

УДК 621.7.044

В.С. КРИВЦОВ, А.П. МЕЛЬНИЧУК, В.В. ЗАЙЦЕВ*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина*

ОСОБЕННОСТИ ОПИСАНИЯ НАПРЯЖЕННО-ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ ТОНКОСТЕННЫХ ДЕТАЛЕЙ КОНУСНОЙ ФОРМЫ ПРИ ГИДРОДИНАМИЧЕСКОЙ ШТАМПОВКЕ

Рассмотрен вопрос определения параметров напряженно-деформированного состояния тонкостенных деталей конусной формы при гидродинамической штамповке. Для теоретического представления этой задачи использована система дифференциальных уравнений движения тонких оболочек с учетом инерционных сил, с применением гипотезы Кирхгофа-Лява, с использованием физического закона, учитывающего упругую деформацию и линейное упрочнение материала в области пластических деформаций. Постановка задачи определения напряженно-деформированного состояния выполнена в предположении осесимметричности заготовки и детали, осесимметричности нагружения и однородности его в осевом направлении. Представленные подходы к решению допустимы также при описании напряженно-деформированного состояния многослойных конусных оболочек.

Ключевые слова: гидродинамическая штамповка, тонкостенный трубопровод, приварная арматура, конусный участок, напряженно-деформированное состояние.

Введение

Трубопроводы воздушных систем летательных аппаратов (ЛА) занимают немаловажное место в его весовой структуре. Они рассчитаны на транспортировку больших объемов воздуха и находятся под действием динамических, циклических и повторно-статических нагрузок. Конструктивно трубопровод систем ЛА состоит из прямолинейных или криволинейных труб и приварной арматуры (табл. 1) [1].

Согласно руководящим техническим материалам возможны следующие технологические варианты изготовления приварной арматуры трубопроводов [2]:

- формообразование статическим давлением с применением эластичных наполнителей на универсальном прессовом оборудовании;
- гидродинамическая штамповка (ГДШ) с использованием импульсных установок типа прессишки или гидроударные прессы.

Как показывает производственный опыт, более высокие технико-экономические показатели при изготовлении элементов приварной арматуры трубопроводов воздушных систем ЛА свойственны процессам ГДШ [1, 3].

Среди теоретических разработок по численному исследованию напряженно-деформированного состояния (НДС) тонкостенных осесимметричных оболочек при их гидродинамической штамповке выполнено в последнее время моделирование и исследование процесса формообразования сфериче-

ского наконечника при оформлении его основного (генерального) контура [4 – 6].

Сферические наконечники представляют собой одни из типовых элементов соединения приварной арматуры тонкостенного трубопровода воздушных систем транспортных и пассажирских самолетов. В комплекты этих соединений входят также осесимметричные тонкостенные элементы, имеющие конусные участки – наконечник конусный, вставка сфера-конус и переходник (табл. 1).

Теоретические исследования процессов формообразования указанных элементов, которые по сути являются тонкостенными конусными оболочками, ранее в подобной (как для сферических наконечников) постановке не проводились.

Особенности операций ГДШ оболочек содержащих конусный участок

Рассматриваемая категория изделий: наконечник конусный, вставка сфера-конус и переходник – имеют ярко выраженный конусный участок, что делает подобными технологические процессы их изготовления.

Схемы типовых технологических процессов гидродинамической штамповки приварной арматуры с конусным участком представлены в табл. 2.

Особенностями практической реализации процессов ГДШ конусных наконечников и переходников является возможность одновременного получения двух деталей из одной заготовки, путем одновременной штамповки пары изделий (табл. 2).

Таблица 1

Типовые осесимметричные элементы приварной арматуры трубопроводов воздушных систем ЛА

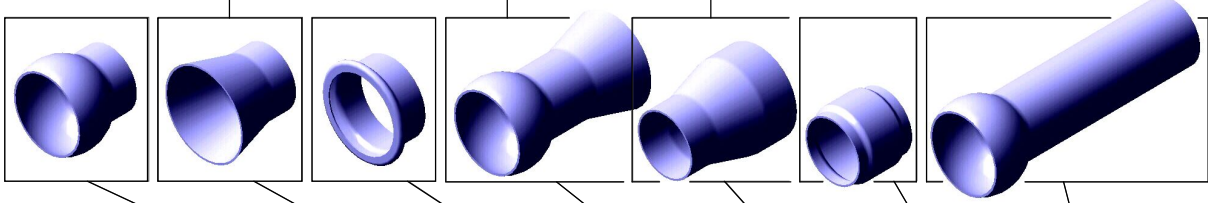
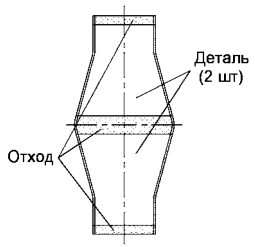
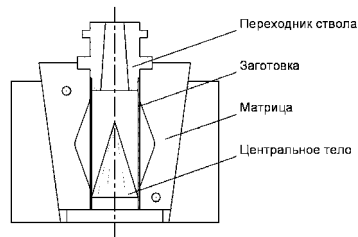
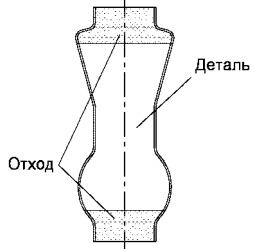
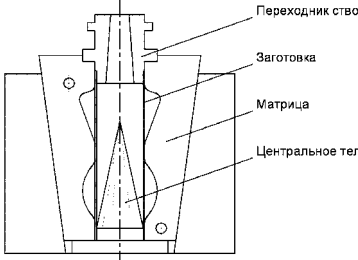
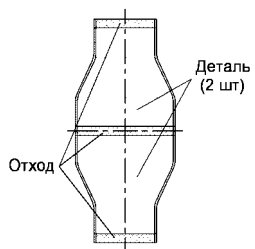
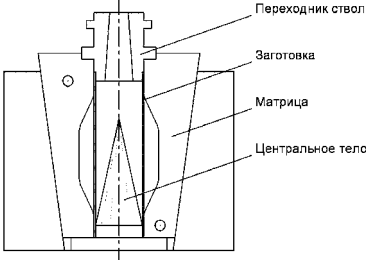
Вид осесимметричных деталей трубопроводов							
Элементы приварной арматуры с конусным участком 							
Наименование элемента	Наконечник сферический	Наконечник конусный	Наконечник фланцевый	Вставка сфера-конус	Переходник	Бандаж	Законцовка длинномерной трубы
Материал	ПТ-7М ВТ1-0 12Х18Н10Т	ПТ-7М ВТ1-0 12Х18Н10Т	ПТ-7М ВТ1-0	ПТ-7М	ПТ-7М ВТ1-0 АМг2М	ПТ-7М ВТ1-0	ПТ-7М
Заготовка	цельнотянутая труба; сварная труба; стаканчик, полученный вытяжкой из листа						
Геометрия	диаметр трубопровода 25 – 140 мм; толщина стенки 0,8 – 1,2 мм						

Таблица 2

Схемы типовых технологических процессов ГДШ приварной арматуры с конусным участком

	Схема отштамповки	Эскиз типовой оснастки
Наконечник конусный		
Вставка сфера-конус		
Переходник		

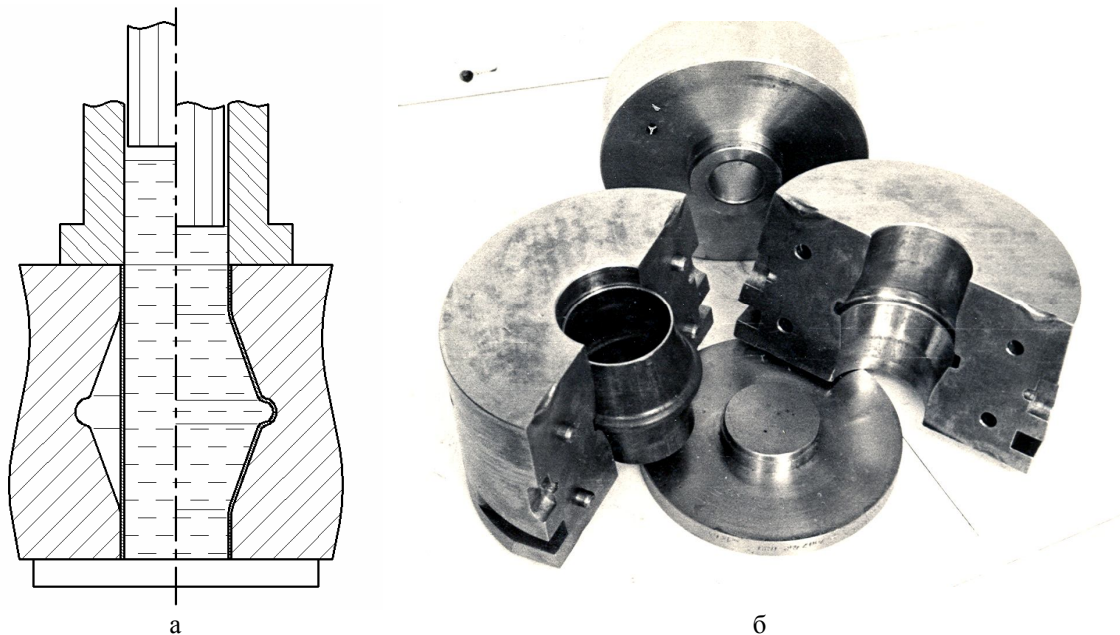


Рис. 1. Один из вариантов технологической оснастки для изготовления пары конусных наконечников: а – схема штамповки; б – технологическая оснастка

Реализация процессов ГДШ для изготовления рассматриваемых изделий возможна с использованием различных схем штамповки и конфигураций штамповой оснастки.

На рис. 1 представлен один из вариантов технологической схемы и штамповой оснастки, используемых при изготовлении пары конусных наконечников из одной трубчатой заготовки (рис. 2).

При разработке технологических операций ГДШ этих деталей и при определении параметров импульса нагружения необходимо рассмотреть три варианта построения математической модели решения задачи определения параметров (НДС) заготовки:

- при жестком закреплении торцов заготовки в матрице;

- при свободном движении торцов заготовки без учета сил трения;

- при свободном движении торцов заготовки с учетом сил трения.

При первом варианте деформирования в заготовке возникают и обеспечиваются меридиональные (вдоль образующей) положительные (растягивающие) напряжения, что понижает или исключает возможность потери устойчивости оболочки. Однако реализация этого варианта может привести к увеличению средней интенсивности деформаций в объеме детали и, как следствие, к увеличению энергии деформирования, что в конечном счете приведет к увеличению энергии, которой должен обладать снаряд (поршень) на срезе ствола.

Реализация второго варианта (свободное движение торцов заготовки без трения) очевидно приведет к меньшим энергетическим затратам, однако, как показывают эксперименты (рис. 3), и к потере устойчивости при развитии пластических деформаций в критических зонах.

Третий вариант – определение НДС заготовки как во втором случае, но уже с учетом сил трения, может быть рассмотрен только после сравнительного анализа результатов решения задачи по первому и второму вариантам и с учетом результатов натурных экспериментов.



Рис. 2. Отштамповка и готовое изделие: а – отштамповка пары наконечников; б – конусный наконечник

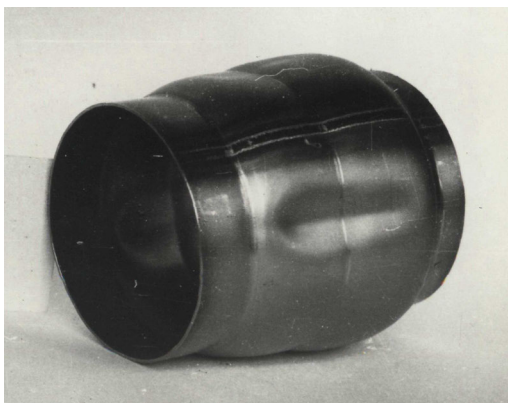


Рис. 3. Потеря устойчивости заготовки при ее деформировании

Особенности описания НДС конусных оболочек при ГДШ

Суммарная длина заготовки для изготовления вставки, пары наконечников или переходников достаточно велика, поэтому для реализации этих операций ГДШ необходимы следующие особенности технологической оснастки:

1. В пределах цилиндрических участков заготовки, близких к обоим ее торцам, должны быть расположены элементы оснастки, облегчающие ее по окружному контуру и обеспечивающие контакт заготовки с поверхностью матрицы.

2. Для выравнивания поля давления жидкости по высоте формирующей камеры, действующего на заготовку, рационально использовать центральное тело (отражатель), конфигурация, размеры и материал которого подлежат определению как теоретически, так и экспериментально.

При определении параметров поля давления, действующего на заготовку необходимо также учитывать реакцию заготовки в процессе ее деформирования.

Как показывают эксперименты [7], при ударе снаряда (поршня) о поверхность жидкости в рабочей камере возникают кавитационные явления, это делает неправомочным предположение о равномерном распределении давления на заготовку. Однако, учитывая отсутствие теоретического и экспериментального решения этой задачи, построение расчетной схемы проводится на базе использования функции $p = f(t)$ и может быть даже в форме $p = f(z, t)$ при представлении (допущении) функции $f(z)$ в линейной форме без дискретного представления реальности.

Суммируя эти соображения, считаем возможным в дальнейшем использовать (в рамках численной реализации) функции распределения давления, которые использованы в работах [3, 5].

При рассмотрении некоторых вариантов технологической схемы изготовления конусных наконечников и переходников можно заключить следующее (рис. 4):

- геометрические параметры отштамповки наконечников и переходников можно разделить на участки: линейные – a, c ; конусные – b ; радиусные переходы – r_1, r_2 ;

- наличие или отсутствие линейного участка «с» определяет конфигурацию конусного наконечника или переходника в схеме штамповки с длиной отштамповки L_k и L_n соответственно.

- данное геометрическое представление справедливо при одинаковых диаметрах заготовки и отштамповки, а также равных углах конусной части для обоих вариантов.

Обоснованность параметров НДС детали осуществляется с использованием результатов, представленных в работах [6, 8].

Эти решения справедливы при выполнении условий:

- внешние нагрузки и граничные условия осесимметричны;

- при построении расчетной модели используется только первая часть гипотез Киргофа-Лява, что позволяет производить расчет угонений в любой точке оболочки в любой момент времени.

В цилиндрической системе координат уравнения движения элемента оболочки в приращениях с учетом инерционных сил имеют вид (рис. 5):

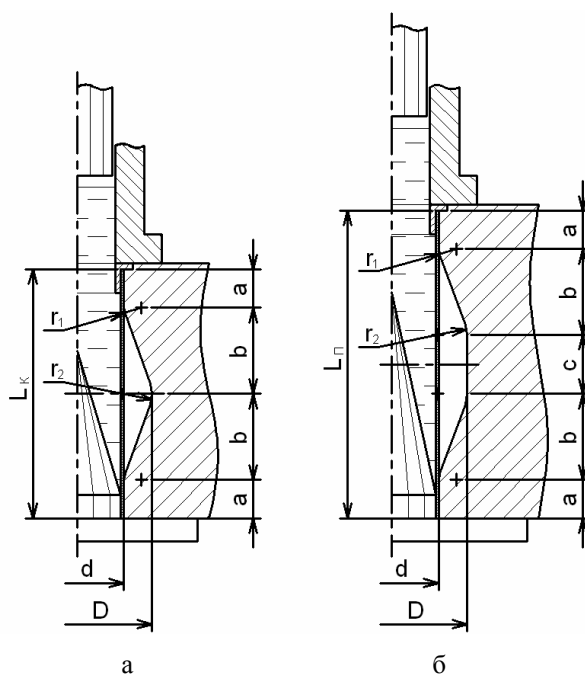


Рис. 4. Схемы и геометрические параметры технологической оснастки для изготовления деталей:
а – пары конусных наконечников;
б – пары переходников

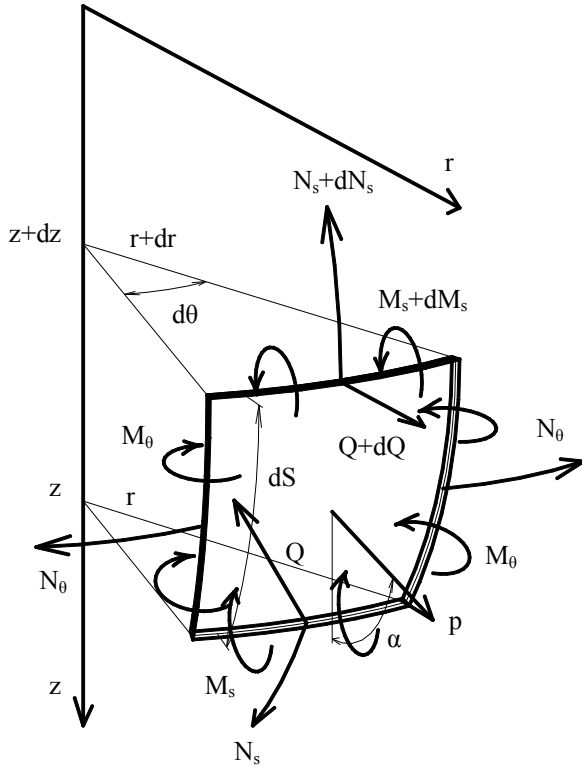


Рис. 5. Равновесие элемента тонкостенной осесимметричной оболочки

$$r h \rho \frac{d^2 r}{dt^2} = p r \sin \alpha + \frac{\partial}{\partial S} (N_s r \cos \alpha) - \frac{\partial}{\partial S} (Q r \sin \alpha) - N_\theta ; \quad (1)$$

$$r h \rho \frac{d^2 z}{dt^2} = p r \cos \alpha - \frac{\partial}{\partial S} (N_s r \sin \alpha) - \frac{\partial}{\partial S} (Q r \cos \alpha) ; \quad (2)$$

$$\frac{\partial}{\partial S} (M_s r) - M_\theta \cos \alpha - Q r = 0 , \quad (3)$$

где r, z – текущие эйлеровы координаты оболочки;
 h – текущая толщина оболочки;

α – угол между нормалью к поверхности элемента оболочки и положительным направлением оси z ;

ρ – плотность материала;

S – длина дуги вдоль меридиана;

p – нормальное давление, действующее на оболочку;

Q – перерезывающая сила;

$N_s, N_\theta, M_s, M_\theta$ – продольные силы и изгибающие моменты (погонные) в меридиональном (вдоль образующей) и широтном (окружном) направлениях.

Для двухслойных (многослойных) оболочек уравнения движения элемента примут вид:

$$r \left(\sum_{i=1}^n h_i \rho_i \right) \frac{d^2 r}{dt^2} = p r \sin \alpha + \frac{\partial}{\partial S} \left(\left(\sum_{i=1}^n N_{s_i} \right) r \cos \alpha \right) - \frac{\partial}{\partial S} \left(\left(\sum_{i=1}^n Q_i \right) r \sin \alpha \right) - \sum_{i=1}^n N_{\theta_i} ; \quad (4)$$

$$r \left(\sum_{i=1}^n h_i \rho_i \right) \frac{d^2 z}{dt^2} = p r \cos \alpha - \frac{\partial}{\partial S} \left(\left(\sum_{i=1}^n N_{s_i} \right) r \sin \alpha \right) - \frac{\partial}{\partial S} \left(\left(\sum_{i=1}^n Q_i \right) r \cos \alpha \right) ; \quad (5)$$

$$\frac{\partial}{\partial S} \left(\sum_{i=1}^n M_{s_i} \right) r - \left(\sum_{i=1}^n M_{\theta_i} \right) \cos \alpha - \left(\sum_{i=1}^n Q_i \right) r = 0 , \quad (6)$$

где n – количество слоев.

При определении параметров НДС произвольного элемента конусной оболочки кроме системы дифференциальных уравнений его движения необходимо также использование физического закона материала заготовки, учитывающего упругую деформацию и линейное упрочнение в области пластических деформаций.

