{U_3(s)} = \frac{a_1 s + 1}{b_1 s^2 + b_2 s + b_3} = \frac{2,5s + 0,003}{0,8s^2 + s + 0,001}, \quad (2)$$

где $W_{\text{ЭМ}}^y(s)$ – передаточная функция эталонной модели по углу крена;

$U_M(s)$ – напряжение эталонной модели;

$U_3(s)$ – заданное напряжение.

Кроме того, в обратной связи системы управления (рис. 6) дополнительно было введено апериро-

дическое звено – фильтр, гасящий колебательность:

$$W_{\Phi}(s) = \frac{U_{\Phi}(s)}{U_{\text{ДУ}}(s)} = \frac{a_1}{b_1 s + b_2} = \frac{1}{2s + 1}, \quad (3)$$

где $W_{\Phi}^y(s)$ – передаточная функция фильтра.

$U_{\Phi}(s)$ – напряжение фильтра;

$U_{\text{ДУ}}(s)$ – напряжение датчика угла.

При подаче возмущающего момента на 15-й секунде полета БПЛА будем наблюдать переходный процесс, представленный на рис. 7, а и б.

Как видно из рис. 7, б при использовании алгоритма адаптации уменьшается перерегулирование при одновременном уменьшении времени переходного процесса.

Показатели качества адаптивной системы управления по углу крена удовлетворяют заявленным требованиям:

- время переходного процесса: 4 с;
- перерегулирование: 0,2%;
- установившаяся ошибка: 0;
- показатель колебательности: 1.

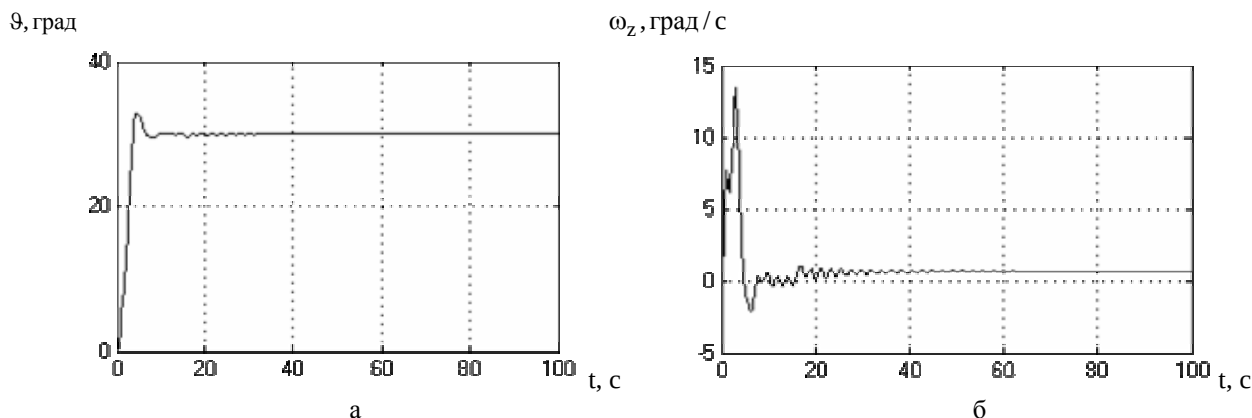


Рис. 5. Переходные процессы в системе с учетом возмущающего воздействия и при включенной адаптации: а – угол тангажа; б – угловая скорость тангажа

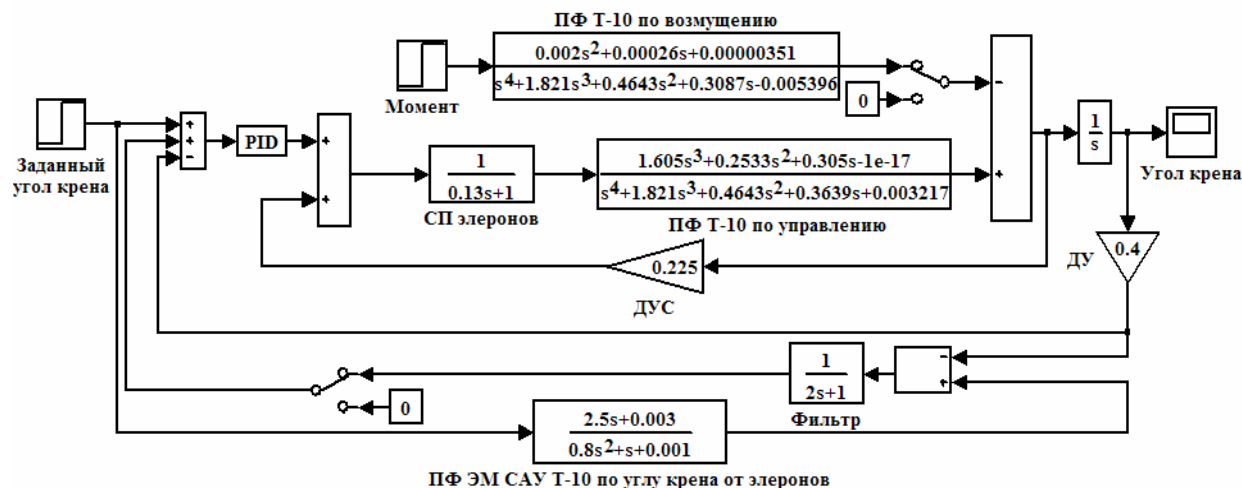


Рис. 6. Машинная модель адаптивной системы управления БПЛА по углу крена

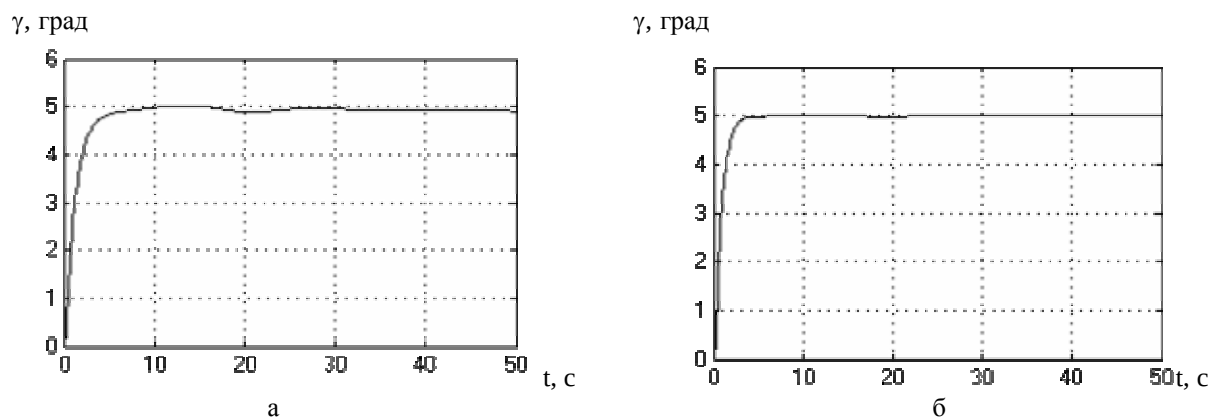


Рис.7. Переходные процессы замкнутой адаптивной системы управления по углу крена:
а – без фильтра в ОС; б – с фильтром в ОС

Как видно на рис. 7, б в боковом канале время полной компенсации возмущения составляет 5 секунд, поэтому для канала бокового движения можно не применять другой алгоритм адаптации.

Заключение

Таким образом, были синтезированы и исследованы адаптивные системы управления беспилотным летательным аппаратом с эталонными моделями, установленными параллельно основному контуру в каналах продольного (стабилизация угла тангажа) и бокового (стабилизация угла крена) движения, а также применен градиентный метод адаптации при управлении по углу тангажа.

В результате исследования различных алгоритмов адаптации можно сделать вывод, что для управления беспилотным летательным аппаратом в канале тангажа необходимо использовать адаптивную систему, синтезированную градиентным методом, которая обеспечивает требуемые показатели качества системы и обеспечивают полную компенсацию возмущающего воздействия за 6 с.

Для бокового канала рациональным алгоритмом является алгоритм адаптации с ЭМ, включенной параллельно основному контуру, который обеспечивает полную компенсацию возмущающего воздействия за 10 с и показатели качества, полностью удовлетворяющие заявленным требованиям.

Литература

1. Боднер В.А. Стабилизация летательных аппаратов и автопилот / В.А. Боднер, М.С. Козлов. – М.: Оборонгиз, 1961. – 573 с.
2. Соколов Н.И. Адаптивные системы автоматического управления летательными аппаратами: учеб. пособие для студентов авиационных специальностей вузов / Н.И. Соколов, В.Ю. Рутковский, Н.Б. Судзиловский. – М.: Машиностроение, 1988. – 208 с.

3. Симонов В.Ф. Оптимальні й адаптивні системи автоматичного керування: навч. посібник до лабораторного практикуму / В.Ф. Симонов, І.Ю. Дибська. – Х.: Нац. аерокосм. ун-т „Харк. авіац. ін-т”, 2007. – 50 с.

4. Кортунов В.И. Адаптивные системы автоматического управления: метод. указания к выполнению лабораторных работ / В.И. Кортунов, И.Ю. Дибская, А.В. Калякин. – Х.: ХАИ, 2003. – 156 с.

5. Адаптивные автоматические системы: сборник статей / редкол.: Г.А. Медведева и др. – М.: Сов. радио, 1972. – 184 с.

6. Адаптивные системы идентификации / А.Г. Кику, В.И. Костюк, В.Е. Краскевич, А.Н. Сильвестров, С.В. Шнит. – К.: Техника, 1975. – 288 с.

7. Адаптивные фильтры: пер. с англ. / К.Ф.Н. Коузэна, П.М. Гранта. – М.: Мир, 1988. – 392 с.

8. Александров А.Г. Оптимальные и адаптивные системы: учеб. пособие для вузов по спец. «Автоматика и упр. в техн. системах» / А.Г. Александров. – М.: Высш. шк., 1989. – 263 с.

9. Системы адаптивного управления летательными аппаратами / А.С. Новоселов, В.Е. Болконин, П.И. Чинаев, А.Н. Юрьев. – М.: Машиностроение, 1987. – 280 с.

10. Чураков Е.П. Оптимальные и адаптивные системы: учеб. пособие для вузов / Е.П. Чураков. – М.: Энергоиздат, 1987. – 256 с.

11. Фомин В.Н. Адаптивное управление динамическими объектами / В.Н. Фомин, А.Л. Фрадков, В.А. Якубович. – М.: Наука, 1981. – 546 с.

12. Фрадков А.Л. Адаптивное управление в сложных системах (беспоисковые методы) / А.Л. Фрадков. – М.: Наука, 1990. – 355 с.

13. Смирнова В.М. Основы проектирования и расчета следящих систем / В.М. Смирнова, Ю.А. Петров, В.И. Разинцев. – М.: Машиностроение, 1983. – 296 с.

14. Земляков С.Д. Выбор схемы и анализ беспойсковой самонастраивающейся системы с эталонной моделью / С.Д. Земляков // Изв. АН СССР. Техническая кибернетика. – 1965. – №3. – С. 157-168.

15. Земляков С.Д. О некоторых результатах развития теории и практического применения беспилотных адаптивных систем / С.Д. Земляков, В.Ю. Рутковский // Автоматика и телемеханика. – 2001. – №7. – С. 103 -121.

16. Пат. 2109317 Российская Федерация, МПК⁷ G05B13/02. Адаптивная система управления / Еремин Е.Л., Плутенко А.Д., Шестаков Д.Ю.; Заявитель и патентообладатель Амурский государственный ун-т. – №96105750/09; заявл. 26.03.96; опубл. 20.04.98, Бюл.№31. – 3 с.

17. Пат. 2130635 Российская Федерация, МПК⁷ G05B13/00. Адаптивная система управления с пе-

ременной структурой / Жданов А.О., Чернов В.Ф., Максимов И.А., Назаров С.П., Фисенко Д.А. Заявитель и патентообладатель Иркутское высшее военное авиационное инженерное училище. – №98106603/09; заявл. 30.03.98; опубл. 20.05.99, Бюл.№26. – 19 с.

18. Пат. 2155362 Российская Федерация, МПК⁷ G05B13/02. Адаптивная система управления / Еремин Е.Л., Акилова С.Г.; Заявитель и патентообладатель Амурский государственный ун-т. – №96105750/09; заявл. 13.07.99; опубл. 27.08.99, Бюл.№36. – 4 с.

Поступила в редакцию 23.10.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф., советник генерального директора по науке В.М. Свищ, ГНПП «Коммунар», Харьков.

АДАПТИВНА СИСТЕМА УПРАВЛІННЯ БЕЗПІЛОТНИМ ЛІТАЛЬНИМ АПАРАТОМ Т-10

В.Ф. Симонов, І.В. Амеліна

Проведений синтез та аналіз адаптивних систем управління безпілотним літальним апаратом Т-10 у каналах поздовжнього та бокового руху (управління кутами тангажа та крену). Були використані наступні алгоритми адаптації: включення еталонної моделі паралельно основному контуру управління та градієнтний метод адаптації. Дослідження динаміки адаптивних систем управління проводилося у середовищі графічного моделювання Simulink пакета Matlab. На основі отриманих результатів моделювання обрані раціональні алгоритми адаптивного управління для поздовжнього та бокового каналів руху безпілотного літального апарата.

Ключові слова: безпілотний літальний апарат, система управління, поздовжній канал, боковий канал, алгоритм адаптації, еталонна модель, градієнтний метод адаптації.

ADAPTIVE CONTROL SYSTEM OF UNMANNED FLYING VEHICLE T-10

V.F. Symonov, I.V. Amelina

Synthesis and the analysis of adaptive control systems of unmanned flying vehicle T-10 in channels of longitudinal and lateral motion (control in pitch and roll angles) is carried out. The following adaptation algorithms were used: including of reference model in parallel to the main control loop and gradient adaptation method. Research of adaptive control systems dynamics was investigated in the environment of graphic modelling Simulink packet Matlab. On the basis of the received modelling results rational adaptive control algorithms for longitudinal and lateral motion channels of unmanned flying vehicle are chosen.

Key words: unmanned flying vehicle, control system, longitudinal channel, lateral channel, adaptation algorithm, reference model, gradient adaptation method.

Симонов Владимир Федорович – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры систем управления летательных аппаратов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Амелина Ирина Викторовна – студентка 6-го курса факультета систем управления летательных аппаратов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: ixi2007@mail.ru.

УДК 629.78.054

И.Н. БАНДУРА, И.Ю. ДЫБСКАЯ, И.В. ПХАЙКО*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина***ИССЛЕДОВАНИЕ ОПТИМАЛЬНОГО АЛГОРИТМА ДЕМПФИРОВАНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА**

Одним из основных показателей качества систем управления угловым положением космических аппаратов (КА) является расход рабочего тела. Поэтому синтез оптимальных по расходу рабочего тела алгоритмов управления угловым положением КА является актуальным. В статье синтезируется оптимальный алгоритм в одном из режимов работы системы управления угловым положением, а именно демпфирование начальных угловых скоростей КА с использованием управляющих реактивных двигателей стабилизации. При наличии начальных угловых скоростей в трех каналах управления в системе демпфирование осуществляется одновременным включением реактивных двигателей по трем каналам, что приводит к перерасходу рабочего тела. Здесь поставлена задача синтеза оптимального по расходу рабочего тела алгоритма демпфирования начальных угловых скоростей осесимметричного КА, для которого центральные моменты инерции относительно двух осей связанной системы координат КА совпадают.

Ключевые слова: режим демпфирования, оптимальный алгоритм, расход рабочего тела, гашение угловых скоростей, оптимальная траектория движения.

Введение

Система ориентации и стабилизации (СОС) предназначена для управления положением связанных осей объекта относительно осей базовой системы координат в процессе полета [1, 2]. Поэтому СОС должна обеспечивать гашение начальных угловых скоростей после отделения от носителя и участков неориентированного полета; восстановление трехосной орбитальной или инерциальной ориентации из неориентированного положения; развороты объекта для выставки связанных осей в требуемое положение; стабилизацию осей объекта относительно заданного положения, которое может изменяться по определенной программе.

Для решения этих задач СОС работает в следующих режимах [3]:

- 1) демпфирования;
- 2) разворотов;
- 3) стабилизации;
- 4) восстановления ориентации.

Более 60 лет назад в научной литературе появились постановки и решения конкретных экстремальных задач по анализу и синтезу управляемых динамических систем (Б.В. Булгаков, А.А. Фельдбаум). Затем были созданы и общие методы решения таких экстремальных задач (Л.С. Понтрягин, В.Г. Болтянский, Р.В. Гамкредидзе, Р. Беллман) [4–6]. Постепенно сформировалась новая область математики – оптимальное управление динамиче-

скими системами, или теория оптимизации управляемых систем [7].

Основная задача системы ориентации и стабилизации, работающей в режиме успокоения, заключается в том, чтобы погасить угловую скорость космического корабля относительно инерциального пространства, которая возникает в момент отделения космического корабля от ракеты-носителя и длительного неориентированного полета КЛА [1, 2].

1. Синтез алгоритма демпфирования

Уравнения движения для осесимметричного объекта (примем, что осью симметрии является ось X) записываются в следующем виде (возмущающие моменты предполагаются малыми и не учитываются):

$$\begin{aligned}\dot{\omega}_X &= m_X, \\ \dot{\omega}_Y - a\omega_Z\omega_X &= m_Y, \\ \dot{\omega}_Z + a\omega_Y\omega_X &= m_Z, \\ a &= \frac{I_Z - I_X}{I_Z},\end{aligned}\tag{1}$$

где $\omega_X, \omega_Y, \omega_Z$ – проекции угловой скорости КА на оси связанной системы координат;

m_X, m_Y, m_Z – проекции приведенного управляющего момента;

I_X, I_Y, I_Z – моменты инерции объекта относительно осей связанной системы координат.

Приведенные управляющие моменты, создаваемые реактивными микродвигателями, определяются по формуле

$$m_i = \frac{M_i}{I_i} = \frac{P_i l_i}{I_i} = d_i P_i \quad (i = X, Y, Z), \quad (2)$$

где l_i – плечо,

M_i – управляющий момент,

P_i – тяга двигателя,

$d_i = \frac{l_i}{I_i}$ – постоянная величина и удовлетворяют

ограничениям $|m_i| \leq m_{im}$.

Допустим, в начальный момент времени составляющие угловой скорости удовлетворяют соотношению $\omega_i = \omega_{i0}$. Найдем свободное движение объекта путем интегрирования системы (1) при $m_i = 0$:

$$\begin{aligned} \omega_X &= \omega_{X0}, \\ \omega_Y &= \omega_{Y0} \cos(a\omega_{X0}t) + \omega_{Z0} \sin(a\omega_{X0}t), \\ \omega_Z &= \omega_{Z0} \cos(a\omega_{X0}t) - \omega_{Y0} \sin(a\omega_{X0}t). \end{aligned} \quad (3)$$

Систему (3) можно записать в более удобном виде:

$$\begin{aligned} \omega_X &= \omega_{X0}, \\ \omega_Y &= r_0 \sin(\alpha' + \alpha_0), \\ \omega_Z &= r_0 \cos(\alpha' + \alpha_0), \\ r_0 &= \sqrt{\omega_{Y0}^2 + \omega_{Z0}^2}, \end{aligned} \quad (4)$$

$\alpha' = a\omega_{X0}t$ – текущий угол между проекцией вектора угловой скорости на плоскость $\omega_Z\omega_Y$ и осью ω_Z в начальный момент.

В фазовом пространстве траектория движения изображающей точки для системы (4) имеет вид, показанный на рис. 1.

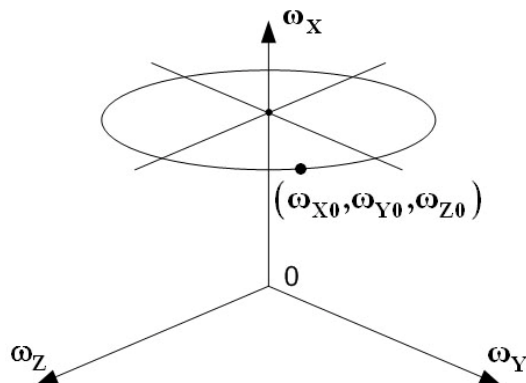


Рис. 1. Траектория движения в фазовом пространстве изображающей точки

Скорость движения изображающей точки определяется как

$$\dot{\alpha} = a\omega_X. \quad (5)$$

Расход рабочего тела при гашении угловых скоростей можно рассчитать по формуле

$$G = \sum G_{Ci} \cdot t_i \quad (i = X, Y, Z), \quad (6)$$

где $G_{Ci} = \frac{P_i}{P_{уд_i}}$ – секундный расход рабочего тела в

i -м канале;

$P_{уд_i}$ – удельный импульс тяги двигателя;

$t_i = \frac{\omega_i}{m_i}$ – время гашения скорости в i -м канале.

Подставляя значения G_{Ci} и m_i в выражение (6), получим

$$G = \sum \left| \frac{\omega_i}{P_{уд_i} d_i} \right| \quad (i = X, Y, Z). \quad (7)$$

Исключая в (6) ω_i с помощью (7), найдем зависимость расхода от величины угла $\alpha = \alpha' + \alpha_0$:

$$G = \frac{|\omega_{X0}|}{P_{удX} d_X} + \frac{r_0 |\sin(\alpha' + \alpha_0)|}{P_{удY} d_Y} + \frac{r_0 |\cos(\alpha' + \alpha_0)|}{P_{удZ} d_Z}. \quad (8)$$

При неограниченном времени демпфирования T минимизируем функцию (8). Считая $P_{уд_i}$ постоянной величиной, найдем минимальное значение G . Производная от этой величины является кусочно-непрерывной функцией, исследуя которую можно установить, что зависимость (8) достигает минимумов при $\alpha = \pi n$ и $\alpha = (1+n)\frac{\pi}{2}$ ($n = 0, 1, \dots$). Абсолютный минимум получаем при $\alpha = \pi n$, если $P_{удY} d_Y < P_{удZ} d_Z$, и при $\alpha = (1+n)\frac{\pi}{2}$ ($n = 0, 1, \dots$), если $P_{удY} d_Y > P_{удZ} d_Z$. В случае $P_{удY} d_Y = P_{удZ} d_Z$ минимальное значение G при $\alpha = \pi n$ и $\alpha = (1+n)\frac{\pi}{2}$ ($n = 0, 1, \dots$) равны. Для определенности предположим, что $P_{удY} d_Y < P_{удZ} d_Z$, в этом случае

$$G_{\min} = \frac{|\omega_{X0}|}{P_{удX} d_X} + \frac{r_0}{P_{удZ} d_Z}. \quad (9)$$

При неограниченном времени демпфирования алгоритм управления следующий. Сначала гасится скорость ω_{X0} таким образом, что изображающая точка при $\omega_X = 0$ попадает в плоскость $\omega_Z\omega_Y$ на ось $\omega_Z(\omega_Y)$ (при этом $\omega_Y(\omega_Z) = 0$, $\omega_Z(\omega_Y) = r_0$). После этого производится гашение угловой скорости по $\omega_Z(\omega_Y)$. Оптимальная траектория имеет вид, показанный на рис. 2.

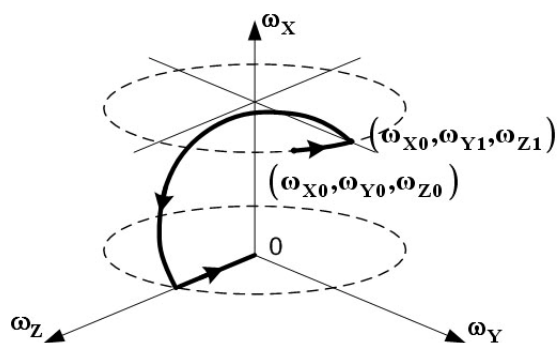


Рис. 2. Оптимальная траектория

Процесс оптимального демпфирования можно разбить на два участка:

1) управление угловой скоростью ω_X в течение времени T_X ;

2) управление скоростью r_0 в течение времени T_Z .

Управление на первом участке обеспечивает поворот вектора $\vec{r}_0$ на угол $\alpha_0 - \alpha_1$, а затем гашение ω_X , где α_1 – угол между проекцией вектора угловой скорости на плоскость $\omega_Z\omega_Y$ и осью ω_Z в момент начала гашения скорости ω_{X0} (рис. 3).

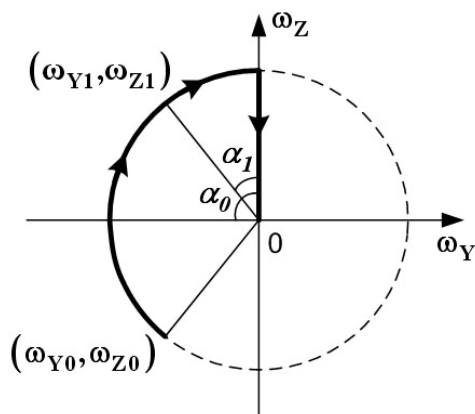


Рис. 3. Процесс оптимального демпфирования

Длительность первого участка

$$T_X = \frac{\alpha_0 - \alpha_1}{\dot{\alpha}} + \frac{\dot{\alpha}}{\alpha d_X P_X}, \quad (10)$$

длительность второго участка

$$T_Z = \frac{r_0}{d_Z P_Z}, \quad (11)$$

поэтому суммарное время оптимального демпфирования начальных угловых скоростей составляет

$$T = T_X + T_Z = \frac{\alpha_0 - \alpha_1}{\dot{\alpha}} + \frac{\dot{\alpha}}{\alpha d_X P_X} + \frac{r_0}{d_Z P_Z}. \quad (12)$$

2. Моделирование динамики системы управления в режиме демпфирования

Промоделируем алгоритм демпфирования для конкретного объекта с помощью прикладного пакета программы MatLab Simulink. Машинная модель системы приведена на рис. 4. На схеме блоки Step, Step1,..., Step5 задают внешние моменты, действующие на КА, блоки констант задают значения моментов инерции I_X, I_Y, I_Z объекта относительно осей связанной системы координат.

Блок DEE (Differential Equation Editor – блок решения дифференциальных уравнений) реализует систему уравнений (1) и задание ненулевых начальных скоростей, приведенных в табл. 1. В блоки Transfer Fnc вводим передаточные функции, описывающие динамику датчиков угловых скоростей относительно соответствующих осей КА. Блоки Dead Zone (зона нечувствительности) и Saturation (насыщение) отражают нелинейности, присущие статическим характеристикам датчиков. Задача заключается в обеспечении гашения угловых скоростей КА до нуля относительно всех координатных осей.

Таблица 1

Начальные значения угловых скоростей

ω_{X0}	$4^0/c$
ω_{Y0}	$-2^0/c$
ω_{Z0}	$2^0/c$

Реализуемый алгоритм:

1. Задаем начальные условия (моделируем для значений табл. 1.)

2. Измеряем ω_Y и ω_Z и определяем угол $\alpha = \alpha_0 + \alpha'$ и скорость $\dot{\alpha}$ (5):

$$\alpha_0 = \arctg \frac{\omega_{Y0}}{\omega_{Z0}} + \frac{\pi}{2} (1 - \text{sign } \omega_{Z0}).$$

Рассчитанные значения углов и угловой скорости приведены в табл. 2.

Таблица 2

Рассчитанные значения углов и угловой скорости

$\dot{\alpha}, ^0/c$	3,2
$\alpha', ^0$	$3,2t$
$\alpha_0, ^0$	-45
$\alpha, ^0$	$3,2t-45$

3. При $m_i = 0$ ожидаем момент времени, когда $\omega_Y = 0$ или $\omega_Z = 0$.