Рационально экспериментально полученный закон упрочнения материала аппроксимировать степенным рядом Маклорена, удерживая в нем количество членов, обеспечивающее заданную степень точности аппроксимации

$$\sigma_i = a_0 + \sum_{j=1}^n a_j \varepsilon_i^j , \quad (7)$$

где σ_i – интенсивность напряжений;

ε_i – интенсивность деформаций;

a_0, a_j – коэффициенты аппроксимации.

Выводы

В статье определен круг задач, требующих исследования при определении напряженно-деформированного состояния тонкостенных деталей конусной формы при гидродинамической штамповке. Основные опорные моменты научной работы:

– разработка методики теоретического описания НДС конусных оболочек при реализации гидродинамического нагружения;

– разработка математической модели и проведение исследований параметров НДС конусных оболочек при ГДШ.

При реализации процессов ГДШ допустимо использовать вариант аппроксимации функции нагружающего воздействия на заготовку в виде $p = f(t)$.

Результаты решения при определенных допущениях можно использовать при описании НДС многослойных конусных оболочек.

Литература

1. Мильченко Е.И. Исследование, разработка и внедрение технологических процессов изготовления высокоресурсного особотонкостенного титанового трубопровода воздушных систем ЛА: Дис. ... канд. техн. наук: 05.07.04 / Мильченко Евгений Иванович. – Х., 1981. – 149 с.
2. Руководящий технический материал: Производство сварного высокоресурсного трубопровода. РТМ 1.4.1999-90 – М.: НИИТ, – 1991. – 234 с.
3. Мацукин Ю.Г. Исследование гидродинамической штамповки на пресс-пушке: Дис. ... канд. техн. наук: 05.07.04 / Мацукин Юрий Григорович. – Х., 1966. – 223 с.
4. Полтарушников С.А., Брагин А.П., Мильченко Е.И. Деформированное состояние деталей типа сферических и конических законцовок трубопроводов / С.А. Полтарушников, А.П. Брагин, Е.И. Мильченко // Импульсная обработка металлов давлением. – 1984. – Вып. 12. – С. 21-26.
5. Кривцов В.С. Особенности описания деформирования тонкостенных цилиндрических деталей при гидродинамической штамповке / В.С. Кривцов, А.П. Мельничук // Авиационно-космическая техника и технология. – 2001. – Вып. 25. – С. 28-34.
6. Мельничук А.П. Моделирование технологических процессов гидродинамической штамповки законцовок трубопроводов воздушных систем летательных аппаратов: Дис. ... канд. техн. наук: 05.07.04 / Мельничук Александр Петрович. – Х., 2006. – 207 с.
7. Родько С.Я. Исследование, разработка и внедрение процессов гидродинамического формообразования тонколистовых деталей летательных аппаратов: Дис. ... канд. техн. наук: 05.07.04 / Родько Сергей Яковлевич. – Х., 1985. – 238 с.
8. Уитмер. Большие динамические деформации балок, колец, пластин и оболочек / Уитмер, Балмер, Лич, Пиан // Ракетная техника и космонавтика, – 1963. – № 8. – С. 111-123.

Поступила в редакцию 5.05.2010

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры технологии производства летательных аппаратов М.Е. Тараненко, Национальный аэрокосмический университет «ХАИ», Харьков.

ОСОБЛИВОСТІ ОПИСУВАННЯ НАПРУЖЕНО-ДЕФОРМОВАНОГО СТАНУ ТОНКОСТІННИХ ДЕТАЛЕЙ КОНУСНОЇ ФОРМИ ПРИ ГІДРОДИНАМІЧНОМУ ШТАМПУВАННІ

В.С. Кривцов, О.П. Мельничук, В.В. Зайцев

Розглянуто питання визначення параметрів напружено-деформованого стану тонкостінних деталей конусної форми при гідродинамічному штампуванні. Для теоретичного виразу цієї задачі використано систему диференціальних рівнянь руху тонких оболонок з урахуванням інерційних сил, із застосуванням гіпотези Кірхгофа-Лява, з використанням фізичного закону, що враховує пружну деформацію та лінійне зміцнення матеріалу в області пластичних деформацій. Постановка задачі визначення напружено-деформованого стану виконано з припущеннями вісесиметричності заготовки і деталі, вісесиметричності навантаження та його однорідності в осьовому напрямку. Представлені підходи до рішення припустимі також при описуванні напружено-деформованого стану багат шарових конусних оболонок.

Ключові слова: гідродинамічне штампування, тонкостінний трубопровід, приварна арматура, конусна частина, напружено-деформований стан.

PECULIARITIES OF DEFLECTED MODE DESCRIPTION FOR THIN-WALLED CONE-SHAPED PARTS UPON THE HYDRODYNAMIC STAMPING

V.S. Kryvtsov, A.P. Melnychuk, V.V. Zaytsev

The article examines the determination of deflected mode parameters for thin-walled cone-shaped parts upon the hydrodynamic stamping. The system of differential equations of motion for thin shells, takes the inertial forces, Kirchhoff hypothesis and the physical law into consideration. The physical law takes elastic deformations and linear hardening for plastic deformations into consideration. The part and the blank are supposed as axisymmetric, the loading is supposed as axisymmetric and homogeneous in axial direction. The analyzed approaches can be applied also for multilayer cone shells.

Key words: hydrodynamic stamping, thin-walled pipeline, welded reinforcement, cone sector, deflected mode.

Кривцов Владимир Станиславович – д-р техн. наук, профессор, заведующий кафедрой технологии производства летательных аппаратов, ректор Национального аэрокосмического университета им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Мельничук Александр Петрович – канд. техн. наук, доцент кафедры технологии производства летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Зайцев Вячеслав Васильевич – аспирант кафедры технологии производства летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

УДК 678.5.067

А.В. ГАЙДАЧУК¹, А.В. КОНДРАТЬЕВ¹, Е.В. ОМЕЛЬЧЕНКО²¹Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина²Харьковское государственное авиационное производственное предприятие, Украина

АНАЛИЗ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ ДЕФЕКТОВ, ВОЗНИКАЮЩИХ В СЕРИЙНОМ ПРОИЗВОДСТВЕ ИНТЕГРАЛЬНЫХ АВИАКОНСТРУКЦИЙ ИЗ ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ

Разработана многоуровневая классификация технологических дефектов, возникающих в процессе производства конструкций авиационно-космической техники из полимерных композиционных материалов. В основу классификации положены фундаментальные принципы и правила теории классификации. Приведен классификатор, содержащий 8 видов типовых дефектов, включающий 24 класса. Классификатор предназначен для синтеза обоснованных полей допусков на технологические отклонения параметров изделия от заложенных в проектной документации и прогнозирования возможностей снижения дефектов в серийном производстве по мере освоения изделия.

Ключевые слова: полимерные композиционные материалы, классификация, технологический дефект, поле допусков, серийное производство.

Введение

Известно, что в период технологической подготовки и начальных стадий освоения в серийном производстве новых авиационных изделий вообще, а интегральных композитных конструкций в особенности, имеет место достаточно большое количество и разнообразие технологических дефектов [1, 2]. Уровень этих дефектов часто превышает допустимый по требованиям конструкторской документации (КД) и, следовательно, приводит к браку изделий.

Многие из этих дефектов являются следствием недостаточной отработки ряда технологических процессов в опытном производстве и (или) ошибок в КД до ее передачи в серийное производство. Другая часть дефектов вызвана недоработками оснащения, отклонениями в технологических режимах, влиянием человеческого фактора непосредственно в серийном производстве [3, 4].

В связи с этим представляется необходимой разработка классификатора типовых технологических дефектов с последующим анализом их причинно-следственной связи между собой, степени влияния на несущую способность интегральных конструкций в эксплуатации, а также путей и способов их устранения или снижения до безопасного уровня.

Этим вопросам посвящена настоящая работа.

Результаты исследований

Интегральная конструкция из полимерных композиционных материалов (ПКМ) представляет со-

бой конструкцию, которая формируется (собирается) из неотвержденных или частично отвержденных компонентов с возможностью присоединения к ним так же и отвержденных элементов и последующим совместным формованием всей конструкции за один технологический цикл. Процесс формования за один технологический цикл нескольких заранее полученных элементов, например, прессованием, намоткой или выкладкой, как правило, неотвержденных или частично отвержденных в едином конструкционном узле с последующим совместным отверждением под давлением, можно назвать интегральным. Технологическая оснастка для осуществления интегрального процесса обычно многокомпонентна и сложна [5].

Использование принципа интегральности при создании конструкций из ПКМ в общем случае повышает несущую способность конструкции, снижает себестоимость и сокращает технологический цикл изготовления. При создании конструкций интегрального типа этапы проектирования, разработки технологии, изготовления и конструирования многокомпонентной технологической оснастки (устройств) слиты воедино. Конструкция и материалы технологической оснастки непосредственно влияют на качество и стоимость изготовленных в ней деталей из КМ. Поэтому недостаточно тщательно разработанные процесс и оснастка могут привести к низкой прочности соединений элементов конструкций, расположенных под прямым углом (обшивка-лонжерон, обшивка-нервюра, пояс лонжерона-стенка), из-за недостаточной прочности ПКМ на сдвиг и отрыв, технологических дефектов и концентраторов

напряжений в местах соединений. Для снижения влияния указанных дефектов могут быть использованы прошивка, заформовка иголок, применен клей, эластичная оснастка [5, 6].

Впервые укрупненная классификация технологических несовершенств в конструкциях из ПКМ была предложена в работе [1] с последующим развитием в [2] и изложением в учебниках для вузов [3, 4]. В этих работах многообразие встречающихся

в технологической практике несовершенств сведено к минимальному количеству типовых по технологическим признакам. На рис. 1 показана классификация типовых технологических несовершенств КМ, возникающих в элементах конструкций при их производстве [3, 4].

Отклонения в процентном содержании связующего $\Delta\theta$ от регламентированного [6], влияют на физико-механические и прочностные свойства КМ.



Рис. 1. Схема типовых технологических несовершенств полимерных КМ

При регулярном отклонении, вызванном нестабильностью регулирования привеса связующего в процессе пропитки препрега или волокон, регламентация свойств КМ состоит в обеспечении свойств материала изделия.

Так как основными причинами возникновения локализаций с повышенным или пониженным θ являются неровности пропиточных валиков и система регулирования натяжения препрега в пропиточной машине (наплывы связующего), то геометрические размеры прогнозируемых локализаций должны выбираться в соответствии с разрешающей способностью пропиточного оборудования.

Отклонения в структуре армирования связаны с регулировкой намоточных приспособлений и агрегатов, жесткостью (стабильностью) технологической системы станок - приспособление - оправка - нить (СПОН), а также квалификацией операторов, производящих выкладку препрега (шпона), и качеством применяемых при этом приспособлений.

Образование складок наблюдается при пропитке в замкнутой пресс-форме при высоких давлениях. Механизм складкообразования зависит от объемной

плотности пакета, типа наполнителя, коэффициента трения между пакетом и пресс-формой, вязкости связующего и других факторов.

Нарушения сплошности КМ возможны четырех типов: регулярные воздушные включения (поры); одиночные и групповые локальные воздушные включения (непроклеи); одиночные и групповые порезы и нестыки слоев; сквозная и несквозная локальная непропитка.

По месту расположения КМ, причинам возникновения, а также по степени влияния на прочность материала различают два вида пористости: поры в связующем, между слоями армирующего материала; поры, расположенные внутри армирующей нити между элементарными волокнами.

Пористость в связующем появляется в результате неправильного его приготовления или нанесения на поверхность изделия. Пузырьки воздуха попадают в смолу при ее перемешивании с инициаторами, замедлителями, красителями и т. д. Когда такую смолу наносят на волокнистый материал, воздушные пузырьки оказываются в материале конструкции.

Появление пористости внутри армирующей нити объясняется теми же причинами, что и в связующем, в первом случае она имеет ряд своих специфических предпосылок, например, трудность проникновения связующего в пространство между волокнами, занятое воздухом. Поэтому, если связующее имеет чрезмерно большую вязкость или очень быстро полимеризуется, может иметь место неполная пропитка нити.

Причиной возникновения пористости в армирующей нити может быть и отсутствие подходящего для данного связующего аппретирующего состава, покрывающего волокна. Пористость появляется также в результате использования армирующего материала повышенной влажности. В процессе термохимических реакций при отверждении излишняя влага в армирующем материале испаряется, пары воды, попадая в смолу, остаются в ней, образуя мелкие включения (пустоты).

Локальные воздушные включения (непроклеи) представляют собой пустоты вытянутой или округлой формы, расположенные в связующем между слоями армирующего материала. Чаще всего они находятся в контакте с одним или двумя слоями ткани, между которыми они расположены, и возникают при послойной укладке армирующего материала. Воздух, захватываемый армирующим материалом в момент его укладки, остается под ним и образует в смоле воздушный пузырь.

Воздушные включения в материале конструкции возникают также вследствие неправильной укладки армирующего материала по стыкам. При изготовлении крупногабаритных конструкций армирующая ткань укладывается в несколько рядов; если в местах соединения полотнищ ткань недостаточно уплотнена по стыкам, то могут появиться воздушные включения. Непроклеи могут образовываться вследствие слабой адгезии между отдельными слоями армирующего материала из-за неравномерного распределения связующего. Места, обедненные смолой, не обеспечивают хорошей связи между соседними слоями армирующего материала. Слабая адгезия наблюдается и в том случае, когда процесс изготовления конструкций (вследствие технологических условий или производственной необходимости) прерывается. При возобновлении работ волокнистый материал укладывают на отвержденную поверхность пластика, которая кое-где может оказаться неровной». При этом адгезия между слоями уменьшается, а в отдельных случаях и вообще нарушается, что приводит к частичному расслоению.

Особенно часто непрочности и расслоения изделий из КМ встречаются в местах перегиба конструкций, имеющих резкие переходы из одной плоскости в другую. Непроклеи КМ могут возникать

также при изготовлении крупногабаритных деталей с использованием оснастки для обжатия конструкций. Качество материала в этом случае зависит от жесткости оснастки и правильности соединения полуформ. Воздух, попадая между поверхностями соединяемых полуформ, может оставаться внутри детали, а после полимеризации могут обнаруживаться расслоения. Несовершенная схема обжатия оснастки также приводит к образованию воздушной полости внутри детали.

Расслоения встречаются в соединениях наружной обшивки в приформовках силового набора. Качество соединения в этом случае в основном зависит от подготовки поверхности соединяемых конструкций, причем некачественная зачистка приводит к отслоению закладных элементов.

Появление микротрещин связано с напряжениями при усадке связующего в процессе его полимеризации. Отверждение КМ иногда сопровождается выделением большого количества тепла, вследствие чего температура внутри материала может достигать значительной величины. В процессе охлаждения изделия в результате различных коэффициентов температурного расширения волокон и связующего возникает концентрация напряжений, что и приводит к возникновению трещин.

Местные трещины полимерного связующего могут также возникать вследствие концентрации напряжений из-за плотной упаковки арматуры из параллельных волокон.

Концентрация напряжений от плотности упаковки волокон усиливается температурными остаточными напряжениями, вызванными разными коэффициентами термического расширения волокон и полимерного связующего, которые появляются в процессе охлаждения КМ после его отверждения.

Локальная пропитка зависит от качества валиков пропиточной машины или от конфигурации оснастки и расположения источников при пропитке под давлением. Эти факторы определяют возможную геометрию локализаций.

Локализации в виде надрезов слоев – это следствие слесарной операции при разьеме и зачистке готового изделия оператором, а нестыковки – при небрежностях рабочего в процессе выкладки препрега.

Посторонние включения, т.е. мелкая шлаковая пыль, заносимая вентиляцией, обрывки волокна и другие, не предусмотренные в составе КМ, попадая под слой волокнистого материала, мешают его уплотнению; в районе этого включения собирается связующее либо остается воздух.

Локальные сквозные пережоги, как правило, связаны с серьезным нарушением технологического процесса полимеризации (термостабилизации) изделия.

Такие несовершенства при формировании интегральных авиаконструкций из КМ, как технологическая погрешность, в большинстве технологических процессов практически неизбежны и связаны с термодинамическими характеристиками компонентов КМ. Технологическое коробление элементов конструкции может быть существенно снижено применением специальных процессов формирования, а также изменением структуры пакета, достигаемым соответствующим чередованием армирующих слоев.

Каждый из рассмотренных выше дефектов отрицательно сказывается на физико-механических свойствах изделий из КМ. Степень влияния определяется видом дефекта, его размером, местоположением и условиями работы материала.

Таким образом, предложенный в [1] и нашедший практическое применение [2-4] классификатор типовых дефектов полимерных КМ, которые по-видимому следует отнести к полученному на основе классификаций вспомогательного типа [7-8], дающих возможность эффективно найти тот или иной индивидуальный объект какого-либо множества по внешним легко обозримым данным.

Этот классификатор не является полным, так как не позволяет осуществить прогнозирование и учет технологических дефектов конструкций авиакосмической техники (АКТ) из ПКМ как в процессе их проектирования, так и в процессе изготовления.

По-видимому, необходима классификация этих дефектов, позволяющая выявить и систематизировать средства и способность их нейтрализации или снижения в производстве.

Близкими к идее такого классификатора является предложенный в [9] классификатор дефектов сотовых конструкций, возникающих на разных этапах технологического цикла их изготовления.

Преимуществом этого классификатора является его опора на фундаментальные положения теории классификаций и принцип математической логики деления объема понятий, а также основным правилам деления объема понятия [8]:

- в одной и той же классификационной ветви необходимо применять одно и то же основание – признак, позволяющий родственное понятие нижеследующей составляющей разделить на его виды, классы, подклассы, группы и подгруппы более низкого уровня этой структуры;

- соразмерности деления классификационной ветви, т.е. объем ее составляющих должен соответствовать полному объему основания деления понятия;

- составляющие одной классификационной ветви должны взаимно исключать друг друга, т.е. ни одна составляющая не должна входить в объем другой;

- подразделение на составляющие структуры нижестоящих уровней должно быть непрерывными, отвечая принципу плавного изменения степени сходства между ними.

В качестве высшей структуры деления объема понятия-категории может быть выбрано любое, достаточно общее понятие, которое в свою очередь может быть дифференцировано по схеме: категории-виды-классы, подклассы-группы-подгруппы.

В рассматриваемой сфере понятий наивысшим его объемом (иерархом) является «дефекты конструкций технических систем». Первичным сужением этого понятия в [9] принято понятие «дефекты конструкций АКТ», а вторичным – «дефекты сотовых конструкций АКТ». Именно это понятие, по-видимому, следует принять в качестве исходного в иерархии рассматриваемой классификации. Основанием деления объема этого понятия на видовые является общий признак – происхождение (природа) дефектов сотовых конструкций АКТ (СК АКТ).

В соответствии с этим в качестве видов приняты виды дефектов СК, включающие в себя: дефекты, являющиеся следствием ошибок проектирования объекта (нормирование воздействий, расчета и выбора конструктивных решений); дефекты, возникающие в нормированных условиях эксплуатации и дефекты, связанные с технологией изготовления объекта.

Деление понятия на классы осуществляется на основе общего для них признака (основания) – конструктивный элемент СК АКТ, в котором проявляется дефект того или иного вида.

Для классификационных ветвей этого вида понятия, в том числе и для дефектов технологии производства СК АКТ, в качестве основания его деления принят этот общий признак, реализованный четырьмя конструктивными элементами СК, включающими сотовые заполнители (СЗ), несущие слои (обшивки) СК, узлы соединений СЗ с несущими слоями СК и связи СЗ с несущими слоями и узлами соединений (рис. 2).

Однако работа [9] позволила обоснованно выделить только все составляющие СК и верхний уровень видов их дефектов, не конкретизируя классы, подклассы и группы дефектов каждого вида, без сопоставления нижних уровней классификации с технологическими операциями их возникновения и уровнями вплоть до вскрытия характера их интегрального влияния на соответствующую конечную продукцию.

Отсутствие результатов таких исследований не дает возможности регламентации допусков на соответствующие группы дефектов, интеграция которых по вертикали снизу доверху позволила бы установить технологически обоснованное качество продукции (СК и СЗ).

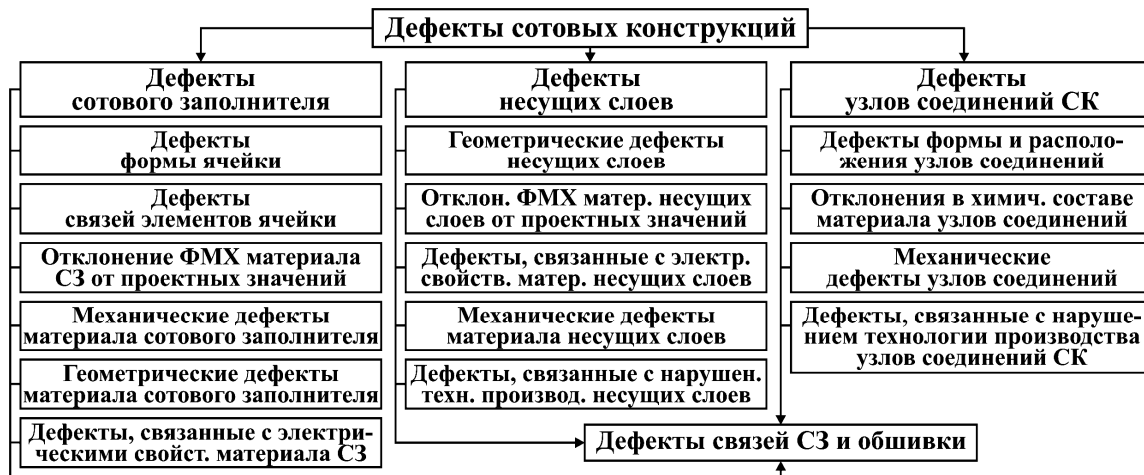


Рис. 2. Классификация дефектов СЗ и СК, возникающих на разных этапах технологического цикла их изготовления

В связи с этим в [10] сделана попытка синтеза полной классификации дефектов СЗ как основной составляющей СК.

В результате всестороннего анализа, основывающегося на эвристическом подходе применительно к исследованиям технологии получения СЗ изметаллической фольги, и производственного опыта в работе [10] разработан классификатор СЗ, верхний уровень которого представлен на рис. 3.

Как утверждает автор [10], предложенный классификатор СЗ позволяет в достаточной для практики степени глубины проводить исследования, направленные на научное обоснование полей допусков на все виды дефектов по принципу их влияния на конечный характер эксплуатационной эффективности СК АКТ путем разработки и реализации соответствующих математических моделей и основанных на них методик анализа количественных характеристик индивидуального и интегрального влияния этих дефектов.

Отмечая неоспоримую эффективность предложенного в [10] классификатора как в аспекте его основания на фундаментальные положения и правила теории классификаций [7, 8], так и в плане практической реализации применительно к СЗ, представляется необходимым отметить и некоторые замечания относительно исходной цепочки, на которой построены классификационные уровни.

Прежде всего по горизонтали за видом дефекта представляется оправданным разместить его класс, раскрывающий видовые особенности дефекта. Затем в горизонтальной цепочке признаков после технологической операции возникновения дефекта ввести признак причины возникновения дефекта. После этого признака для конструкций АКТ из ПКМ представляется оправданным вместо дифференцированными для СЗ первичной и вторичной стадиями проявления дефекта ввести интегральную стадию его

проявления, так как для рассматриваемого объекта классификации установления различных стадий проявления, как правило, невозможно, затруднительно или не информативно.

С учетом отмеченных замечаний ниже представлена многоуровневая классификация дефектов, возникающих в производстве интегральных конструкций АКТ из полимерных КМ (рис. 4).

В классификаторе выделено 8 видов дефектов, включающих 24 класса.

Вывод

Предложенный многоуровневый классификатор позволит проводить анализ влияния всех видов дефектов и их классов на базе соответствующих математических моделей, направленных на поиск обоснованных полей допусков с целью прогнозирования технологических возможностей серийного производства прогрессивных интегральных конструкций АКТ из полимерных композиционных материалов, а также динамики их снижения по мере освоения изделия.

Литература

1. Гайдачук В.Е. Теоретические основы технической подготовки производства авиаконструкций из композиционных материалов: дис. ... докт. техн. наук: 05.07.04 – технология производства летательных аппаратов / Гайдачук Виталий Евгеньевич – Х., 1979. – 438 с.
2. Гайдачук В.Е. О возможности регламентации технологических несовершенств в конструкциях из композиционных материалов / В.Е. Гайдачук, Н.Б. Воронцов, А.И. Рукавишников // Прочность конструкций летательных аппаратов: темат. сб. науч. тр. / М-во высш. и среднего спец. образования СССР, Харьк. авиац. ин-т им. Н.Е. Жуковского. – Х., 1981. – Вып. 6. – С. 124-129.

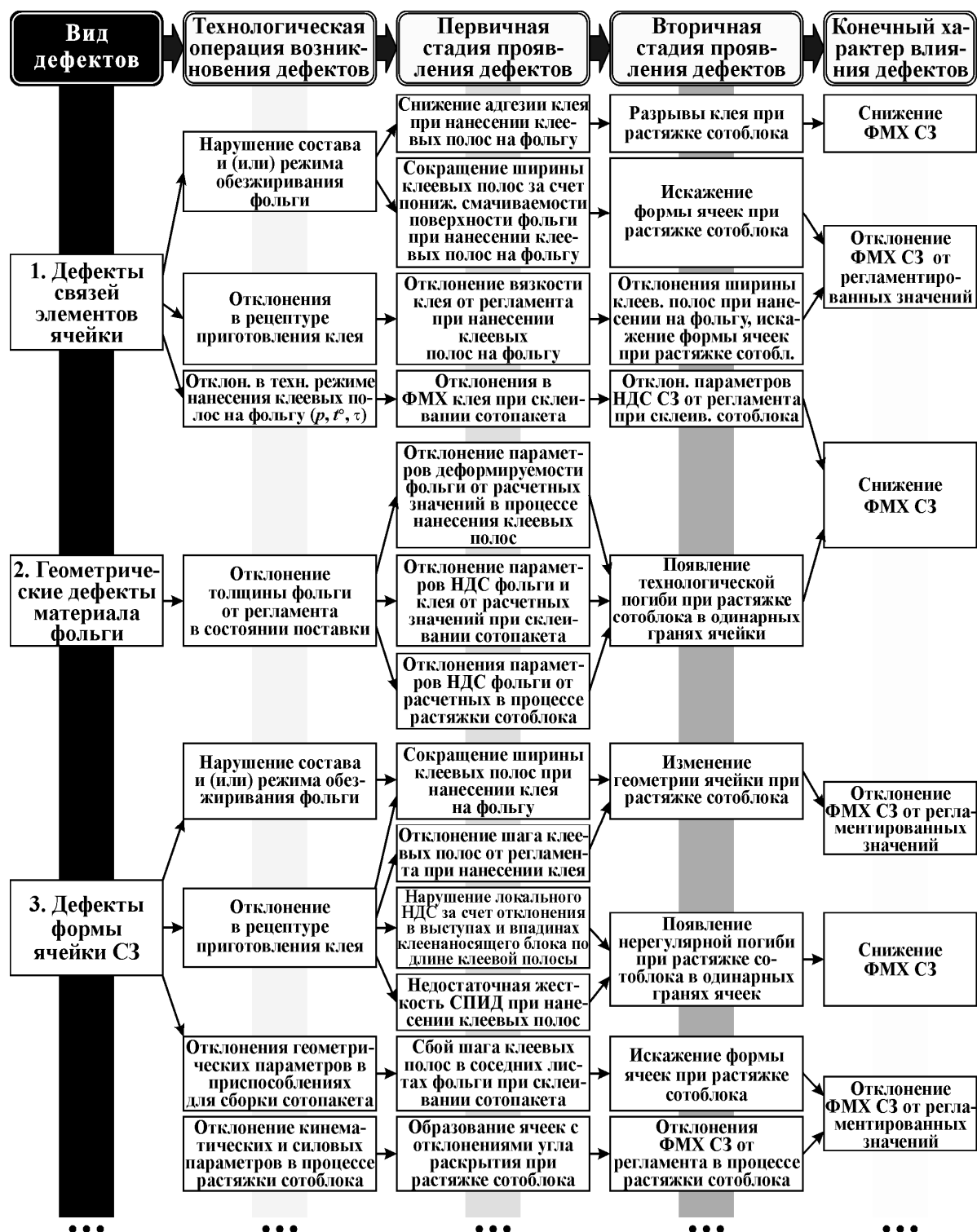


Рис. 3. Классификатор дефектов заполнителей металлической фольги (верхний уровень)

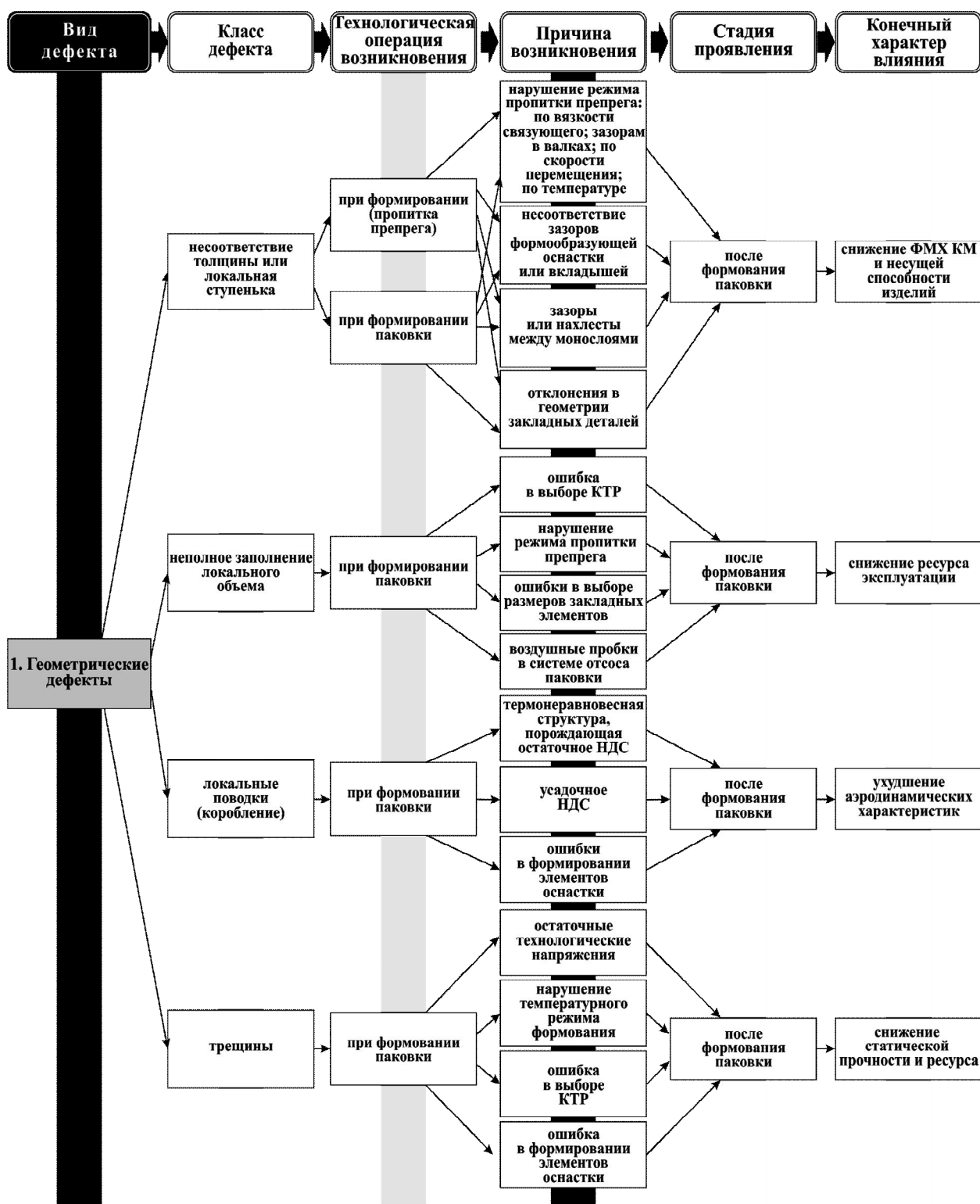


Рис. 4. Классификатор дефектов, возникающих в производстве интегральных конструкций АКТ из полимерных КМ

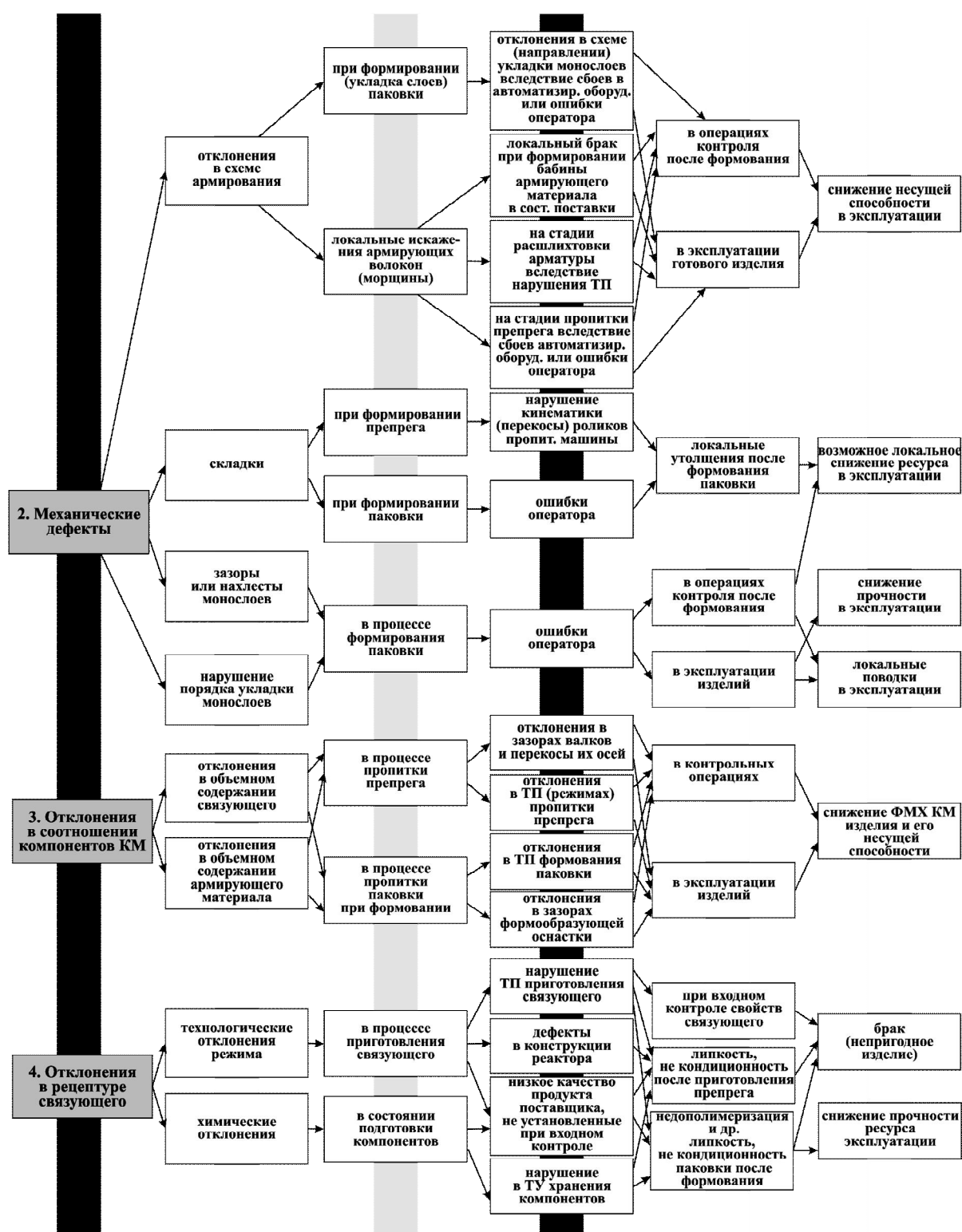


Рис. 4. Классификатор дефектов, возникающих в производстве интегральных конструкций АКТ из полимерных КМ (продолжение)

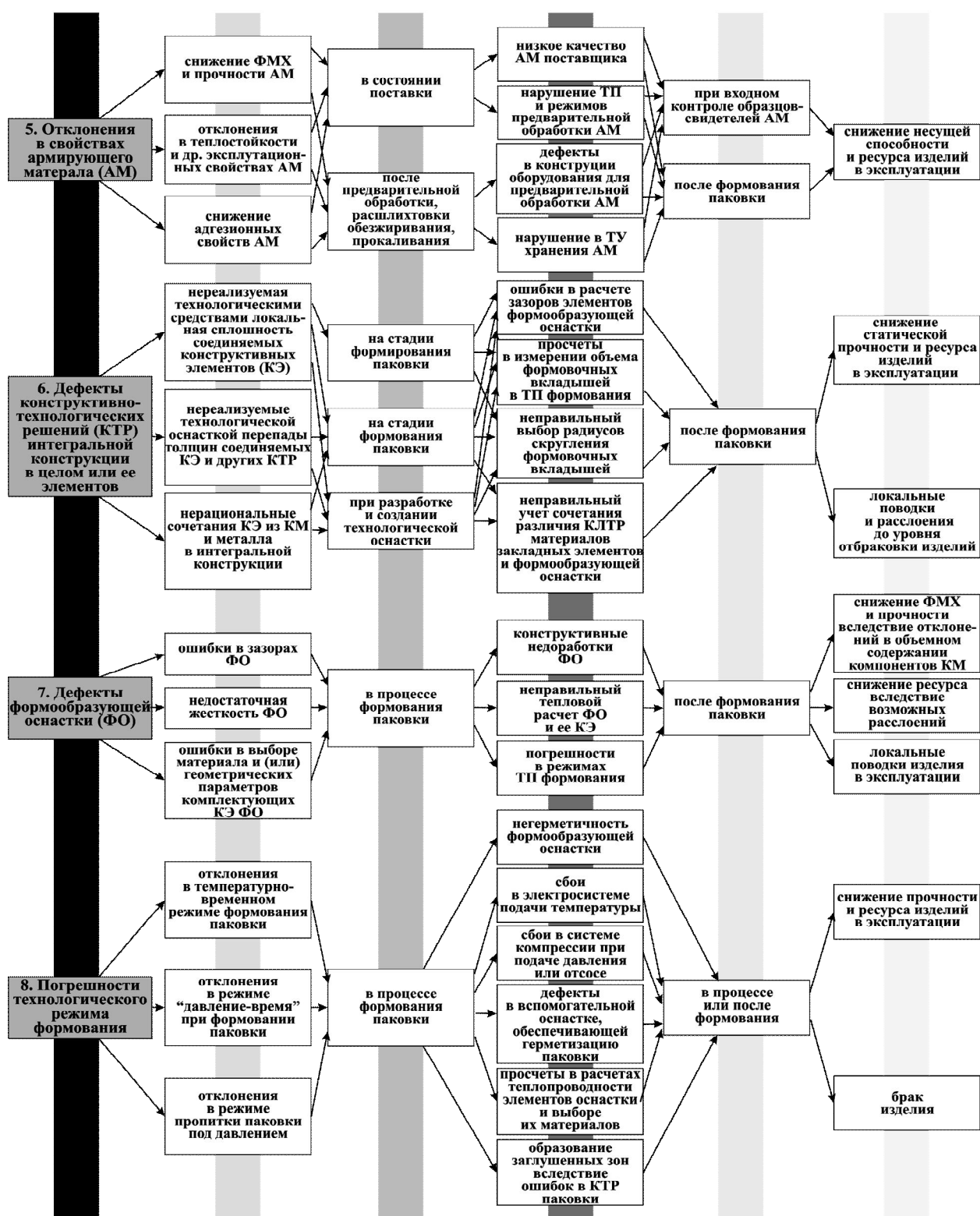


Рис. 4. Классификатор дефектов, возникающих в производстве интегральных конструкций АКТ из полимерных КМ (окончание)

3. Гайдачук В.Е. Технология производства летательных аппаратов из композиционных материалов: уч. пособие для вузов / В.Е. Гайдачук, В.Д. Гречка, В.Н. Кобрин, Г.А. Молодцов. – Х.: Харьк. авиац. ин-т, 1989. – 339 с.