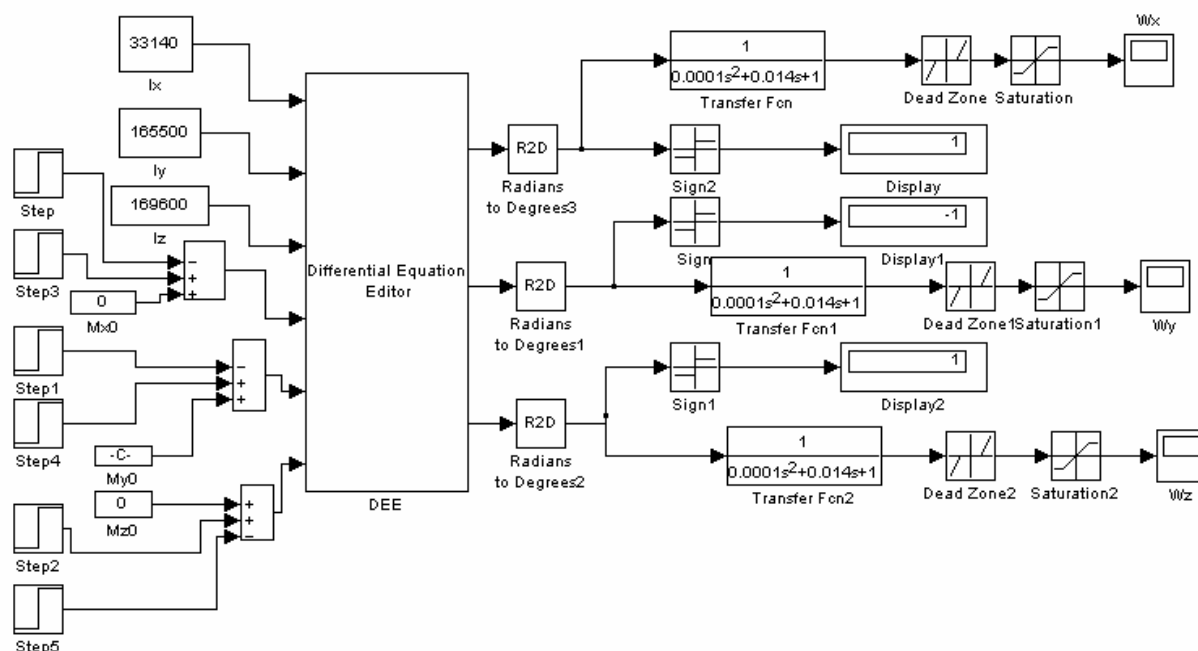


Рис. 4. Схема моделирования системы в режиме демпфирования

4. Включаем m_X и при достижении $\omega_X = 0$ отключаем m_X .

5. Включаем m_Z либо m_Y и при достижении $\omega_Z = 0$ или $\omega_Y = 0$ отключаем m_Z или m_Y .

Результаты моделирования приведены на рис. 5.

В момент времени $t = 13,985$ с составляющая угловой скорости $\omega_Y = 0$. Так как $\omega_X > 0$, включаем двигатели и подаем отрицательный момент равный M_X . В момент времени $t = 15,88$ с $\omega_X = 0$. Так как $\omega_Z > 0$ включаем двигатели и подаем отрицательный момент M_Z . В момент времени $t = 19,066$ с все составляющие угловой скорости равны 0. Следовательно, время гашения скоростей составило 19,066 сек.

$$t_{\text{вкл } m_X} = 1,9 \text{ с}; t_{\text{вкл } m_Z} = 3,18 \text{ с}.$$

Найдем оптимальный и неоптимальный расход рабочего тела:

$$G_{\text{ioпт}} = G_{\text{сек } i} \cdot t_i, \quad (13)$$

$$G_{\text{инеопт}} = G_{\text{сек } i} \cdot \frac{|\omega_{i0}|}{m_i}. \quad (14)$$

$G_{\text{сек } X, Z} = 0,318$ кг/с, $G_{\text{сек } Y} = 0,159$ кг/с — секундный расход рабочего тела.

Рассчитанные значения оптимального и неоптимального расхода топлива представлены в табл. 3. Как видно из табл. 3, при использовании предложенного алгоритма достигается уменьшение расхода топлива на 0,857 кг, что является существенным для КА.

Таблица 3

Рассчитанные значения оптимального и неоптимального расхода рабочего тела

Время оптимального гашения скоростей	Время неоптимального гашения скоростей	$G_{\text{опт}}$	$G_{\text{неопт}}$	$\Delta G = G_{\text{неопт}} - G_{\text{опт}}$
$t_{\text{вкл } m_X} = 1,9 \text{ с}$ $t_{\text{вкл } m_Z} = 3,18 \text{ с}$	$\frac{ \omega_{X0} }{m_X} = 1,886 \text{ с};$ $\frac{ \omega_{Y0} }{m_Y} = 7,273 \text{ с};$ $\frac{ \omega_{Z0} }{m_Z} = 2,251 \text{ с}.$	1,615 кг	2,472 кг	0,857 кг

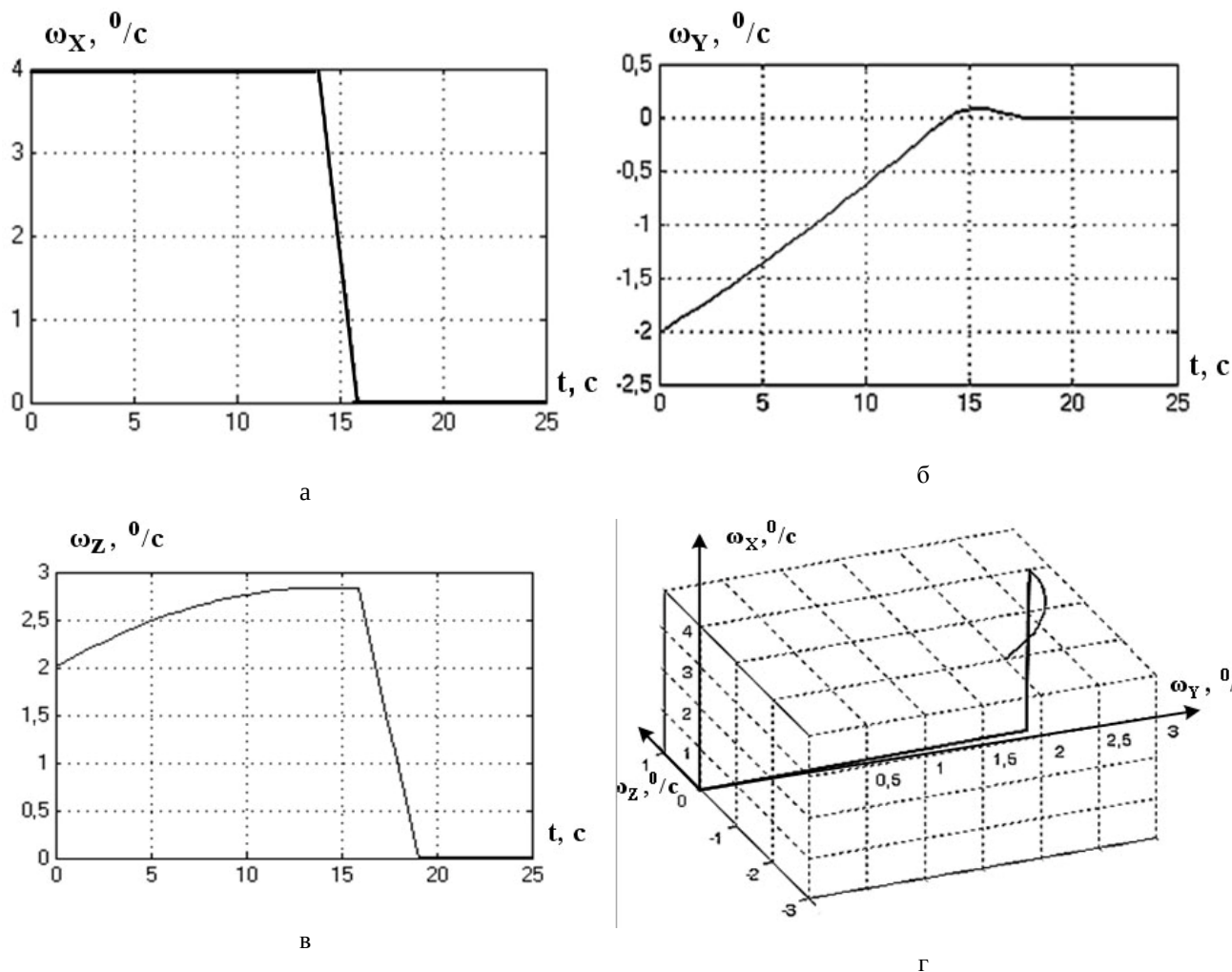


Рис. 5. Изменение угловых скоростей (а, б, в) и оптимальная траектория движения (г)

Заключение

Получен оптимальный по расходу рабочего тела алгоритм демпфирования начальных угловых скоростей космического аппарата, заключающийся в такой последовательности операций: свободное угловое движение (без управления), при котором обеспечивается поворот вектора $\vec{r}_0$ на угол $\alpha_0 - \alpha_1$; управление угловой скоростью ω_x , при котором производится гашение скорости ω_{x0} ; управление угловой скоростью $\vec{r}_0$, при котором происходит гашение скорости r_0 .

Проведено моделирование системы управления по синтезированному алгоритму, получены графики, отражающие гашение угловых скоростей, а также оптимальная траектория движения. Проведен расчет расхода рабочего тела, из которого следует, что при оптимальном управлении уменьшается расход рабочего тела.

Дальнейшие исследования предусматривают проведение полунатурного моделирования системы стабилизации и ориентации КА в режиме гашения угловых скоростей КА.

Литература

1. Разыграев А.П. Основы управления полетом космических аппаратов и кораблей / А.П. Разыграев. – М.: Машиностроение, 1977. – 472 с.
2. Алексеев К.Б. Управление космическими летательными аппаратами / К.Б. Алексеев, Г.Г. Бебинин. – М.: Машиностроение, 1974. – 340 с.
3. Каргу Л.И. Системы угловой стабилизации космических аппаратов / Л.И. Каргу. – М.: Машиностроение, 1973. – 176 с.
4. Раушенбах Б.В. Управление ориентацией космических летательных аппаратов / Б.В. Раушенбах, Е.Н. Токарь. – М.: Наука, 1974. – 598 с.
5. Разоренов Г.Н. Системы управления летательными аппаратами (баллистическими ракетами и их головными частями) / Г.Н. Разоренова,

Э.А. Бахранов, Ю.Ф. Титов. – М.: Машиностроение, 2003. – 584 с.

6. Рюмин М.Н. Переориентация существенно несимметричного космического летательного аппарата с двигателями-маховиками / М.Н. Рюмин // XIII Мінародна конференція з автоматичного управління (Автоматика-2006).

Вінниця, 25-28 вересня 2006 р. – Вінниця, 2006. – С. 263.

7. Александров В.В. Оптимальное управление движением / В.В. Александров, В.Г. Болтянский, С.С. Лемак, Н.А. Парусников, В.М. Тихомирова. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2005. – 376 с.

Поступила в редакцию 25.11.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры автоматизации и управления в технических системах А.И. Рогачев, Национальный технический университет „Харьковский политехнический университет”, Харьков.

ДОСЛІДЖЕННЯ ОПТИМАЛЬНОГО АЛГОРИТМУ ДЕМПФІРУВАННЯ КОСМІЧНОГО АПАРАТУ

І.М. Бандура, І.Ю. Дибська, І.В. Пхайко

Одним з основних показників якості систем управління кутовим положенням космічних апаратів (КА) є витрати робочого тіла. Тому синтез оптимальних по витратам робочого тіла алгоритмів управління кутовим положенням КА є актуальним. У статті синтезується оптимальний алгоритм в одному з режимів роботи системи управління кутовим положенням, а саме демпфювання початкових кутових швидкостей КА з використанням керуючих реактивних двигунів стабілізації. При наявності початкових кутових швидкостей у трьох каналах керування в системі демпфювання здійснюється одночасним включенням реактивних двигунів по трьох каналах, що приводить до перевитрат робочого тіла. Тут поставлена задача синтезу оптимального по витраті робочого тіла алгоритму демпфювання початкових кутових швидкостей вісесиметричного КА, для якого центральні моменти інерції щодо двох осей зв'язаної системи координат КА збігаються.

Ключові слова: режим демпфювання, оптимальний алгоритм, витрати робочого тіла, гасіння кутових швидкостей, оптимальна траєкторія руху.

RESEARCH OF OPTIMUM ALGORITHM OF DAMPING MODE OF SPACE VEHICLE

I.N. Bandura, I.G. Dibskaya, I.V. Pkhaiko

One of basic indexes of quality of the control systems by angular position of space vehicles (SV) is the fuel consumptions. Therefore synthesis of optimum on the expense of working body of algorithms of management by angular position SV is actual. An optimum algorithm in of important mode of the control system by angular position is synthesized in the article, namely damping of initial angular velocities SV with the use of control jets of stabilization. At presence of initial angular velocities in three channels of control in the system damping is carried out by the simultaneous switching ramjets on three channels, that results in significant fuel consumption. The task of synthesis of damping of initial angular velocities of symmetric optimum on the fuel consumption is presented, for which central moments of inertia in relation to two axes of the linked system of coordinates SV coincide.

Key words: damping mode, optimum algorithm, fuel consumption, damping angular speed, motion optimum trajectory.

Бандура Иван Николаевич – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры систем управления летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Дибская Ирина Юрьевна – канд. техн. наук, доцент кафедры систем управления летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: irinadyb@gmail.com.

Пхайко Ирина Викторовна – магистрант кафедры систем управления летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

УДК 629.78.064.5

К.В. БЕЗРУЧКО, А.О. ДАВИДОВ, Т.С. КАДИГРОБ, С.В. ШИРИНСКИЙ*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Украина*

ПРОГНОЗИРОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК ЭЛЕКТРОХИМИЧЕСКИХ АККУМУЛЯТОРОВ СИСТЕМ ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКИХ КОМПЛЕКСОВ

В работе изучены причины деградации электрохимических аккумуляторов систем электроснабжения объектов ракетно-космической техники, приведены методы определения ресурса аккумуляторов. При отсутствии возможности проведения эксперимента или нехватке времени предложено использование метода прогнозирования ресурса аккумуляторов. При этом разработана методика прогнозирования ресурса аккумуляторов, основанная на расчетном применении математической модели, полученной с использованием экспериментальных данных при ресурсных испытаниях аккумуляторов. Представлена разработанная математическая модель с эмпирическими коэффициентами и даны рекомендации по применению методики прогнозирования.

Ключевые слова: электрохимический аккумулятор, деградация, ресурс, методика, прогнозирование.

Введение

Система электроснабжения является одним из ключевых компонентов большинства объектов ракетно-космической техники, которая обеспечивает функционирование практически всех устройств, находящихся на борту космических аппаратов.

Современные системы электроснабжения строятся по схеме прямой передачи энергии от генератора в нагрузку, но состав и конструктивное исполнение их различны в зависимости от назначения и специфики космических аппаратов. Функционально системы электроснабжения состоят из подсистемы генерирования, подсистемы накопления и сервисной аппаратуры. Большинство современных космических аппаратов, как эксплуатирующихся, так и вновь разрабатываемых, имеют срок эксплуатации в пределах от 1 до 5 лет; в некоторых случаях их ресурс достигает 10...15 лет. Достижение такого ресурса, как правило, осуществляется за счет увеличения емкости химических батарей, что приводит к существенному удорожанию системы электроснабжения космического аппарата.

Прямое определение ресурса электрохимических аккумуляторов (АК) требует больших финансовых и временных затрат. В связи с этим возникла проблема достоверного определения параметров состояния аккумуляторов в любой момент времени их экспериментальной отработки и эксплуатации с последующим прогнозированием их характеристик.

1. Причины деградации аккумуляторов

Снижение рабочих характеристик аккумулято-

ров происходит в результате протекания деградационных процессов и проявляется в падении разрядной емкости, понижении разрядного и повышении зарядного напряжения, повышенном саморазряде, физическом выходе аккумулятора из строя и т.д. Таким образом, фактический срок службы аккумуляторов, как правило, обусловлен протекающими в них различными процессами (рис. 1), приводящими к деградации [1].



Рис. 1. Деградационные процессы, приводящие к истечению ресурса АК

Основываясь на анализе работы никель-кадмиевых аккумуляторов, был сделан вывод, что с течением времени происходит постепенное снижение выходного напряжения, особенно в конце раз-

ряда. Т.е. в большинстве случаев ухудшение характеристик аккумуляторов наступает вследствие постепенного накопления факторов негативного воздействия деградационных процессов. Эти процессы связаны либо с необратимыми (или частично-обратимыми) химическими реакциями, либо со структурными изменениями в активных массах электродов [2, 3]. Это ухудшение неизбежно, но его можно диагностировать, а затем, имея указанную информацию, прогнозировать изменения характеристик и определять остаточный ресурс. Все это позволит существенно сократить время испытаний аккумуляторов. Кроме того, предсказывая остаточную емкость для каждого из аккумуляторов в батарее, становится возможным определять на ранних стадиях разбаланс их емкостей и компенсировать его.

2. Методы определения ресурса аккумуляторов

Оценку ресурса аккумуляторов можно произвести как путем математического моделирования, так и экспериментальным путем (рис. 2).

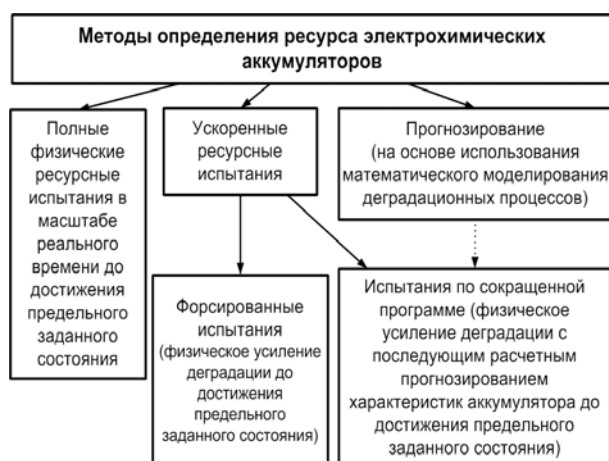


Рис. 2. Методы определения ресурса электрохимических аккумуляторов

Общепринятые экспериментальные методы оценки ресурса аккумуляторов предполагают испытания в масштабе реального времени. Продолжительность таких испытаний неоправданно велика. Применение ускоренных ресурсных испытаний [4, 5] позволяет существенно сократить продолжительность мероприятий по определению ресурса. Однако, при отсутствии возможности проведения экспериментальных исследований (например, для бортовых аккумуляторов космического аппарата в орбитальном полете) или в условиях дефицита времени, для определения ресурса аккумуляторов следует использовать методы прогнозирования.

3. Прогнозирование ресурса электрохимических аккумуляторов

Решение задачи прогнозирования характеристик электрохимических аккумуляторов является весьма трудоемким, так как возникает необходимость составления максимально подробной математической модели аккумулятора, которая учитывает влияние описанных выше деградационных процессов.

Основная задача прогнозирования – выявление изменения во времени прогнозируемых характеристик и параметров аккумулятора с целью получения максимального эффекта по заранее выбранному критерию. Прогнозирование может осуществляться при помощи ряда методов (рис. 3).



Рис. 3. Методы прогнозирования деградации электрохимических аккумуляторов

Для решения проблемы прогнозирования состояния аккумуляторов и батарей нами разработан метод прогнозирования ресурса по значениям параметров их текущего состояния. Применение данного метода в процессе эксплуатации позволяет определять наиболее благоприятные режимы работы химических батарей.

Одним из наиболее перспективных решений данной проблемы является своевременное диагностирование деградационных изменений, прогнозирование их дальнейшего развития и изменения эксплуатационных параметров.

Методика **прогнозирования ресурса электрохимических аккумуляторов** по параметрам их текущего состояния основана на расчетном применении математической модели, полученной с использованием экспериментальных данных при ресурсных испытаниях аккумуляторов.

На рис. 4 приведена последовательность действий, необходимых для разработки и применения методики прогнозирования ресурса электрохимических аккумуляторов.

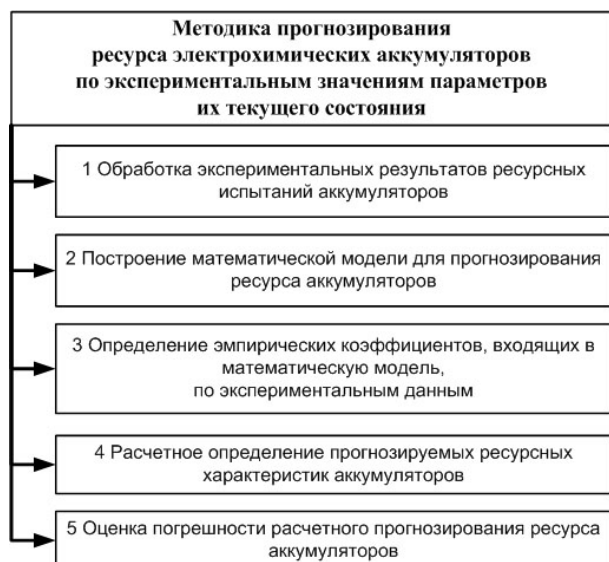


Рис. 4. Структура методики прогнозирования ресурса электрохимических аккумуляторов

Эксплуатация большинства аккумуляторных батарей состоит в циклическом чередовании периодов заряда и разряда. Оценить эффективность работы батарей при таких режимах можно путем анализа их емкостных характеристик. Поэтому основным прогнозируемым параметром является емкость аккумулятора. В ходе разработки математической модели АК учитывалась зависимость емкости от множества параметров. Все эти зависимости вошли в состав математической модели АК (табл. 1).

Таблица 1

Уравнения, входящие в математическую модель электрохимического аккумулятора

Параметр	Уравнение
Напряжение разомкнутой цепи	$U(t) = U_0 - \mu \cdot t^{-\lambda_1 \cdot t},$ $\mu = K \cdot n \cdot Q_0 \cdot c,$ $K = 10^{\left(A_k - \frac{b}{T_k}\right)}.$
Остаточная емкость	$Q(t) = Q - Q_0 \cdot K \cdot 10^{\frac{n}{\lambda} (U_0 - U(t))},$ $\lambda = \alpha - \frac{\beta}{T_k}.$
Внутреннее сопротивление	$r = \frac{(U_{\text{разр}} - U) \cdot (Q_0 - Q)}{I \cdot Q_0}$
Разрядное напряжение	$U_{\text{раз}} = \left[U_0 - \frac{Q}{Q_0 - Q} I r \right] - I r$
Продолжительность эксплуатации	$\tau_{\text{Э}} = \tau_{\text{И}} \cdot 10^{\frac{b}{0.45} \left(\frac{1}{T_{\text{Э}}} - \frac{1}{T_{\text{И}}} \right)}$

Примечание: в табл. 1 приняты следующие основные обозначения:

U – напряжение, В;

T – температура, К;

I – ток, А;

t – время, с;

Q – емкость,

А·ч; r – внутреннее сопротивление, Ом;

$\tau_{\text{Э}}$ – время эксперимента,

$c; \mu, \lambda, K, n, \alpha, \beta, \gamma$ – эмпирические коэффициенты, полученные при отработке экспериментальных данных.

Разработанная математическая модель позволяет прогнозировать значения основных параметров аккумуляторов и батарей (емкость, внутреннее сопротивление, напряжение разомкнутой цепи и др.) и характеристик (зарядно-разрядных и др.) через достаточно длительные промежутки времени их работы. Модель использует экспериментальные данные текущих значений основных параметров аккумуляторов и батарей для определения эмпирических коэффициентов, входящих в модель.

4. Результаты численного эксперимента

Для проверки математической модели были использованы соответствующие экспериментальные данные по определению ресурсных характеристик никель-кадмиевых аккумуляторов.

Проведены расчеты по прогнозированию характеристик этих аккумуляторов на основе данных о его текущем состоянии с использованием синтезированной математической модели.

Полученные расчетные данные сравнивались с реальными разрядными характеристиками, определенными в ходе ресурсных испытаний. Графики расчетных характеристик аккумуляторов, прогнозирующие их экспериментальные характеристики приведены на рис. 5.

Заключение

Разработанная методика позволяет провести диагностику состояния аккумуляторов и батарей, а также:

- спрогнозировать потерю емкости аккумулятора с течением времени эксплуатации;
- существенно сократить срок испытаний аккумуляторов и батарей;
- спрогнозировать момент отказа аккумулятора;
- спрогнозировать изменение разрядных и зарядных характеристик аккумуляторов;

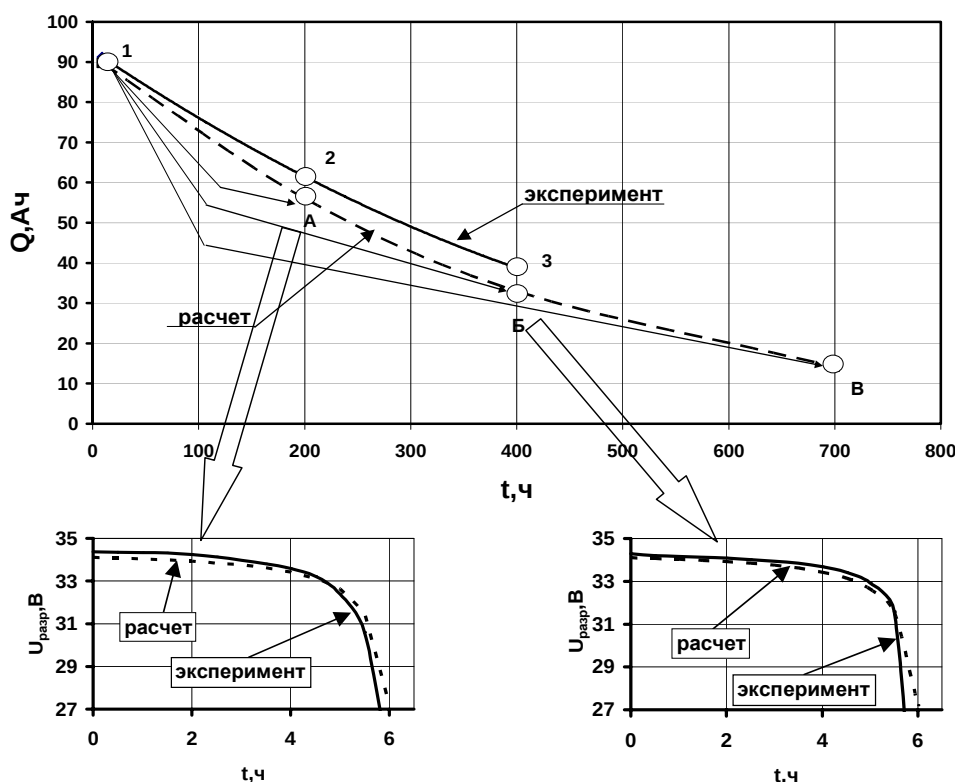


Рис. 5. Прогнозирование емкости из точек экспериментальной кривой в точки расчетной

д) определять и компенсировать на ранних стадиях разбаланс емкостей аккумуляторов в батарее;

е) обеспечить благоприятный режим эксплуатации аккумуляторов.

Исходя из изложенных выше выводов по применению результатов прогнозирования, предлагается использовать данную методику по определению характеристик аккумулятора для:

а) своевременной коррекции логики управления системой электроснабжения при организации оптимальных режимов ее работы;

б) своевременной компенсации разбаланса емкостей аккумуляторов в батарее;

в) определения момента необходимости проведения мероприятий по восстановлению аккумуляторов;

г) ускорения и упрощения экспериментальной отработки системы электроснабжения;

д) использования данной модели на стадиях проектирования новых систем электроснабжения и химических батарей.