4. Бичков С.А. Технологія виробництва літальних апаратів із композиційних матеріалів: підручник / С.А. Бичков, О.В. Гайдачук, В.Є. Гайдачук, В.Д. Гречка, В.Н. Кобрин. – К., ІСДО, 1995. – 376 с.

5. Щербаков В.Т. Технологические особенности создания типовых элементов силовых конструкций интегрального типа из полимерных композиционных материалов / В.Т. Щербаков, А.Н. Гончаров, Н.Б. Волобуева, Р.Г. Нафиков, В.С. Веднева // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: темат. сб. науч. тр. – Х.: Харьк. авиац. ин-т, 1985. – С. 40-48.

6. Забашта В.Ф. Полимерные композиционные материалы конструкционного назначения: Спра-

вочник / В.Ф. Забашта, Г.А. Кривов, В.Г. Бондарь. – К., Техніка, 1993. – 160с.

7. Кондаков Н.И. Логический словарь-справочник / Н.И. Кондаков – М.: Наука, 1975. – 720 с.

8. Математический энциклопедический словарь. – М.: Советская энциклопедия, 1988. – 847 с.

9. Гайдачук А.В. Технологические дефекты сотовых конструкций из полимерных композиционных материалов / А.В. Гайдачук, М.В.Сливинский // Авиационно-космическая техника и технология. – 2005. – № 4(20). – С. 5-8.

10. Мельников С.М. Многоуровневая классификация дефектов сотовых заполнителей из металлической фольги и вытекающие из нее задачи определения их полей допусков / С.М. Мельников // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»: - Х.: НАКУ. 2005. – Вып.4(2). – С. 96-108.

Поступила в редакцию 2.06.2010

Рецензент: д-р техн. наук, профессор, заведующий кафедрой авиационного материаловедения Я.С. Карпов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

АНАЛІЗ ТЕХНОЛОГІЧНИХ ДЕФЕКТИ, ЩО ВИНИКАЮТЬ У СЕРІЙНОМУ ВИРОБНИЦТВІ ІНТЕГРАЛЬНИХ АВІАКОНСТРУКЦІЙ ІЗ ПОЛІМЕРНИХ КОМПОЗИЦІЙНИХ МАТЕРІАЛІВ

О.В. Гайдачук, А.В. Кондратьев, К.В. Омельченко

Розроблено багаторівневу класифікацію технологічних дефектів, що виникають у процесі виробництва конструкцій авіаційно-космічної техніки з полімерних композиційних матеріалів. В основу класифікації покладено фундаментальні принципи і правила теорії класифікації. Наведено класифікатор, що містить 8 видів типових дефектів, що включає 24 класи. Класифікатор призначений для синтезу обґрунтованих полів допусків на технологічні відхилення параметрів виробу від закладених у проектній документації та прогнозування можливостей зниження дефектів в серійному виробництві по мірі освоєння виробу.

Ключові слова: полімерні композиційні матеріали, класифікація, технологічний дефект, поле допусків, серійне виробництво.

THE ANALYSIS OF THE TECHNOLOGICAL DEFECTS ARISING IN A SERIES PRODUCTION OF INTEGRATED AIRFRAMES MADE FROM POLYMERIC COMPOSITE MATERIALS

A.V. Gaidatchouk, A.V. Kondratiev, E.V. Omelchenko

The multilevel classification of the technological defects arising in aerospace vehicles' structures manufacture from polymeric composite materials is developed. Fundamental principles and rules of the classification theory are put in the classification basis. A classifier containing 8 types of standard defects, including 24 classes is given. The classifier is intended for synthesis of the proved tolerance ranges of product parameters' technological deviations from nominal and potential forecast of defects decreasing in a series production as manufacture of product is being mastering.

Key words: polymeric composition materials, classification, technological defect, field of admittances, mass production.

Гайдачук Александр Витальевич – д-р техн. наук, профессор, проректор по НИР ХАИ, заведующий кафедрой проектирования ракетно-космических аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

Кондратьев Андрей Валерьевич – канд. техн. наук, ассистент кафедры проектирования ракетно-космических аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», e-mail: kondratyev_a_v@mail.ru.

Омельченко Екатерина Владимировна – инженер, Харьковское государственное авиационное производственное предприятие.

УДК 539.319:678.027.94

А.В. ЧЕСНОКОВ

Восточноукраинский национальный университет имени Владимира Даля, Украина

АНАЛИЗ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОЙ ГОТОВНОСТИ ПРОИЗВОДСТВА ТЕРМОНАГРУЖЕННЫХ ДЕТАЛЕЙ ИЗ УГЛЕРОД-УГЛЕРОДНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ

Приводится обзор результатов исследований в области создания научных основ технологической подготовки производства термонагруженных деталей летательных аппаратов (ЛА) из углерод-углеродных композиционных материалов (УУКМ) в Украине. Приведена концепция производства деталей ЛА из УУКМ с прямолинейным расположением армирующих волокон. Анализируются результаты теоретических и экспериментальных исследований, раскрывающих функции технологической подготовки производства: обеспечение технологичности, разработка технологических процессов (ТП), создание системы контроля и управления ТП, проектирование и изготовление средств технологического оснащения. Приведены результаты апробации ТП и оснащения, подтверждающие технологическую готовность к серийному производству деталей ЛА из УУКМ.

Ключевые слова: термонагруженные детали, углерод-углеродный композиционный материал, функции технологической подготовки производства, технологическая готовность производства.

Состояние проблемы

Совершенствование технологии производства углерод-углеродных композиционных материалов (УУКМ) во всем мире относится к приоритетным направлениям, определяющим обороноспособность и научно-технический потенциал государства, владеющего ими [1], при этом особое внимание уделяется реализации полного цикла производства материала без международной кооперации.

Создание конструкций современных летательных аппаратов (ЛА), используемых в условиях высоких температур и повышенных термомеханических нагрузок, не эффективно без применения деталей из УУКМ. Применение УУКМ в качестве внутренней теплозащиты РДТТ (сопловый насадок критического сечения) и внешней теплозащиты ракет (головные обтекатели) позволяет существенно расширить ресурсы работоспособности конструкций и повысить их экономичность [2].

Наиболее высокие термомеханические характеристики деталей ЛА из УУКМ получают при равномерном, прямолинейном расположении углеродных жгутов без повреждений в материале, совместностью работы матрицы и волокон в материале [3].

Производство деталей ЛА из УУКМ в Украине сдерживается в результате изменения концепции международной кооперации в производстве УУКМ. Применяемый способ производства УУКМ был чрезвычайно длительный со значительными затратами энергии и материалов, насыщение углеродом матрицы из жидкой фазы производилось с приме-

нием дорогостоящего комплекса оборудования на территории Российской Федерации.

Работы в области совершенствования технологической подготовки производства термонагруженных деталей ЛА выполняются в соответствии с Общегосударственной целевой космической программой Украины на 2008 – 2012 годы [4] и относятся к приоритетному направлению исследований для совершенствования воздушно-космической системы многоразового использования «Воздушный старт» и материалов с улучшенными характеристиками.

В Украине накоплен значительный научно-технический потенциал в области производства УУКМ. Технология производства армирующих каркасов (АК) для жидкофазного насыщения углеродом матрицы исследована в работе [5] и создано опытное производство АК. Под руководством проф. В.А. Гурина разработан и совершенствуется метод пироуглеродного уплотнения пористых сред [1]. Хотя существующие технологии изготовления АК для деталей ЛА неприменимы для пироуглеродного уплотнения по причине их низкой газопроницаемости. Создание полного цикла эффективного производства деталей ЛА из УУКМ возможно за счет сокращения ресурсоемкости при подготовке жгутов к переработке и изготовлении АК, а также необходимо обеспечить эффективное пироуплотнение АК.

Для обеспечения технологической готовности производства деталей ЛА из УУКМ необходимо создание научных основ технологической подготовки производства и ее реализация, что является важной научно-технической проблемой [6].

Концепция производства

Для удовлетворения текущих потребностей ракетно-космического комплекса в деталях из УУКМ и планируемого повышения спроса необходима разработка полного цикла производства материала в стране. На основании анализа требований к деталям из УУКМ, их размеров и формы (определенных по материалам открытой печати и техническим заданиям выполненным договорам) в качестве детали-представителя выбрана деталь, имеющая наибольшие габариты, – цилиндр Ø530 мм с отверстием Ø245 мм, высотой 350 мм.

Деталь и УУКМ производятся одновременно. Стабилизация свойств деталей возможна только при устойчивом выполнении всех ТП изготовления УУКМ, что позволяет снизить коэффициент запаса прочности деталей и вес изделия в целом. Для обеспечения устойчивости ТП должны быть определены требования к каждому ТП и раскрыта их взаимосвязь.

Несмотря на многообразие способов производства деталей из УУКМ [3] обязателен следующий порядок ТП:

- подготовка углеродных жгутов к переработке в АК;
- изготовление АК;
- насыщение АК углеродом матрицы;
- механическая обработка.

Для обеспечения технологической готовности к производству деталей на основании научно обоснованных подходов необходимо реализовать функции технологической подготовки производства, включающие: обеспечение технологичности конструкции; разработку ТП; проектирование и изготовление средств технологического оснащения; контроль и управление ТП.

Концепция производства деталей ЛА из УУКМ в Украине включает следующие принципы:

- применение имеющейся производственной базы высокопроизводительного метода пироуглеродного уплотнения;
- обеспечение благоприятных условий выполнения каждого ТП изготовления деталей ЛА из УУКМ на основании определения критериев технологичности для каждого ТП;
- применение технологических методов повышения газопроницаемости АК, сохранения прямолинейности и равномерности расположения армирующих волокон;
- комплексная автоматизация процессов производства и контроля ТП;
- применение ресурсосберегающих технологий, позволяющих перейти на уровень безотходного производства.

Обеспечение технологичности

Технологическая подготовка выполняется для серийного производства деталей из УУКМ. Для оценки технологической рациональности применен вектор качества выходных характеристик объектов производства:

$$K_i = (K_{i,1}, K_{i,2}, \dots, K_{i,j}), \quad (1)$$

где $K_{i,1}, \dots, K_{i,j}$ – частные качественные характеристики после i -го ТП.

В качестве частных характеристик объектов производства применяются прочностные, геометрические и др. характеристики, получаемые измерением. Полный перечень измеряемых характеристик задается в техническом задании на выполнение ТП. Условием приемлемости ТП является:

для прочностных характеристик $K_{i,j} \geq K_{i,j}^{T3}$;

для геометрических характеристик $K_{i,j} = K_{i,j}^{T3}$,

где $K_{i,j}^{T3}$ – параметр, указанный в техническом задании на выполнение ТП.

При проектировании деталей из УУКМ и разработке ТП необходимо применение принципов унификации для разработки эффективных ТП с высоким показателем гибкости производства. К параметрам рациональности конструкции и ТП относятся и показатели технологичности. Выявить показатели, наиболее полно отражающие достижение оптимальных затрат при производстве деталей, возможно на основании анализа технологического цикла их производства. Для оптимизации технологического цикла построена модель, охватывающая все этапы изготовления деталей из УУКМ, и произведена классификация моделей по уровням детализации (рис. 1).

Модели ТП являются взаимозависимыми. Анализ взаимодействия ТП изготовления деталей из УУКМ проведен в работе [7]. Выявлены исходные параметры процессов, факторы, влияющие на ход ТП и выходные параметры.

Для определения количественных закономерностей взаимовлияния и модели изготовления деталей из УУКМ в первую очередь определены модели, оказывающие наибольшее влияние на взаимодействие ТП и определяющие требования к устойчивости ТП, из которых получены показатели технологичности. Модели, описывающие отдельные более самостоятельные процессы, получены при рассмотрении ТП, в которые они входят.

Моделями этапа ТП, связывающими характеристики стержней и устойчивость автоматизированной сборки АК, являются модели силового



Рис. 1. Классификация моделей ТП

взаимодействия стержней при сборке и опрессовке (рис. 1). Характер взаимодействия стержней зависит от соотношения диаметров сопрягаемых стержней (вертикального d_B и горизонтального d_Γ) и шага расположения вертикальных стержней t , измеренный перпендикулярно подаваемому стержню [8]. Сопряжение с натягом приводит к деформации стержней, которая состоит из искривления оси стержня и деформации сечения. Искривление оси стержня определено с учетом сдвига смежных поперечных сечений относительно друг друга, а контактная деформация определена, рассматривая контакт цилиндрических тел из одинакового материала. Натяг полностью компенсируется суммой деформаций:

$$\frac{(d_B + d_\Gamma) - t}{2} = \frac{5P_1 H_B^3}{6\pi d_B^4 E_B} \left(1 + \frac{9d_B^2 k_G}{2H_B^2} \right) + n_\delta \frac{1}{2} \sqrt{\frac{36(1 - \mu_\pi^2)^2 (d_B + d_\Gamma)}{E_\pi^2 d_B d_\Gamma}} P_1^2, \quad (2)$$

где P_1 – сила взаимодействия стержней; H_B – высота до направляющей плиты; E_B , E_π – модули упругости стержней вдоль и поперек волокон; μ_π – коэффициент Пуассона поперек волокон; k_G – коэффициент отношения модульных характеристик для рассматриваемого материала $k_G = \frac{E_B}{G}$.

Уравнение (2) после преобразований к кубическому виду решено относительно P_1 для взаимодействия стержней при $d_B = d_\Gamma = d$ с применим формулы

Кардано. В общем виде функция силы взаимодействия стержней может быть представлена в виде:

$$P_1 = f(d; H_B; t; E_B; E_\pi; k_G). \quad (3)$$

Определены усилия, воспринимаемые стержнями различных направлений при сборке АК и получены условия прочности в зависимости от вида воспринимаемой нагрузки. Прочность стержней должна соответствовать следующим условиям:

$$[\sigma_B] \geq \sigma_B = \frac{4N}{\pi d^2};$$

$$[E_B] \geq E_B = \frac{P_1 (3H_B^2 + \pi^3 k_G d^2)}{3d^4}, \quad (4)$$

где N – сжимающая сила, действующая на стержень; $[\sigma_B]$, $[E_B]$ – предельные значения параметра.

Определено, что при подаче одиночного стержня усилие сопротивления проникновению стержня в АК значительно ниже, чем при подаче слоя. Отмечено недопустимость применения подачи стержней слоем при наличии натяга в сопряжении стержней [9].

Для объективного определения прочностных характеристик стержней учтены условия нагружения стержней при сборке АК. На основании испытаний стержней на устойчивость определяется сила $P_{уст}$, на расслоение P_p . Схема испытаний приведена на рис. 2. Из условий нагружения стержней определены их эффективные характеристики – модуль Юнга E_B^Δ и предел прочности σ_B^Δ , которые и применяются в расчетах как предельные значения с учетом коэффициента запаса прочности. Расчет эффективных прочностных характеристик производят по зависимостям [10]:

$$\sigma_B^\Delta = \frac{4P_p}{\pi d_{max}^2};$$

$$E_{\Pi P}^\Delta = \frac{4P_{уст} (16H_B^2 \mu^2 + \pi^2 k_G k_\Phi d_{max}^2)}{\pi^3 d_{max}^4}, \quad (5)$$

где d_{max} – максимальный диаметр стержня; μ – коэффициент приведения длины стержня $\mu = 0,5$; k_Φ – безразмерный коэффициент формы сечения, для круглой $k_\Phi = 4,2$.

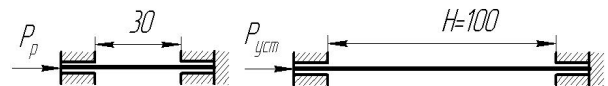


Рис. 2. Схема проведения испытаний на смятие торца и устойчивость стержней

Связь параметров АК и ТП их изготовления с эффективностью пироуглеродного уплотнения раскрывает модель газопроницаемости АК (рис. 1).

Важным показателем эффективности насыщения является открытая пористость. В АК между армирующим материалом возникают полости, сообщающиеся между собой посредством каналов. Форма и размеры каналов зависят от вида АК и формы армирующего материала. Для определения проницаемости различных АК условно разделено поровое пространство на транспортные и межволоконные поры [11]. Движение реагента по транспортным порам описано широко используемым в теории фильтрации уравнением Дарси с учетом эффекта Клинкенберга. Движение газа по межволоконным порам описано с учетом скольжения газа вдоль стенок капилляров. Определены коэффициенты проницаемости для движения реагента в межволоконных порах.

На основании анализа полученных зависимостей определены параметры, которые отражают изменение газопроницаемости через межволоконные поры и введен коэффициент относительной проницаемости через межволоконные поры, отражающий изменение газопроницаемости при изменении структуры или параметров АК:

$$k_{\text{пр}} = \frac{1}{d} \left(\frac{1 - \phi_{\text{ст}}}{\phi_{\text{ст}}} \right)^2, \quad (6)$$

где $\phi_{\text{ст}}$ – наполнение стержня волокном.

Для повышения газопроницаемости АК предложено удалять связующее после сборки АК [11]. При этом волокна занимают все свободное пространство, ограниченное волокнами других направлений. Такое состояние названо свободной формой.

При изменении формы сечения изменяется наполнение стержня волокном. Влияние перехода к свободной форме сечения стержня на коэффициент относительной проницаемости АК, рассчитанный по зависимости (6), представлен на рис. 3.

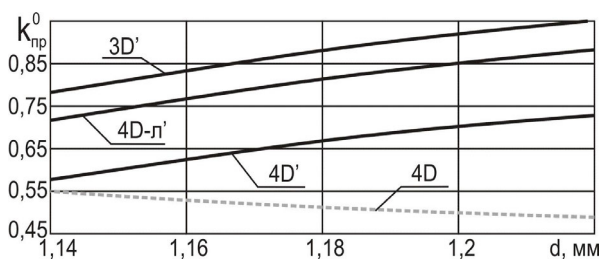


Рис. 3. Изменение проницаемости АК: 3D', 4D', 4D-л' – АК со свободной формой волокон

Результаты наглядно подтверждают необходимость удаления связующего из стержней после сборки АК. Применяемые ранее связующие невозможно удалять, поэтому на основании анализа веществ по химическому составу и применимости в качестве связующего выбран углевод, не применяемый ранее в качестве связующего для КМ.

Параметры транспортных пор определены с применением системы трехмерного твердотельного моделирования. Подтверждено, что структура 3D' имеет закрытую пористость и ее насыщение неэффективно [11]. Открытую пористость имеют 4D' и 4D-л' структуры.

В дополнение к показателям технологичности, рекомендованных ГОСТ 14.205-83, определены специальные показатели технологичности, оказывающие влияние на устойчивость ТП и пригодность полученного полуфабриката к устойчивому выполнению последующих ТП изготовления деталей из УУКМ [12]. На этапе конструкторской подготовки производства рекомендуется сравнивать заданное наполнение АК волокном и его зернистость с предельно достижимыми значениями по направлениям армирования и в произвольной плоскости. Для расчета параметров наполнения АК волокном и зернистости выделены повторяющиеся элементы, по которым и определены сравниваемые параметры и их предельные значения. Получены коэффициенты армирования в произвольной плоскости сечения с учетом технологических возможностей для стержневых АК [13]. Полученные размеры повторяющихся элементов характеризуют зернистость структуры и применяются в качестве базовых показателей технологичности АК.

Для процессов с силовым взаимодействием, к которым относится сборка АК, параметром технологичности является минимальный коэффициент запаса прочности k_c . Запас прочности рассчитывается по отношению прочности стержней (5) к прогнозируемым технологическим напряжениям (4).

Технологичность по параметру газопроницаемости определяется по отношению коэффициентов относительной проницаемости и диаметров минимальной и максимальной поры.

Разработка технологических процессов

Структура ТП и требования к технологическим этапам пултрузии стержней на углеводсодержащем связующем обоснована в работе [14]. Для поиска оптимальных параметров изготовления стержней необходимо изучение процессов, происходящих на этапах ТП (рис. 1), и создание модели, охватывающей весь ТП изготовления стержней и сборки АК (рис. 1).

Для раскрытия процессов на этапе пропитки-отжима пропитанный жгут представлен капиллярно-пористым телом, внутри которого происходит фильтрация жидкости. Полученная зависимость максимального давления в полуфабрикате при отжиме от параметров процесса. Численным моделированием определено влияние угла входного конуса

фильеры и диаметра полуфабриката на относительный параметр максимального давления [15]. Сопротивление движению сквозь фильеру составляет:

$$P_O = \sin \alpha \int_{d_1/2}^{d_0/2} p(d) S_K(d) dd, \quad (9)$$

где S_K – площадь конуса фильеры, контактирующая с полуфабрикатом.

Повреждение жгута снижается при угле входного конуса $2\alpha < 70^\circ$.

Диаметр отжимной фильеры можно рассчитать в зависимости от конечного содержания связующего (по массе) в стержне с учетом его концентрации:

$$d_1 = \frac{2}{\sqrt{\pi}} \sqrt{F_B + \left(\frac{\pi d^2}{4} - F_B \right) \cdot \frac{1 - k_{п2}}{k_{с0}(1 - k_{п1})}}, \quad (10)$$

где F_B – площадь волокон в сечении; $k_{п1}$, $k_{п2}$ – коэффициенты пустот в полуфабрикате на стадии пропитки и формования соответственно.

Однофакторные экспериментальные исследования этапа [15] определили степень влияния технологических параметров на качество пропитки, которое оценивалось массой нанесенного связующего. В результате исследований определены основные значущие факторы этапа – давление пропитки и концентрация связующего.

Процесс сушки исследован для нахождения рационального режима теплопередачи. Определен механизм движения связующего при сушке полуфабриката в зависимости от направлений градиентов температуры и влагосодержания. Для повышения монолитности стержня и интенсификации процесса сушки обоснована эффективность разогрева полуфабриката изнутри – пропусканием электрического тока [14] и для эффективного удаления влаги с поверхности – обдув нагретым воздухом. Экспериментальное исследование этапа сушки позволило определить диапазон подводимой энергии, что позволило определить эффективный способ удаления растворителя и разогрева полуфабриката безопасным, энергосберегающим методом. Распределением связующего по сечению стержня можно управлять напряжением (фактор этапа), подводимым к углеродному жгуту.

На этапе формования во входном конусе фильеры происходит перераспределение связующего относительно волокон внутри полуфабриката. Для расчетов связующее представлено вязкопластичной системой и описано обобщенным уравнением Шведова-Бингама. Сопротивление движению полуфабриката сквозь формирующую фильеру складывается из преодоления давления формования, трения о боковую поверхность и сил сцепления [16]:

$$P_\Phi = S_K p_2 \sin \alpha_2 + (S_{ц} + S_K) (\tau_a k_2 + (1 - k_2) p_2 f_{тр2} \cos \alpha_2), \quad (11)$$

где $S_{ц}$ – площадь цилиндрической поверхности фильеры; $f_{тр2}$ – коэффициент трения жгутов о боковую поверхность фильеры; k_2 – коэффициент, учитывающий количество поверхности, покрытой связующим; τ_a – адгезионные напряжения сдвига при относительном смещении поверхностей.

В результате предварительных однофакторных экспериментов определено рациональное расположение формирующих фильер и основные значущие факторы этапа – диаметр и количество формирующих фильер [16]. Применение «каскадного» формования фильерами с уменьшающимся диаметром позволяет снизить повреждение волокон и стабилизировать диаметр стержня. Повреждение периферийных волокон происходит при сопротивлении движению полуфабриката около 2,5 Н.

Выявлен эффект влияния стабильности выполнения этапов ТП на усилия сопротивления движению полуфабриката сквозь фильеры. Этот параметр предложено контролировать и при выходе за пределы – выполнять поднастройку ТП. Рабочим диапазоном сопротивлений прохождению полуфабриката является 0,1...0,3 Н для фильеры отжима и 1,0...2,2 Н для фильеры формования.

В результате исследований этапа протяжки определено влияние способа протяжки на эллипсность и искривление оси стержней [17]. Рекомендовано протяжку полуфабриката по технологическим этапам выполнять с помощью приводной бобины диаметром 4 м. Получаемая эллипсность стержня до 0,03 мм и искривленность оси обусловлена случайными факторами – колебанием натяжения жгутов и их расположением по сечению стержня.

Для получения модели, охватывающей весь ТП изготовления стержней и отражающей взаимосвязь этапов ТП, проведен планируемый многофакторный эксперимент. В результате предварительных исследований были определены пять ключевых факторов и по плану эксперимента, диапазон варьирования был разбит на четыре уровня, табл. 1. Шестнадцать различных сочетаний факторов были повторены трижды, порядок проведения экспериментов определялся по таблице случайных чисел.

При проведении экспериментов контролировались следующие параметры отклика: диаметр стержня d , устойчивость и расслоение стержня (по схеме рис. 2, и рассчитывались эффективные характеристики стержней, предел прочности $\sigma_B^{\exists}$ и модуль Юнга, $E_{пр}^{\exists}$), масса связующего в стержне

$m_{св}$, сопротивление движению полуфабриката сквозь отжимную P_O и формирующую P_F фильеру.

Результаты обработаны методами математической статистики, получены уравнения регрессии, моделирующие факторы отклика. Из моделей удалены составляющие с уровнем значимости ниже доверительного интервала и выполнена проверка на адекватность по критерию Стьюдента для уровня значимости 0,05.

Полученные регрессионные зависимости приведены в табл. 2.

Модель ТП изготовления стержней входит в модель изготовления деталей из УУКМ (рис.1) как структурный модуль. Оптимизация ТП изготовления стержней выполнена с учетом взаимосвязи ТП изготовления деталей из УУКМ [7]. Геометрические и прочностные характеристики стержней оказывают влияние на силовые параметры автоматической сборки АК и ее устойчивость. Целевой функцией оптимизации являлось повышение минимального коэффициента запаса прочности стержня при сборке АК. Оптимизация выполнялась с применением программной надстройки «Поиск решения», входящей в программу электронных таблиц Microsoft Excel. Результат оптимизации после раскодирования значений факторов и принятые к реализации значения варьируемых факторов рассчитаны параметры стержней и сборки АК, табл. 4. Полученный минимальный коэффициент запаса прочности стержня 22 обеспечивает устойчивость автоматизированной сборки АК.

Результаты проведенных исследований создают научные основы разработки ТП подготовки жгутов к сборке с гарантированным обеспечением заданных технологических характеристик, разработанной методики контроля качества подготовки жгутов.

Сборка АК выполняется в две операции – установка вертикальных стержней в направляющие плиты и укладка слоев горизонтальных стержней, определена структура выполнения операций. Установка вертикальных стержней осуществляется перемещением стержней по вибрирующей плите к отверстиям и после попадания – вдоль них. Укладка слоев горизонтальных стержней состоит из подачи стержня роликами по направляющей между рядами вертикальных стержней на заданную глубину и его обрезку. После набора слоя стержней выполняется его опрессовка и поворот АК, набор слоев выполняют до заданной высоты.

Для раскрытия закономерностей движения стержней по вибрирующей поверхности и поиска рациональных параметров вибрации описано движение массива стержней в зависимости от направления и интенсивности вибрации. Режим движения

Таблица 1

Основные значения планируемых факторов

	Концентрация связующего, $k_{с0}$, %	Давление пропитки, p_1 , МПа	Напряжение разогрева, V , В	Диаметр и количество формирующих фильер,	
				d_ϕ , мм	n_ϕ
Max	90	0,4	36	1,18	4
Min	60	0,1	0	1,12	1
Шаг	10	0,1	12	0,02	1
X_i	X_1	X_2	X_3	X_4	X_5

Таблица 2

Уравнения регрессии

$d = 1,205 - 0,005X_1 + 0,009X_4 - 0,005X_5 + 0,004X_4X_5 + 0,005X_1X_4 - 0,005X_1X_5$
$\sigma_B^3 = 81,9 + 4,2X_1 - 2,45X_4 + 1,8X_5 - 2,35X_2X_3 - 2,85X_4X_5 - 1,58X_1X_4 - 1,69X_2X_4$
$E_{ПР}^3 = 49,28 + 3,6X_1 + 4,13X_2 - 4,13X_4 + 2,5X_5 - 1,80X_2X_3 - 2,52X_4X_5 - 3,05X_1X_3 - 2,68X_1X_4 - 1,92X_2X_4$
$m_{св} = 0,147 + 0,006X_1 + 0,005X_2 - 0,004X_2X_3 - 0,003X_1X_3$
$P_O = 0,147 + 0,014X_1 + 0,011X_2$
$P_F = 2,19 + 0,072X_1 - 0,395X_4 + 0,087X_5 + 0,124X_1X_2 + 0,222X_1X_5 + 0,086X_2X_5$

Таблица 3

Оптимальные значения факторов ТП

	$k_{с0}$, %	p_1 , МПа	V , В	d_ϕ , мм	n_ϕ
Результат оптимизации	90	1	13,97	1,155	3,4
Принятое значение	90	1	24	1,16	4

Таблица 4

Расчетные параметры стержней и сборки АК

d , мм	$E_{ПР}$, МПа	σ_B^3 , МПа	P_O , Н	P_F , Н	P_i , Н	N , Н	$k_{с\ min}$
1,196	86,95	48,36	0,15	2,23	0,0256	6,08	22,16

стержней описывается безразмерными коэффициентами по поверхности – $z'_\pm$ и по направляющему конусу отверстия – $z'^k_\pm$ [18]:

$$z'_\pm = \frac{g}{A\omega^2} \frac{\sin(\alpha \pm \zeta)}{|\cos(\beta \mp \zeta)|};$$

$$z'^k_\pm = \frac{g}{A\omega^2} \frac{\sin(\alpha - \alpha^k \pm \zeta)}{|\cos(\beta - \alpha^k \mp \zeta)|}, \quad (12)$$

где g – ускорение свободного падения; $\zeta = \arctg f$ – угол трения скольжения.

Наибольшая вероятность попадания стержней в отверстия направляющих плит с минимальным по-

вреждением торцов стержней, при вибрации в горизонтальной плоскости. Так как все стержни находятся на одной вибрирующей поверхности, условие, ограничивающее диапазон рациональных параметров вибрации представим в виде:

$$0 < -z'_- = z'_+ < 1; \\ \left(-z'_- < 1 \text{ и } z'_+ > 1 \right) \text{ или } \left(-z'_- < 0 \text{ и } z'_+ > 0 \right). \quad (13)$$

В зависимости от частоты и амплитуды вибрации возможны три режима движения стержней по плите – покой, возвратно-поступательное с остановкой (режим 1) и возвратно-поступательное с мгновенным изменением направления движения (режим 2). В работе [18] показаны режимы движения стержней в зависимости от параметров вибрации и параметры, принятые для проведения эксперимента. Экспериментальные исследования позволили определить рациональные параметры вибрации, позволяющие получать почти 100% заполнение отверстий направляющей плиты стержнями под действием вибрации (рис. 4).

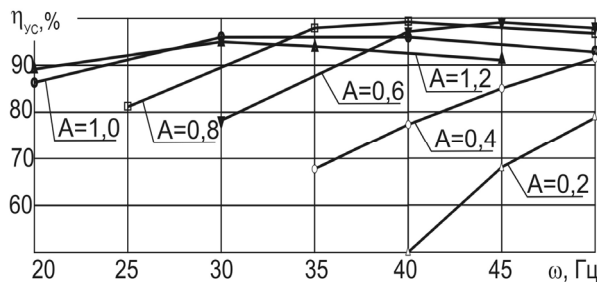


Рис. 4. Заполнение сборочных плит стержнями от параметров вибрации

Результаты комплексных исследований напряжений, возникающих на этапе подачи стержня, при укладке горизонтальных слоев [19], позволили определить характер взаимодействия стержня с роликом и параметры подающего устройства, определено поведение стержня в направляющей и критическая сила потери устойчивости стержня. Экспериментально исследованы силовые параметры подачи стержня в АК от глубины внедрения и расстояния до направляющей плиты. Полученные результаты хорошо согласуются с теоретическими зависимостями взаимодействия стержней, полученными ранее [8, 19]. Полученные результаты позволяют определить параметры подающего устройства.

Проведены исследования силовых параметров опрессовки слоя горизонтальных стержней для АК структуры 4D-л для детали-представителя и определена зависимость усилия опрессовки от заданного шага укладки горизонтальных слоев и габаритов собираемого АК. Полученные результаты позволяют определить параметры узла опрессовки. Приве-

ден расчет напряжений наиболее сложных деталей узла – направляющих плит, содержащих 60 и 15,6 тыс. отверстий. Плиты нагружены распределенной нагрузкой от опрессовки слоя методом конечных элементов с помощью твердотельного моделирования, используя программное обеспечение.

Обрезка поданного в АК стержня выполняется у АК с необходимостью минимального повреждения торца стержня, так как увеличение диаметра стержня приводит к повышению усилия вталкивания и снижению устойчивости процесса. Многократная обрезка высокомодульных волокон приводит к быстрому износу режущей кромки. Проведены исследования влияния угла и вида реза на стойкость инструмента и деформацию торца стержня [20]. Рекомендованное конструктивное исполнение узла обрезки стержней и угол заточки режущего инструмента позволили в 4 раза повысить стойкость инструмента.

Новизна разработанных способов получения стержней и сборки АК подтверждена патентами Украины [21, 22].

Контроль и управление технологическими процессами

Разработана модель функционально-технологической взаимосвязи узлов пултрузионной установки и технологических этапов, позволившая определить контролируемые параметры и расположение датчиков контроля. Разработана система функционирования АСУ ТП с учетом запаздывания, связанного со временем движения полуфабриката к следующему технологическому этапу и позволяющая реагировать на изменение технологических параметров и на основании полученных алгоритмов производить корректировку ТП, не допуская выхода его за пределы устойчивости [23].

Разработана система позиционирования и взаимосвязи координатных систем установки укладки слоев горизонтальных стержней, получены алгоритмы и зависимости для расчета координат опорных точек подающего устройства в зависимости от собираемой структуры АК, шага укладки стержней. Это позволило разработать кинематическую схему установки, определить расположение систем управления и контроля узлами установки, создало основу для разработки системы управления [9].

Разработана система контроля изделий на стадиях производства (рис.5), позволяющая по данным поточного и выборочного контроля на основании ранее разработанных методов прогнозирования пригодности изделий к дальнейшей переработке при приближении к критическим значениям сигнализировать о необходимости проведения мониторинга параметров ТП и состояния узлов.

Анализ методов испытания деталей из УУКМ для сопловых насадок подтвердил высокую стоимость проведения натурных испытаний и их вредные экологические последствия. Результаты сравнений условий испытаний образцов деталей из УУКМ в потоке высокотемпературной плазмы с условиями работы сопла подтверждают возможность использования плазматрона для сравнительных испытаний. Для повышения точности испытаний и приближения длительности воздействия на материал к эксплуатационным нагрузкам использован разработанный под руководством проф. В.Л. Дзюбы высокоресурсный плазматрон.

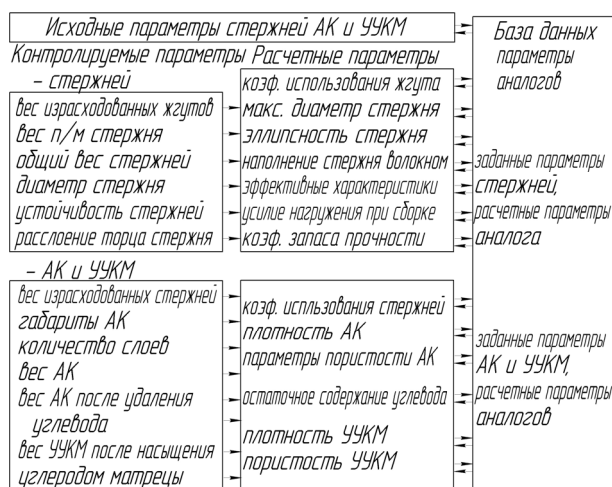


Рис. 5. Система контроля изделий на стадиях производства

Разработка средств технологического оснащения

На основании анализа результатов исследования операций подготовки жгутов и изготовления АК определены основные принципы проектирования средств технологического оснащения. Особое внимание уделено обеспечению рациональных параметров и устойчивости технологических этапов, минимизации затрат производства.

Указанные принципы реализуются модульной компоновкой оборудования, комплексным подходом к автоматизации и управлению технологическим оснащением.

Общая схема установки подготовки жгутов к переработке пултрузией представлена на рис. 6. Установка имеет модульную компоновку, для обеспечения определенных ранее требований к узлам предложены новые конструкции узлов, удовлетворяющие требованиям и обеспечивающие заданные технологические режимы. Новизна принятых конструкторско-технологических решений запатентована [24, 25]. Технологические возможности установки охватывают весь ряд типоразмеров стержней.

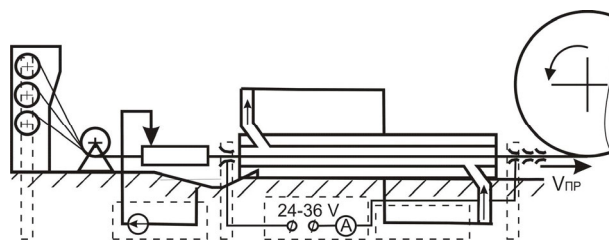


Рис. 6. Схема пултрузионной установки

Спроектированы средства технологического оснащения для изготовления АК для деталей первой группы, включающее оборудование установки вертикальных стержней (рис.7) и установку укладки слоев горизонтальных стержней (УСГС) (рис.8). Оборудование установки вертикальных стержней рассчитано на заполнение направляющих плит стержнями под действием вибрации всех типоразмеров АК менее детали-представителя.

Для реализации разработанных принципов УСГС спроектирована и изготовлена установка, особое внимание уделено стабильности выполнения этапов сборки в автоматическом режиме. Для повышения производительности на установке размещено два самостоятельных узла подачи стержня (рис.8). Высокая точность позиционирования и подачи стержня достигнута применением шаговых приводов. Разработанная схема управления установкой реализована с применением микропроцессорной системы управления приводами УСГС. Применение комплектующих ведущих мировых фирм-производителей обеспечило высокую надежность и низкое энергопотребление разработанного устройства. Разработано программное обеспечение и система управления установкой, позволяющее введением параметров каркаса перейти на изготовление АК другого типоразмера или формы, менее детали-представителя.

Оборудование ориентировано на серийное производство деталей ЛА из УУКМ.



Рис. 7. Оборудование установки вертикальных стержней вибрацией



Рис. 8. Установка УСГС

Апробация технологических процессов и оборудования

Апробация готовности производства деталей ЛА (насадок критического сечения, головной обтекатель) выполнена в условиях опытного производ-

ства и включала: изготовление стержней, сборку АК и насыщение углеродом матрицы, выполняемое пироуплотнением в ННЦ ХФТИ, г. Харьков.

На основании выборок стержней в процессе изготовления, выполненных случайным образом, проводились измерения их геометрических и прочностных характеристик, рассчитана вероятность получения максимального диаметра стержня и рассчитана вероятность получения определенного диапазона эффективных прочностных характеристик, результаты приведены в табл. 5 [10]. Полученные стержни пригодны для автоматической сборки армирующих каркасов рассматриваемого диапазона типоразмеров.