Литература

1. Харченко А.А. Аналіз причин деградації нікель-кадмієвих акумуляторів у складі енергоустановок літальних апаратів / А.А. Харченко // *Авіаційно-космічна техніка і технологія: сб. науч. тр. Нац. аерокосм. ун-та ім. Н.Е. Жуковського «ХАИ»*. – Х., 2002. – Вып. 30. – С. 266-272.
2. Романов В.В. Химические источники тока / В.В. Романов, Ю.М. Хашев. – 2-изд., перераб. и доп. – М.: Сов. радио, 1978. – 264 с.
3. Гинделис Я.Е. Химические источники тока / Я.Е. Гинделис. – Саратов: Издательство Саратовского университета, 1984. – 264 с.
4. Ширинский С.В. Применение ускоренных испытаний для оценки остаточного ресурса аккумуляторов / С.В. Ширинский, К.В. Безручко // *Вестн. Днепропетр. ун-та*. – 2007. – № 9/2. – С. 181-185.
5. Ширинский С.В. Теоретические аспекты ускоренных испытаний щелочных аккумуляторов на саморазряд / С.В. Ширинский // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2006. – №2(28). – С. 37-40.

Поступила в редакцию 28.11.2008

Рецензент: д-р физ.-мат. наук, проф., проф. каф. аэрокосмической теплотехники А.В. Бастеев, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

**ПРОГНОЗУВАННЯ ХАРАКТЕРИСТИК ЕЛЕКТРОХІМІЧНИХ АКУМУЛЯТОРІВ
СИСТЕМ ЕЛЕКТРОЗАБЕЗПЕЧЕННЯ РАКЕТНО-КОСМІЧНИХ КОМПЛЕКСІВ***К.В. Безручко, А.О. Давидов, Т.С. Кадигроб, С.В. Ширінський*

У праці вивчено причини деградації електрохімічних акумуляторів систем електрозабезпечення об'єктів ракетно-космічної техніки, наведено методи визначення ресурсу акумуляторів. У разі відсутності можливості проведення експерименту або за браком часу запропоновано використання методу прогнозування ресурсу акумуляторів. Крім того розроблено методику прогнозування ресурсу акумуляторів, що базується на розрахунковому застосуванні математичної моделі з використанням експериментальних даних при ресурсних випробуваннях акумуляторів. Наведено розроблену математичну модель з емпіричними коефіцієнтами, до того ж надано рекомендації що до застосування методики прогнозування.

Ключові слова: прогнозування, система електрозабезпечення, ракетно-космічний комплекс, ресурс, математична модель, емпіричні коефіцієнти.

**FORECASTING OF CHARACTERISTICS OF CHEMICAL ACCUMULATORS
OF POWER SYSTEMS OF ROCKET AND SPACE COMPLEXES***K.V. Bezruchko, A.O. Davidov, T.S. Kadigrob, S.V. Shirinsky*

In the given article the reasons of degradation of chemical accumulators of power systems of objects of space and rocket techniques are studied and methods of determination of life time of accumulators are given. When it is no opportunity to make an experiment or lack of time it is offered to use the method of forecasting the life time of accumulators. It is also developed the methodic of forecasting of life time of accumulators. This methodic is based on the calculation using of mathematical model, which was developed using experimental data of life time tests of accumulators. It is shown the developed mathematical model with empirical coefficients and it is given the recommendations about application of the methodic of forecasting.

Key words: forecasting, power system, rocket and space complexes, life time, mathematical model, empirical coefficients.

Безручко Константин Васильевич – д-р техн. наук, проф., проректор «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: khai@khai.edu.

Давидов Альберт Оганезович – канд. техн. наук, с.н.с. каф. двигателей и энергоустановок летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: davidov@d4.khai.edu, albert@ai.kharkov.com.

Кадигроб Татьяна Сергеевна – аспирант каф. двигателей и энергоустановок летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

Ширинский Семен Владимирович – м.н.с. каф. двигателей и энергоустановок летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

УДК 621.452.33

Л.Г. БОЙКО, Е.Л. КАРПЕНКО

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ С ПОВЕНЦОВЫМ ОПИСАНИЕМ МНОГОСТУПЕНЧАТОГО ОСЕВОГО КОМПРЕССОРА И ЕЕ ПРАКТИЧЕСКОЕ ПРИМЕНЕНИЕ

Представленная математическая модель газотурбинного двигателя позволяет определять его эксплуатационные характеристики на установившихся режимах с учетом геометрических параметров проточной части и лопаточных венцов многоступенчатого осевого компрессора на среднем радиусе. Приведены результаты применения данной математической модели для исследования влияния перепуска воздуха из проточной части компрессора турбовального газотурбинного двигателя на его характеристики, изменение параметров потока в проточной части и запасы газодинамической устойчивости.

Ключевые слова: математическая модель, газотурбинный двигатель, эксплуатационные характеристики, граница области устойчивой работы.

Введение и постановка задачи

Математическое моделирование газотермодинамических процессов в проточной части газотурбинных двигателей (ГТД) является важным направлением, которое позволяет повысить информативность теоретических и экспериментальных исследований и сократить сроки процессов проектирования и доводки ГТД.

В настоящее время в разных странах мира разрабатываются и используются системы моделирования процессов в двигателях, имеющие различный уровень сложности (GASTURB, GSP, EcosimPro, комплекс ЦИАМ, ГРАД, DVIgW [1 – 9]). Эти программные комплексы позволяют проводить газодинамический расчет ГТД (комплекс GASTURB [1]), расчет характеристик любого типа ГТД на установившихся и переходных режимах моделирование (комплекс GSP [2]) и могут использоваться на этапе термогазодинамического проектирования двигателя и его узлов (комплекс ЦИАМ [3]). Программный комплекс ГРАД [4, 5] обеспечивает выполнение большинства термогазодинамических расчетов рабочего тела в проточной части газотурбинных, комбинированных двигателей и установок, а также двигателей с изменяемым рабочим процессом на различных этапах жизненного цикла, включая проектирование, испытания, доводку, серийное производство и эксплуатацию двигателя. Комплекс DVIgW [6, 7] предназначен для математического моделирования термогазодинамических процессов ГТД различных схем на установившихся и переходных режимах. Система EcosimPro – система имитационного моделирования

силовых установок в аэрокосмической области [8].

В большинстве этих мощных систем реализован модульный принцип, т.е. собственно ГТД формируется из модулей, которые являются математическими моделями узлов (входное устройство, компрессор, камера сгорания, турбина) с соответствующей библиотекой их характеристик. Эти характеристики могут задаваться либо в виде таблиц, либо с помощью аппроксимирующих обобщенных зависимостей. Такое описание характеристик узлов не раскрывает физической природы процессов, протекающих в составляющих их элементах. Возможность детального описания особенностей регулирования двигателя и управления параметрами отдельных узлов при таком подходе ограничена.

Для более точного моделирования работы ГТД необходимо учитывать геометрические параметры его узлов и составляющих их элементов, т.е. иметь модель более высокого уровня сложности. Повенцовое описание лопаточных машин позволяет существенно расширить возможности и уточнить модель ГТД. Разработанная в Национальном аэрокосмическом университете им. Н.Е. Жуковского «ХАИ» математическая модель турбовального двигателя с повенцовым описанием многоступенчатого компрессора, входящего в его состав [9], является этапом в создании нового класса моделей ГТД высокого уровня.

В данной статье представлены результаты практического использования математической модели [9] для исследования влияния количества перепускаемого воздуха из проточной части многоступенчатого компрессора на характеристики двигателя.

1. Математическая модель ГТД

В отличие от существующих аналогов особенностью данной математической модели ГТД [9] является использование в качестве базового элемента не узла двигателя, а лопаточного венца, что существенно расширяет возможности модели и позволяет решать следующие задачи:

1) в процессе проектирования оценивать влияние изменения геометрических параметров отдельных лопаточных венцов и проточной части на характеристики компрессора и ГТД в целом;

2) оценивать влияние изменения углов установки поворотных лопаток направляющих аппаратов компрессора на эксплуатационные характеристики и запасы устойчивости ГТД с целью выбора рационального закона регулирования;

3) учитывать влияние на эксплуатационные характеристики ГТД переменного по режимам количества отбираемого или перепускаемого воздуха из проточной части компрессора, а также определять его рациональное количество;

4) учитывать влияние различных конструктивных мероприятий и способов регулирования компрессора (поворот статорных лопаток, перепуск воздуха) на положение границы области устойчивой работы, линии совместных режимов работы узлов газогенератора;

5) анализировать влияние износа элементов проточной части и лопаточных венцов компрессора на эксплуатационные характеристики ГТД.

В качестве объекта исследования взят турбовальный двигатель с двухкаскадным газогенератором и свободной турбиной, схематически представленный на рис. 1.

Определение значений параметров рабочего тела в характерных сечениях проточной части двигателя и его характеристик производится на основе решения системы уравнений, отражающих условия совместной работы базовых элементов ГТД при заданной программе регулирования. К ним относятся:

– уравнения баланса расходов

а) балансы расходов воздуха через лопаточные венцы компрессора низкого давления (КНД):

$$G_{B1,i} - \Delta G_{B1,i} = G_{B1,i+1}, \quad i = 1, 2, \dots, 2z_j, \quad (1)$$

б) балансы расходов воздуха через лопаточные венцы компрессора высокого давления (КВД):

$$G_{B2,i} - \Delta G_{B2,i} = G_{B2,i+1}, \quad i = 1, 2, \dots, 2z_j, \quad (2)$$

в) баланс расходов воздуха между каскадами компрессора

$$G_{K1} - \Delta G_{Bот61} = G_{B2}, \quad (3)$$

г) баланс расходов через КВД и турбину высокого давления (ТВД):

$$G_{K2} - \Delta G_{Bот62} + G_T = G_{Г2}, \quad (4)$$

д) баланс расходов через ТВД и турбину низкого давления (ТНД):

$$G_{Г2} + \Delta G_{Bохл2} = G_{Г1}, \quad (5)$$

е) баланс расходов через ТНД и свободную турбину (СТ):

$$G_{Г1} + \Delta G_{Bохл1} = G_{Г0}, \quad (6)$$

где индекс 1 – для параметров каскадов низкого давления;

индекс 2 – для параметров каскадов высокого давления;

индекс 0 – для параметров свободной турбины;

i – номер венца ($i = 1, 2, \dots, 2z_j + 1$);

z_1, z_2 – число ступеней в КНД и КВД;

$G_{B1,i}, G_{B2,i}$ – расход воздуха на входе в i -й венец КНД и КВД, кг/с;

G_{K1}, G_{K2} – расход воздуха на выходе из КНД и КВД, кг/с;

$\Delta G_{B1,i}, \Delta G_{B2,i}$ – расход перепускаемого воздуха за i -м венцом КНД и КВД, кг/с;

$\Delta G_{Bот61}, \Delta G_{Bот62}$ – расход отбираемого воздуха за КНД и КВД, кг/с;

$\Delta G_{Bохл1}, \Delta G_{Bохл2}, \Delta G_{Bохл0}$ – расход охлаждающего воздуха для ТНД, ТВД и СТ, кг/с;

G_T – расход топлива, кг/с;

$G_{Г1}, G_{Г2}, G_{Г0}$ – расход газа на входе в ТНД, ТВД и СТ, кг/с.

– уравнение баланса мощности для ротора низкого давления

$$N_{K1} = L_{T1} G_{Г1} \eta_{M1}, \quad (7)$$

– уравнение баланса мощности для ротора высокого давления

$$N_{K2} = L_{T2} G_{Г2} \eta_{M2}, \quad (8)$$

где N_{K1}, N_{K2} – мощность КНД и КВД, соответственно, которые определяются с учетом отбора и перепуска рабочего тела по зависимостям:

$$N_{K1} = \sum_{i=1}^{z_1} (G_{B1,i} - \Delta G_{B1,i}) L_{CT1,i}, \quad i = 1, 2, \dots, z_1,$$

$$N_{K2} = \sum_{i=1}^{z_2} (G_{B2,i} - \Delta G_{B2,i}) L_{CT2,i}, \quad i = 1, 2, \dots, z_2,$$

$L_{CT1,i}, L_{CT2,i}$ – удельная работа i -й ступени КНД и КВД, Дж/кг;

L_{T1}, L_{T2} – удельная работа ТНД и ТВД, Дж/кг;

η_{M1}, η_{M2} – механический КПД ротора НД и ВД.

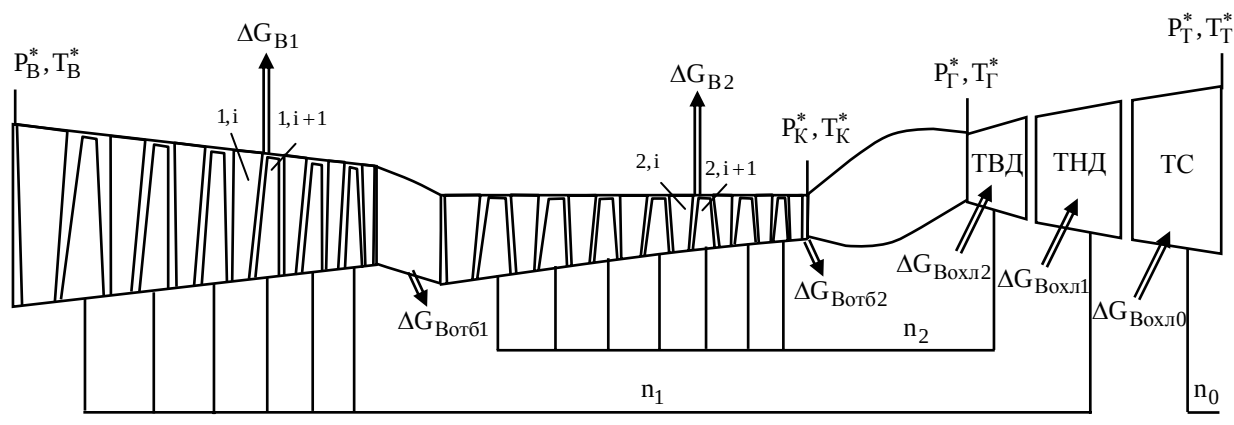


Рис. 1. Расчетная схема ГТД

– условия, накладываемые программами регулирования двигателя

$$y_n = f(x_n), \quad (9)$$

где y_n – регулирующий фактор;

x_n – регулируемый параметр.

Расчет дроссельной характеристики турбовального двигателя осуществляется по программе регулирования $p_{ВД} = \text{var}$.

Математическая модель осевого многоступенчатого компрессора является составной частью общей модели ГТД и позволяет определять параметры потока в осевых зазорах между венцами, а также суммарные характеристики отдельных ступеней, групп ступеней каскадов и компрессора в целом.

Определение характеристик многоступенчатого осевого компрессора основано на решении системы уравнений газовой динамики в одномерной невязкой стационарной постановке и позволяет учитывать проявление реальных свойств потока (углы отставания и потери) с помощью обобщенных полуэмпирических зависимостей. Величины потерь включают в себя обобщения результатов продувок плоских и кольцевых решеток различной геометрии.

Потери в лопаточном венце являются результатом суммирования профильных, вторичных, концевых потерь, а также потерь, вызванных перетеканиями в радиальном зазоре. При расчете характеристик ступеней и компрессора учитываются геометрические параметры проточной части и лопаточных венцов компрессора на среднем радиусе.

В данной модели ГТД использована математическая модель газовой турбины, основанная на соотношениях работы [10].

2. Исследование влияния перепуска воздуха на характеристики двигателя

Ниже представлены результаты применения математической модели ГТД для анализа влияния

перепуска воздуха из проточной части компрессора на пониженных режимах работы на запасы газодинамической устойчивости и интегральные параметры двигателя.

Расчетная схема исследуемого двигателя представлена на рис. 1. Отбор воздуха (периодический) производится из 4-й ступени КВД. В КВД отбор воздуха (постоянный) производится из-за 3 и 7 ступени.

На пониженных частотах вращения режимы работы первых ступеней соответствуют левым ветвям их характеристик и приближаются к границе области устойчивой работы (ступени работают с повышенными углами натекания), а режимы работы последних ступеней располагаются на правых ветвях при отрицательных углах натекания. Для улучшения работы компрессора в различных условиях эксплуатации ГТД применяют его регулирование. Одним из способов регулирования является перепуск воздуха из проточной части.

На рис. 2 показаны треугольники скоростей на входе в рабочее колесо первой и последней ступени компрессора при наличии перепуска воздуха и без него.

Открытие клапана перепуска приводит к увеличению расхода воздуха через группу первых ступеней, расположенных до сечения перепуска (рис. 2, а), что приводит к повышению уровня осевых скоростей и уменьшению углов натекания i . В результате увеличиваются запасы устойчивости первых ступеней и компрессора в целом. Возможно возрастание КПД первых ступеней.

Расход воздуха через группу ступеней расположенных за клапаном перепуска, несколько уменьшается, снижаются осевые скорости и увеличиваются углы натекания на лопаточные венцы (рис. 2, б).

В двигателе режим работы компрессора согласуется с режимами работы других узлов при заданной частоте вращения. Поэтому рассматривать

влияние перепуска воздуха на суммарные характеристики компрессора целесообразно в зависимости от расхода на выходе из него G_K .

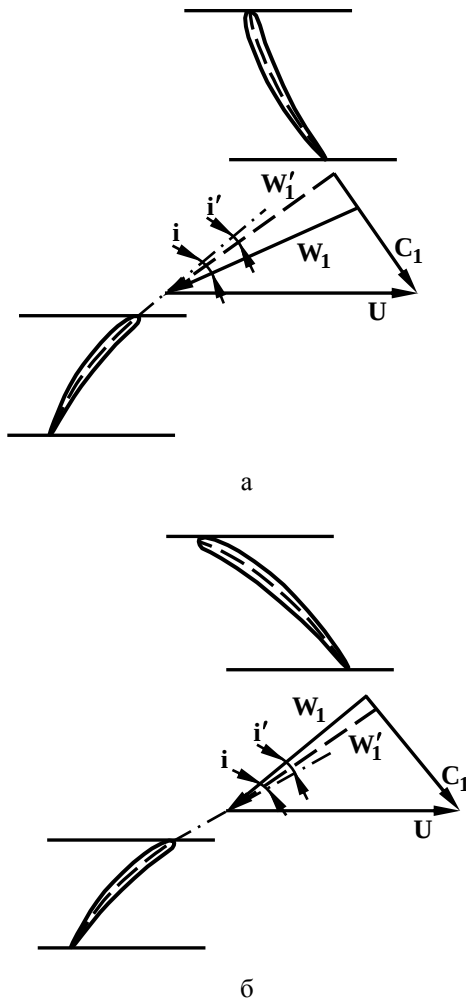


Рис. 2. Треугольники скоростей в ступенях компрессора при пониженных частотах вращения:
а – первая ступень;
б – последняя ступень

На рис. 3 представлена суммарная характеристика КНД при включенном перепуске воздуха за третьей ступенью при $\bar{n}_{НДпр} \leq 0,9$ в относительных величинах

$$(\bar{G}_K = \frac{G_K}{G_{K.p.p.}}, \quad \bar{\pi}_{КНД}^* = \frac{\eta_{КНД}^*}{\eta_{КНД.p.p.}^*},$$

$$\bar{\pi}_{КНД}^* = \frac{\pi_{КНД}^*}{\pi_{КНД.p.p.}^*}, \quad \bar{n}_{НДпр} = \frac{n_{НДпр}}{n_{НДпр.p.p.}}, \text{ где индекс}$$

«р.р.» – означает расчетный режим). При включении перепуска расход воздуха на выходе из компрессора несколько снижается, снижаются также $\pi_{КНД}^*$ и $\eta_{КНД}^*$. Характеристика меняет свою форму и смещается влево по расходу, режимы совместной рабо-

ты узлов газогенератора на характеристике переходят в область высоких расходов.

Расчетный анализ течения в компрессоре показывает, что на пониженных частотах вращения углы натекания на лопатки рабочих колес первых ступеней достаточно велики (рис. 4, 5). На линии рабочих режимов (ЛРР) газогенератора без перепуска воздуха, они достигают значений $i=6$ градусов и еще больших значений на границе области устойчивых режимов (ГУР) (рис. 4, 5). Перепуск, увеличивая расход воздуха, приводит к уменьшению углов натекания на лопатки первых ступеней. На ступенях, расположенных за клапаном перепуска, углы натекания возрастают.

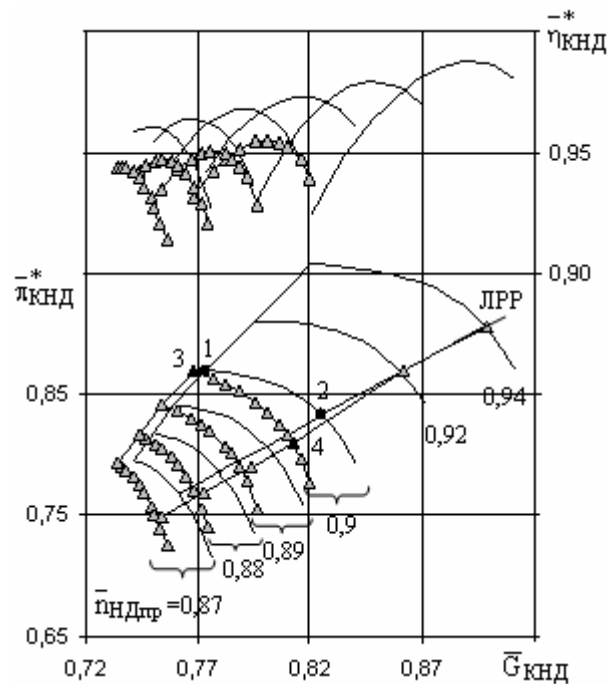


Рис. 3. Характеристика КНД.
— без перепуска; — Δ — перепуск 8%

Открытие клапана перепуска позволяет при пониженных частотах вращения повысить запас устойчивой работы первых ступеней и компрессора в целом. Изменение $\Delta K_{yнд}$ представлено на рис. 6.

Для многоступенчатого осевого компрессора при отсутствии перепуска воздуха изоэнтальпический КПД определен как

$$\eta_K^* = \frac{T_B^* \left(\pi_K^{* \frac{k-1}{k}} - 1 \right)}{(T_K^* - T_B^*)}. \quad (10)$$

При наличии перепуска воздуха из проточной части компрессора величину изоэнтальпического КПД следует определять с учетом изменения массового расхода воздуха, проходящего через клапаны.

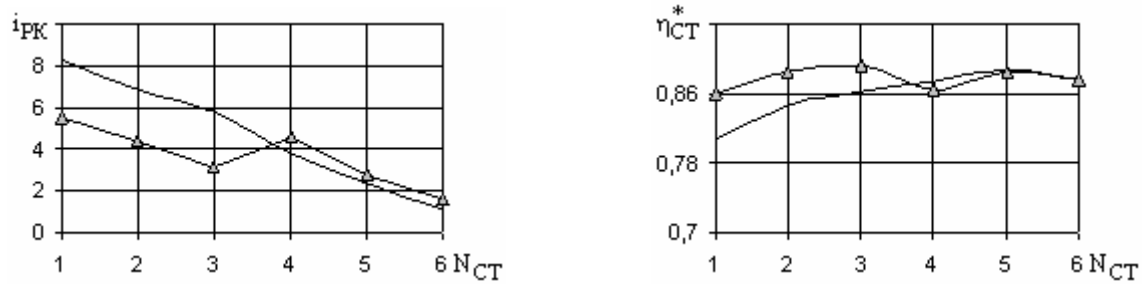


Рис. 4. Влияние перепуска воздуха на углы натекания на рабочие колеса и КПД ступеней на режиме $\bar{p}_{НДпр}=0,9$ вблизи ГУР (точки 1 и 3)
 — без перепуска; —△— перепуск 8%

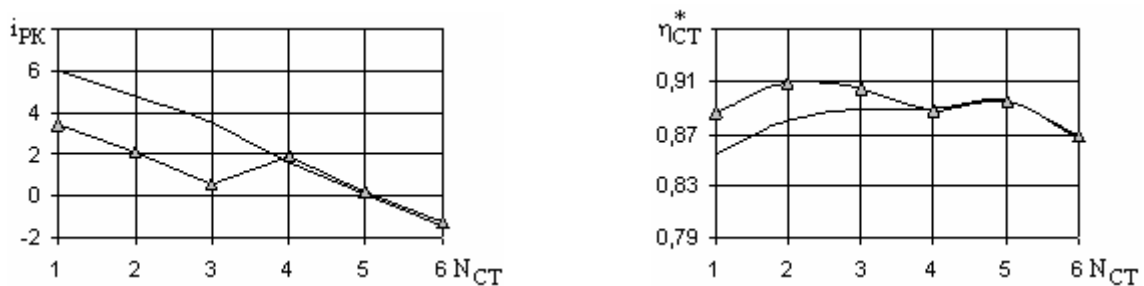


Рис. 5. Влияние перепуска воздуха на углы натекания на рабочие колеса и КПД ступеней на режиме $\bar{p}_{НДпр}=0,9$ на ЛРР (точки 2 и 4)
 — без перепуска; —△— перепуск 8%

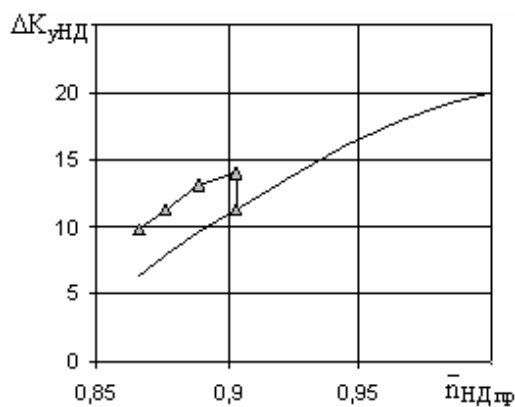


Рис. 6. Изменение запаса устойчивости КНД вдоль линии рабочих режимов
 — без перепуска; —△— перепуск 8%

Так в случае, когда осуществляется перепуск (отбор) воздуха только в одном сечении проточной части компрессора зависимость для расчета КПД имеет вид:

$$\eta_{КПЕР}^* = \frac{G_K T_B^* \left(\pi_K^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right)}{G_K (T_K^* - T_B^*) + \Delta G_B (T_{ПЕР}^* - T_B^*)}, \quad (11)$$

где G_K – расход воздуха через компрессор в сечении на выходе, кг/с;

T_B^* – полная температура перед компрессором, К;

π_K^* – степень повышения полного давления;

k – показатель изэнтропы процесса;

T_K^* – полная температура за компрессором, К;

ΔG_B – количество перепускаемого (отбираемого) воздуха, кг/с;

$T_{ПЕР}^*$ – полная температура в сечении перепуска, К.

Из рис. 3 следует, что перепуск воздуха за одной из ступеней приводит к снижению КПД компрессора. При увеличении количества перепускаемого воздуха этот эффект становится более ощутимым.

Рис. 7 отражает влияние количества перепускаемого воздуха на величины углов натекания на лопатки рабочих колес вблизи ГУР.

В табл. 1 представлены изменения значений КПД, запасов устойчивости компрессора и углов натекания на лопатки рабочего колеса первой ступени на среднем радиусе в зависимости от количества перепускаемого воздуха при $\bar{p}_{НДпр}=0,9$.