Таблица 5
Распределение геометрических и прочностных характеристик стержней

Диаметр стержня		Модуль Юнга		Предел прочности	
d	P(d)	$E_{\text{ПР}}^{\text{Э}}$	$P(E_{\text{ПР}}^{\text{Э}})$	$\sigma_{\text{В}}^{\text{Э}}$	$P(\sigma_{\text{В}}^{\text{Э}})$
1,16÷1,17	3	56,9÷65,7	8	56,7÷61,2	2
1,17÷1,18	21	65,7÷74,5	22	61,2÷65,7	19
1,18÷1,19	32	74,5÷83,4	18	65,7÷70,3	23
1,19÷1,20	29	83,4÷92,2	23	70,3÷74,8	39
1,20÷1,21	12	92,2÷101	23	74,8÷79,3	11
1,21÷1,22	3	101÷109,8	4	79,3÷83,8	3
		109,8÷118,6	2	83,8÷88,3	3
$d=1,19 \pm 0,03 \text{ м}$		$E_{\text{ПР}}^{\text{Э}}=83 \pm 26 \text{ МПа}$		$\sigma_{\text{В}}^{\text{Э}}=72 \pm 15 \text{ МПа}$	

Ключевым показателем эффективности технологического процесса является коэффициент использования материала, который составил 0,98, что на 17% выше от ближайшего аналога и свидетельствует о правильности определения технологических параметров и принятых конструктивных решениях узлов установки и системы управления. Основная масса отходов получена из-за низкой технологичности жгутов. Снижено в 6 раз энергопотребление и выбросы от установки, повышена электробезопасность оборудования.

Апробация ТП и оборудования установки вертикальных стержней вибрацией проведена для цилиндрического АК диаметром 240 мм (15,6 тыс. вертикальных стержней). Применение оборудования позволило в автоматическом режиме установить 99,8 % стержней, общее время выполнения операции 15 мин, снижение трудоемкости по сравнению с ручным способом 64 раза.

Установка укладки слоев горизонтальных стержней апробирована при изготовлении АК детали-представителя структуры 4D-л в АК 292 слоя стержней с 249 стержнями в каждом. Трудоемкость сборки составила 240 чел/час, что в 6 раз меньше по сравнению с ручной сборкой, улучшены условия

работы сборщиков. Подтверждена работоспособность принципа сборки и конструкций узлов, разработанное программное обеспечение надежно управляло сборкой АК.

Полученные АК (рис.9) пригодны для пироуглеродного уплотнения. Длительность технологического цикла производства детали-представителя сокращена в 3,9 раза, на 18,6 кг сокращены расходы углеродного жгута.

Разработанные ТП и оборудование могут быть применены для производства деталей, применяемых в машиностроении, медицине и горном деле.



Рис. 9. Образец кольцевого (после обработки) и цилиндрического АК

Выводы

Приведенный выше обзор выполненных работ по созданию научных основ технологической подготовки производства термонагруженных деталей из УУКМ, включающий:

- разработку концепции создания полного цикла производства деталей ЛА из УУКМ в Украине, основанную на применении пироуплотнения АК;
- классификацию и взаимосвязь моделей ТП изготовления деталей из УУКМ. Выявление характеристик устойчивости ТП и на их основании показателей технологичности, контролируемых параметров и методик контроля;
- исследования технологических этапов изготовления стержней, получение и оптимизацию модели ТП с целью повышения устойчивости ТП изготовления деталей. Систематизацию требований и определение методик расчета узлов технологического оснащения;
- разработку принципов автоматизации ТП подготовки жгутов и сборки АК, алгоритмов и программного обеспечения. Создание системы контроля изделий на стадиях производства и оповещения о необходимости проведения мониторинга ТП и оснащения;
- разработку принципов и проектирование средств технологического оснащения;
- апробацию ТП и оборудования в условиях опытного производства.

Подтверждается, что технологическая подготовка производства обеспечила технологическую готовность к производству термонагруженных деталей из УУКМ.

Улучшены технико-экономические показатели изготовления деталей из УУКМ. При производстве стержней и АК снижено материалоемкость до уровня безотходного производства, экономия углеродного жгута на детали-представителе 18,6 кг. Общая длительность изготовления детали-представителя сокращена в 3,9 раза (на 1100 час). Новизна принятых конструкторско-технологических решений подтверждена патентами Украины.

Реализация результатов работы неразрывно связана с флагманами отечественного производства и применения деталей из УУКМ: ННЦ "ХФТИ", г. Харьков, в ГП «КБ «Южное» им. М.К. Янгеля, г. Днепропетровск, ГП «Завод УУКМ «Углекомполит», г. Запорожье, а также подготовкой специалистов в ВНУ им. В. Даля, г. Луганск, Нац. аэрокосм. ун-те им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", г. Харьков.

Литература

1. Гури́н В.А. Газофазные методы получения углеродных и углерод-углеродных материалов / В.А. Гури́н, В.Ф. Зеленский // *Вопросы атомной науки и техники*. – 1999. – № 4 (76). – С. 13-31.
2. Твердопаливні ракетні двигуни. Матеріали і технології: підручник / Ф.П. Санін, Л.Д. Кучма, Є.О. Джур, А.Ф. Санін. – Дніпропетровськ: Вид-во Дніпропетровського ун-ту, 1999. – 318 с.
3. 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, 1996. – 240 с.
4. Загальнодержавна цільова науково-технічна космічна програма України на 2008-2012 р.р.; Національне космічне агентство [Електронний ресурс] – Режим доступу: <http://www.nkau.gov.ua>.
5. Чесноков О.В. Технологія виробництва каркасів вуглець-вуглецевих термонавантажених елементів конструкцій літальних апаратів: автореф. дис. ... канд. техн. наук: 05.07.04 / О.В. Чесноков; Держ. аэрокосм. ун-т ім. М.Є. Жуковського "ХАИ". – Х., 2000. – 19 с.
6. Перспективы улучшения качества углерод-углеродных композиционных материалов / А.В. Чесноков, А.В. Гайдачук, А.М. Потапов, И.В. Гури́н // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2008. – № 6 (53). – С. 21-24.
7. Чесноков А.В. Модель взаимодействия технологических процессов изготовления стержневых армирующих каркасов / А.В. Чесноков // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2010. – № 1 (68). – С. 16-21.
8. Чесноков А.В. Моделирование процесса взаимодействия стержней при сборке армирующих каркасов / А.В. Чесноков // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2009. – № 2 (55). – С. 27-31.
9. Чесноков А.В. К вопросу автоматизации сборки стержневых армирующих каркасов / А.В. Чесноков // *Вісн. Східноукр. нац. ун-ту ім. В. Даля*. – № 6 (124), Ч. 2. – Луганськ, 2008. – С. 126-130.
10. Чесноков А.В. Определение эффективных характеристик стержней для автоматизированной сборки армирующих каркасов / А.В. Чесноков // *Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»*. – Х., 2010. – Вып. 1 (61). – С. 68-73.
11. Чесноков А.В. Проницаемость реагентом пространственных армирующих структур при насыщении углеродом матрицы / А.В. Чесноков // *Технологические системы*. – 2009. – № 4 (48). – С. 49-53.
12. Чесноков А.В. Показатели производственной технологичности изделий из углерод-углеродного композиционного материала / А.В. Чесноков // *Ресурсоберігаючі технології виробництва та обробки тиском матеріалів у машинобудуванні: зб. наук. пр. Східноукр. нац. ун-т ім. В. Даля*. – Луганськ, 2009. – С. 215-220.
13. Чесноков А.В. Влияние технологических параметров изготовления структур на их коэффициенты армирования / А.В. Чесноков // *Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»*. – Х., 2009. – Вып. 2 (58). – С. 66-71.
14. Чесноков А.В. Разработка и анализ технологии изготовления углепластиковых стержней на углеводосодержащем связующем / А.В. Чесноков // *Вестник двигателестроения*. – 2010. – № 1. – С. 17-21.
15. Чесноков А.В. Исследования этапа пропитки и отжима связующего при пултрузии стержней / А.В. Чесноков // *Східноукр. нац. ун-т ім. В. Даля*. – Луганськ, 2010. – Е7. – Режим доступа: <http://www.pbuv.gov.ua/e-journals/Vsunud/index.html>.
16. Чесноков А.В. Формование давлением стержней в пултрузионной установке / А.В. Чесноков // *Вісн. Східн. нац. ун-ту ім. В. Даля*. – Луганськ, 2009. – № 11 (141). – С. 35-39.
17. Чесноков А.В. Изготовление стержневых армирующих каркасов для углерод-углеродных композиционных материалов на основе «бесконечного» стержня / А.В. Чесноков // *Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-т им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»*. – Х., 2008. – Вып. 1 (52). – С. 104-107.
18. Чесноков А.В. Повышение производительности установки вертикальных стержней армирующих каркасов УУКМ / А.В. Чесноков // *Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-т им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»*. – Х., 2009. – Вып. 4 (60). – С. 19-27.
19. Чесноков А.В. Анализ напряженного состояния стержня в подающем узле установки автоматизированной сборки армирующих каркасов / А.В. Чес-

ноков // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2008. – № 4 (51). – С. 9-14.

20. Чесноков А.В. Исследование процесса резания углепластиковых стержней на этапах изготовления армирующих каркасов / А.В. Чесноков // *Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-т им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»*. – Х., 2009. – Вып. 1 (57). – С. 65-69.

21. Пат. 41482 Украина, МПК⁸ B29C 55/00. Способ изготовления углепластиковых стержней / Чесноков О.В.; Заявитель и патентообладатель Східноукраїнський національний університет імені Володимира Даля. – № u200814400; заявл. 15.12.08; опубл. 25.05.09, Бюл. № 10. – 4 с.

22. Пат. 41256 Украина, МПК⁹ C04B 35/83. Способ изготовления просторовых армирующих структур / О.В. Чесноков, О.М. Потапов; Заявитель и патентообладатель Східноукраїнський національний університет імені Володимира Даля. – № u200815079; за-

явл. 26.12.08; опубл. 12.05.09, Бюл. № 9. – 4 с.

23. Чесноков А.В. Автоматизация пултрузии углепластиковых стержней / А.В. Чесноков // *Материалы, оборудование и ресурсосберегающие технологии: материалы междунар. науч.-техн. конф., 16-17 апреля 2009 г.* – Могилев: Бел. – Рос. ун-т, 2009. – Ч.1. – С. 108.

24. Пат. 46426 Украина, МПК⁹ B29C 55/00. Пристрій для формування наповнених профільних виробів / О.В. Чесноков; Заявитель и патентообладатель Східноукраїнський національний університет імені Володимира Даля. – № u200905561; заявл. 01.06.09; опубл. 25.12.09, Бюл. № 24. – 2 с.

25. Пат. 45012 Украина, МПК⁹ B29B 11/00. Пристрій для поперечного різання полімерних стержнів / Чесноков О.В.; Заявитель и патентообладатель Східноукраїнський національний університет імені Володимира Даля. – № u200904373; заявл. 05.05.09; опубл. 26.10.09, Бюл. № 20. – 2 с.

Поступила в редакцию 3.06.2010

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

АНАЛІЗ ТЕХНОЛОГІЧНОЇ ГОТОВНОСТІ ВИРОБНИЦТВА ТЕРМОНАВАНТАЖЕНИХ ДЕТАЛЕЙ З ВУГЛЕЦЬ-ВУГЛЕЦЕВИХ КОМПОЗИЦІЙНИХ МАТЕРІАЛІВ

О.В. Чесноков

Наведено огляд результатів досліджень в галузі створення наукових основ технологічної підготовки виробництва термонавантажених деталей літальних апаратів (ЛА) з вуглець-вуглецевих композиційних матеріалів (ВВКМ) в Україні. Наведено концепцію виробництва деталей ЛА з ВВКМ з прямолінійним розташуванням армируючих волокон. Аналізуються результати теоретичних і експериментальних досліджень, що розкривають функції технологічної підготовки виробництва: забезпечення технологічності, розробка технологічних процесів (ТП), створення системи контролю і управління ТП, проектування і виготовлення засобів технологічного оснащення. Наведено результати апробації ТП і оснащення, що підтверджують технологічну готовність до серійного виробництва деталей ЛА з ВВКМ.

Ключові слова: термонавантажені деталі, вуглець-вуглецевий композиційний матеріал, функції технологічної підготовки виробництва, технологічна готовність виробництва.

ANALYSIS OF TECHNOLOGICAL READINESS OF PRODUCTION OF THE DETAILS LOADED WITH TEMPERATURE FROM CARBON-CARBON COMPOSITION MATERIALS

A.V. Chesnokov

A review over of results of researches is brought in area of creation of scientific bases of technological preproduction the details of aircrafts loaded with a temperature from carbon-carbon composition (CCC) in Ukraine. Conception of production of details of aircrafts is resulted from CCC with the rectilineal location of stratifilss. The results of theoretical and experimental researches, exposing the functions of technological preproduction are analysed: providing of technologicalness, development of technological processes (TP), creation of the checking and management of TP system, planning and making of facilities of technological equipment. The results of approbation of TP and equipments, confirmative technological readiness to the mass production of details of aircrafts from CCC are resulted.

Key words: loaded with the temperature of detail, carbon-carbon composition, functions of technological preproduction, technological readiness of production.

Чесноков Алексей Викторович – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры технологии машиностроения, Восточноукраинский национальный университет имени Владимира Даля, Луганск, Украина, e-mail: chesnokov@snu.edu.ua.

УДК 621.923

В.И. БЕЛОУС, С.Е. МАРКОВИЧ

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

ВЛИЯНИЕ СПОСОБОВ ВЫСОКОПРОИЗВОДИТЕЛЬНОГО ШЛИФОВАНИЯ НА КАЧЕСТВО ПОВЕРХНОСТНОГО СЛОЯ ДЕТАЛЕЙ ИЗ ТРУДНООБРАБАТЫВАЕМЫХ МАТЕРИАЛОВ

Рассмотрены современные высокопроизводительные процессы абразивной обработки деталей авиационных двигателей, изготовленных из труднообрабатываемых материалов. Проведено сравнение и определены преимущества и недостатки высокоскоростного и глубинного способов шлифования. Проанализировано влияние энергетических параметров процессов высокопроизводительной абразивной обработки на комплекс характеристик поверхностного слоя, зависимость показателей шероховатости и остаточные напряжения от режимов резания. Определена задача создания комплексной системы, учитывающей влияние технологических факторов на характеристики системы станок-инструмент-деталь.

Ключевые слова: способ шлифования, абразивная обработка, энергетические параметры процесса, поверхностный слой.

Введение

Современное авиадвигателестроение характерно применением деталей и узлов, изготовленных из жаропрочных и титановых сплавов, сложнолегированных сталей и других труднообрабатываемых материалов (ТОМ). Процесс шлифования является технологией, с помощью которой можно выполнить требования, предъявляемые к точности и качеству поверхностей изготавливаемых деталей и в настоящее время ведущими двигателестроительными предприятиями ставится задача совершенствования данного метода обработки.

Актуальность направления исследований и постановка задачи. Исследованию вопроса повышения эффективности управления качеством поверхностного слоя при обработке деталей из труднообрабатываемых материалов шлифованием посвящены многие работы, однако в настоящее время универсальной методики расчёта параметров режимов резания для обеспечения заданных характеристик поверхностного слоя нет.

Поверхностный слой деталей оказывает влияние на следующие эксплуатационные свойства: прочность (статическую, циклическую, ударную), трение и износ, сопротивление коррозии, эрозии, кавитации, герметичность соединений, точность деталей и надёжность неподвижных посадок и др. Шероховатость и волнистость поверхности, структура, фазовый и химический состав поверхностного слоя по-разному влияют на эксплуатационные свойства деталей. Знание закономерностей комплексного и раз-

дельного влияния параметров поверхностного слоя деталей на их эксплуатационные свойства позволяет оптимизировать технологические процессы изготовления деталей с учетом заданных условий их эксплуатации. Это, в свою очередь, выдвигает требование детального анализа существующих высокопроизводительных способов шлифования для выполнения расчёта энергетических характеристик и проведения экспериментальных исследований по определению влияния режимов шлифования на характеристики поверхностного слоя, а также разработка оптимальных режимов шлифования с использованием планетарно-шлифовальной головки.

Анализ современных способов высокопроизводительного шлифования

К высокопроизводительным процессам абразивной обработки (ВПАО) относятся высокоскоростное шлифование, глубинное шлифование, шлифование высокопористыми кругами, а так же сочетания данных методов.

Как показал факторный анализ результатов серии исследований, одними из важнейших характеристик поверхностного слоя, влияющих на предел выносливости деталей из ТОМ, являются шероховатость поверхности и остаточные напряжения (особенно их знак).

Возможности высокоскоростного шлифования по увеличению скорости съёма металла при сохранении требуемых параметров точности и качества обработки подтверждены рядом экспериментов [1].

Зависимости параметра шероховатости от скорости резания прослеживаются на рис. 1.

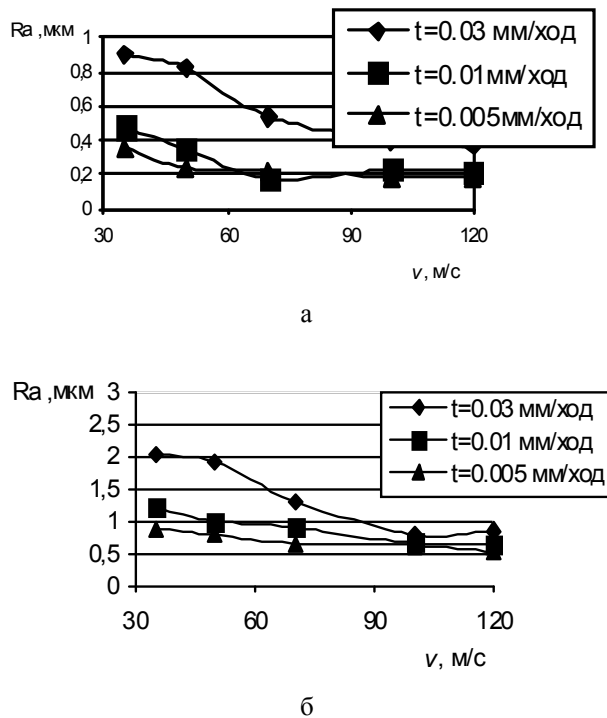


Рис. 1. Зависимости параметра шероховатости R_a шлифованных деталей от скорости и глубины шлифования: а – сталь P18 (HRC60-62), б – сталь X18H10T

Однако применению высокоскоростного шлифования должны сопутствовать:

- комплекс мероприятий, направленных на устранение негативного фактора теплового воздействия на шлифуемую поверхность;
- применение специальных кругов повышенной прочности;
- повышение жесткости технологической системы;
- более высокие требования к свойствам абразивных материалов;
- усовершенствованное станочное оборудование.

Другим прогрессивным процессом шлифования, при котором за счет резкого изменения режимных (кинематических) параметров количественно и качественно изменяются выходные параметры, является глубинное шлифование. После проведения экспериментов [2] была получена эмпирическая зависимость величины показателя шероховатости от параметров режима шлифования:

$$R_a = 2 \times 10^4 \frac{t^{0.17} v_d^{-0.6} S^{0.6}}{v_k^{0.85}}, \quad (1)$$

где t – глубина резания; v_d – скорость детали, S – подача, v_k – скорость круга.

На рис. 2 приведена графическая зависимость, характеризующая влияние на шероховатость поверхности параметров режима глубинного шлифования.

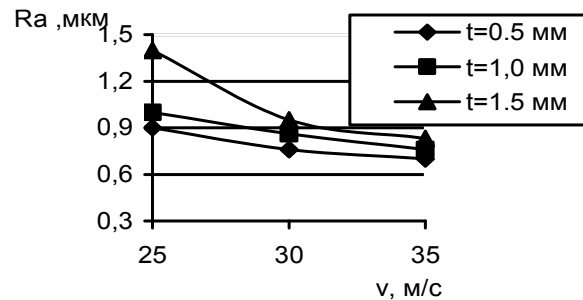


Рис. 2. Зависимости параметра шероховатости R_a деталей от скорости и глубины шлифования

Как видно из графиков (рис. 1, 2) параметр шероховатости R_a в качественной форме изменяется приблизительно идентично. С увеличением скорости круга шероховатость уменьшается. Это подтверждается результатами проведенных экспериментов [3] при шлифовании ёлочных замковых соединений лопаток турбокомпрессора.

Исследования зависимости показателей шероховатости R_a от скорости продольной подачи детали при различных глубинах шлифования показало, что с уменьшением продольной скорости перемещения детали происходит резкое увеличение шероховатости поверхности, так как при этом происходит процесс интенсивного изнашивания и объёмного разрушения абразивных зерен круга. В процессе шлифования поверхностный слой обрабатываемой детали подвергается воздействию температурно-силового фактора, в результате которого на определенной глубине от поверхности шлифования происходит разупрочнение или упрочнение металла и появление остаточных напряжений. Из-за сложности механизма образования остаточных напряжений, существующие методы аналитического расчета несовершенны. Поэтому чаще всего для оценки остаточных напряжений применяют экспериментальные методы. Если рассмотреть эпюры напряжения, полученные после круглого наружного шлифования закалённой стали 45, с вариацией скоростей вращения круга при одинаковых остальных условиях обработки, то можно отметить, что увеличение только скорости резания приводит к большему нагреву шлифуемой поверхности и соответственно к увеличению напряжений растяжения и глубины их залегания (рис. 3)

Повышение скорости резания способствует интенсификации температурного воздействия и, как следствие, рост остаточных напряжений растяже-

ния. Применение рекомендаций по уменьшению теплового воздействия на поверхностный слой детали, эффективное охлаждение, подбор оптимального отношения скорости резания и скорости детали ведет к уменьшению значений остаточных напряжений, но не к изменению знака.

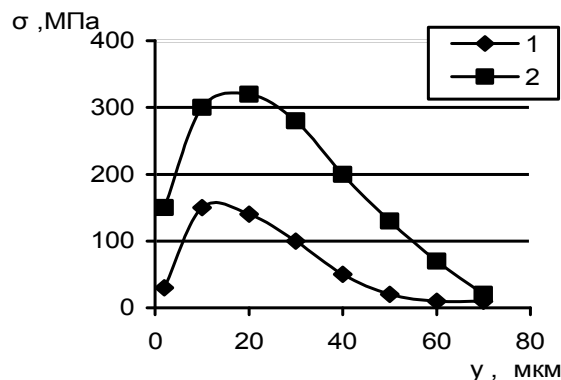


Рис. 3. Эпюры распределения остаточных напряжений: 1 - $v = 35$ м/с; 2 - $v = 60$ м/с

Решить проблему знака остаточных напряжений при шлифовании труднообрабатываемых материалов в авиадвигателестроении позволяет применение способа глубинного шлифования.

Глубинное шлифование имеет особенности:

- шлифование происходит со скоростями детали $v_d \leq 0,0033$ м/с;
- глубина шлифования от 0,1 мм и более за один проход;
- применяют высокопористые круги в совокупности с эффективным охлаждением (расход СОЖ $Q \approx 0,003$ м³/с и более при давлении до 0,7 МПа).

После обработки на модернизированном плоскошлифовальном станке клина детали из сплава ЖС6К кругом 24A40C114K5/П80-30, на режимах $v_k = 27$ м/с, $v_d = 0,0033$ м/с, с охлаждающей жидкостью Аквол-2 были исследованы характеристики поверхностного слоя. Эпюры остаточных напряжений приведены на рис. 4.

Условия шлифования обеспечивают формирование в поверхностном слое сжимающих остаточных напряжений 1-го рода [2].

Безусловно, при глубинном шлифовании следует обратить внимание на меры, применение которых позволяет снизить теплообразование и снизить его негативное влияние на поверхностный слой детали.

Кроме того, в отдельных исследованиях имеются теоретические обоснования, нашедшие экспериментальное подтверждение, что с увеличением глубины шлифования количество тепла, переходящего в заготовку, а также температура на обрабатываемой поверхности уменьшаются.

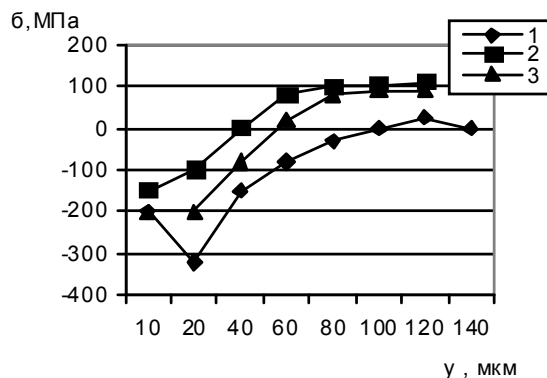


Рис. 4. Распределение напряжений в поверхностном слое: 1 - $t = 0,05$ мм; 2 - $t = 0,2$ мм; 3 - $t = 1$ мм

Шлифование жаропрочных, титановых сплавов, а также высоколегированных сталей, отличающихся высокой вязкостью и пластичностью характерно «засаливанием» круга, что приводит к потере его режущих свойств. Другой проблемой при обработке данных материалов является их чувствительность к тепловому воздействию, вследствие которого в поверхностном слое часто возникают структурные дефекты – прижоги и трещины. Особенно эти недостатки проявляются при высокопроизводительном глубинном шлифовании. Для повышения эффективности шлифования применяют специальные высокопористые круги. Пористость кругов позволяет решать следующие задачи:

- создание перед абразивным зерном пространства для размещения снимаемой стружки, что уменьшает «засаливание» круга;
- улучшение подачи СОЖ непосредственно в зону контакта круга с деталью, что предотвращает появление прижогов и трещин;
- дополнительное охлаждение зоны контакта за счет вентиляционного эффекта воздушным потоком;
- уменьшение трения между поверхностями круга и детали.

Однако, поскольку прочность высокопористых кругов ниже, чем обычных, рабочая скорость при шлифовании не должна превышать 35...50 м/с.

Принципиально новым этапом развития, радикально повышающим эффективность обработки ответственных деталей авиадвигателей, является использование скоростного и высокоскоростного глубинного шлифования (ВСПШ). Аналитические и экспериментальные исследования, проведенные в Научно-исследовательском институте двигателестроения, а также ведущими фирмами Германии (Guchring Automation, Blohm, Elb-Schliff, Winter, Wendt), США (Edgetek Mashina Corp., Amplex/Norton, CCI GmbH) и Японии (Toijoda, Mashine Works, Noritake Co) вскрывают большие

потенциальные возможности технологии ВСГШ. Для процесса характерно повышение скоростей резания до 100...180 м/с. Есть основания полагать, что указанные выше скорости не являются предельными, поскольку имеется принципиальная возможность их повышения до 300...500 м/с. Кинетика резания при высоких скоростях обеспечивает не только высокую скорость съема металла, но и увеличивает точность формообразования, снижает шероховатость обрабатываемых поверхностей и уменьшает толщину слоя, несущего следы пластической деформации, которая сопровождает процесс резания. Важной особенностью процесса является сохранение практически неизменными исходных физико-химических свойств поверхностного слоя обрабатываемых материалов.

Принципиальные достоинства процесса ВСГШ имели решающее значение для проведения всесторонних исследований и широкого практического внедрения процесса на машиностроительных производствах. При обработке сталей достигнута скорость резания 180 м/с и скорость съема металла более 100 мм³/мм·с. Однако внедрение ВСГШ в технологию производства высоконагруженных деталей, в частности, в авиадвигателестроении сдерживается трудностью создания соответствующих технологических средств. Это касается оборудования, абразивного инструмента и СОЖ. Ко всему комплексу технологических средств предъявляются требования, связанные со спецификой физико-химических свойств материала деталей, а также повышенные требования к качеству формируемого поверхностного слоя.

Резервы эффективности технологии ГШ связаны также с совершенствованием характеристик абразивного и правящего инструмента, способов шлифования, правки и подачи СОЖ к абразивному кругу.

Одним из важных явлений, протекающих в зоне резания при шлифовании, следует считать [4] адсорбционно-пластифицирующий эффект (АПЭ), под которым принято понимать комплекс явлений, протекающих на микроуровне на поверхности раздела “твёрдое тело-среда” при деформировании и разрушении металлов в условиях воздействия адсорбционных сред и приводящих к изменению характера и энергосиловых параметров деформирования материала на макроуровне. Одним из методов обеспечения критериальных требований для проявления АПЭ является способ планетарно-сопряженного шлифования (ПСШ), который особенно эффективен для снятия больших припусков при обработке деталей из жаростойких и жаропрочных сплавов на хромоникелевой основе, титановых сплавов, магнитных сплавов, получаемых методом порошковой ме-

таллургии. Способ ПСШ может быть использован для обработки плоских поверхностей в режиме маятникового шлифования, плоских и плоскофасонных поверхностей в режиме глубинного шлифования на любых серийных шлифовальных станках.

Способ предполагает использование специальной планетарно-шлифовальной бабки, устанавливаемой на станке вместо серийной или планетарной шлифовальной головки (ПШГ)[5], которая устанавливается на шпинделе шлифовальной бабки абразивного круга.

Правка абразивных кругов планетарной шлифовальной головки осуществляется правящим алмазным карандашом и по существу отличается от традиционных методов, применяемых для сплошных абразивных кругов, однако не требует специальной оснастки. Преимуществом данного способа является: снижение удельной энергоёмкости процесса; использование обычных абразивных кругов на керамической основе со скоростью 45-60 м/с на всю глубину снимаемого припуска; обеспечение дополнительного упрочнения поверхностного слоя за счет формирования остаточных напряжений сжатия, снижение расхода смазочно-охлаждающей жидкости; снижение температурно-силового фактора и уменьшения вероятности брака.

Выводы

Для обеспечения максимальной эффективности рассматриваемых процессов необходимо создание комплексной системы, учитывающей влияние всех основных технологических факторов на характеристики системы станок–инструмент–деталь и позволяющей производить оптимизацию параметров процесса обработки с целью получения заданного комплекса физико-механических характеристик поверхностных слоёв, разработать единые технологические рекомендации по разработке и внедрению технологических процессов высокопроизводительной абразивной обработки. Для реализации концепции создания единой технологической системы управления процессами ВПАО необходима разработка комплексной теоретической модели процессов, позволяющей:

- определить энергосиловые параметры ПСШ и влияние на них смазочно-охлаждающих технологических сред;
- установить зависимость заданных характеристик шероховатости от сил резания;
- определить величину и характер остаточных напряжений в поверхностном слое экспериментальных образцов при изменении режимов глубинного ПСШ.

Литература

1. Кремень З.И. Технология шлифования в машиностроении / З.И. Кремень, В.Г. Юрьев, А.Ф. Бабошкин; под общ. ред. З.И. Кременя. – СПб.: Политехника, 2007. – 424 с.
2. Глубинное шлифование деталей из труднообрабатываемых материалов / С.С. Силин, А.В. Лобанов, В.А. Хрульков, Н.С. Рыкунов. – М.: Машиностроение, 1984. – 64 с.
3. Жук А.П. Повышение эффективности глубинного шлифования ёлочных замковых соединений лопаток турбокомпрессора: автореф. дис. канд. тех. наук 12.11.07 / Жук Александр Порфирьевич; Пензенский гос. ун-т. – Пенза, 2007. – 26 с.
4. Сурду М.В. Підвищення ефективності шліфування важкооброблюваних матеріалів за рахунок удосконалення кінематики процесів: автореф. дис. канд. тех. наук 14.01.06 / Сурду Микола Васильович; НТУ «ХПІ». – Х., 2006. – 22 с.
5. Пат. 2066268 Российская Федерация, В24В1/38. Способ шлифования; Заявители: Сурду Николай Васильевич; Буюкли Иван Михайлович; Тарелин Анатолий Алексеевич; Горбачев Александр Федорович. Патентообладатель: Сурду Николай Васильевич. – № 5064223/08, Заявл. 05.10.1992; опубл. 10.09.1996

Поступила в редакцию 14.05.2010

Рецензент: д-р техн. наук, профессор, директор института В.К. Борисевич, Международный институт новых технологий, Харьков, Украина.

ВПЛИВ СПОСОБІВ ВИСОКОВИРОБНИЧОГО ШЛІФУВАННЯ НА ЯКІСТЬ ПОВЕРХНЕВОГО ШАРУ ДЕТАЛЕЙ З ВАЖКООБРОБЛЮВАЄМИХ МАТЕРІАЛІВ

В.І. Білоус, С.Є. Маркович

Розглянуті сучасні високовиробничі процеси абразивної обробки деталей авіаційних двигунів, виготовлених із важкооброблюємих матеріалів. Проведене порівняння та визначені переваги і недоліки високошвидкісного та глибинного способів шліфування. Проаналізовано вплив енергетичних параметрів процесу високовиробничої абразивної обробки на комплекс характеристик поверхневого шару, залежність показників шорховатості та остаточних напружень від режимів різання. Визначена задача створення комплексної системи станок-інструмент-деталь.

Ключові слова: спосіб шліфування, абразивна обробка, енергетичні параметри процесу, поверхневий шар.

INFLUENCE OF THE HIGT-PRODUCTIVE GRINDINGS METHODS ON THE SURFACE LAYER'S QUALITY OF THE PARTS, MADE OF HARD-TO-CUT MATERIALS

W.I. Bilous, S.E. Markovith

The highly productive abrasive machining processes for machining of aviation engine parts, made of materials, are considered. Methods are compared, advantages and disadvantages of the higt-velocity creep feed grinding are defined. The influence of the energy parameters of the productive abrasive machining on the surface layer's characteristics is analyzed, as well as roughness influence and locked-up stresses after cutting. The problem of complex system creation is defined. This system should take into account processing factor's influence on the machine-tool-part system characteristics.

Key words: method of grinding, abrasive machining, energy parameters of the process, surface layer.

Белоус Вадим Иванович – аспирант кафедры «Технология производства авиационных двигателей», Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Маркович Сергей Евгеньевич – кандидат технических наук, доцент кафедры «Технология производства авиационных двигателей», Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: INV Project@yahoo.com.

УДК 629.735.33.015.017.28.3.025.035

В.П. ПУСТОВОЙТОВ*Государственное предприятие „АНТОНОВ“, Украина***МЕХАНИКА ОБОБЩЕННОЙ БЕЗБУСТЕРНОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ
ТУРБОВИНТОВЫХ САМОЛЕТОВ И УСИЛИЯ НА РЫЧАГАХ УПРАВЛЕНИЯ
В ОБЫЧНОЙ СХЕМЕ, СХЕМЕ ПРУЖИННОГО СЕРВОКОМПЕНСАТОРА
И СЕРВОРУЛЕВОЙ СХЕМЕ**

Получены уравнения кинематики и статики обобщенной схемы безбустерной системы управления турбовинтовых самолетов. Выведены формулы для балансировочных усилий на рычагах управления в обычной схеме, схеме пружинного сервокомпенсатора и серворулевой схеме. На основе полученных формул проанализированы преимущества и недостатки различных схем безбустерной системы штурвального управления. В результате анализа сделан вывод о том, что наиболее предпочтительной схемой безбустерной системы управления турбовинтовым самолетом является обычная схема. С ростом размеров самолета безбустерную систему можно сохранить в каналах управления рулем направления и элеронами, применив схему пружинного сервокомпенсатора. Серворулевая схема выдвигает повышенные требования к характеристикам шарнирных моментов органов управления, поэтому ее применение ограничено.

Ключевые слова: безбустерная система штурвального управления, обобщенная схема, обычная схема, схема пружинного сервокомпенсатора, серворулевая схема, шарнирный момент руля, усилия на рычагах управления.

Введение

Проблема создания новых турбовинтовых самолетов продолжает оставаться актуальной и в настоящее время. На ранних этапах проектирования турбовинтового самолета требуется принимать основные схемные решения, в том числе выбирать тип системы штурвального управления. При этом выбор начинают, как правило, с рассмотрения безбустерной системы управления. Система управления играет важную роль в формировании характеристик устойчивости и управляемости самолета. Среди требований к характеристикам устойчивости и управляемости гражданских самолетов доминируют требования к характеристикам управляемости самолета по усилиям [1, 2]. Обычно предварительный выбор схемы безбустерной системы штурвального управления (СШУ) осуществляется уже на раннем этапе проектирования и он производится, в основном, путем сравнения преимуществ и недостатков различных схем безбустерной СШУ. Эти преимущества и недостатки известны и отражают принципиальные особенности обычной схемы, схемы пружинного сервокомпенсатора и серворулевой схемы [3 – 5]. Качество решения, принимаемого на ранней стадии проектирования, можно существенно повысить, если преимущества и недостатки каждой из частных схем

безбустерной СШУ и рекомендации по их применению устанавливать путем сравнительного анализа формул, описывающих усилия на рычагах управления самолета.

С помощью известных формул [6 – 8], полученных разными авторами, каждый из которых рассматривал одну частную схему безбустерной системы штурвального управления, такой сравнительный анализ выполнить затруднительно.

Постановка задачи

1. На основе рассмотрения схемы, содержащей в виде частных случаев три известные схемы безбустерной системы штурвального управления, получить уравнения кинематики и статики обобщенной схемы безбустерной системы управления турбовинтовых самолетов.

2. Из полученных уравнений вывести формулы для расчета усилий на рычагах управления в обычной схеме, схеме пружинного сервокомпенсатора и серворулевой схеме.

3. На основе сравнительного анализа полученных формул показать преимущества и недостатки различных схем безбустерной СШУ и сделать выводы о применении этих схем на турбовинтовых самолетах.

1. Обобщенная схема безбустерной системы управления

В практике самолетостроения нашли применение следующие схемы безбустерной системы управления: а) обычная схема; б) схема пружинного сервокомпенсатора; в) серворулевая схема. Первая схема имеет одну, а вторая и третья – две степени свободы. Введем в рассмотрение обобщенную схему безбустерной системы управления (рис. 1).

В том случае, когда жесткость пружины 2 равна бесконечности, а жесткость пружины 1 равна нулю, обобщенная схема превращается в обычную схему безбустерной системы управления. Когда жесткость пружины 1 равна нулю, а жесткость пружины 2 конечна, обобщенная схема сводится к схеме пружинного сервокомпенсатора. Когда равна нулю жесткость пружины 2, а конечна жесткость пружины 1, обобщенная схема представляет собой серворулевую схему.

2. Кинематика

Рассмотрим кинематику обобщенной схемы безбустерной системы управления. Обозначим через X перемещение рычага управления в точке приложения к нему усилий летчика, через δ - угол отклонения руля (органа управления), через τ_c - угол отклонения сервоповерхности. Определим основные кинематические соотношения между перемещениями X , δ и τ_c .

Как следует из схемы, перемещение рычага управления X является функцией переменных δ и τ_c . Его можно представить в виде суммы двух слагаемых: перемещения, вызванного поворотом сервоповерхности на угол τ_c при фиксированном угле

отклонения руля, и перемещения, вызванного поворотом руля на угол δ при фиксированном угле отклонения сервоповерхности:

$$X = X(\tau_c) + X(\delta). \quad (2.1)$$

Изменяя соотношение этих двух слагаемых, можно добиться того, что суммарное перемещение рычага управления будет зависеть в большей мере либо от поворота органа управления, либо от поворота сервоповерхности. Для этого необходимо изменять величину соотношения длин качалок OA и $O'A'$. Так, если длина качалки OA будет равна нулю, то перемещение рычага управления будет зависеть только от переменной τ_c . От расположения тяги AA' относительно точки O зависит знак слагаемого $X(\delta)$. Если тяга AA' проходит выше точки O , то перемещения $X(\delta)$ и $X(\tau_c)$ вычитаются. Мы будем рассматривать только такое положение тяги AA' , когда она проходит ниже точки O . В этом случае знак перемещений $X(\delta)$ и $X(\tau_c)$ одинаков, а знак отношения угла τ_c к углу δ при зафиксированном рычаге управления – положителен. Это улучшает так называемую „центрируемость“ руля при зафиксированном рычаге управления в схеме пружинного сервокомпенсатора и в серворулевой схеме.