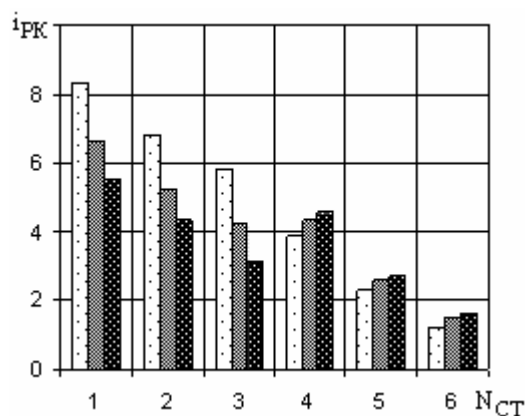


Рис. 7. Влияние количества перепускаемого воздуха на углы натекания на рабочие колеса на режиме

$\bar{p}_{ндпр}=0,9$ вблизи ГУР:

- – без перепуска;
- ▨ – перепуск 5 %;
- – перепуск 8 %

Таблица 1

Параметры КНД на линии рабочих режимов при различной величине расхода перепускаемого воздуха

$\Delta \bar{G}_B, \%$	0	5	8
$i_{PK}, \text{град.}$	6,02	4,39	3,41
$\Delta \eta_{КНД}^*, \%$	0	-1,2	-1,99
$\Delta(\Delta \bar{K}_{унд}), \%$	0	19	24

На рис. 8 представлена дроссельная характеристика двигателя в виде безразмерных зависимостей мощности и удельного расхода топлива:

$\bar{N}_e = \frac{N_e}{N_{e.p.p.}}$, $\bar{C}_e = \frac{C_e}{C_{e.p.p.}}$ от часового расхода топ-

лива $\bar{G}_T = \frac{G_T}{G_{T.p.p.}}$. При открытии клапанов пере-

пуска при $\bar{p}_{ндпр}=0,9$ наблюдается ступенчатое изменение $\bar{N}_e$ и $\bar{C}_e$. Из-за затрат энергии на сжатие воздуха, который не совершает полезной работы и уменьшения суммарного расхода рабочего тела через проточную часть происходит снижение мощности двигателя и повышение удельного расхода топлива.

Заключение

Представленная математическая модель ГТД с поенцовым описанием многоступенчатого осевого компрессора использована для исследования влияния перепуска и отбора воздуха из проточной части

КНД двигателя с двухвальным газогенератором и свободной турбиной на интегральные параметры двигателя и на запасы газодинамической устойчивости.

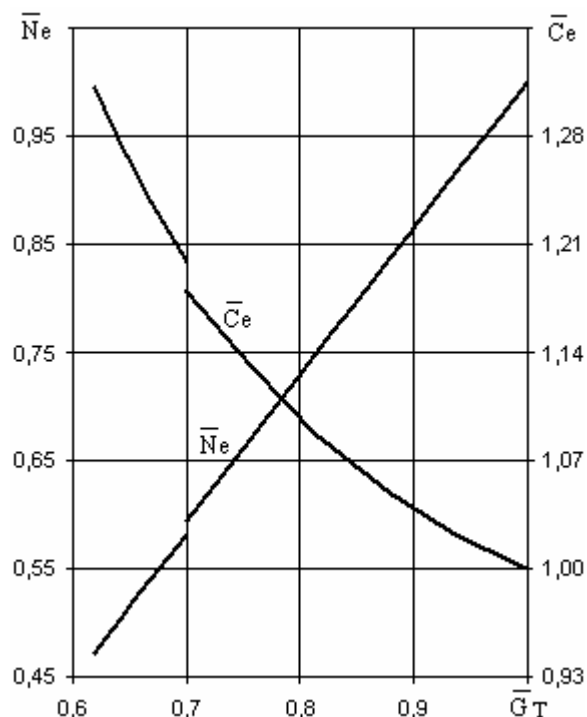


Рис. 8. Дроссельная характеристика двигателя

При закрытых клапанах перепуска на пониженной частоте вращения углы натекания на лопатки первых ступеней весьма велики, что является причиной появления срывных и неустойчивых режимов работы КНД. Открытие клапанов позволяет снизить значения углов натекания на эти ступени, повысить запасы устойчивой работы компрессора, однако приводит к снижению его КПД.

Перепуск воздуха из средних ступеней компрессора является эффективным средством увеличения запасов устойчивой работы, но сопровождается значительным ухудшением характеристик двигателя: снижением его мощности и увеличением удельного расхода топлива. Поэтому расход перепускаемого воздуха в совокупности с отбором на различных режимах должен быть регламентирован и определен с учетом двух выше названных факторов.

Литература

1. GasTurb – The Gas Turbine Performance Simulation Program [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.gasturb.de>.
2. Visser W.P.J. GSP, a generic object-oriented gas turbine simulation environment [Электронный ресурс] / W.P.J. Visser, M.J. Broomhead // NLR Tech-

nical Publication NLR-TP-2000-267. – 21 p. – Режим доступа: <http://www.gspteam.com>.

3. ЦИАМ 1990-2000. Научный вклад в создание авиационных двигателей. Кн. 1 / Под ред. В.А. Скибина, В.И. Солониной. – М.: Машиностроение, 2000. – С. 59-79.

4. Программный комплекс ГРАД (Газодинамические Расчеты Авиационных Двигателей) [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://grad.kai.ru>.

5. Морозов С.А. Программный комплекс ГРАД – газодинамические расчеты авиационных двигателей / С.А. Морозов, Б.М. Осипов, А.В. Титов и др. // Авиакосмические технологии и оборудование: сб. докл. науч.-практ. конференции (14-17 августа 2000 г.) – Казань: КГТУ, 2003. – С. 190-196.

6. Проектирование авиационных газотурбинных двигателей: учебник для вузов / А.М. Ахмедзянов, Ю.С. Алексеев, Х.С. Гумеров и др.; под ред. А.М. Ахмедзянова. – М.: Машиностроение, 2000. – 454 с.

7. Ахмедзянов Д.А. Динамика развития и использования математических моделей на различных этапах разработки ГТД / Д.А. Ахмедзянов, И.А. Кривошеев, О.Н. Иванова // Известия вузов. Авиационная техника. – 2003. – № 3. – С. 71-73.

8. José Javier Alvarez. Simulation of compressible internal flow systems with EcosimPro / José Javier Alvarez // 1^a Reunión de Usuarios de EcosimPro, UNED. – Madrid. May 3-4, 2001. – 7 p. – [Электронный ресурс]. – Режим доступа: http://www.ecosimpro.com/download/articles/C01_10_en.pdf.

9. Бойко Л.Г. Метод расчета характеристик турбовального двигателя с повенцовым описанием многоступенчатого осевого компрессора / Л.Г. Бойко, Е.Л. Карпенко // Вестник двигателестроения. – 2007. – № 3. – С. 143-146.

10. Нечаев Ю.Н. Теория авиационных газотурбинных двигателей. Ч.1 / Ю.Н. Нечаев, Р.М. Федоров. – М.: Машиностроение, 1977. – 312 с.

Поступила в редакцию 12.10.2008

Рецензент: д-р техн. наук, ст. науч. сотр. А.В. Амброжевич, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

МАТЕМАТИЧНА МОДЕЛЬ ГАЗОТУРБІННОГО ДВИГУНА З ПОВІНЦЕВИМ ОПИСОМ БАГАТОСТУПЕНЕВОГО ВІСЬОВОГО КОМПРЕССОРА І ЇЇ ПРАКТИЧНЕ ВІКОРИСТАННЯ

Л.Г. Бойко, О.Л. Карпенко

Наведена математична модель газотурбінного двигуна дозволяє визначати його експлуатаційні характеристики на сталих режимах з урахуванням геометричних параметрів проточної частини і вінців лопаток багаступінчатого осьового компресора на середньому радіусі. Приведені результати застосування даної математичної моделі для дослідження впливу перепуску повітря з проточної частини компресора турбовального газотурбінного двигуна на його характеристики, зміну параметрів потоку в проточній частині і запаси газодинамічної стійкості.

Ключові слова: математична модель, газотурбінний двигун, експлуатаційні характеристики, межа області стійкої роботи.

THE GAS TURBINE ENGINE MATHEMATICAL MODEL WITH MULTISTAGE AXIAL-FLOW COMPRESSOR BLADES DESCRIPTION AND ITS PRACTICAL APPLICATION

L.G. Boyko, E.L. Karpenko

The mathematical model of gas-turbine engine allows determining his performance characteristics on steady state and with a glance of geometrical parameters multi-stage axial compressor blade rows on the middle radius is presented. Application results of the given model for research of air bypass from the compressor on the performance of turboshaft engine, changes of flow characteristics and the stability margin are received.

Key words: mathematical model, gas turbine engine, performance characteristics, surge line.

Бойко Людмила Георгиевна – д-р техн. наук, профессор, зав. кафедрой теории авиационных двигателей, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: boyko@d2.khai.edu.

Карпенко Елена Леонидовна – н.с. кафедры теории авиационных двигателей, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

УДК 629.7.03.002.3:669

А.О. ГАРИН

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Украина

ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЙ ИСТОЧНИК ДЛЯ ИОННОЙ ОЧИСТКИ ПОВЕРХНОСТЕЙ ЛОПАТОК ГТД ПЕРЕД ОСАЖДЕНИЕМ ПОКРЫТИЙ

В статье произведен анализ существующих методов очистки лопаток газотурбинных двигателей, которые используются в промышленности перед осаждением покрытий. Выбран наиболее эффективный метод ионной очистки, в соответствии с поставленной технологической задачей. Проведен анализ применения существующих технологических источников для процесса ионной очистки инертным газом. Предложена расчетная модель процесса и методика выбора параметров технологического источника для ионной очистки поверхностей лопаток ГТД перед осаждением покрытий.

Ключевые слова: *методы очистки поверхности, покрытия, очистка поверхности, автономный ионный источник, ускоритель ионов, тепловой режим.*

Введение

Развитие и увеличение использования авиационной техники, рост конструктивной сложности и стоимости ГТД требуют высокой надежности и долговечности деталей и узлов в частности лопаток компрессора и турбины. По мере развития и совершенствования авиационной техники постоянно растут параметры двигателей, надежность работы которых определяется уровнем технологичности производства изготовления компрессорных и турбинных лопаток, так как они являются наиболее нагруженными деталями. Лопатки компрессора подвергаются действию статических, динамических и циклических нагрузок, так же лопатки турбины испытывают циклично-термические напряжения, они работают в условиях агрессивной газовой среды при высокой температуре [1, 2].

Условия, при которых работают авиационные двигатели, не могут не сказаться на его деталях и узлах. Самыми нагруженными узлами являются компрессор и газовая турбина. При заборе воздуха на лопатки компрессора действует пылевая эрозия и циклические нагрузки. С увеличением рабочей температуры газа перед турбиной существенно увеличились напряжения лопаток газовых турбин, что приводит к снижению их долговечности в процессе эксплуатации. Они подвергаются действию газовой коррозии (оксидной и сульфидной), циклических, термических и циклично-термических напряжений, которые особенно влияют на покрытие.

Для увеличения стойкости покрытий необходимо качественно очистить поверхность лопатки перед напылением для увеличения адгезии. Поэтому необходимо с используемыми методами очистки

(перед формированием защитных покрытий) использовать такой метод, который бы позволил в вакуумной камере качественно очистить поверхность лопатки и активировать ее поверхность.

Постановка проблемы. Наличие загрязнений на поверхности детали существенно зависит от предыстории той или иной детали, то есть от условий их изготовления, хранения и транспортирования. Для обеспечения доступа атомов напыляемого металла непосредственно к обрабатываемой поверхности необходимо удалить имеющиеся на ней загрязнения и адсорбированные атомы, то есть очистить ее.

Вид очистки зависит от количества и состава поверхностных загрязнений [1 – 3]. В соответствии с последовательностью и характером проведения очистки различают: грубую и тонкую механическую очистку; грубую и тонкую химическую очистку; термообработку на воздухе и в вакууме; тонкую очистку и активацию поверхности в вакууме с помощью различных физических воздействий. Данные методы очистки обладают рядом недостатков и не обеспечивают необходимое качество подготовки поверхности для получения необходимых свойств покрытия, так как на поверхностях остаются следы ПАВ и их соединения со средой. Следовательно, необходимо удалить физически сорбированные частицы и химические соединения, образовавшиеся за время очистки лопатки вне камеры до момента ее поступления. Например, для активации поверхности в вакууме на ОАО «Мотор Сич» и ММП «Салют» применяют очистку поверхностей с помощью импульсных и инфракрасных ламп в высоком вакууме. Однако при этом полное удаление загрязнений с поверхности подложки не происходит, что обусловлено деструкцией и полимеризацией масел и раз-

личных органических загрязнений. Длительный нагрев может привести к диффузии примесных атомов в поверхностные слои, что в конечном итоге приводит к ухудшению качества нанесенного покрытия.

Наиболее качественным методом очистки является травление материалов с использованием быстрых (обладающих кинетической энергией, достаточной для физического распыления материалов) и химически активных частиц, образующихся в низкотемпературной неравновесной плазме газового разряда [4]. Процессы травления в газоразрядной плазме по физико-химическому механизму взаимодействия быстрых и химически активных частиц с атомами и молекулами на поверхности обрабатываемого материала можно разделить на 3 основных вида: ионное травление, плазмохимическое травление и ионно-химическое травление. Каждому типу травления присущи свои особенности: при ионном травлении для удаления поверхностных слоев материала используются ионы инертных газов с большой кинетической энергией; при плазмохимическом травлении для удаления поверхностных слоев материала используется энергия химических реакций между ионами и радикалами активного газа или пара и атомами или молекулами обрабатываемого материала с образованием летучих стабильных соединений; при ионно-химическом травлении для удаления поверхностных слоев материала используются как кинетическая энергия ионов химически активных газов, так и энергия их химических реакций с атомами и молекулами материала.

Существующие источники ионов, предназначенные для очистки быстрыми ионами поверхности, как правило, устанавливаются непосредственно в объеме вакуумной камеры, что может привести к возникновению ряда трудностей при обеспечении совместной работы с различными генераторами плазмы. Особое внимание стоит уделить тому, что рабочим веществом является инертный газ, который не вступает в реакцию ни с одним из известных веществ и передает свою энергию и импульс, создавая условия для десорбции и распыления загрязнений и газов, не образуя новых соединений. В качестве рабочего газа целесообразно выбрать аргон, так как из всех инертных газов он является самым дешевым.

Для этих целей целесообразно выбрать технологический источник, который удовлетворял бы следующим требованиям: в качестве рабочего тела использовался инертный газ; большая часть элементов конструкции находилась бы вне технологического отсека; отсутствие накаливаемых элементов.

2. Решение проблемы

Под технологические требования, предъявляемые к источнику, попадают плазменные ионные

ускорители (ПИУ), которые часто называют источниками Кауфмана [5, 6, 7]; распылительные системы дугового типа; магнетронные распылительные системы (МРС) [8, 9]; ускорители с замкнутым дрейфом электронов и протяженной зоной ускорения (УЗДП) и ускорители с анодным слоем (УАС) [10, 11].

Характеристиками ПИУ являются плотность потока и энергия частиц. В современных ускорителях такого типа плотность потока ускоренных частиц достигает 0,3–0,4 А/см² при энергии частиц 1 кэВ. ПИУ имеет равномерное распределение ускоренных частиц по сечению пучка. Несмотря на свои преимущества, ПИУ имеет и ряд недостатков: малый ресурс ионно-оптической системы; трудоемкость изготовления; малая надежность и сложность изготовления катодов; сложная система электропитания.

Существует достаточно много конструкций МРС, однако для эффективного распыления загрязнений с поверхности мишени применима так называемая распылительная пушка, при этом количество заряженных частиц, которые можно извлечь из плазмы источника, не превышает 0,05–0,5 мА/см² при энергии частиц 400–800 эВ. Однако в системах такого типа в процессе распыления начинают принимать участие (помимо рабочего газа) ионы генерируемого вещества (металл), то есть при определенных углах распыления они могут внедряться в поры и щели, в которых скапливаются газы и загрязнения, изменяя состав распыляемой поверхности. Так же МРС характерна малая скорость распыления, что не удовлетворяет поставленным технологическим задачам [5, 8, 12].

В настоящее время для нанесения жаростойких покрытий на лопатки ГТД в большинстве случаев используют системы дугового типа. Перед процессом напыления производят чистку в вакуумной камере источником дугового типа, при работе которого на поверхность детали поступают ионная, нейтральная и капельная фаза из дугового источника. При этом количество заряженных частиц, которые можно извлечь из плазмы дугового источника, не превышает 0,1–0,2 А/см² при энергии 1–2 кэВ.

В ускорителях с замкнутым дрейфом электронов энергия ионов достигает 1,5 кэВ при плотности потока ускоренных частиц 0,2 А/см². Основными недостатками являются: поток ионов кольцевой формы; использование дорогостоящего и сложного в изготовлении катода-компенсатора; диэлектрические экраны, распыление которых вносит погрешности в компонентный состав покрытия.

Для УАС также характерны некоторые из недостатков УЗДП, а именно трубчатая форма ионного пучка и распыление катода. Однако для постав-

ленной технологической задачи в установке лопатки будут размещаться при помощи специальной оснастки (кассет) на позициях вращения вокруг горизонтальной оси, пересекая все области пучка. По сравнению с другими технологическими источниками у УАС есть ряд преимуществ: большой ресурс работы, простота конструкции и высокая надежность при эксплуатации.

3. Обоснование выбора параметров источника для очистки поверхностей

Выбор источника производим в соответствии с физическими и технико-термическими ограничениями, накладываемые на детали ГТД.

В соответствии с физическими ограничениями, исходя из предыстории поверхности, определяем виды загрязнений, которые физически и химически сорбированы на поверхности изделия.

Рассмотрим схему обработки поверхности изделия ускоренными ионами образом, представленную на рис. 1. В соответствии с ней процесс очистки условно делится на 2 этапа:

- I – сьем физически сорбированных частиц;
- II – сьем химически сорбированных частиц.

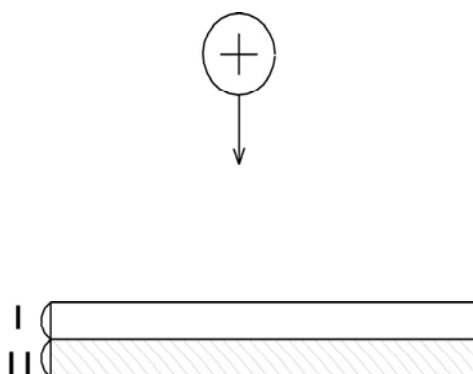


Рис. 1. Схема обработки поверхности изделия ускоренными ионами

На первом этапе происходит удаление физически- сорбированных частиц (загрязнений). Энергия связи физически сорбированных частиц не превышает 1 эВ.

На втором этапе происходит распыление поверхности (снятие дефектного слоя). Энергия взаимодействия лежит выше 1 эВ. На этом этапе убираются слабо связанные частицы, то есть происходит доочистка того, что не было удалено на первом этапе и удаление дефектного слоя, который возникает при различных видах обработки. Из литературных данных [11] известно, что величина дефектного слоя колеблется в пределах 10 – 20 атомных слоев, сле-

довательно, для получения атомно чистой поверхности их необходимо удалить.

Исходя из литературных данных известно, что энергия связи адсорбированных загрязнений с конструкционными сплавами Вt6 и Вt8 лежит в пределах 6 – 10 эВ (TiN – 8,3 эВ, TiC – 6,75 эВ, TiO – 9,78 эВ) [11].

После снятия загрязнений и активирования поверхности осаждается покрытие.

Для определения технико-термических ограничений рассмотрим схему взаимодействия частиц потока, представленную на рис. 2.

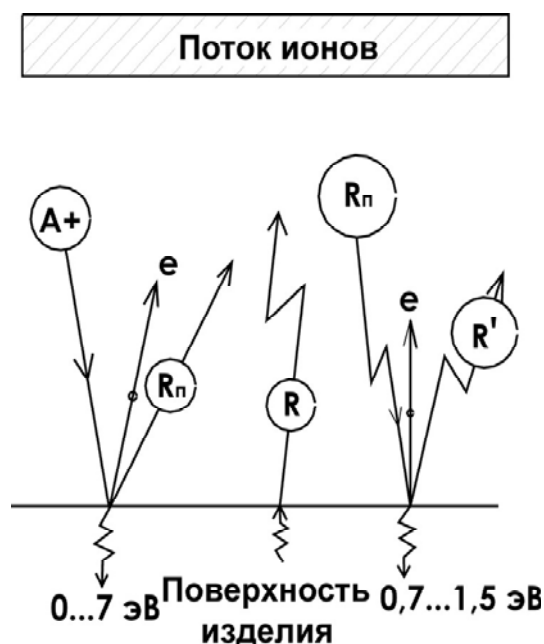


Рис. 2. Схема взаимодействия частиц потока, определяющего баланс энергии на поверхности детали: A⁺ – ион аргона; e – электрон; R – излучение

Как было сказано выше, на начальной стадии высокоэнергетические ионы аргона распыляют адсорбированный слой примесей (физически сорбированные частицы). На следующем этапе распыляется некоторое число атомов металла детали (химически сорбированные частицы), количество которых зависит от соотношения масс атомов, углов падения и энергии бомбардирующих ионов.

Для решения задачи примем некоторые допущения: 1. Выбирается тепловой поток q , который учитывает все происходящие эффекты от среза сопла до поверхности детали и неравномерность плотности потока по сечению, связанную с особенностями генератора плазмы. 2. Лопатку будем рассматривать как плоскую пластину. 3. Принимаем, что лопатка поступила на участок чистая, то есть

присутствуют только физически сорбированные и хемосорбированные загрязнения, присущие данному типу материала. 4. Температура стенок технологического отсека постоянна. 5. При решении тепловой задачи предполагается, что сброс тепла осуществляется излучением. Сбросом тепла теплопроводностью можно пренебречь, так как, исходя из литературы [12], на нее приходится 3 – 5% теплового потока.

Для предотвращения изменения эксплуатационных свойств детали и её поверхности, необходимо чтобы температура материала не превышала температуры фазовых переходов, закалки и отжига. Исходя из поставленной технологической задачи, для титановых сплавов типа Вт6, Вт8 максимальной является температура неполного отжига, которая составляет 530°C .

$$t_{\text{стац}} \leq t_{\text{фаз.переходов}} \quad (1)$$

Для качественной оценки теплового режима лопатку представим в виде бесконечно плоской пластины. Чтобы определить тепловой поток, который позволит обеспечить данные условия, необходимо решить задачу, связанную с распространением теплоты. На рис. 3 представлена схема распространения теплового потока в лопатке.

Уравнение теплопроводности для данного случая записывается следующим образом:

$$-\lambda \frac{\partial T}{\partial x} = \frac{\partial^2 T}{\partial x^2} \quad (2)$$

Так как рассматривается стационарная задача, то уравнение принимает вид

$$\frac{\partial^2 T}{\partial x^2} = 0 \quad (3)$$

Уравнение необходимо дополнить граничными условиями исходя из постановки задачи для установившегося процесса: на границе W_1 (задана из граничных условий I рода) температура постоянна и соответствует:

$$T|_{W_1} = T_{w1} \quad (4)$$

На поверхности W_2 задан радиационный тепловой поток (граничные условия III рода):

$$-\lambda \frac{\partial T}{\partial x} \Big|_{W_2} = \sigma \varepsilon \left(T^4 \Big|_{W_2} - T_{\text{окр.среды}}^4 \right), \quad (5)$$

где λ – коэффициент теплопроводности материала лопатки;

$T_{\text{окр.среды}}$ – условная температура окружающей среды.

Решение уравнения представляется в следующем виде:

$$T = c_1 x + c_2, \quad (6)$$



Рис. 3. Схема распространения теплового потока в лопатке: W_1, W_2 – поверхности лопатки; q_1, q_2 – тепловой поток, излучаемый с поверхности W_1 и W_2 соответственно; q_3 – тепловой поток, проходящий через лопатку толщиной δ ; T_{w1}, T_{w2} – температуры поверхностей W_1 и W_2 соответственно

где c_1, c_2 – коэффициенты, которые определяются из граничных условий.

При $x=0$

$$c_2 = T_{w2}, \quad (7)$$

При $x=\delta$ c_1 находим, решая систему 2 уравнений

$$c_1 = \frac{T_{w1} - T_{w2}}{\delta};$$

$$c_1 = \frac{\sigma \varepsilon (T_{w2}^4 - T_{\text{окр.среды}}^4)}{-\lambda}, \quad (8)$$

где δ – толщина лопатки в м;

ε – относительная излучаемая способность или степень черноты тела;

σ – коэффициент Стефана-Больцмана $(5,67 \cdot 10^{-8} \frac{\text{Вт}}{\text{м}^2})$.

Для рассматриваемой детали запишем уравнение теплового баланса, приведенное к единице площади поверхности:

$$n_i \times E_i \leq q_1(T) + q_2(T) + q_3(T), \quad (9)$$

где q_1, q_2 – тепловой поток, излучаемый с единицы поверхностей W_1 и W_2 $\left[\frac{\text{Вт}}{\text{м}^2} \right]$;

q_3 – тепловой поток, проходящий через лопатку толщиной δ , $\left[\frac{\text{Вт}}{\text{м}^2} \right]$.

n_i – количество ионов, приходящихся на единицу поверхности в единицу времени $\left[\frac{\text{ион}}{\text{м}^2 \times \text{час}} \right]$;

E_i – энергия ионов [Дж].

Тепловой поток, излучаемый с единицы площади, определяем по закону Стефана-Больцмана:

$$q_1 = \varepsilon \sigma (T_{w_1}^4 - T_{\text{окр.среды}}^4). \quad (10)$$

$$q_2 = \varepsilon \sigma (T_{w_2}^4 - T_{\text{окр.среды}}^4). \quad (11)$$

Уравнения (10) и (11) соответствуют излучению в бесконечное пространство с условной температурой $T_{\text{окр.среды}} = 300\text{K}$.

$$q_3 = \frac{\lambda(T_{w_1} - T_{w_2})}{\delta}. \quad (12)$$

Количество ионов будет равно

$$n_i = \frac{q_1 + q_2 + q_3}{E_i}. \quad (13)$$

Плотность потока ионов из определения равна

$$j = n_i \times e, \quad (14)$$

где e – заряд электрона ($1,6022 \cdot 10^{-19}$ Кл).

Исходя из определения коэффициента распыления

$$S = n_a / n_i, \quad (15)$$

где n_a – количество частиц, распыленных с единицы поверхности в единицу времени.

В свою очередь, скорость распыления с единицы поверхности [8] будет равна

$$v = 3,75 \times 10^{28} \frac{\text{SM}}{N_a \rho} j, \quad (16)$$

где M – молярная масса материала;

N_a – число Авогадро;

ρ – плотность титана, г/см³.

Время проведения операции по очистке поверхности находим, исходя из зависимости

$$t = \frac{h}{v}, \quad (17)$$

где h – толщина атомных слоев, м.

Рассчитаем время проведения операции по очистке поверхности исходя из условий: $T_{\text{окр.среды}} = 300\text{K}$, для титановых сплавов в зависимости от состояния поверхности при температуре около 830 К ε составляет в среднем 0,25 а $\lambda = 21,8 \frac{\text{Вт}}{\text{м} \cdot \text{К}}$, а коэффициент распыления при энергии $128,17 \cdot 10^{-18}$ (800 эВ) равен $S=0,08$ [5] (энергия ионов выбирается в соответствии с [8] из диапазона значений 400–800 эВ); где $h = 66,8 \cdot 10^{-10}$ м.

Таким образом, в соответствии с (10), (11) и (12):

$$q_1 = 0,25 \times 5,67 \times 10^{-8} \times (830^4 - 300^4) = 46,65 \times 10^{10} \frac{\text{Вт}}{\text{м}^2},$$

$$q_2 = 0,25 \times 5,67 \times 10^{-8} \times (835^4 - 300^4) = 47,8 \times 10^{10} \frac{\text{Вт}}{\text{м}^2},$$

$$q_3 = \frac{21,8 \times (830 - 300)}{0,03} = 0,4 \times 10^6 \frac{\text{Вт}}{\text{м}^2}.$$

Количество ионов в единицу времени определяем в соответствии с (11):

$$n_i = 7,37 \times 10^{27} \left(\frac{\text{ион}}{\text{м}^2} \right).$$

Рассчитанное количество ионов является суммарным, то есть n_i – количество ионов с энергией $E_i = 128,17 \times 10^{-18}$ Дж, необходимых для съема 20 атомных слоев материала.

Исходя из [8], среднюю плотность тока, характерную данному типу ускорителя принимаем равной $0,2 \frac{\text{А}}{\text{см}^2}$. Тогда данному значению плотности тока будет соответствовать количество ионов $1,25 \cdot 10^{18}$.

Отсюда рассчитывается условно необходимое время очистки, t порядка 36 минут.

Заключение

В работе были рассмотрены методы очистки лопаток газотурбинных двигателей, которые используются в промышленности перед осаждением покрытий. Выбран наиболее эффективный метод ионной очистки, в соответствии с поставленной технологической задачей. Проведен анализ существующих технологических источников для ионной очистки поверхностей изделий. Предложена расчетная модель процесса и методика выбора параметров технологического источника для ионной очистки поверхностей лопаток ГТД перед осаждением покрытий.

Литература

1. Крымов В.В. Производство газотурбинных двигателей / В.В. Крымов, Ю.С. Елисеев, М.Ч. Зудин. – М.: Машиностроение - Полет, 2002. – 376 с., ил.
2. Изготовление деталей ГТД из титановых сплавов / В.А. Богуслаев, А.И. Долматов, П.Д. Жеманюк, А.Ф. Горбачев, В.С. Кривцов. – Запорожье: Дека, 1997. – 276 с., ил.
3. Справочник оператора установок по нанесению покрытий в вакууме / А.И. Костржицкий,

В.Ф. Карпов, М.П. Кабанченко и др. – М.: Машиностроение, 1991. – 176 с., ил.

4. Контроль процессов травления материалов в низкотемпературной газоразрядной плазме / Б.С. Данилин, В.Ю. Киреев, В.А. Каплин, Э.М. Врублевский // Приборы и техника эксперимента. – 1982. – №1. – С. 149.

5. Плешивец Н.В. Катодное распыление / Н.В. Плешивец. – Атомиздат, 1968. – 347 с.

6. Kaufman H.R. "Ion Source Design for Industrial Application" / H.R. Kaufman, R.S. Robinson // AIAA Journal. – 1982. – V.20, №6. – P. 745-760.

7. Слюсарь Д.В. Использование плазменного ионного ускорителя для обработки поверхностей / Д.В. Слюсарь, В.П. Колесник, О.В. Жорник // The 2nd Korea-Ukraine Gas Turbine Technology Symposium. – August 25-26, 2005. – P. 89-94.

8. Данилин Б.С. Применение низкотемпературной плазмы для нанесения тонких пленок / Б.С. Данилин. – М.: Энергоатомиздат, 1989. – 328 с.

9. Гришин С.Д. Электрические ракетные двигатели / С.Д. Гришин, Л.В. Лесков, Н.П. Козлов. – М.: Машиностроение, 1975. – 272 с.

10. Ляпин Е.А. Современное состояние исследований ускорителей с анодным слоем / Е.А. Ляпин, А.В. Семенкин // Ионные инжекторы и плазменные ускорители. – М.: Энергоатомиздат, 1990. – С. 20-33.

11. Каминский М. Атомные и ионные столкновения на поверхности металла: пер. с англ. / М. Каминский. – М.: Мир, 1967. – 508 с.

12. Ройх И.Л. Нанесение защитных покрытий в вакууме / И.Л. Ройх, Л.Н. Колтунова, С.Н. Федосов. – М.: Машиностроение, 1976. – 367 с.

Поступила в редакцию 21.11.2008

Рецензент: д-р физ.-мат. наук, проф., ведущий научный сотрудник А.В. Бастеев, Институт проблем машиностроения им. А.М. Подгорного, Харьков.

ТЕХНОЛОГІЧНИЙ ПРИСТРІЙ ДЛЯ ІОННОЇ ЧИСТКИ ПОВЕРХОНЬ ЛОПАТОК ГТД ПЕРЕД ОСАДЖЕННЯМ ПОКРИТТІВ

А.О. Гарін

У статті зроблений аналіз існуючих методів очищення лопаток газотурбінних двигунів, які використовуються в промисловості перед осадженням покриттів. Обрано найбільше ефективний метод іонного очищення, відповідно до поставленого технологічного завдання. Проведений аналіз застосування існуючих технологічних джерел для процесу іонного очищення інертним газом. Запропоновано розрахункову модель процесу й методику вибору параметрів технологічного джерела для іонного очищення поверхонь лопаток ГТД перед осадженням покриттів.

Ключові слова: методи очищення поверхні, покриття, очищення поверхні, автономне іонне джерело, прискорювач іонів, тепловий режим.

TECHNOLOGICAL SOURCE FOR IONIC CLEARING SURFACES BLADES OF GAS TURBINE ENGINES BEFORE SEDIMENTATION OF COVERINGS

A.O. Garin

The analysis of existing methods of clearing blades of gas turbine engines which are used in the industry before sedimentation of coverings is made. Processes of etching in discharge plasma are analysed. The most effective method of ionic clearing is chosen, according to the puted technological task. Comparison of existing technological sources for ionic clearing surfaces of products is carried out. The settlement model of process and a technique of a choice of parameters of a technological source for ionic clearing surfaces blades of gas turbine engines before sedimentation of coverings is offered.

Key words: Methods of clearing of a surface, covering, clearing of a surface, independent ionic source, the accelerator of ions, a thermal mode.

Гарин Андрей Олегович – аспирант факультета ракетно-космической техники, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

УДК 629.12: 532.556.4

В.П. ГЕРАСИМЕНКО¹, Е.В. ОСИПОВ²¹Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", Украина²ГП НПКГ "Зоря" - "Машипроект", Николаев, Украина

ПАРАМЕТРИЧЕСКИЙ АНАЛИЗ ХАРАКТЕРИСТИК КОЛЬЦЕВОГО ДИФфуЗОРА

Рассмотрены основные проблемы оптимального проектирования кольцевых диффузорных межтурбинных переходников газотурбинных двигателей. Дано обоснование выбора пространств независимых геометрических переменных, позволяющих описывать аэродинамические характеристики плоских, конических и кольцевых диффузоров, а также учёта взаимного влияния элементов диффузорных переходников с примыкающими к ним турбинами в системе газотурбинного двигателя. Представлен детальный анализ аэродинамических процессов в кольцевых диффузорах на основе законов сохранения массы, импульсов, энергии и моментов количества движения. Получены зависимости для расчёта коэффициента повышения давления в кольцевом диффузоре при наличии закрутки потока, а также корреляционная зависимость оптимальных геометрических соотношений для таких диффузоров.

Ключевые слова: газотурбинный двигатель, диффузор, переходник, турбина, характеристика.

Введение

Несмотря на наличие обширной литературы по плоским, коническим и кольцевым диффузорам [1 – 9] с большим накопленным количеством экспериментальных данных пока не существует достаточно точного метода расчёта характеристик таких диффузоров, которые приходится применять в качестве переходников, выхлопных патрубков, элементов камер сгорания, компрессоров и др. при проектировании газотурбинных двигателей и установок.

Формулирование проблемы. Основная проблема заключается в сравнительной сложности отрывных явлений в отдельных зонах диффузоров и отсутствии способов адекватного моделирования этих явлений при расчёте потерь. Существующие методы [10] и программные комплексы [11, 12], CFX-TASCflow [13] для аэродинамических расчётов трёхмерных вязких турбулентных течений хотя и позволяют обнаруживать даже такие явления, как местные отрывы течения и вихревые зоны, нестационарные эффекты и процессы в скачках уплотнения или волнах разрежения, всё же не обеспечивают требуемую точность оценок КПД процессов торможения потока в диффузорах. Одной из причин этого является выбор подходящей модели турбулентности [13] и соответственно задание турбулентной вязкости при решении уравнений Навье-Стокса [10 – 12].

Необходимость повышения точности вычисления потерь в диффузорных каналах, с одной стороны, вызвана тем, что рост потерь полного давления на 1% в межтурбинном переходном канале приво-

дит к снижению на 1...1,5% мощности и КПД газотурбинной установки [13], а с другой – точность в оценке потерь влияет непосредственно на определение оптимальной формы этого канала при проектировании переходника с минимальными потерями. Отмеченные проблемы требуют для своего решения наряду с совершенствованием методов аэродинамических расчётов внутренних течений в каналах [10] также экспериментальных исследований по опытной доводке переходников [13 – 15], выхлопных патрубков [16] и других диффузорных устройств.

Целью данной статьи является параметрический анализ и разработка математической модели переходного диффузорного патрубка турбовального газотурбинного двигателя.

1. Параметрический анализ аэродинамических характеристик диффузоров

Известно, что в диффузорном канале, как преобразователе кинетической энергии дозвукового потока в потенциальную энергию давления, потери полного давления вызваны трением газа о стенки и отрывом пограничного слоя с образованием вихревых застойных зон. Двоякая природа нарастания пограничного слоя за счёт увеличения длины диффузора или раскрытия его угла диффузорности обусловливает существование оптимального значения угла раскрытия диффузора по минимуму потерь полного давления с одной стороны, а с другой – аэродинамические характеристики простейших пло-

ских диффузоров представляются в двухфакторном пространстве безразмерных независимых геометрических переменных [1], связывающих три линейных размера: ширины входа и выхода и длину диффузора, при которых угол раскрытия определяется их связью.

Таким образом, использование координат: угла раскрытия, относительной длины диффузора или отношение ширины выхода и входа используют обычно для двухпараметрического представления обобщённых аэродинамических характеристик плоских диффузоров с границами разделения областей по режимам безотрывного, отрывного и струйного течения, а также выделением линий максимальных значений КПД и коэффициента повышения давления [1]. Благодаря систематическим исследованиям процессов повышения давления в плоских диффузорах сначала с прямолинейной осью, а затем с криволинейной, коллектива авторов [1, 2] и др. были вскрыты механизмы развития отрывных явлений: "начинающийся отрыв", "перемежающийся неустойчивый отрыв", "неустойчивый отрыв" и "стационарный отрыв" [17]. Такая градация позволила разработать критериальные соотношения отрывных явлений на основе интегральных уравнений турбулентного пограничного слоя, которые определили границы раздела областей режимов на характеристиках диффузоров.

Аналогичному описанию аэродинамических характеристик подчиняются и конические диффузоры. Для представления характеристик кольцевых диффузоров с прямолинейными образующими также очевидно можно использовать двухпараметрическое пространство двух аналогичных независимых переменных. Однако в качестве фактора, характеризующего отношение площадей, кроме изменения высоты канала должен быть использован параметр в виде отношения средних радиусов кольцевого канала на входе и выходе диффузора. Если в качестве относительной длины кольцевого диффузора с прямолинейными образующими стенок принять отношение длины диффузора L к высоте канала на входе Δr_1 , равного разности радиусов наружного и внутреннего колец $\Delta r = r_n - r_{вн}$, то формула отношения площадей выхода и входа в диффузор при устремлении к нулю отношения внутреннего и наружного радиусов $r_{вн} / r_n$ на входе сводится соответственно к выражению отношения площадей для обычного конического диффузора, а при устремлении отношения этих радиусов к единице получаем выражение для плоского диффузора. Это подтверждает возможность выбора в качестве основных независимых переменных двух названных параметров при определении оптимальных размеров кольцевых диффу-

зоров по максимальному значению коэффициента повышения давления или КПД.

Несмотря на отмеченную особенность очевидно, что развитие течения в плоском, коническом или кольцевом диффузорах отличается, а поэтому характеристики оптимальных соотношений этих независимых двух переменных для данных диффузоров будут разными, что подтверждается опубликованными обобщёнными данными. Следовательно, для объединения в одну совокупность характеристик этих трёх типов диффузоров по оптимальным значениям коэффициента повышения давления или КПД необходима ещё одна независимая переменная. Тогда характеристика кольцевого диффузора должна представляться в пространстве трёх независимых переменных, изменение одной из которых приводит к вырождению диффузора на её границах, как отмечено выше, к плоской или конической форме.

Достаточно большой статистический материал по плоским, криволинейным и коническим диффузорам и методам расчёта их характеристик является хорошей основой тестовых задач при отработке методов аэродинамических расчётов диффузоров, а также для изучения безотрывных и отрывных явлений и процессов в широком диапазоне режимов работы диффузоров и определения условий, соответствующих минимуму потерь или максимуму повышения давления. Кроме того, эти данные могут быть использованы как опорные значения на границах областей вырождения кольцевого диффузора в плоский или конический при построении обобщённых характеристик в параметрическом пространстве безразмерных геометрических переменных.

Для закрученного потока в кольцевом диффузоре проявляются центробежные силы, влияющие на распределение давления, что требует введения новой независимой переменной. А при размещении стоек в кольцевом диффузоре вносятся также новые независимые переменные, влияющие как на местные, так и на общие потери и на суммарный коэффициент повышения давления.

В случае наличия закрутки потока на входе или отклонения от осевого расположения стоек, или изменения их формы и обводов ограничивающих кольцевых поверхностей и других изменениях увеличивается размерность задачи исследования по описанию характеристик диффузоров и их оптимизации. Так, например, при закрутке потока на входе до 20° и установке стоек в форме аэродинамического профиля NACA 0020 по оси диффузора или с углом до 10° коэффициент повышения давления возрастает практически одинаково, если решётка стоек с густотой около 0,5 образует диффузорные каналы для закрученного потока [3, 5, 13]. Таким образом, стойки создают дополнительные условия повыше-

ния давления на осесимметричных поверхностях тока, что в совокупности с меридиональным расширением кольцевого диффузора приводит к увеличению пространственной диффузорности канала на участке стоек. Как известно, в таких случаях порождаются вихревые токи ("парные вихри") в поперечном сечении, что естественно необходимо учитывать.

Кроме того, при небольшой остаточной закрутке потока за стойками коэффициент повышения давления может также увеличиться. А при осевом потоке на входе и не осевыми стойками характеристики диффузора с расширяющимися наружными стенками до $\Theta = 8^\circ$ могут также улучшаться за счёт слабой закрутки потока стойками [3 – 5], что объясняется уменьшением местной диффузорности течения. Подобные эффекты стоек необходимо учитывать с изменением закрутки потока на входе в переходник на переменных режимах работы ГТУ для получения благоприятных внешних характеристик.

Наличие закрутки потока в диффузорном канале переходника с положительным наклоном с одной стороны влияет на перераспределение градиентов давления на кольцевых стенках из-за дополнительного радиального градиента давления согласно уравнению радиального равновесия, а с другой – приводит к дополнительному росту коэффициента повышения давления в диффузоре из-за уменьшения окружной составляющей скорости потока. На линиях тока, согласно уравнению "свободного вихря", соблюдается условие $C_u \cdot r = \text{const}$.

Эти факторы вызывают отличия в порождении турбулентной энергии на внутренней и наружной стенках диффузора, что в свою очередь приводит к разным темпам развития пограничных слоёв и как следствие – к склонности их отрыва в меридиональной плоскости. При большой закрутке потока на входе (до $\geq 30^\circ$) в кольцевом диффузоре с отношением площадей $F_2 / F_1 > 1,75$ вероятен отрыв у втулки, тогда как при осевом потоке возможен местный отрыв потока на наружной стенке из-за её резкого искривления в меридиональной плоскости при входе. Отрыв закрученного потока отличается своим устойчивым осесимметричным характером [4, 6–9, 16] в сравнении с отрывом осевого потока в диффузорах, который последовательно видоизменяется как неустановившийся – переходной – струйный [1, 2].

Описанные эффекты взаимного влияния закрутки потока, наклона меридионального сечения и диффузорности канала на форму продольного течения не приводят к существенным изменениям в потерях энергии на окружном направлении течения, где отношение окружных импульсов выхода и входа составляло всего 0,97 [4], т.е. в пределах погрешностей экспериментов.

Таким образом, наряду с линейными членами по влиянию факторов на характеристики диффузоров существенный дополнительный вклад вносят эффекты их взаимного влияния. Примером тому являются эффекты взаимного влияния радиального $\left(\frac{\partial P}{\partial r} \sim \frac{1}{r^3}\right)$ и продольного $\left(\frac{\partial P}{\partial x} > 0\right)$ градиентов дав-

ления в закрученном потоке в кольцевом диффузоре. Особенно важными становятся такие эффекты при изучении совместной работы диффузоров с турбинами или их элементами, между которыми они размещаются в системе газотурбинного двигателя.

Взаимное влияние элементов турбин, примыкающих к переходнику, и диффузорного канала целесообразно учитывать путём получения интегральных характеристик переходника с этими элементами. При этом оптимизацию следует выполнять по таким интегральным характеристикам. Более того, окончательный вывод о рациональности принимаемых решений в задаче подобной оптимизации возможен только по интегральным критериям, учитывающим совместную работу переходника с примыкающими турбинами. Так, для получения более высокого значения КПД турбины с коэффициентом нагрузки $> 1,4$, расположенной перед переходником, поток на её выходе должен иметь остаточную закрутку. В этом случае появляются углы атаки на осевых стойках переходника и вращательное движение потока в канале, что может приводить к некоторому возрастанию потерь в диффузоре. Следовательно, КПД этой турбины необходимо оценивать совместно с переходником.

Подобные ситуации складываются также при анализе влияния переходника на КПД последующей турбины посредством следов за стойками, формы обводов кольцевых стенок диффузора или наличия уступов - перекрыш и т.п. Поэтому эффекты от изменений, вносимых в канале переходника, следовало бы оценивать по КПД последующей турбины или по потерям в переходнике совместно с сопловым аппаратом этой турбины.

Известно, например, о положительном эффекте оптимальной перекрыши перед рабочим колесом за сопловым аппаратом [9]. Применение перекрыши у втулки и корпуса перед рабочим колесом позволяет заметно улучшать условия его работы за счёт ослабления эффектов перетекания в радиальном зазоре на периферии и местных концевых явлений в привтулочной области, вызванных искривлением меридионального обвода переходника и закруткой потока в сопловом аппарате, сочетание которых усугубляет эти эффекты.

Представленный анализ свидетельствует о многопараметричности задачи оптимизации пере-

ходника между турбинами и необходимости учёта взаимного влияния элементов его проточной части при такой оптимизации. Эти положения были учтены в исследованиях [15] при участии авторов, позволивших выбрать оптимальные геометрические параметры переходника с криволинейными обводами в внутренней и наружной стенок.

2. Математическое моделирование кольцевого диффузора

Ввиду того, что в кольцевом диффузоре с закруткой потока на входе ($\alpha_1 > 0$) повышение давления определяется двумя вышеуказанными механизмами: замедлением меридионального течения вследствие увеличения площади проходного сечения $F = 2\pi r_{cp} \Delta r$ вдоль диффузора и изменением закрутки потока в диагональном канале по уравнению движения "свободного вихря" $C_u \cdot r = \text{const}$ с учётом уравнения радиального равновесия $\left(\frac{\partial P}{\partial r} = \frac{\rho C_u^2}{r} \right)$, то коэффициент повышения давления C_p в диффузоре на среднем радиусе согласно уравнению Бернулли для идеальной несжимаемой жидкости и уравнению сохранения массы $\rho C_{1a} F_1 = \rho C_{2a} F_2$ может быть представлен формулой

$$C_{pид} = \frac{P_{2cp} - P_{1cp}}{\rho C_{1a}^2 / 2} = \left[1 - \left(\frac{F_1}{F_2} \right)^2 \right] + \left[1 - \left(\frac{r_{1cp}}{r_{2cp}} \right)^2 \right] \text{tg}^2 \alpha_1, \quad (1)$$

в которой каждое из двух слагаемых в правой части учитывает повышение давления за счёт вышеназванных эффектов. Эта зависимость с удовлетворительной точностью подтверждается экспериментальными данными авторов и других работ [3, 4], из которых следует значительное влияние закрутки потока на входе на рост коэффициента повышения давления. Отметим также, что при вычислении коэффициента повышения давления через полный скоростной напор на входе вместо уравнения (1) получим выражение:

$$C_{pид} = \frac{P_{2cp} - P_{1cp}}{\rho C_1^2 / 2} = 1 - \left(\frac{F_1}{F_2} \right)^2 \cos^2 \alpha_1 - \left(\frac{r_{1cp}}{r_{2cp}} \right)^2 \sin^2 \alpha_1. \quad (2)$$

Эти два коэффициента, как и их распределение вдоль диффузора, практически взаимно-заменимы

независимо от величины закрутки потока. Причём при вычислении коэффициента повышения давления первым способом (через осевой скоростной напор) закрутка потока $\alpha_1 \geq 40...45^\circ$ более значительно расслаивает кривые распределения этих коэффициентов на внутренней и наружной стенках из-за радиального градиента давления, чем в случае вычисления коэффициента вторым способом. При положительном наклоне диффузорного канала отличия в обоих коэффициентах между их значениями на стенках от входа к выходу уменьшаются из-за уменьшения продольной закрутки потока. При уменьшении начальной закрутки потока от $\alpha_1 = 40...45^\circ$ до $\alpha_1 \leq 20...30^\circ$ отличия в распределениях коэффициентов повышения давления как вычисленных обоими способами, так и на разных стенках, почти исчезают.

Описанные процессы практически идентичны при умеренных степенях диффузорности канала ($F_2 / F_1 \leq 1,5$) с углами наклона внутренней стенки $\psi_{вн} = -10^\circ...+20^\circ$ [4]. Исключением является то, что при отрицательных углах наклона внутренней стенки ($\psi_{вн} < -5^\circ$) в таких диффузорах с большой закруткой потока ($\alpha_1 > 45^\circ$) общий коэффициент повышения давления отрицательный в широком диапазоне относительных длин ($L / \Delta r = 1...10$) из-за существенного понижения давления вдоль внутренней стенки.

В сравнительно коротких диффузорах ($L / \Delta r < 5$) с умеренной диффузорностью канала ($F_2 / F_1 = 1,5$) и большой входной закруткой потока ($\alpha_1 > 45^\circ$) даже при цилиндрической внутренней стенке ($\psi_{вн} = 0^\circ$) давление на ней вдоль канала практически не повышается из-за действия радиального градиента давления в закрученном потоке. При увеличении наклона внутренней стенки до $\psi_{вн} = 20^\circ$ относительная длина диффузора с указанной диффузорностью и отсутствием продольного градиента на внутренней стенке понижается до $L / \Delta r = 2$.

Результаты этих [4] и других [2, 13, 14] исследований, а также публикации по влиянию стоек на течение в кольцевых диффузорах [3, 5] были учтены при выборе объектов исследования с участием авторов по оптимизации переходника [15]. При этом учтены также границы режимов по перемежающемуся отрыву потока в диффузорах, которые обычно близки к режимам максимального КПД. Данная характеристика кольцевого диффузора с углом наклона внутренней стенки $\psi_{вн} = 10^\circ$ согласно эксперимен-

тальным данным [4] может быть представлена корреляционной зависимостью:

$$\frac{F_2}{F_1} = 1,44 + 0,11 \left(1 - \operatorname{tg}^2 \alpha_1 \right) \frac{L}{\Delta r_1}. \quad (3)$$

Выводы

Описанные аэродинамические процессы в диффузорных переходниках между турбинами газотурбинных двигателей позволили выделить основные геометрические параметры в качестве пространства независимых переменных для представления характеристик диффузоров: плоских, конических и кольцевых с закруткой и без закрутки потока при наличии и отсутствии стоек. Обращено внимание на необходимость учёта взаимного влияния элементов примыкающих к переходнику турбин при решении задачи оптимизации. Полученные на основе законов сохранения массы, импульсов, энергии и момента количества движения, а также экспериментальных данных аналитические выражения позволяют проводить оптимизационные оценки при проектировании переходников. Целесообразно дальнейшее расширение и углубление исследований по учёту взаимного влияния переходников и примыкающих турбин.

Литература

1. Гоуз. Расчёт максимального восстановления давления в плоских диффузорах / Гоуз, Клайн // *Тр. америк. общ. инж.-мех. Сер.: Теоретические основы инженерных расчётов.* – 1978. – Т.100, №4. – С. 130-138.
2. Строн. Метод расчёта плоских и осесимметричных диффузоров, основанный на определении запаса по отрыву / Строн, Клайн // *Тр. америк. общ. инж.-мех. Сер.: Теоретические основы инженерных расчётов.* – 1983. – Т.105, №1. – С. 115-121.
3. Оптимальная конфигурация опоры в кольцевых диффузорах с изменяемой закруткой потока на входе / Сэноо, Кавагути, Кодзима, Ниси // *Тр. америк. общ. инж.-мех. Сер.: Теоретические основы инженерных расчётов.* – 1981. – Т.103, №2. – С. 236-240.
4. Лохман. Закрученное течение в кольцевых диффузорах с коническими стенками / Лохман, Марковски, Брукман // *Тр. америк. общ. инж.-мех. Сер.: Теоретические основы инженерных расчётов.* – 1979. – Т.101, №2. – С. 143-149.
5. Пономарёв Н. Улучшение газодинамических характеристик входных и выходных устройств промышленных газотурбинных установок / Н. Пономарёв // *Газотурбинные технологии.* – Май-июнь 2000. – С. 16-19.
6. Мигай В.К. Проектирование и расчёт выходных диффузоров турбомашин / В.К. Мигай, Э.И. Гудков. – Л.: Машиностроение, 1981. – 272 с.
7. Дейч М.Е. Аэродинамика диффузоров и выхлопных патрубков турбомашин / М.Е. Дейч, А.Е. Зарянкин. – М.: Энергия, 1970. – 384 с.
8. Гаркуша А.В. Аэродинамика проточной части паровых турбин / А.В. Гаркуша. – М.: Машиностроение, 1983. – 184 с.
9. Бойко А.В. Аэродинамика проточной части паровых и газовых турбин: расчёты, исследования, оптимизация, проектирование: моногр. / А.В. Бойко, А.В. Гаркуша. – Х.: ХГПУ, 1999. – 360 с.
10. Макнэлли. Обзор методов расчёта внутренних течений в применении к турбомашинам / Макнэлли, Сокол // *Тр. америк. общ. инж.-мех. Сер.: Теоретические основы инженерных расчётов.* – 1985. – Т.107, №1. – С. 103-122.
11. Свідозтво про державну реєстрацію прав автора на твір, ПА №77. Комплекс програм розрахунку тривимірної течії газу в багатовіцевих турбомашинах "FlowER" / С.В. Єришов, А.В. Русанов; Державне агентство України з авторських та суміжних прав, 19.02.1996.
12. Сертификат гос. регистр. авторских прав УГААСП#5921. Научно-прикладной программный комплекс MTFS® для расчёта трёхмерных вязких турбулентных течений жидкостей и газов в областях произвольной формы / В.Г. Солодов, Ю.В. Стародубцев; 16.07.2002.
13. Поляков И.В. Анализ параметров течения в межтурбинном переходном канале с использованием численного моделирования / И.В. Поляков, А.Е. Ремизов // *Авиационно-космическая техника и технология.* – 2006. – №7(33). – С. 25-29.
14. Исследование аэродинамики переходных патрубков прямооточных ГТУ на базе турбореактивных двигателей / А.Н. Шерстюк, А.И. Соколов, В.В. Чижев и др. // *Теплоэнергетика.* – 1980. – №3. – С. 38-40.
15. Оптимизация переходного диффузора между турбиной низкого давления и силовой турбиной газотурбинного двигателя ДН80 / Б.В. Исаков, А.В. Котов, Е.В. Осипов, А.А. Усатенко // *Авиационно-космическая техника и технология.* – 2008. – №7(54). – С. 110-119.
16. Юдин Ю.А. Повышение эффективности выхлопных патрубков ЦНД паровых турбин с помощью широко режимного дефлектора / Ю.А. Юдин, А.В. Лапузин // *Вестник Национального технического университета "ХПИ".* – 2005. – №6. – С. 60-64.
17. Симпсон. Обзор некоторых явлений, возникающих при отрыве турбулентного потока / Симпсон // *Тр. америк. общ. инж.-мех. Сер.: Теоретические основы инженерных расчётов.* – 1981. – Т.103, №4. – С. 131-149.

Поступила в редакцию 10.11.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф., заведующий кафедрой аэрогидродинамики Ю.А. Крашаница, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", Харьков.

ПАРАМЕТРИЧНИЙ АНАЛІЗ ХАРАКТЕРИСТИК КІЛЬЦЬОВОГО ДИФУЗОРА

В.П. Герасименко, Є.В. Осипов

Розглянуті основні проблеми оптимального проектування кільцевих дифузورних міжтурбінних перехідників газотурбінних двигунів. Надане обґрунтування вибору простору незалежних геометричних змінних, що дозволяють описувати аеродинамічні характеристики плоских, конічних та кільцевих дифузорів, а також урахування взаємного впливу елементів дифузорних перехідників з турбінами, що примикають до них у системі газотурбінного двигуна. Детально проаналізовано аеродинамічні процеси у кільцевих дифузорах на основі законів зберігання маси, імпульсів, енергії та моменту кількості руху. Отримані розрахункові залежності коефіцієнта підвищення тиску у кільцевому дифузорі за наявності закрутки течії, а також кореляційна залежність оптимальних геометричних співвідношень для таких дифузорів.

Ключові слова: газотурбінний двигун, дифузор, перехідник турбіна, характеристика.

PARAMETER ANALYSIS OF RING DIFFUSER'S CHARACTERISTICS

V.P. Gerasimenko, E.V. Osipov

Fundamental problems of ring diffuser of gas turbine engine optimization designed have been considered. A choice of independent geometry variable's space for description of flat, cone and ring diffuser's aerodynamic characteristics and also registration of diffuser transition element's mutually influence with neighboring turbines in system gas turbine engine is ground. Aerodynamic process in ring diffuser have been analyzed particularly on base of laws preservation mass, impulse, energy and moment of quantity movement. Computational dependences of coefficient rise pressure in ring diffuser with rotating flow and optimal geometry correlation dependence for it's diffuser are obtained.

Key words: gas turbine engine, diffuser, transition, turbine, characteristic.

Герасименко Владимир Петрович – д-р техн. наук, проф., профессор кафедры теории авиационных двигателей, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", Харьков, Украина, e-mail: boyko@d2.khai.edu.

Осипов Евгений Владимирович – инженер-конструктор отдела турбин, ГП НПКГ "Зоря"- "Машпроект", Николаев, Украина, e-mail: spe@mashproekt.nikolaev.ua.

УДК 535(023)

Н.Г. ТОЛМАЧЕВ*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", Украина***АЛЬТЕРНАТИВНЫЕ ПУТИ ИССЛЕДОВАНИЯ ОСНОВ ВЕЩЕСТВА**

В сравнительной оценке рассмотрены три пути исследования вещества на уровне основ мироздания: ЦЕРНовский – путем столкновения пучков протонов, движущихся навстречу друг другу со скоростями, близкими к скорости света; американско-европейский – путем обнаружения и исследования частицы «темной» массы и украинский – на основе энергетических моделей и экспериментальной установки с нарастающим сжатием вещества. Показано, что украинское направление привело к конкретным результатам, тогда как по ЦЕРНовскому и американско-европейскому вариантам высказаны обоснованные сомнения в достижении заявленных ими целей.

Ключевые слова: адронный коллайдер, «большой взрыв», «темная» масса, би-вещество.

Введение

В мире науки 10 сентября 2008 года произошло весьма важное событие: на границе Швейцарии и Франции состоялся тестовый запуск большого адронного коллайдера (БАК).

БАК – это ускоритель протонов в виде кольца диаметром 27 километров. Оно реализовано на глубине от 50 до 175 метров, и обложено сверхпроводящими (разгоняющими частицы) магнитами, охлаждаемыми до -271° . Два пучка частиц будут двигаться по кольцу в противоположных направлениях и сталкиваться почти на скорости света.

В его создании принимали участие почти 50 стран мира, затратившие при этом более 8 млрд долларов. Это наиболее дорогостоящий проект за всю историю развития научных исследований. Одновременно он является и наиболее амбициозным проектом, поскольку европейский центр ядерных исследований (ЦЕРН) с помощью этого коллайдера планирует:

- имитировать процесс «большого взрыва», в результате которого образовалась наблюдаемая и ненаблюдаемая материя;
- получить, зафиксировать и количественно оценить микрочастицу, или «частицу Бога», лежащую в основе вещества;
- выявить и количественно оценить параметры однополюсного магнита – «магнитного монополя», существование которого предсказал Дирак в 20-х годах прошлого века;
- решить ряд других предсказуемых и непредсказуемых задач фундаментального характера.

Сопоставление заявленных целей и затрат на их достижение все же вызывает некоторые сомнения, а «стоит ли Рим Мессью».

Такая постановка вопроса вполне уместна, по-

скольку в настоящее время для достижения вышеназванных целей существует несколько путей.

ЦЕРНовский путь решения проблемы базируется на релятивистской теории [1], и в его основу, естественно, положены такие условия:

– энергия частицы вещества (E) оценивается выражением $E=mc^2$,

где m – масса частицы,

c – скорость света;

– при приближении скорости частицы (v) к скорости света (c) ее масса возрастает до бесконечности, поскольку c , согласно этой теории, является предельно возможной скоростью распространения взаимодействия.

Исходя из таких условий, исследователи планируют с помощью сверхмощного коллайдера достичь больших энергий при столкновении движущихся навстречу друг другу со скоростью, близкой к скорости света и с существенно возросшей массой, двух пучков протонов или протонов с пучком тяжелых ионов.

В процессе столкновения этих частиц, как предполагается, выделится большое количество энергии и произойдет имитация «большого взрыва», в результате которого образуются все элементарные частицы, в том числе «частица Бога» и магнитный монополь Дирака как основообразующие вещество объекты.

Существует и другой, американско-европейский путь достижения этих же целей [2, 3].

В самом начале XXI века американские астрофизики с помощью космического зонда Microwave Anisotropy Probe (MAP) путем экспериментальной оценки распределения температуры остаточного космического излучения исследовали вещество во всем пространстве Вселенной [3].

Так, в феврале 2003 года появились на свет

знаменитые «карты Уилкинсона» как этапное явление в современном естествознании.

На этих картах хорошо различаются участки, отличающиеся друг от друга на 2 – 2,5 миллионных градуса, что свидетельствует о том, что соответствующие «комки» первичной материи коллапсировали по-разному, причем характер этих процессов был различен в зависимости от того, состоял ли данный объект из обычного или «темного» вещества. Так было вычислено содержание этих двух видов вещества.

Оказалось, что все, что мы видим во Вселенной, составляет не более 4% от массы Вселенной (рис. 1).

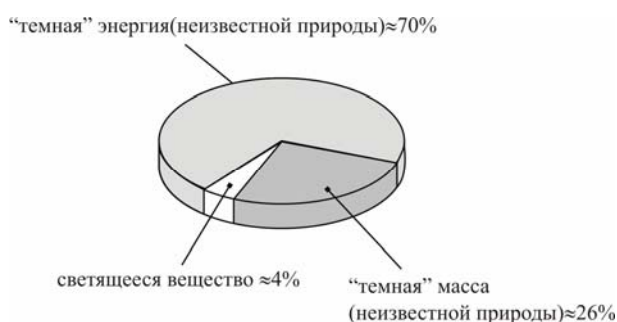


Рис. 1. Объемы барионного вещества, «темной» массы и «темной» энергии во Вселенной [2]

На «темную» же массу приходится около 26%, остальное (примерно 70%) – на так называемую «темную» энергию. Проблема «темной» массы и «темной» энергии стала настолько актуальной, что физики и астрофизики в ряде стран Европы и США почти одновременно наметили и реализуют большие экспериментальные программы по доказательству существования вещества, характеризующегося как «темная» масса, и оценке его физических параметров (табл. 1). Предполагается с помощью различных

типов детекторов обнаружить частицы «темной» массы и исследовать их. Следует подчеркнуть, что все эти программы исходят из предположения, что частицы «темной» массы существуют и перемещаются независимо от «светящегося» вещества и что случайное столкновение с барионами позволит их задержать и исследовать. Такое предложение является явно ошибочным, поскольку, как будет показано далее, частица «темной» массы обладает колоссальной энергией и в изолированном виде априори существовать не может.

ЦЕРНовский и американско-европейский пути представляют собой системные программы экспериментальных исследований, однако каких-либо концептуальных или количественных данных пока не получено и есть серьезные основания сомневаться в достижении поставленных целей.

Третий путь исследования наиболее фундаментальных свойств вещества можно назвать украинским. Он базируется на использовании оригинальных энергетических моделей [4] и специальной лабораторной установки для выявления и реализации процессов образования и преобразования вещества [6].

В основе энергетических моделей лежит новая гипотеза би-вещества, отражающая материальный баланс, заложенный в американско-европейской модели, представленной на рис. 2.



Рис. 2. Состав би-вещества в полном материальном балансе

Таблица 1

Направления экспериментального исследования «темного» вещества

Проект	Фирма, страна	Год начала	Тип основного детектора	Материал основного детектора	Масса детектора, кг	Тип дискриминационного детектора
UKDMC	Бубли, Англия	1997	Сцинтилляционный	Йодид натрия	5	Нет
DAMA	Гран-Сассо, Италия	1992	Сцинтилляционный	Йодид натрия	100	Нет
Rosebud	Конфрак, Испания	1998	Криогенный	Оксид алюминия	0,02	Тепловой
Picasso	Саберн, Канада	2000	Жидкие капли	Фреон	0,001	Нет
Simple	Рюстрель, Франция	2001	Жидкие капли	Фреон	0,001	Нет
DRIFT	Бубли, Англия	2001	Ионизационный	Дисульфид углерода	0,16	По направлению
Edll-weiss	Фрежго, Франция	2001	Криогенный	Германий	1,3	Ионизационный тепловой
ZEPLIN, I	Бубли, Англия	2001	Сцинтилляционный		4	Временной
CDMS, II	Соудон, США	2003	Криогенный	Кремний, германий	7	Ионизационный тепловой
ZEPLIN, II	Бубли, Англия	2003	Сцинтилляционный	Жидкий ксенон	30	Ионизационный
GRESST, II	Гран-Сассо, Италия	2004	Криогенный	Оксид кальция и вольфрама	10	Сцинтилляционный тепловой

Согласно этой гипотезе вещество образуют барионные и тахионные кванты, объединенные энергетическим взаимодействием. При этом под барионным квантом понимается порция исследованного барионного (светящегося) вещества со скоростями передачи взаимодействия, равными или меньшими скорости света, а тахионный квант является порцией тахионного вещества («темной» массы) со скоростями взаимодействия, большими скорости света. Использование таких концептуальных положений, а также основных законов классической механики и первого начала термо-

динамики позволило все физические параметры бивещества, т.е. массы, скорости взаимодействий, плотности, температуры и т.д., представить в виде их эквивалентов через значения энергий барионного ($E_{\text{кб}}$, $E_{\text{пб}}$, $\Delta E_{\text{б}}$) и тахионного ($E_{\text{кт}}$, $E_{\text{пт}}$, $\Delta E_{\text{т}}$) квантов, что дало возможность впервые прийти к пониманию бивещества как источника принципиально нового вида энергии – тахионной, носителем которой является тахионный квант этого вещества (табл. 2).

Таблица 2

Энергетические параметры квантов би-вещества [4], [5]

Вид взаимодействия	Физические параметры	Единицы измерения	Численные значения	
			в барионном кванте (б)	в тахионном кванте (т)
Гравитационное	Энергии: – кинетическая – потенциальная – работа	Дж	$E_{\text{кб}}=3,771279 \cdot 10^{-21}$ $E_{\text{пб}}=9,3036834 \cdot 10^{-50}$ $\Delta E_{\text{б}}=3,771279 \cdot 10^{-21}$	$E_{\text{кт}}=7,7850123 \cdot 10^{71}$ $E_{\text{пт}}=7,7850123 \cdot 10^{71}$ $\Delta E_{\text{т}}=2,246108 \cdot 10^{-21}$
	Массы носителей энергий	кг	$M_{\text{б}}=1,1295258 \cdot 10^{-12}$	$M_{\text{т}}=2,786545 \cdot 10^{-41}$
	Скорости передачи взаимодействия	м/с	$v_{\text{б}}=5,7782481 \cdot 10^{-5}$	$v_{\text{т}}=1,671146 \cdot 10^{56}$
Электромагнитное	Энергии: – кинетическая – потенциальная – работа	Дж	$E_{\text{кб}}=7,3909301 \cdot 10^{-22}$ $E_{\text{пб}}=7,3909301 \cdot 10^{-22}$ $\Delta E_{\text{б}}=3,2258002 \cdot 10^{-44}$	$E_{\text{кт}}=9,9999998 \cdot 10^{-1}$ $E_{\text{пт}}=9,9999998 \cdot 10^{-1}$ $\Delta E_{\text{т}}=1,025681 \cdot 10^{-88}$
	Массы носителей энергий	кг	$m_{\text{б}}=8,2234833 \cdot 10^{-39}$	$m_{\text{т}}=8,2234833 \cdot 10^{-39}$
	Скорости передачи взаимодействия	м/с	$v_{\text{б}}=2,997916 \cdot 10^8$	$v_{\text{т}}=1,1102735 \cdot 10^{19}$

Путем сопоставления величин энергий взаимодействующих квантов, скоростей передачи взаимодействий, температур и других физических параметров установлено, что тахионный вид энергии является определяющим при формировании физических параметров барионного вещества, в том числе гравитационного и электромагнитного взаимодействия между квантами и микрочастицами.

На основе таких энергетических моделей установлено, что наименьшей порцией «законсервированной» после «большого взрыва» является частица с массой $M_{\text{т}}=2,786545 \cdot 10^{-41}$ кг и скоростью гравитационного взаимодействия $v_{\text{т}}=1,671146 \cdot 10^{56}$ м/с.

По мере остывания такого вида вещества эта частица образовала магнитный монополю Дирака с массой $m_{\text{м}}=8,2234833 \cdot 10^{-39}$ кг и скоростью электромагнитного взаимодействия $v_{\text{м}}=1,1102735 \cdot 10^{19}$ м/с.

С помощью этих же моделей получены и энергетические характеристики наблюдаемого нами фотона с массой $m_{\text{ф}}=8,2234833 \cdot 10^{-39}$ кг и скоростью электромагнитного взаимодействия $v_{\text{ф}}=2,997916 \cdot 10^8$ м/с, а также пороговые термодинамические условия преобразования вещества при температуре $T_{\text{б}} \geq 3,1 \cdot 10^9$ °К и давлении $P_{\text{б}} \leq 30$ Па.

Как оказалось, это и есть условия, при которых реализуется новый вид энергии – тахионной с параметрами $E_{\text{кт}}=E_{\text{пт}}=7,7850123$ Дж (табл. 2).

Выделение тахионной энергии наблюдалось в специальной лабораторной установке (рис. 3, а) при нарастающем пульсирующем сжатии исходного вещества до достижения в нем условий обеспечивающих его преобразование.



Рис. 3. Схема процесса выявления тахионной энергии (а) и типичный характер её проявления (б)

Подтверждением этому факту служат результаты экспериментальных исследований, показанные на рис. 4. Они получены следующим образом: в рабочую камеру (рис. 3) в качестве исходного вещества помещали сравнительно чистую медь (Cu–99,99%); в исходном веществе анализировался и состав примесей, составляющих 0,0057% с точностью их наличия до 0,0001%.

В таком образце инициировались оговоренные термодинамические условия, что способствовало высвобождению тахионной энергии (рис. 3, б). Под воздействием этой энергии в исходном веществе

возникали новообразования, обобщенный состав которых показан на рис. 4.

Из приведенных данных следует, что тахионная энергия способна синтезировать практически все элементы, известные в Периодической таблице.

Так, например, по результатам экспериментов в новообразованиях обнаружены даже такие элементы: рубидий (Rb), иттрий (Y), рутений (Ru), родий (Rh), цезий (Cs), празеодим (Pr), неодим (Nd), самарий (Sm), эрбий (Er), гадолиний (Gd), гольмий (Ho), рений (Rt), осмий (Os), иттербий (Yb), торий (Th), лютеций (Lu), диспрозий (Dy),

которые не содержались в примесях исходного вещества и крайне редко встречаются в естественно-природных образованиях.

Анализ изотопного состава новообразований показал, что все образцы, за исключением контрольного, имеют значительные отклонения от природного изотопного соотношения по многим элементам: Si, K, Ca, Ti, Cr, Fe, Zn, Zr, Ba и др. Эти отклонения весьма существенны и лежат далеко за пределами ошибок. Кроме того, на масс-спектрах обнаружены массы 253, 264, 394, 395, 433, 434 и другие (рис. 5 и табл. 3), не поддающиеся интерпретации и идентификации, т.е. отсутствующие среди всех известных изотопных комбинаций, приведенных в типовых каталогах. Столь принципиальные преобразования осуществимы только под воздействием тахионной энергии.

В процессе таких преобразований обнаружены и принципиально новые атомные массы элементов, находящихся за Периодической таблицей (рис. 5).

Полученные результаты свидетельствуют о том, что под воздействием тахионной энергии в процессе преобразований обнаружены атомные массы 311...4250, т.е. сверхтяжелые элементы с ранее не известными свойствами (табл. 3).

Весьма важной особенностью тахионного вида энергии является её способность превращать радиоактивные изотопы в устойчивые элементы, о чем свидетельствуют данные, приведенные в табл. 4.

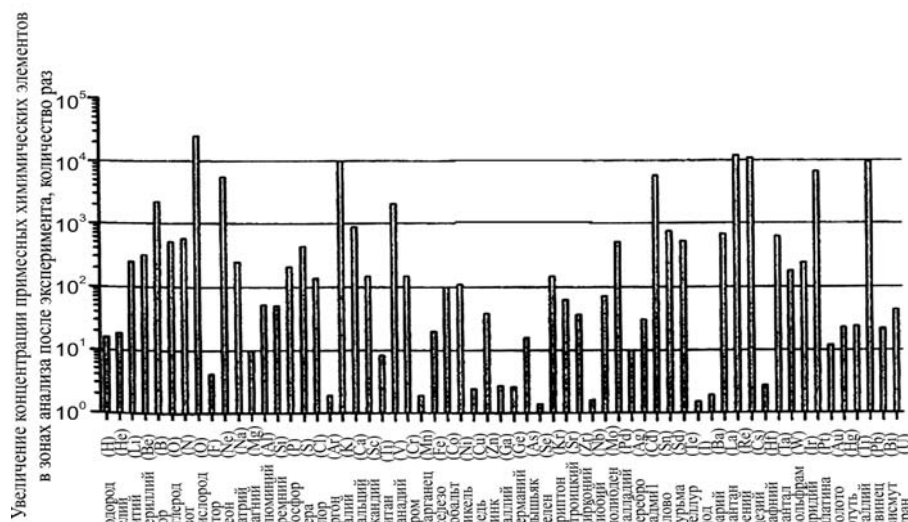


Рис. 4. Изменения элементного состава в процессе преобразования чистой меди (Cu -99,99%) под действием тахионной энергии

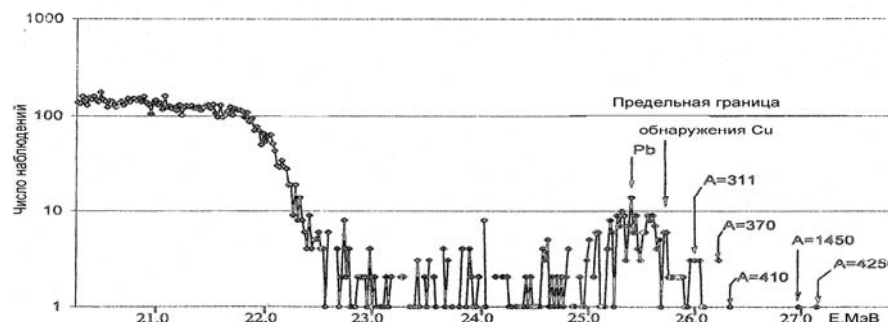


Рис. 5. Атомные массы, обнаруженные методом рассеивания альфа-частиц после воздействия тахионной энергии на исходное вещество в виде чистой меди (Cu -99,99%)

В качестве исходного вещества для переработки в герметичную камеру (рис. 3) помещали радиоактивный изотоп. Этот изотоп, как известно, обладает весьма большим переходом полураспада и поэтому снижение его радиоактивности естественным путем происходит на большом промежутке времени.

Таблица 3

Атомные массы, обнаруженные после воздействия на чистую медь (Cu -99,99%) тахионной энергии

Номер образца, исходный материал	Тип частиц, угол рассеивания	Энергия частиц (ионов), МэВ	Наблюдаемые атомные массы, а.е.м
№9 Cu	α - частицы 135 ^м	26,0	311 ⁺¹⁹⁰ ₋₈₆
		26,2	370 ⁺²⁸⁰ ₋₁₂₀
		26,3	410 ⁺⁴²⁰ ₋₁₄₀
		26,9	1450 ^{+∞} ₋₉₃₀
		27,1	4250 ^{+∞} ₋₃₅₇₀
№8163 Cu	$^{14}\text{N}^{++}$ 120 ^м	7,6	327 ⁺¹⁴⁵ ₋₈₀
		8,3	865 ^{+∞} ₋₃₉₅
№37 Cu	$^{14}\text{N}^{++}$ 150 ^м	7,5	340 ⁺¹³⁰ ₋₇₅

Таблица 4

Снижение радиоактивности ^{60}Co в результате
разового тахионного импульса

^{60}Co , образцы, номер	Снижение гамма- активности, %	^{60}Co , образцы, номер	Снижение гамма- активности, %
2397	47,6	2534	29,5
2398	10,7	2558	22,9
2425	24,6	2588	46,5
2426	17,0	2600	33,3
2479	2,2	2769	28,9
2481	22,8	2770	36,4

Если же следить о количественной стороне процесса в условиях воздействия на ^{60}Co тахионной энергии (табл. 4), то можно прийти к выводу о том, что за три-четыре перехода радиоактивный ^{60}Co полностью превращается в устойчивые элементы барионного вещества.

Следует также отметить, что под воздействием тахионной энергии не только происходит преобразование радиоактивных изотопов в устойчивые элементы, но и изменяется весь изотопный состав одного и того же элемента.

Так, на рис. 6 показано соотношение изотопов циркония с различными атомными массами, имеющее место в природном распространении с их распределением после воздействия на чистый цирконий тахионной энергии.

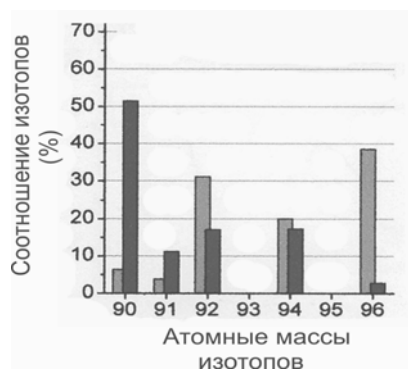


Рис. 6. Изменение соотношений
изотопов циркония:

- – природное распределение,
- – распределение после воздействия тахионной энергии

Очевидно, что, распространенность изотопов с $A = 90$ и 91 в условиях воздействия тахионной энергии снижается, тогда как изотопы циркония с уве-

личенной массой имеют существенно большую повторяемость по сравнению с их природным соотношением.

Приведенные в табл. 4 и на рис. 6 данные свидетельствуют о том, что в процессах, обусловленных тахионной энергией, нет недостатка в нейтронах, что является еще одной отличительной особенностью этого вида энергии.

Выводы

Сопоставляя ЦЕРНовское, американско-европейское и украинское направления в подходах к выявлению фундаментальных свойств мироздания, можно отметить следующее:

1. Украинское направление исследований на основе новой гипотезы би-вещества позволило впервые количественно оценить параметры исходных частиц мироздания, таких, как тахион и магнитный монополю.

2. ЦЕРНовское же направление отдает предпочтение экспериментальным исследованиям с помощью уникальных и весьма дорогих установок типа БАК. Отсутствие при этом современных теоретических предпосылок не дает ответа на вопрос «что же они ищут?», тогда как украинские энергетические модели говорят о том, что надо искать микрочастицы с массами, меньшими, чем 10^{-39} кг и скоростями взаимодействия, на несколько порядков большими скорости света.

3. В ЦЕРНовском коллайдере пока нет инструментария фиксации и оценки таких объектов. Поэтому в процессах деления тяжелых ионов частицы с массами, меньшими 10^{-39} кг, и не будут зафиксированы, а добросовестные исследователи увидят в этом пресловутый «дефицит массы», как они уже не раз это делали.

4. В американско-европейских лабораториях, пытающихся «поймать» частичку «темной» массы, полагают, что она свободно перемещается между частицами «светящегося» вещества. Однако украинские энергетические модели показали, что такая частица обладает колоссальной тахионной энергией ($E_{\text{кт}} = E_{\text{пт}} = 7,7850123 \cdot 10^7$ Дж), которая мгновенно образует уравновешивающее эту частицу барионное вещество. Поэтому в чистом виде эту частицу априори обнаружить невозможно.

5. С помощью уникальной экспериментальной установки украинский подход позволил косвенным образом выявить и количественно оценить свойства и параметры нового вида тахионной энергии, которой обладают исходные частицы мироздания. Этот вид энергии, не испытывающий недостатка в нейтронах, способен:

а) образовать все известные и ранее не известные (сверхтяжелые) атомные массы;

б) существенно изменять изотопный состав вещества и даже нейтрализовать радиоактивные изотопы.

Таким образом, украинское направление позволяет не только ответить на ряд принципиальных вопросов естествознания, но и открывает путь к источнику принципиально нового вида экологически чистой тахионной энергии.

Исходя из приведенных результатов и сравнения различных направлений, можно говорить о том, что наиболее амбициозные цели, заявленные ЦЕРНовскими исследователями, т.е. обнаружение изначальной частицы мироздания и магнитного монополя с помощью нового коллайдера, не будут достигнуты, поскольку его создатели не представляли на то время их параметры, и, естественно, не готовы к их фиксации и измерению.

Украинское направление таких исследований, базирующееся на принципиально новых энергетических моделях и уникальной экспериментальной установке, представляется менее затратным, а главное, более продуктивным.

Литература

1. Эйнштейн А. Сущность теории относительности. Сб. научн. тр. / А. Эйнштейн. – М.: Наука, 1966. – Т. 2. – 426 с.
2. Ройзен И. Новый сюрприз Вселенной: "темная" энергия / И. Ройзен // Наука и жизнь. – 2008. – №3. – С. 52-68.
3. Ксанфомалити Л. Темная Вселенная / Л. Ксанфомалити // Наука и жизнь. – 2005. – №5. – С. 58-68.
4. Толмачев Н.Г. Би-вещество. Энергетические модели измерения физических параметров [Электронный ресурс] / Н.Г. Толмачев. – Х.: ХАИ, 2007. – 39 с. – Режим доступа: <http://www.khai.edu/download/bi-substance.zip>.
5. Толмачев Н.Г. Определение параметров фотона и магнитного монополя в их электромагнитном взаимодействии / Н.Г. Толмачев // Авиационно-космическая техника и технология. – 2008. – № 3(50). – С. 79-84.
6. Vysotskii V.I. Creating and using of superdense micro-beams of subrelativistic electrons / V.I. Vysotskii, S.V. Adamenko, V.A. Stratienko, N.G. Tolmachev // Nuclear Instruments and Methods in Physics Research Section A: Accelerators, Spectrometers, Detectors and Associated Equipment. – 2000. – V. 455, Issue: 1, November 21. – P. 123-127.

Поступила в редакцию 28.11.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф. кафедры проектирования самолетов и вертолетов В.И. Рябков, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

АЛЬТЕРНАТИВНІ ШЛЯХИ ДОСЛІДЖЕННЯ ОСНОВ РЕЧОВИНИ

Н.Г. Толиачов

У порівняльній оцінці розглянуті три шляхи дослідження речовини на рівні основ світобудови: Церновским - шляхом зіткнення пучків протонів, що рухаються назустріч один одному зі швидкостями, близькими до швидкості світла; американо-європейський - шляхом виявлення й дослідження частки «темної» маси й український - на основі енергетичних моделей і експериментальної установки з наростаючим стиском речовини. Показано, що український напрямок привів до конкретних результатів, тоді як що до Церновського та американо-європейського варіантів висловлені обґрунтовані сумніви в досягненні заявлених ними цілей.

Ключові слова: адронний коллайдер, «великий вибух», «темна» маса, би-речовина.

ALTERNATIVE RESEARCH WAYS OF BASE SUBSTANCE

N.G. Tolmachev

Three research ways of substance at a level of bases of universe are considered in a comparative estimation: the CERN way – by collision of proton beams moving towards each other with speeds, close to the speed of light; American-European – by detection and research of "dark" mass particle and Ukrainian – on the basis of energy models and experimental unit with increasing substance compression. It is shown, that the Ukrainian direction has led in clear results; whereas about the CERN way and the American-European way, the proved doubts in achievement of the purposes declared by them are stated.

Key words: hadron collider, "Big Bang", "dark" matter, bi-substance.

Толмачев Николай Григорьевич – канд. техн. наук, ст. науч. сотр., Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

УДК 519.63:533.9.07

В.О. ГАРИН, Ю.А. БОГОСЛАВЕЦ*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина*

ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ ЗАЩИТЫ ТЕРМОКАТОДА В ЭЛЕКТРОДУГОВОМ ПЛАЗМОТРОНЕ

На основе математического моделирования вихревого течения и критерия обеспечения докритического значения парциального давления активных газов исследуется эффективность защиты термокатода в катодном узле электродугового плазмотрона. Показано, что основным фактором, влияющим на состав атмосферы вблизи катода, является формирование пристеночного течения от вихревой камеры в сторону термокатода. Для оптимизации режимов подачи защитного газа предлагается использовать численный эксперимент на основе разработанных математических моделей.

Ключевые слова: плазмотрон, полый катод, термоэмиссия, математическое моделирование, отравление, газодинамические характеристики, вихревое течение.

Введение

Применение композиционных материалов в авиастроении и постановка проблемы. Увеличение применения композиционных материалов (КМ) в авиационной промышленности делает актуальной задачу утилизации изделий из них. Традиционные методы сжигания отходов для ее решения неприменимы, так как при таком способе утилизации КМ образуются крайне токсичные вещества. Одним из перспективных направлений в данной проблеме является применение плазменных технологий. Недостатком применения плазменных установок для утилизации является их недостаточная надежность и малый ресурс. В работе [1] в качестве наиболее перспективного способа повышения ресурса электродуговых плазмотронов предложено использовать катодные узлы с термокатадами, изготовленными с применением новых эмиссионных материалов, стойких к отравлению атмосферным воздухом. Режимы подачи защитного газа при этом должны назначаться исходя из условия обеспечения докритического парциально давления воздуха. Однако вопросы, связанные с выработкой рекомендаций по параметрам режима подачи защитного газа для существующих электродуговых плазмотронов до настоящего времени не рассматривались.

Анализ последних исследований и публикаций. Среди современных конструкций плазмотронов, предназначенных для нагрева газа, наиболее перспективными с точки зрения обеспечения ресурса являются плазмотроны с секционированным катодным узлом. Идея применения секционированного катодного узла для плазмотронов, работающих на

агрессивных газах, была впервые высказана в работах В.Л. Дзюбы [1]. Такой плазмотрон состоит из термокатода, помещенного в охлаждаемый катододержатель и секционированного канала (рис. 1). Рабочий газ подается через тангенциальные отверстия в вихревой камере плазмотрона, которая находится между переходной секцией и анодным узлом, а защитный – через такие же тангенциальные отверстия в вихревых камерах, расположенных между секциями.

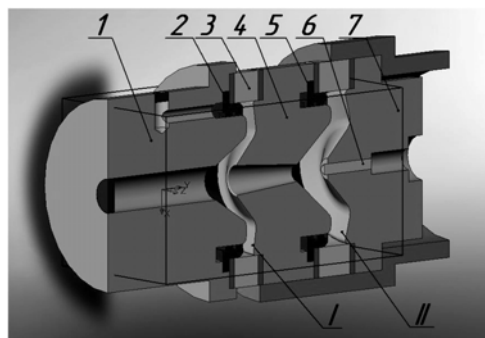


Рис. 1. Модель плазмотрона:

- 1 – анодный узел; 2 – вихревая камера подачи воздуха; 3 – изоляторы; 4 – переходная секция; 5 – вихревая камера подачи аргона; 6 – термокатод; 7 – катододержатель

В работе [2] приведены данные экспериментальных исследований течения в полости катодного узла. В ходе экспериментов определялись профили статического давления на различных поверхностях исследуемой модели. Однако на основании таких измерений трудно судить об эффективности защиты термокатода, поскольку она определяется составом атмосферы у эмиссионной поверхности.

Дополнительной трудностью является то, что для большинства эмиссионных материалов критические значения парциального давления воздуха находятся в диапазоне $10^{-4} \dots 10^{-3}$ Па. Это требует использования для определения состава атмосферы высокоточных измерительных средств.

Проведение таких экспериментов является достаточно трудоемким процессом. Более эффективными могут быть методы численного эксперимента, которые при применении современных интегрированных CAD/CAE систем позволяют получать не только большой объем информации, но и имеют широкие возможности ее анализа, в том числе при варьировании геометрических параметров модели.

Целью работы является анализ эффективности защиты термокатода в базовой конструкции несекционированного катодного узла на основе численного моделирования и критерия обеспечения докритического парциального давления активных газов.

Результаты исследования и их обсуждение

1. Описание решаемой задачи и используемых математических моделей.

Объектом исследования является базовая модель плазматрона, включающая катодный и анодный узлы, разделенные двумя вихревыми камерами подачи аргона и воздуха и переходной секцией (рис. 1). Аргон подается в прикатодное пространство II (расход аргона $G_{Ar} = 5 \times 10^{-5}$ кг/с) через четыре тангенциальных отверстия в вихревой камере. Воздух подавался в секционный канал I (расход воздуха $G_B = 5 \times 10^{-4}$ кг/с) вихревой камеры.

При определении фракционного состава при совместной подаче аргона и воздуха использовалась модель однофазного двухкомпонентного течения. Для определения состава смеси при совместной подаче аргона и воздуха математическая модель дополнялась уравнением концентрации:

$$\rho \frac{\partial c}{\partial t} + \rho \mathbf{V} \text{grad } c = \text{div}(\rho(D + \mu_T) \text{grad } c),$$

где μ_T – динамический коэффициент турбулентной вязкости, c – массовая концентрация.

Так как характеристики отравляемости эмиссионных материалов обычно строят в зависимости от парциального давления воздуха, полученные значения массовой концентрации использовались для определения парциального давления компонент смеси. Оценка эффективности защиты термокатода велась на основе критерия обеспечения докритического значения давления воздуха

$$P_B = \frac{cP \mu_{Ar}}{c\mu_{Ar} + (1-c)\mu_B} \leq P_{кр}.$$

2. Исследование многокомпонентного течения.

На первом этапе проводилось моделирование многокомпонентного течения при подаче аргона и воздуха через вихревые камеры.

Для дискретизации расчетной области, заключенной в полости модели плазматрона, включая определение поверхностного слоя и специальных регионов входов и выхода, использованы параллелепипеды (рис. 2).

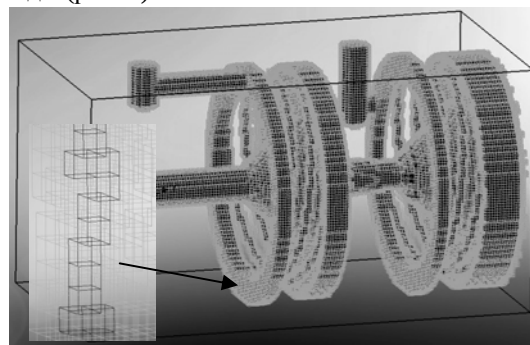


Рис. 2. КЭ модель внутренней полости плазматрона

В рассматриваемом плазматроне, при диаметре сливного отверстия анода $d = 8$ мм, начинают образовываться зоны циркуляционного течения (рис. 3).

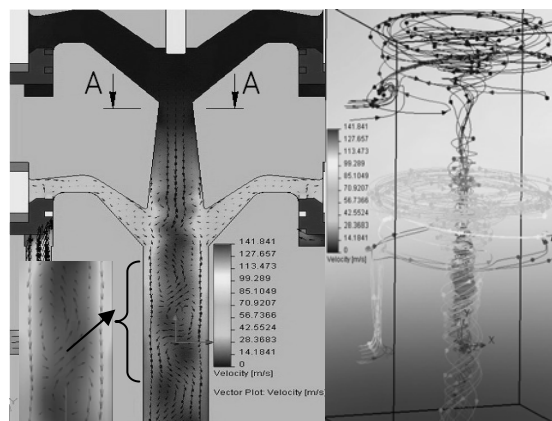


Рис. 3. Течение газа по оси плазматрона при диаметре сливного отверстия 8 мм

На рис. 4 показан график распределения скорости течения газов по радиусу в сечении А-А.



Рис. 4. Распределение осевой компоненты скорости течения газов в плазматроне при диаметре сливного отверстия $d = 8$ мм

Для защиты термокатада такой характер течения в полости катодного узла является нежелательным, так как способствует проникновению в прикатодное пространство газов из вихревой камеры подачи воздуха (графики распределения скорости течения газов по радиусу в сечении А-А представлены на рис. 4).

Для оценки степени эффективности защиты термокатада при расходе аргона и воздуха: $G_{Ar} = 5 \times 10^{-5}$ кг/с, $G_B = 5 \times 10^{-4}$ кг/с и диаметре сливного отверстия анода $d = 8$ мм был рассчитана массовая концентрация воздуха в прикатодном пространстве (рис. 5).

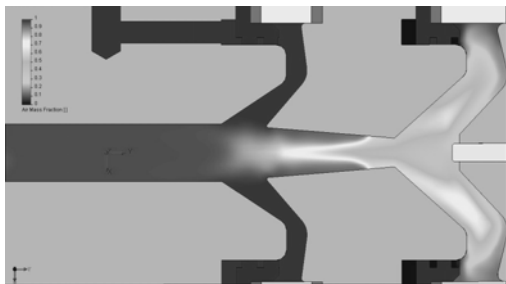


Рис. 5. Распределение массовой концентрации воздуха в канале плазмотрона

На основании полученных результатов были построены графики распределения парциального давления по оси плазмотрона (рис. 6). Для данного плазмотрона массовая концентрация воздуха около термокатада составила 0,371, что соответствует парциальному давлению 1,35 Па. Такое значение парциального давления более чем в 100 раз превосходит предельные значения для всех известных термоэмиссионных материалов. Поэтому ресурс данного термокатада будет небольшим.

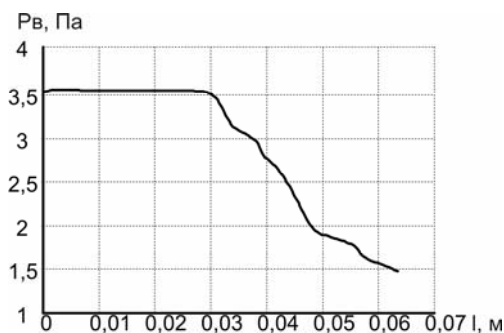


Рис. 6. Распределения парциального давления по оси плазмотрона при $d = 8$

С целью изучения влияния сливного отверстия на величину парциального давления вблизи термокатада был проведен ряд дополнительных расчетов. При диаметре сливного отверстия анода $d = 5$ мм, в сечении А-А зона с циркуляционным течением отсутствует (рис. 7).

На рис. 8 показан график распределения осевой компоненты скорости течения газов по радиусу в сечении А-А. Распределение массовой концентрации воздуха в канале плазмотрона для этого случая приведено на рис. 9. На основании полученных результатов были построены графики распределения парциального давления по оси плазмотрона (рис. 10).

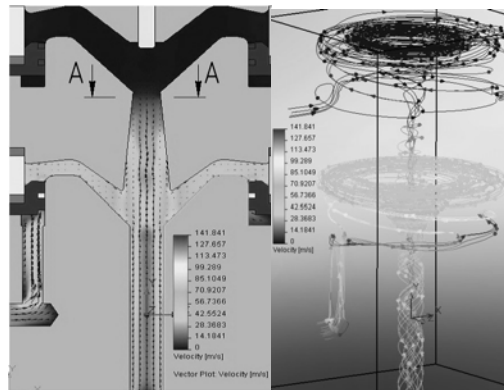


Рис. 7. Течение газа по оси плазмотрона при диаметре сливного отверстия 5 мм

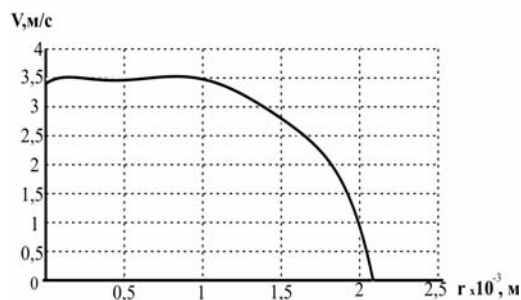


Рис. 8. Распределение осевой компоненты скорости течения газов в плазмотроне при диаметре сливного отверстия $d = 5$

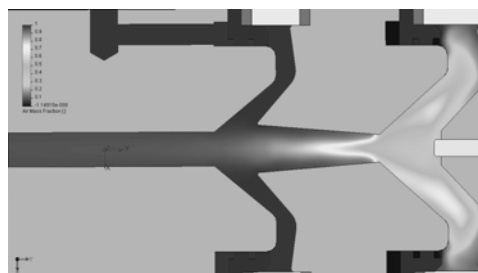


Рис. 9. Распределение массовой концентрации воздуха в канале плазмотрона

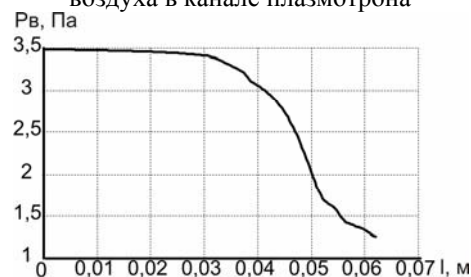


Рис. 10. Распределения парциального давления по оси плазмотрона при $d = 5$

Несмотря на то, что величина парциального давления уменьшилась до 1,26 Па, она все равно превышает максимально допустимое значение для термокатодов (0,001–0,01 Па). Для уменьшения величины парциального давления, для данной конструкции, необходимо увеличить G_{Ag} , что может оказаться экономически невыгодным. Обеспечить эффективную защиту термокатода можно при переходе к конструкции с секционированным катодным узлом.

Заключение

Показано, что основным фактором, влияющим на состав атмосферы вблизи катода в плазмотроне с вихревой подачей газа, является формирование пристеночного течения от вихревой камеры в сторону термокатода. При увеличении диаметра сливного канала происходит смещение границы формирования пристеночного течения в сторону вихревой камеры. Для более эффективной защиты термокатода целесообразно применять секционированный катодный узел.

Работа выполнена при поддержке Государственного Фонда Фундаментальных Исследований в рамках проекта Ф25.4/112.

Литература

1. Дзюба В.Л. Обобщение экспериментальных и теоретических исследований по созданию высокоресурсных электротермических плазменных генераторов: Дис...д-ра техн. наук: защищена 05.09.10. / Дзюба Вячеслав Леонидович. – Коммунарск, 1989. – 401 с.
2. Дзюба В.Л. Физика, техника и применение низкотемпературной плазмы / В.Л. Дзюба, К.А. Корсунов. – Луганск: Изд-во ВЛУ им. В. Даля, 2007. – 448 с.
3. Кривцов В.С. Проблемы создания высокоресурсных силовых электродуговых плазмотронов / В.С. Кривцов, С.И. Планковский // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2005. – №7(23). – С. 7-51.
4. Кривцов В.С. Газодинамічні характеристики потоку інертного газу в каналі плазмотрона / В.С. Кривцов, С.І. Планковський, Є.В. Цегельник, Є.К. Островський, А.О. Таран, А.В. Лоян // *Наукові вісті НТУУ "КПІ"*. – К., 2006. – Вип. 2. – С. 87-99.
5. Лойцянский Л.Г. Механика жидкости и газа / Л.Г. Лойцянский. – М.: Дрофа, 2003. — 840 с.

Поступила в редакцию 14.11.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры технологии машиностроения С.С. Добровоский, Национальный технический университет "Харьковский Политехнический Институт", Харьков.

ОЦІНКА ЕФЕКТИВНОСТІ ЗАХИСТУ ТЕРМОКАТОДА В ЕЛЕКТРОДУГОВОМУ ПЛАЗМОТРОНІ

В.О. Гарін, Ю.А.Богославець

На основі математичного моделювання вихрової течії та критерію забезпечення до критичного значення парціального тиску активних газів досліджується ефективність захисту термокатода в катодному вузлі електродугового плазмотрона. Показано, що основними факторами, які впливають на склад атмосфери поблизу катода, є формування пристіночної течії від вихрової камери до сторони термокатода. Для оптимізації режимів подачі захисного газу пропонується використовувати численний експеримент на основі розроблених математичних моделей.

Ключові слова: плазмотрон, порожнистий катод, термоемісія, математичне моделювання, отруєння, газодинамічні характеристики, вихрова течія

ESTIMATION OF THE THERMOCATHODE PROTECTION EFFICIENCY IN ELECTROARC PLASMOTRON

V.O. Garin, Y.A. Bogoslavets

The efficiency of thermocathode protection in cathode unit of electroarc plasmotron is being analyzed with the help of mathematical simulation of vortex flow and the assurance criteria for subcritical value of partial pressure. It's shown that the main factor, affecting the atmosphere composition near the cathode, is a parietal flow formation from the vortex camera to thermocathode. The numerical experiment, performed on the basis of developed mathematical models, suggested for optimisation of protective gas supply modes.

Key words: Plasmotron, hollow cathode, thermionic emission, mathematical simulation, poisoning, gas-dynamic behavior, vortex flow.

Гарин Вадим Олегович – младший научный сотрудник кафедры технологии производства летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: Garin.Vadim@gmail.com.

Богославец Юрий Анатольевич – магистр кафедры технологии производства летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

УДК 528

А.С. ВАСИЛЕНКО, Ю.В. СЪЕДИНА, Ю.В. СЪЕДИН, Д.В. ШИШКИН

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина

МОНИТОРИНГ РЕЛЬЕФА ЗЕМНОЙ ПОВЕРХНОСТИ С ПОМОЩЬЮ КОСМИЧЕСКИХ РАДИОЛОКАЦИОННЫХ КОМПЛЕКСОВ

Приведены способы получения цифровых моделей рельефа земной поверхности и показаны преимущества методов радиолокационной интерферометрии для решения задачи мониторинга районов катастроф и чрезвычайных ситуаций. По результатам исследований сделано заключение о высоком качестве полученной модели рельефа, позволяющем получать картографическое изображение земной поверхности с достаточным разрешением на карте масштаба 1:25 000 при размере снимаемого участка 70×70 км. Представлено трехмерное изображение массива с увеличенным масштабом рельефа полученной модели, подтверждающее достоинства комплексного использования радиолокационных и оптических методов для мониторинга.

Ключевые слова: линеаменты, космические снимки, радиолокационное изображение, интерферометрическая обработка, амплитудный и фазовый слой, критическая базовая линия.

Введение

В настоящее время в практике геолого-поисковых работ все чаще используются материалы спутниковых съемок земной поверхности. Это связано с относительно низкой стоимостью космических снимков (КС), постоянным ростом их пространственного и спектрального разрешения, а также с развитием средств обработки и интерпретации. В литературе описано большое количество примеров успешного применения КС при решении разнообразных технологических задач [1 – 7]. Эффективность использования КС во многом определяется относительной простотой обнаружения и картирования приповерхностных объектов, в том числе тех, которые при большой протяженности, но малой мощности, могут быть пропущены при полевых исследованиях. Вместе с тем снимки Земной поверхности несут полезную информацию и о глубинном строении территории, однако для ее извлечения необходима разработка новых подходов, основанных на количественных методах пространственного анализа. Известна методика изучения закономерностей расположения линейных неоднородностей земной коры (линеаментов), основанная на выделении крупных линеаментов на космических снимках и определении периодичности их чередования [5]. Она позволяет увеличить объем извлекаемой из КС полезной информации.

Настоящая работа посвящена решению задачи получения цифровых моделей рельефа земной поверхности с помощью космических радиолокационных комплексов. Ее решение позволит, по нашему

мнению, проводить успешно мониторинг на территории Украины объектов добычи, транспорта и хранения нефти и газа, а также контроль регионов бедствий службами министерства по чрезвычайным ситуациям. Это широко может быть использовано также при проектировании новых объектов наземного устройства месторождений и нефтегазотранспортной инфраструктуры. Выполнение мониторинга земной поверхности, вызванных подработкой залежей углеводородов, с помощью интерферометрической обработки радиолокационных изображений позволяет определить смещение земной поверхности, предполагает использование высокоточного опорного рельефа. И, наконец, цифровые модели рельефа поверхности земли используются в научных исследованиях, для моделирования геодинамических напряжений, анализа линеаментов структурного дешифрирования.

Основная часть

Существуют следующие методы получения цифровых моделей рельефа земной поверхности:

- спутниковая и авиационная стереосъемка, как оптическая, так и радиолокационная;
- воздушное и лазерное сканирование с достаточно высокой точностью съемки (но дорогостоящее);
- по одиночным космическим изображениям или аэрофотосъемкам;
- оцифровка существующих топографических карт с последующим получением цифровой модели рельефа в соответствующем программном обеспечении.

Мы предлагаем в настоящей работе подробнее рассмотреть технологию мониторинга рельефа земной поверхности с помощью космических радиолокационных комплексов на основе метода радиолокационной интерферометрии.

Очевидными преимуществами получения модели современного рельефа при этом являются:

- всепогодность радиолокационной съемки (нет зависимости от облачности и времени суток в отличие от оптической стереосъемки);

- относительно низкая стоимость и широкая полоса захвата по сравнению с аэросъемкой и воздушным лазерным сканированием;

- минимальные трудозатраты при обработке данных космической съемки по сравнению со стереоскопической обработкой, так как процесс получения рельефа в программном модуле практически полностью автоматизирован;

- возможность построения модели рельефа без наземных контрольных точек либо с их минимальным количеством в случае использования данных радиолокатора PALSAR с космического аппарата ALOS с гарантированной субпиксельной точностью геопозиционирования;

- высокая точность и детальность получаемых результатов.

Космические аппараты, находящиеся в настоящее время на орбите, ведут радиолокационную съемку земной поверхности в различных диапазонах радиоволновой области электромагнитного спектра, приведенных в табл. 1.

Наиболее доступными являются архивные радиолокационные изображения с этих космических аппаратов.

На основе накопленного опыта интерферометрической обработки значительных объемов архивных радиолокационных космических снимков нами сделан вывод о наличии двух вариантов набора исходных данных при построении рельефа интерфе-

рометрическим методом для условий большей части территории Украины.

Первый вариант — использование результатов тандемной съемки с небольшой временной базой, например, архив снимков, сделанных спутниками ERS-1 и ERS-2. Наряду с положительными факторами (идеальная интерферограмма, высокая когерентность, пространственное разрешение около 25 м), минусами этого варианта являются: неполное покрытие территории Украины радиолокационными изображениями; отсутствие свежих архивных данных (в том случае, если необходима современная ЦМР); резкое падение когерентности в районе лесных массивов, характерное в целом для С-диапазона радиодиапазона в целом.

Второй вариант — использование результатов радиолокационной съемки со спутника ALOS бортовым радиолокатором с синтезированной апертурой PALSAR. Основным плюсом использования этих данных для получения информации о рельефе земной поверхности представляется длина зондирующей волны этого радиолокатора – 23 см, соответствующая L-диапазону. Соответственно, в большинстве случаев снимается проблема временной декорреляции интерферометрических пар радиолокационных снимков, вызванной влиянием растительности на местности. В связи с этим интерферометрические пары изображений ALOS PALSAR характеризуются высокой когерентностью, даже несмотря на то, что минимально возможный временной интервал между ними составляет 46 дней. При этом режим съемки PLR (полная поляризация излучения) позволяет дополнительно повысить когерентность и оптимизировать интерферограмму за счет съемки с полной поляризационной матрицей. В свою очередь, данные ALOS PALSAR FBS (однополяризационный режим съемки) характеризуются высоким пространственным разрешением – 7 м, что в 4 раза превышает разрешение данных тандемной съемки.

Таблица 1

Диапазоны радиоволновой области электромагнитного спектра радиолокационных комплексов космических аппаратов

Диапазон	Частота, ГГц	Длина волны, см	Космические аппараты с радиолокационными комплексами
X	5,2...10,9	2,75...5,77 (2,4...3,8)	USGS SLAR, Terra-SAR-X, Cosmo-SkyMed
C	3,9...6,2	3,8...7,6	ERS-1,2, ENVISAT-ASAR, RADAR SAT-1
L	0,39...1,55	19...76,9 (15...30)	SIR-A, SIR-B, ALOS
P	0,225...0,391	40,0...76,9 (30...100)	AIRSAR

Современная модель рельефа не может быть получена с помощью первого рассмотренного варианта в связи с отсутствием в настоящее время на орбите тандемов космических аппаратов с радиолокационными комплексами. Поэтому нами выбран второй вариант, а именно получение рельефа для мониторинга с помощью интерферометрической обработки пары изображений ALOS PALSAR.

Каждое радиолокационное изображение интерферометрической пары или цепочки содержит амплитудный и фазовый слой. Амплитудный слой более пригоден для визуального анализа. Результирующую фазу Φ , полученную в ходе обработки фазовых слоев изображений интерферометрической пары, запишем в виде:

$$\Phi = \Phi_{\text{topo}} + \Phi_{\text{def}} + \Phi_{\text{atm}} + \Phi_n, \quad (1)$$

где Φ_{topo} – фазовый набег за счет смещения обзора топографии под двумя разными углами;

Φ_{def} – фазовый набег за счет смещения поверхности в период между съемками;

Φ_{atm} – фазовый набег за счет различия длин оптических путей из-за преломления в фазе распространения сигнала;

Φ_n – вариации фазы в результате электромагнитного шума.

Непосредственная интерферометрическая обработка в соответствии с выражением (1) представляет собой последовательность следующих базовых шагов.

1. Совмещение основного и вспомогательного радиолокационных изображений (с целью получения цифровой модели рельефа) интерферометрической пары в автоматическом или в ручном режиме.

2. Генерация интерферограммы, являющейся результатом комплексного поэлементного перемещения основного изображения и изображения, комплексно сопряженного к вспомогательному.

3. Разделение компонентов фазы Φ_{topo} и Φ_{def} за счет синтеза фазы рельефа.

4. Фильтрация интерферограммы, позволяющая в определенной степени уменьшить фазовый шум (помехи) за счет закругления выходной цифровой модели рельефа.

5. Получение файла когерентности для области перекрытия двух снимков, составляющих интерферометрическую пару, в значениях от 0 до 1 для каждой пары, соответствующих друг другу пикселей.

6. Развертка фазы, представляющая собой процедуру перехода от относительных значений фазы к абсолютным.

7. Коррекция базовой линии.

8. Преобразование абсолютных значений фазы в относительные либо абсолютные высотные отметки в метрах, с получением на выходе цифровой мо-

дели рельефа поверхности земли.

Как показали исследования, восемь теоретических шагов, необходимых для получения модели рельефа интерферометрическим методом, возможно реализовать полностью практически шестью шагами, выполняемыми пользователем ПК SARscape, так как первый и второй, а также четвертый и пятый теоретические шаги выполняются в рамках первого и третьего практических шагов, соответственно.

Критическая перпендикулярная базовая линия, составляющая для радиолокаторов C – диапазона порядка 1 км, для радиолокаторов L – диапазона также увеличивается и составляет в данном случае 20 км [7, 8]. Представим эту зависимость следующей формулой:

$$B_{n, \text{cr}} = \lambda R_{\text{tan}}(\Theta) / 2R_r, \quad (2)$$

где $B_{n, \text{cr}}$ – критическая базовая линия;

λ – длина зондирующей волны радиолокатора;

R_{tan} – пространственное разрешение в направлении наклонной дальности;

R_r – дальность или путь зондирующей волны;

Θ – угол между дальностью и высотой.

Бортовой радиолокатор L – диапазона на космическом аппарате ALOS характеризуется большей длиной волны зондирования, более высоким пространственным разрешением в направлении наклонной дальности, большим значением углов между дальностью и высотой и, наконец, большим значением пути зондирующей волны. Соответственно, для спутников ALOS каждый из аргументов в приведенной выше формуле влияет на величину критической перпендикулярной базовой линии в сторону ее увеличения. В связи с этим, диапазон приемлемых базовых линий в случае анализа данных ALOS PALSAR значительно расширяется.

В качестве примера получения цифровой модели по паре снимков приведен рельеф Заполярного месторождения золота, полученный аппаратурой ALOS PALSAR 09.06.2006 г. и 25.07.2006 г. [7, 9].

Исходные данные – два космических снимка, после обработки которых, была получена карта когерентности этих радиолокационных снимков (рис. 1).

При обработке установлено, что результирующая модель рельефа соответствует картографической карте масштаба 1:25000. На рис. 2 приведено трехмерное изображение участка месторождения с крупным ледяным массивом с увеличенным вертикальным масштабом рельефа полученной модели совмещения с многозначительным оптическим снимком среднего пространственного разрешения.

По результатам проводимых исследований можно сделать вывод о высоком качестве цифровой модели рельефа, полученной интерферометрическим методом из пары радиолокационных снимков ALOS PALSAR FBS, так как она соответствует по

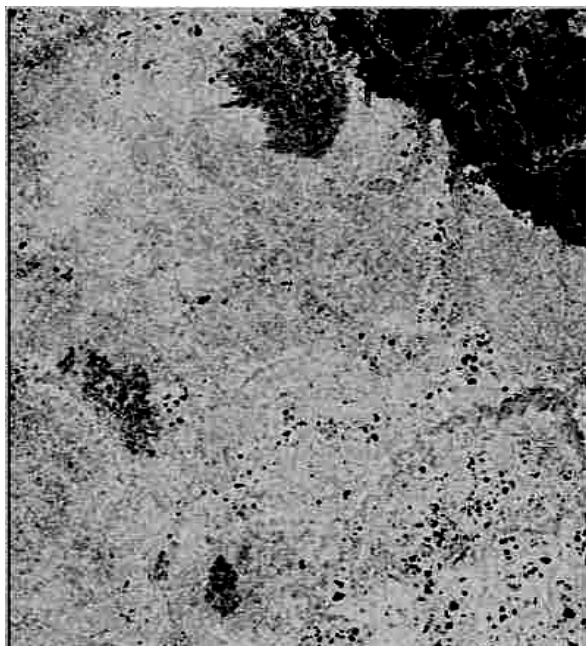


Рис. 1. Карта когерентности, рассчитанная по паре снимков ALOS PALSAR от 09.06.2006 г. и 25.07.2006 г.

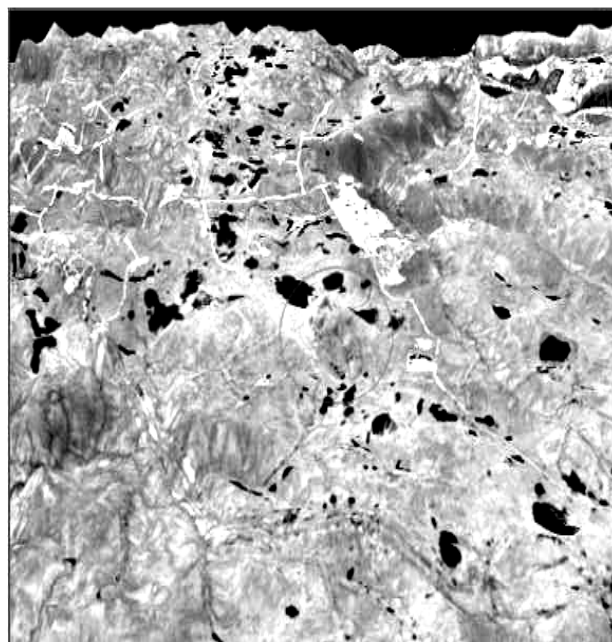


Рис. 2. Трехмерное изображение участка месторождения с крупным выпученным ледяным массивом

точности картографической карте масштаба 1:25000 при размере исследуемого участка 70×70 км. Это позволяет утверждать, что данный метод применим для мониторинга земной поверхности на больших площадях при небольших материальных затратах и крайне незначительных объемах уже имеющейся топографической информации. Полученный рельеф может применяться как для дальнейших научных исследований, так и в проектировании застройки территорий, при обновлении планово-высотной основы топографических карт масштаба до 1:25000 включительно. Необходимо лишь правильный выбор исходных радиолокационных снимков, специализированное программное обеспечение, опытные квалифицированные операторы и незначительное количество геодезической информации в виде пространственных координат хорошо дешифрируемых точек местности.

Заключение

Таким образом, проведенные в работе исследования радиолокационных методов получения цифровой модели рельефа земной поверхности подтверждают целесообразность использования их для мониторинга участков земли, в частности, для служб министерства по чрезвычайным ситуациям (определение районов бедствий, катастроф, разлива нефтяных пятен в акватории морей и рек). Особое значение при этом приобретает комплексное использование радиолокационных и оптических методов для дешифрирования и немедленного принятия решения.

Литература

1. Андросова Н.К. Оценка достоверности прогнозирования эндогенного оруденения на основе космогеологической информации (на примере п-ва Камчатка) / Н.К. Андросова, В.М. Моралев, О.Г. Шерemet // Исследования Земли из космоса. – 1992. – № 4. – С. 82-91.
2. Прогнозирование оруденения на Собь – Харбейской площади (Полярный Урал) по космогеологическим данным / Г.А. Миловский, Е.А. Денисова, Л.Л. Ежов, Н.С. Каленкович // Исследования Земли из космоса. – 2007. – № 6. – С. 29-36.
3. Бондур В.Г. Механизмы формирования линейных элементов, регистрируемых на космических изображениях при мониторинге сейсмоопасных территорий / В.Г. Бондур // Исследования Земли из космоса. – 2007. – № 1. – С. 47-56.
4. Бусыгин В.С. ГИС – технология поисков золота в Западном Узбекистане. Ч. 1 / В.С. Бусыгин, С.М. Никулин, В.А. Бойко // Геоинформатика. – 2006. – № 1. – С. 44-49.
5. Бусыгин В.С. ГИС – технология поисков золота в Западном Узбекистане. Ч. 2 / В.С. Бусыгин, С.М. Никулин, В.А. Бойко // Геоинформатика. – 2008. – № 3. – С. 35-43.
6. Построение ЦМР по результатам интерферометрической обработки радиолокационных изображений ALOS PALSAR. Ч. 1 / Ю.Б. Баранов, Ю.И. Кантемиров, Е.В. Киселевский, М.А. Болсуновский // Геопрофи. – 2008. – № 1. – С. 31-34.
7. Построение ЦМР по результатам интерферометрической обработки радиолокационных изображений ALOS PALSAR. Ч. 2 / Ю.Б. Баранов, Ю.И. Кантемиров, Е.В. Киселевский, М.А. Болсуновский.

ский // Геопрофи. – 2008. – № 2. – С. 19-23.

8. Немтинов В.А. Технология создания пространственных моделей территориально распределенных объектов с использованием геоинформационных систем / В.А. Немтинов, В.В. Морозов // Ин-

формационные технологии. – 2008. – № 8. – С. 23-25.

9. Соловьев Ю.А. Спутниковая навигация и ее применение / Ю.А. Соловьев. – М.: Эко-Трендз, 2003. – 326 с. ил.

Поступила в редакцию 14.11.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Г.Я. Красовский, директор НПО «Природа», Харьков.

МОНІТОРІНГ РЕЛЬЄФУ ЗЕМНОЇ ПОВЕРХНІ КОСМІЧНИХ ЗА ДОПОМОГОЮ РАДІОЛОКАЦІЙНИХ КОМПЛЕКСІВ

А.С. Василенко, Ю.В. С'єдина, Ю.В. С'єдін, Д.В. Шишкін

Наведені способи отримання цифрових моделей рельєфу земної поверхні і показані переваги методів радіолокаційної інтерферометрії для розв'язання задачі моніторингу районів катастроф та надзвичайних ситуацій. За результатами досліджень зроблено висновок про високу якість моделі рельєфу, дозволяючому отримувати картографічне зображення земної поверхні з достатньою роздільною здатністю на карті масштабу 1:25 000 при розмірах знімаємої ділянки 70×70 км. Подано трьохмірне зображення масиву зі збільшеним масштабом рельєфу отриманої моделі, яке підтверджує переваги комплексного використання радіолокаційного і оптичного методів для моніторингу.

Ключові слова: лінементи, космічні знімки, радіолокаційне зображення, інтерферометрична обробка, амплітудний та фазовий шар, критична базова лінія.

RELIEF MONITORING OF EARTH SURFACE USING SPACE RADIO-LOCATION COMPLEXES

A.V. Vasylenko, J.V. Syedina, Y.V. Syedin, D.V. Shishkin

The methods of getting digital models of relief of earth surface and advantages of methods of radio-location research for the decision the task of districts monitoring of catastrophes and extraordinary situations are shown. As a results of researches we can say, that the model of relief is in high quality, it allows get the cartographic image of earth surface with sufficient permission on the map of scale 1:25 000 with the size of area 70x70 km. The 3d image of array with the megascopic scale of relief is presented, it is confirm advantages of the complex using radio-location and optical methods of monitoring.

Key words: lineaments, space pictures, radio-location image, interferometric treatment, amplitude and phase layer, critical datum line.

Василенко Анатолій Сергеевич – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедри производства радиоэлектронных систем летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

С'єдина Юлія Владимировна – студент кафедри производства радиоэлектронных систем летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

С'єдін Юрій Владимирович – студент кафедри производства радиоэлектронных систем летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Шишкін Дмитрій Викторович – студент кафедри производства радиоэлектронных систем летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

УДК 681.325

О.И. ЕРЕМЕЕВ, Н.Н. ПОНОМАРЕНКО

*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина***МЕРА ИНФОРМАТИВНОСТИ УЧАСТКОВ ИЗОБРАЖЕНИЙ**

Классификация участков изображений на информативные и шумовые является важной задачей, так как позволяет получать более точные характеристики изображения и повышать качество изображений, полученных в результате цифровой обработки. В данной работе предлагается новая мера информативности участков изображений, основанная на вычислении разности между локальной дисперсией и ошибкой предсказания значений пикселей изображения. Эффективность предложенной меры продемонстрирована на примере задачи автоматического определения дисперсии шума на изображении.

Ключевые слова: цифровая обработка изображений, оценка дисперсии шума, информативность.

Введение

Постановка проблемы. Методы цифровой обработки изображений [1] активно используются во многих областях деятельности человека, например, дистанционном зондировании (ДЗ) Земли из космоса, медицине и др., что связано с необходимостью повышения качества изображений для решения различных прикладных задач. Назначением этих методов является устранение помех и искажений с целью улучшения последующей визуализации, оперативного анализа, фрагментирования и интерпретации изображений. Методы цифровой обработки, по сути, представляют собой специальные методы цифровой фильтрации и коррекции изображений [1, 2], для эффективного применения которых необходимо знать как характер участка изображения (определить шум это или информация) так и характеристики искажающих воздействий, например, дисперсию шума.

Классификация участков изображения на информационную и шумовую составляющие с последующим определением их характеристик является сложной задачей, эффективность решения которой непосредственно влияет на качество изображения, полученного после обработки. Другими словами, качество обработки изображения напрямую зависит от того, насколько качественно была оценена степень информативности (или, напротив, шумоподобности) того или иного участка изображения.

Одним из основных приложений цифровой обработки изображений являются изображения, сформированные системами ДЗ авиационного и космического базирования. Характерной особенностью этих изображений является присутствие на них шумов различной природы, качество автоматического

определения характеристик которых напрямую влияет на качество последующего анализа и обработки. При оценке параметров искажающих воздействий желательно исключить из анализа все информативные участки изображения, так как они приводят к завышению оценок этих параметров, в частности, дисперсии шума. А для этого необходимо иметь меру информативности (МИ) участков изображения, устойчивую к наличию искажений.

Анализ литературы. Задача разделения участков изображения на информационные и шумовые является одним из этапов более частных задач, таких как локально-адаптивная фильтрация [2, 3] или задача определения параметров шума, присутствующего на изображении [4]. При этом в локально-адаптивной фильтрации используются параметры локальной активности (ПЛА) [5], позволяющие разделить изображение на локально пассивные участки (шумовая компонента) и локально-активные участки (информационная компонента). Однако для вычисления большинства хороших ПЛА требуется априорное знание типа и параметров искажающих воздействий (закон распределения шума, его дисперсия и др.), что существенно ограничивает сферу использования этих ПЛА.

Другим подходом к разделению участков изображения на информационную и неинформационную составляющие является сегментация [6], используемая в задаче автоматической оценки дисперсии шума. При этом по гистограмме распределения значений пикселей изображения находится уровень фона (максимум гистограммы), который затем используется при сегментации (выделяются связанные участки изображения, состоящие из пикселей, близких по значению к уровню фона). Однако такой подход является эффективным только для достаточ-

но узкого класса изображений, так как требует наличия ярко выраженного фона на изображениях.

Цель исследования. В данной работе предлагается новая МИ, для вычисления которой не требуется никаких априорных знаний о характеристиках изображения и об искажающих воздействиях.

1. Идея предлагаемой меры информативности

Идея предлагаемой МИ заключается в ее оценке как разности между локальной энергией участка изображения и его непредсказуемостью:

Информативность = Энергия – Непредсказуемость

Действительно, чем более контрастными являются (обладают большей энергией) объекты изображения и текстура, тем больше их информативность. Одновременно, чем более непредсказуемыми являются значения пикселей участка изображения, тем больше его шумовая составляющая. Заметим, что непредсказуемость должна вычисляться в одинаковых масштабах (по одинаковой шкале) с энергией, чтобы для участка, содержащего только шум, полностью компенсировать энергию, независимо от значения дисперсии шума. Таким образом, информативность участка, содержащего только шумовую составляющую, будет равна нулю. Верхнее значение информативности ограничивается максимально возможным значением энергии участка изображения и зависит от способа ее оценки.

Предлагаемый подход к оценке информативности пикселей или участков изображения может легко модифицироваться для учета визуальной информативности, если при оценке энергии участка изображения учитывать эффекты визуального маскирования и различную чувствительность системы психо-визуального восприятия человека к различным пространственным частотам [7].

Заметим, что предложенный подход можно использовать как для оценки информативности отдельных пикселей изображения, так и для оценки информативности изображения в целом (как суммы информативностей всех его пикселей).

2. Метод вычисления предлагаемой меры информативности

В качестве оценки энергии участка изображения с центром в пикселе с индексами i, j будем использовать значение локальной дисперсии в окне 5×5 пикселей с центром i, j :

$$V_{ij} = \sum_{k=i-2}^{i+2} \sum_{l=j-2}^{j+2} I_{kl}^2 / 25 - \left(\sum_{k=i-2}^{i+2} \sum_{l=j-2}^{j+2} I_{kl} / 25 \right)^2, \quad (1)$$

где I_{kl} – значение пикселя с индексами kl .

Для вычисления прогноза значения пикселя с индексами i, j также будем использовать окно 5×5 пикселей с центром в этом пикселе. При этом прогноз будем вычислять как взвешенную сумму пикселей, соседних с пикселем ij :

$$P_{ij} = \sum_{k=i-1}^{i+1} \sum_{l=j-1}^{j+1} I_{kl} W_{kl} / \sum_{k=i-1}^{i+1} \sum_{l=j-1}^{j+1} W_{kl}, \quad (2)$$

где W_{kl} – вес пикселя с индексами kl , вычисляемый в соответствии с выражением:

$$W_{kl} = \begin{cases} 0, & k = i, l = j \\ 1, & E_{kl} = 0 \\ 1/E_{kl}, & E_{kl} \neq 0 \end{cases},$$

$$E_{kl} = \sum_{n=-1}^1 \sum_{m=-1}^1 (I_{k+n, l+m} - I_{i+n, j+m})^2 \delta(n, m),$$

$$\delta(n, m) = \begin{cases} 0, & k + n = i, l + m = j \\ 0, & n = 0, m = 0 \\ 1/7, & \text{в остальных случаях} \end{cases}.$$

Как видно из (2), вес W_{kl} при таком подходе является тем большим, чем больше окружение пикселя с индексом kl похоже на окружение пикселя с индексом ij .

После вычисления P_{ij} для всех пикселей изображения для каждого пикселя вычисляется его непредсказуемость в соответствии с выражением:

$$UP_{ij} = \sum_{k=i-2}^{i+2} \sum_{l=j-2}^{j+2} (I_{kl} - P_{ij})^2 / 25. \quad (3)$$

Таким образом, вычисленное в соответствии с (3) UP_{ij} характеризует непредсказуемость участка 5×5 пикселей изображения с центром в пикселе с индексами ij . Информативность Inf_{ij} пикселя ij будем вычислять как

$$Inf_{ij} = \begin{cases} V_{ij} - UP_{ij}K, & V_{ij} \geq UP_{ij}K \\ 0, & V_{ij} < UP_{ij}K \end{cases}, \quad (4)$$

где K – поправочный коэффициент, который мы предлагаем выбирать равным 2,25. Такое значение K , выбранное нами экспериментально, обеспечивает нулевую информативность для подавляющего большинства участков изображений, содержащих только шумовую компоненту.

На рис. 1 приведен пример карты значений Inf_{ij} , рассчитанных для стандартного тестового изображения Peppers.

Черным цветом показаны более информативные участки, белым – неинформативные. Обратим внимание, что к информативным участкам отнесены в основном участки границ объектов изображения, причем, чем контрастнее и более предсказуема граница, тем больше значение предложенной меры информативности для этого участка.

3. Использование меры информативности в задаче оценки дисперсии шума

Покажем, как предложенная МИ может использоваться, например, в решении задачи оценки дисперсии шума на изображениях. Возьмем простой



Рис. 1. Карта Inf_{ij} изображения Peppers

метод, основанный на формировании выборки локальных дисперсий в скользящем окне и получении оценки значения дисперсии шума как медианы этой выборки [6]. При этом в выборку обычно попадает достаточно большое число значений локальных дисперсий, вычисленных для информативных участков изображений, что завышает общую оценку.



Рис. 2. Карта Inf_{ij} изображения Peppers, $\sigma=10$

Исключив же из выборки все значения локальных дисперсий, вычисленные для точек с ненулевыми Inf_{ij} , мы повысим эффективность решения данной задачи.

Нами было осуществлено сравнение стандартного (Std) и модифицированного (Mod) в соответствии с вышеприведенным правилом методов оценки дисперсии шума для тестовых изображений Baboon, Barbara, Goldhill, Lena и Peppers (все 512×512 пикселей в оттенках серого цвета) и аддитивного Гауссовского шума со значениями $\sigma = 7, 10, 14, 1$ и 20 . На рис. 2. приведен пример карты значений Inf_{ij} изображения Peppers, искаженного шумом с $\sigma = 10$.

Сравнение рис. 1 и рис. 2 позволяет сделать вывод о хорошей устойчивости предложенной МИ к наличию шума на изображении и его величине, так как карты информативности на обоих рисунках отличаются очень мало.

Полученные результаты сравнения методов Std и Mod приведены в табл. 1.

Как видно из данных табл. 1, использование предложенной МИ обеспечивает существенное уменьшение ошибки оценивания (в среднем на 50%), что свидетельствует о хорошей эффективности предложенной МИ.

Таблица 1

Результаты сравнения стандартного и модифицированного методов оценки дисперсии шума

Изображение	σ	σ , Std	σ , Mod	Уменьшение ошибки оценивания, %
Baboon	7	20,06	12,113	60,5
	10	21,151	14,773	57,4
	14,1	23,319	19,039	46,7
	20	27,198	24,905	31,9
Barbara	7	11,061	8,0554	73,9
	10	13,299	11,092	66,7
	14,1	17,064	15,455	54,1
	20	22,553	21,524	39,6
Goldhill	7	10,735	8,9844	48,6
	10	12,907	11,687	41,4
	14,1	16,457	15,633	34,0
	20	21,646	21,115	33,1
Lena	7	8,6889	7,8019	52,9
	10	11,381	10,61	45,6
	14,1	15,272	14,63	54,7
	20	20,855	20,338	60,5
Peppers	7	8,8136	8,1608	35,9
	10	11,356	10,774	42,8
	14,1	15,137	14,629	48,5
	20	20,547	20,105	80,8

Заключение

В работе предложена новая эффективная МИ участков изображения, не требующая априорных знаний о характеристиках изображений и искажающих воздействиях. Предложенная МИ может вычисляться как для отдельных пикселей изображения, так и для всего изображения в целом, а также может быть легко модифицирована для вычисления меры визуальной информативности.

Проведенный анализ показал высокую эффективность предложенной МИ, использование которой позволило в среднем в 2 раза уменьшить ошибку в задаче оценки дисперсии шума на изображениях.

Литература

1. *Nonlinear Signal and Image Processing: Theory, Methods, and Applications (Electrical Engineering & Applied Signal Processing Series)* / Ed. by K. Barner and G. Arce. – CRC Press. – 2003. – 560 p.
2. Astola J. *Fundamentals of nonlinear digital filtering* / J. Astola, P. Kuosmanen. – Boca Raton (USA): CRC Press LLC. – 1997. – 276 p.
3. Лукин В.В. *Локально-адаптивная устойчивая фильтрация сигналов и изображений в многоканальных системах дистанционного зондирования* /

Дисс. докт. техн. наук: 05.07.12; защищена 26.11.2002; утв. 09.04.2003 / Лукин Владимир Васильевич. – Х., 2002. – 472 с.

4. Беседин Ф.Н. *Обработка случайных процессов и сигналов: учеб. пособие* / Ф.Н. Беседин, А.А. Зеленский, Г.П. Кулемин, В.В. Лукин; Мин-во образования и науки Украины, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ". – Х.: Изд-во Национального аэрокосмического университета "ХАИ", 2005. – 469 с.

5. Melnik V. *Local activity indicators for hard-switching adaptive filtering of images with mixed noise* / V. Melnik, M. Lukin, A. Zelensky, J. Astola, P. Kuosmanen // *Optical Engineering*. – 2001. – Vol. 40. – Issue 8. – P. 1441-1455.

6. Lukin V.V. *Methods for blind evaluation of noise variance in multichannel optical and radar images* / V.V. Lukin, S.K. Abramov, N.N. Ponomarenko, B. Vozel, K. Chehdi // *Telecommunications and Radioengineering*. – 2006. – Vol. 65 (6). – P. 509-537.

7. Ponomarenko N. *On between-coefficient contrast masking of DCT basis functions [Електронний ресурс]* / N. Ponomarenko, F. Silvestri, K. Egiazarian, M. Carli, J. Astola, V. Lukin. – 80 Min / 700 MB. / *Proc. of the Third International Workshop on Video Processing and Quality Metrics*. – USA, 2007. – 4 p. 1 електрон. опт. диск (CD-ROM); 12 см.

Поступила в редакцию 8.10.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры В.К. Волосюк, кафедра 501 Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", Харьков.

МІРА ІНФОРМАТИВНОСТІ ДІЛЯНОК ЗОБРАЖЕНЬ

О.І. Єремєєв, М.М. Пономаренко

Класифікація ділянок зображень на інформативні та шумові є важливою задачею, бо дозволяє отримувати більш точні характеристики зображення та підвищувати якість зображень, які є результатами цифрової обробки. У даній роботі запропоновано нову міру інформативності ділянок зображень, яка базується на обчисленні відмінності між локальною дисперсією та похибкою прогнозування значень пікселів зображення. Ефективність запропонованої міри продемонстровано на прикладі задачі автоматичного оцінювання дисперсії шуму на зображеннях.

Ключові слова: цифрова обробка зображень, оцінювання дисперсії шуму, інформативність.

INFORMATIVITY MEASURE OF IMAGE REGIONS

O.I. Eremeev, N.N. Ponomarenko

The task of image regions classification on informative and noise components is important because it allows to obtain more accurate image characteristics and to increase quality of processed images. In this paper a new informativity measure of image regions is proposed. The measure bases on difference between local variance and prediction error of pixels values of the image region. Effectiveness of the proposed measure in task of estimation of noise variance for a given image is showed.

Key words: digital image processing, estimation of noise variance, informativity.

Єремєєв Олег Ігоревич – магістрант кафедри 504 «Прием, передача и обработка сигналов» Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Пonomаренко Николай Николаевич – канд. техн. наук, докторант кафедры 504 «Прием, передача и обработка сигналов» Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: nikolay@ponomarenko.info.

АЛФАВИТНЫЙ УКАЗАТЕЛЬ

Амброжевич А.В.	5
Амелина И.В.	53
Бандура И.Н.	60
Безручко К.В.	66
Богославец Ю.А.	96
Бойко Л.Г.	71
Бойчук И.П.	5
Василенко А.С.	100
Вельдяскина М.И.	36
Гайдачук А.В.	11, 21
Гарин А.О.	78
Гарин В.О.	96
Герасименко В.П.	84
Гурин И.В.	21
Давидов А.О.	66
Дыбская И.Ю.	60
Еремеев О.И.	105
Зосимович Н.В.	40
Игнатов В.А.	36
Кадигроб Т.С.	66
Карпенко Е.Л.	71
Кортунов В.И.	47

Кудренко С.А.	36
Курин М.А.	17
Ларьков С.Н.	5
Никулин В.И.	36
Осипов Е.В.	84
Пономаренко Н.Н.	105
Потапов А.М.	21
Проскура Г.А.	47
Пхайко И.В.	60
Рева А.Н.	30
Селезнев Г.Н.	30
Середа В.А.	5
Симонов В.Ф.	53
Смовзюк Л.В.	11
Съедин Ю.В.	100
Съедина Ю.В.	100
Толмачев Н.Г.	90
Чернобрывко М.В.	25
Чесноков А.В.	21
Шевцова М.А.	11
Ширинский С.В.	66
Шишкин Д.В.	100