Зависимость переменной X от переменных δ и τ_c может быть нелинейной. В этом случае большие перемещения рычага управления приходится определять по графикам $X = f(\tau_c)$ при различных фиксированных значениях переменной δ или по графикам $X = f(\delta)$ при различных фиксированных значениях переменной τ_c . Малые изменения переменных X , δ и τ_c в окрестности некоторого равновесного

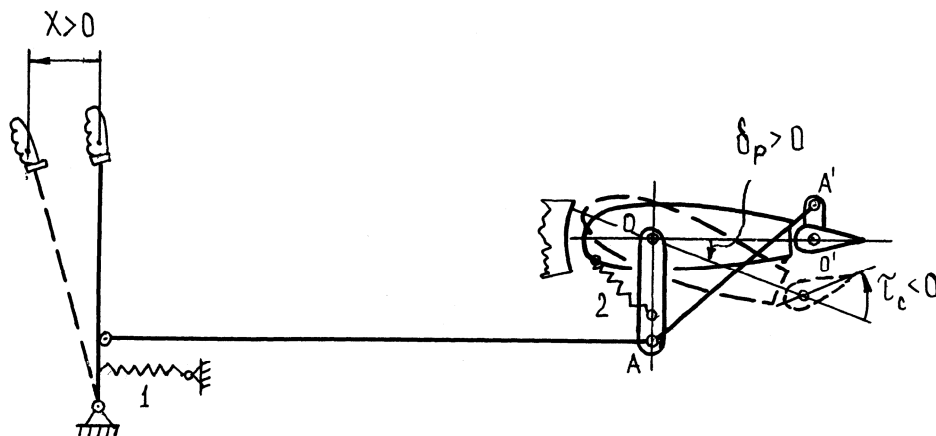


Рис. 1. Обобщенная схема безбустерной системы управления:

1 – пружина автомата загрузки;

2 – пружина пружинного сервокомпенсатора

состояния системы можно рассчитать по формуле

$$\Delta X = X^{\delta} \Delta \delta + X^{\tau_c} \Delta \tau_c, \quad (2.2)$$

где X^{δ} и X^{τ_c} - частные производные перемещения рычага управления X соответственно по отклонению руля δ и отклонению сервоповерхности τ_c ($X^{\delta} > 0$; $X^{\tau_c} < 0$).

Обозначим:

$$X^{\delta} = \frac{1}{K_{ш}}; \quad (2.3)$$

$$X^{\tau_c} = \frac{1}{K_{ш_c}}. \quad (2.4)$$

Тогда

$$\Delta X = \frac{1}{K_{ш_c}} \Delta \tau_c + \frac{1}{K_{ш}} \Delta \delta. \quad (2.5)$$

Из этого уравнения можно определить отношение малых приращений $\Delta \tau_c$ и $\Delta \delta$ при зафиксированном положении рычага управления. Положив $\Delta X = 0$, из (2.5) получим

$$\left(\frac{\Delta \tau_c}{\Delta \delta} \right)_{X_{\text{фикс}}} = - \frac{K_{ш_c}}{K_{ш}}. \quad (2.6)$$

Обозначим

$$\left(\frac{\Delta \tau_c}{\Delta \delta} \right)_{X_{\text{фикс}}} = K_{с-кф}. \quad (2.7)$$

Тогда уравнение (2.5) примет вид

$$\Delta X = \frac{1}{K_{ш_c}} (\Delta \tau_c - K_{с-кф} \Delta \delta). \quad (2.8)$$

В том случае, когда кинематика линейна, конечные перемещения рычага управления можно выразить через конечные углы отклонения руля и сервоповерхности:

$$X = \frac{1}{K_{ш_c}} (\tau_c - K_{с-кф} \delta). \quad (2.9)$$

В случае обычной схемы $\tau_c = 0$, поэтому из (2.9) имеем

$$X = \frac{1}{K_{ш}} \delta. \quad (2.10)$$

3. Статика

Рассмотрим равновесие обобщенной схемы безбустерной системы управления. Так как обобщенная схема безбустерной системы управления имеет две степени свободы, ее положение полностью определяется двумя независимыми обобщенными координатами. В качестве таких координат примем

координаты, характеризующие вход и выход системы, а именно X и δ . Связи будем полагать идеальными и стационарными. Как известно, необходимым и достаточным условием равновесия несвободной системы с идеальными стационарными связями является равенство нулю всех обобщенных сил, соответствующих независимым обобщенным координатам.

Обобщенную силу, соответствующую обобщенной координате δ , найдем из уравнения работ всех сил, действующих на систему, на бесконечно малых перемещениях, вызванных бесконечно малым изменением координаты δ :

$$Q_{\delta} \Delta \delta = (M_{ш} + M_{ш_{пр}} + M_{ш_{тр}} + M_{ш_{демп}}) \Delta \delta + C_{ш} \Delta \tau_c. \quad (3.1)$$

Здесь Q_{δ} - обобщенная сила, соответствующая обобщенной координате δ ; $\Delta \delta$ - бесконечно малое перемещение обобщенной координаты δ ; $M_{ш}$ - аэродинамический шарнирный момент руля; $M_{ш_{пр}}$ - шарнирный момент, обусловленный обжатием пружины 2; $M_{ш_{тр}}$ - шарнирный момент, обусловленный сухим трением в шарнирах руля; $M_{ш_{демп}}$ - демпфирующий аэродинамический шарнирный момент руля; $C_{ш}$ - собственный аэродинамический шарнирный момент сервоповерхности; $\Delta \tau_c$ - бесконечно малое отклонение сервоповерхности, вызванное бесконечно малым отклонением руля при зафиксированном рычаге управления.

Из уравнения (3.1) следует, что

$$Q_{\delta} = M_{ш} + M_{ш_{пр}} + M_{ш_{тр}} + M_{ш_{демп}} + C_{ш} \cdot K_{с-кф}. \quad (3.2)$$

Здесь:

$$M_{ш} = m_{ш}(\alpha^*, \delta, \tau_c) S_p b_p q k_s; \quad (3.3)$$

$$C_{ш} = c_{ш}(\alpha^*, \delta, \tau_c) S_c b_c q k_s, \quad (3.4)$$

где α^* - угол атаки горизонтального оперения $\alpha_{го_s}$ в случае рассмотрения управления рулем высоты, угол скольжения вертикального оперения $\beta_{во_s}$ в случае рассмотрения управления рулем направления, осредненный угол атаки крыла в области элеронов $\alpha_{кр_s}$ в случае рассмотрения управления элеронами; S_p и S_c - соответственно площади руля и сервоповерхности руля; b_p и b_c - соответственно средние хорды руля и сервоповерхности руля;

q - скоростной напор; k_s - коэффициент, учитывающий увеличение скоростного напора в зоне хвостового оперения от влияния струй воздушных винтов.

Формула для расчета демпфирующего шарнирного момента руля имеет вид

$$M_{\text{ш.дем}} = m_{\text{ш}} \bar{\delta} \bar{\delta} S_p b_p q k_s, \quad (3.5)$$

где

$$\bar{\delta} = \dot{\delta} \frac{b_p}{V}. \quad (3.6)$$

Шарнирный момент $M_{\text{ш.тр}}$ является нелинейной функцией скорости отклонения руля:

$$M_{\text{ш.тр}} = M_{\text{ш.тр}}(\dot{\delta}). \quad (3.7)$$

Шарнирный момент $M_{\text{ш.пр}}$ в общем случае (при наличии начальной затяжки пружины) является нелинейной функцией угла отклонения сервоповерхности:

$$M_{\text{ш.пр}} = M_{\text{ш.пр}}(\tau_c). \quad (3.8)$$

С учетом изложенного уравнение (3.2) может быть записано следующим образом:

$$Q_{\delta} = \left[m_{\text{ш}}(\alpha^*, \delta, \tau_c) + \frac{M_{\text{ш.пр}}(\tau_c)}{S_p b_p q k_s} + m_{\text{ш}} \bar{\delta} \dot{\delta} \frac{b_p}{V} + \frac{M_{\text{ш.тр}}(\dot{\delta})}{S_p b_p q k_s} + C_{\text{ш}}(\alpha^*, \delta, \tau_c) \frac{S_c b_c}{S_p b_p} \right] S_p b_p q k_s. \quad (3.9)$$

Пятым слагаемым, стоящим в квадратных скобках уравнения (3.9), можно пренебречь вследствие малости величины $\frac{S_c b_c}{S_p b_p}$. Тогда, приравняв активные составляющие обобщенной силы Q_{δ} нулю, получим следующее уравнение равновесия руля:

$$m_{\text{ш}}(\alpha^*, \delta, \tau_c) + \frac{M_{\text{ш.пр}}(\tau_c)}{S_p b_p q k_s} = 0. \quad (3.10)$$

Обобщенную силу, соответствующую обобщенной координате X , найдем из уравнения работ всех сил, действующих на бесконечно малых перемещениях, вызванных бесконечно малым изменением координаты X :

$$Q_X \Delta X = \left[P - P_{a.3}(X) - P_{\text{пр}}(\tau_c) - P_{\text{тр}}(\dot{X}) \right] \Delta X + C_{\text{ш}}(\alpha^*, \delta, \tau_c) S_c b_c q k_s \Delta \tau_c. \quad (3.11)$$

Здесь Q_X - обобщенная сила, соответствующая обобщенной координате X ; ΔX - бесконечно малое изменение координаты X ; P - приложенное к рычагу управления усилие летчика; $P_{a.3}(X)$ - приведенное к рычагу управления усилие обжатия пружины 1 автомата загрузки (в общем случае являющееся нелинейной функцией переменной X); $P_{\text{пр}}(\tau_c)$ - приведенное к рычагу управления усилие обжатия пружины 2 (в общем случае являющееся нелинейной функцией переменной τ_c); $P_{\text{тр}}(\dot{X})$ - приведенное к рычагу управления усилие сухого трения в проводке управления; $\Delta \tau_c$ - бесконечно малое отклонение сервоповерхности, вызванное бесконечно малым перемещением рычага управления при зафиксированном руле.

Из уравнения (3.11) следует:

$$Q_X = P - P_{a.3}(X) - P_{\text{пр}}(\tau_c) - P_{\text{тр}}(\dot{X}) + C_{\text{ш}}(\alpha^*, \delta, \tau_c) S_c b_c q k_s K_{\text{ш.с}}. \quad (3.12)$$

Приравняв активные составляющие обобщенной силы Q_X нулю, получим следующее уравнение равновесия проводки управления от рычага управления к сервоповерхности:

$$P_{a.3}(X) + P_{\text{пр}}(\tau_c) - C_{\text{ш}}(\alpha^*, \delta, \tau_c) S_c b_c q k_s K_{\text{ш.с}} = P. \quad (3.13)$$

Таким образом, равновесие обобщенной схемы безбустерной системы управления описывается следующей системой уравнений:

$$m_{\text{ш}}(\alpha^*, \delta, \tau_c) + \frac{M_{\text{ш.пр}}(\tau_c)}{S_p b_p q k_s} = 0; \quad (3.14)$$

$$P_{a.3}(X) + P_{\text{пр}}(\tau_c) - C_{\text{ш}}(\alpha^*, \delta, \tau_c) S_c b_c q k_s K_{\text{ш.с}} = P. \quad (3.15)$$

4. Усилия на рычагах управления

Схема пружинного сервокомпенсатора является связующей между обычной и серворулевой схемами безбустерной системы управления. В предположении, что собственным шарнирным моментом сервоповерхности можно пренебречь, уравнения равновесия безбустерной системы управления (3.14) и (3.15)

в схеме пружинного сервокомпенсатора записываются следующим образом:

$$m_{ш}(\alpha^*, \delta, \tau_c) + \frac{M_{шпр}(\tau_c)}{S_p b_p q k_s} = 0; \quad (4.1)$$

$$P_{пр}(\tau_c) = P. \quad (4.2)$$

Многочисленный экспериментальный материал свидетельствует о том, что зависимость $m_{ш} = f(\tau_c)$, характеризующая эффективность сервоповерхности, линейна в обычно используемом на практике диапазоне углов отклонения сервоповерхности ($\tau_{c_{max}} = \pm 20...22^\circ$) при безотрывном обтекании несущей поверхности и руля. Пусть зависимость $M_{шпр} = f(\tau_c)$ также линейна (начальная затяжка пружины отсутствует). Тогда уравнения (4.1) и (4.2) запишутся следующим образом:

$$m_{ш}(\alpha^*, \delta) + m_{ш}^{\tau_c} \tau_c + \frac{M_{шпр}^{\tau_c} \tau_c}{S_p b_p q k_s} = 0; \quad (4.3)$$

$$P_{пр}^{\tau_c} \tau_c = P. \quad (4.4)$$

Здесь $M_{шпр}^{\tau_c} < 0$ и $P_{пр}^{\tau_c} < 0$.

Находя из уравнения (4.3) выражение для τ_c и подставляя его в уравнение (4.4), после преобразований получим следующую формулу для расчета усилий на рычаге управления в схеме пружинного сервокомпенсатора:

$$P = -\frac{m_{ш}(\alpha^*, \delta)}{1 + K_{прс-к} q k_s} S_p b_p K_{ш} q k_s, \quad (4.5)$$

где $K_{прс-к}$ - постоянный коэффициент, описываемый формулой

$$K_{прс-к} = \frac{m_{ш}^{\tau_c} S_p b_p K_{ш}}{P_{пр}^{\tau_c}}. \quad (4.6)$$

Рассмотрим обычную схему безбустерной системы управления. Она может быть получена из схемы пружинного сервокомпенсатора, если жесткость пружины $P_{пр}^{\tau_c}$ принять бесконечно большой. Тогда из (4.5) с учетом (4.6) имеем

$$P = -m_{ш}(\alpha^*, \delta) S_p b_p K_{ш} q k_s. \quad (4.7)$$

При малых отклонениях системы управления от равновесного состояния изменение усилий на рычагах управления выражается формулой

$$\Delta P = -(m_{ш}^{\alpha^*} \Delta \alpha^* + m_{ш}^{\delta} \Delta \delta) S_p b_p K_{ш} q k_s. \quad (4.8)$$

Из формул (4.7) и (4.8) следует, что в обычной схеме безбустерной СШУ усилие на рычагах управления прямо пропорционально скоростному напору и это является одним из главных преимуществ этой схемы. Рост усилий на рычаге управления с ростом скоростного напора затрудняет отклонение органа управления летчиком на больших скоростях полета на углы, недопустимые по условиям прочности. В обычной схеме безбустерной СШУ изменения шарнирного момента руля, вызванные изменениями угла атаки или угла скольжения, прямо передаются на рычаг управления. Обычно интенсивные изменения шарнирного момента руля происходят в результате выхода самолета на большие углы атаки или скольжения. Такие изменения шарнирного момента отрицательно оцениваются летчиками. В обычной схеме безбустерной СШУ информация о выходе самолета на большие углы атаки или скольжения поступает к летчику в виде неблагоприятных изменений усилий на рычаге управления без существенного запаздывания, т.к. усилия передаются непосредственно через жесткую механическую связь между рулем и рычагом управления.

В полете с освобожденным рычагом управления ($P=0$) малые отклонения руля, вызванные малыми изменениями угла атаки или скольжения, согласно (4.8) описываются формулой

$$\Delta \delta = -\frac{m_{ш}^{\alpha^*}}{m_{ш}^{\delta}} \Delta \alpha^*. \quad (4.9)$$

Как известно, при больших положительных значениях отношения производной $m_{ш}^{\alpha^*}$ к производной $m_{ш}^{\delta}$ возможно возникновение аperiodической неустойчивости самолета, а при больших отрицательных значениях этого отношения - колебательной неустойчивости.

С ростом размеров самолета и скорости его полета усилия на рычагах управления в обычной схеме безбустерной СШУ увеличиваются пропорционально произведению $S_p b_p q$ и могут оказаться неприемлемо большими для летчика. Этим объясняется необходимость рассматривать более сложные схемы безбустерной системы управления, имеющие две степени свободы.

Рассмотрим схему пружинного сервокомпенсатора. Как следует из (4.5) и (4.6), при конечном значении жесткости пружины $P_{пр}^{\tau_c} \tau_c$ усилие на рычаге управления в схеме пружинного сервокомпенсатора связано со скоростным напором более сложной зависимостью, чем в обычной схеме. С уменьшением

размеров самолета и скорости полета произведение $K_{пр-к} q k_s$ в формуле (4.5) становится меньше единицы и усилия на рычаге управления приближаются к усилиям на рычаге управления в обычной схеме. При достаточно больших размерах самолета и больших скоростях полета величина произведения $K_{пр-к} q k_s$ существенно превышает единицу и формула (4.5) принимает вид

$$P \approx -P_{пр} \tau_c \frac{m_{ш}(\alpha^*, \delta)}{m_{ш} \tau_c} . \quad (4.10)$$

Таким образом, в схеме пружинного сервокомпенсатора, как и в обычной схеме, усилия на рычаге управления прямо пропорциональны коэффициенту шарнирного момента органа управления $m_{ш}(\alpha^*, \delta)$.

Из формулы (4.10) следует, что усилие на рычаге управления в схеме пружинного сервокомпенсатора не зависит от скоростного напора, а зависит лишь от жесткости пружины $P_{пр} \tau_c$ и угла отклонения сервоповерхности τ_c , определяемого формулой

$$\tau_c = -\frac{m_{ш}(\alpha^*, \delta)}{m_{ш} \tau_c} . \quad (4.11)$$

Указанная особенность препятствует применению схемы пружинного сервокомпенсатора в системе управления рулем высоты турбовинтовых самолетов средних и больших размеров. Схема пружинного сервокомпенсатора нашла применение в системе управления рулем направления таких самолетов и, в гораздо меньшей мере, в системе управления элеронами. Слабая зависимость усилий на рычаге управления от скоростного напора в схеме пружинного сервокомпенсатора позволяет летчику отклонить руль на большой угол практически на любой скорости полета, что порождает проблему больших нагрузок на конструкцию самолета. Это является одним из существенных недостатков схемы пружинного сервокомпенсатора. Указанный недостаток может быть ослаблен или устранен вовсе введением в схему пружинного сервокомпенсатора специальных автоматических устройств, ограничивающих максимальный угол отклонения сервоповерхности по сигналу приборной скорости полета или угла отклонения закрылков.

Как следует из формул (4.5) и (4.7), в схеме пружинного сервокомпенсатора, как и в обычной схеме безбустерной СШУ, изменения шарнирного момента руля, вызванные изменением угла атаки или угла скольжения, прямо передаются на рычаг управления (через пружинную тягу и механическую

проводку управления). В полете с освобожденным рычагом управления углы отклонения руля в схеме пружинного сервокомпенсатора описываются той же формулой, что и в обычной схеме безбустерной СШУ. По этим критериям схема пружинного сервокомпенсатора и обычная схема идентичны.

В случае серворулевой схемы

$$(P_{пр} \tau_c = 0; P_{a.3}^x \neq 0)$$

уравнения равновесия безбустерной системы управления принимают следующий вид:

$$m_{ш}(\alpha^*, \delta) + m_{ш} \tau_c = 0; \quad (4.12)$$

$$P_{a.3}^x \left[X^\delta \delta + X \tau_c \right] = P . \quad (4.13)$$

Находя из уравнения (4.12) выражение для τ_c и подставляя его в уравнение (4.13), получим следующую формулу для расчета балансирующих усилий на рычаге управления в серворулевой схеме:

$$P = P_{a.3}^x \left[X^\delta \delta - X \tau_c \frac{m_{ш}(\alpha^*, \delta)}{m_{ш} \tau_c} \right] \quad (4.14)$$

или

$$P = P_{a.3}^\delta \cdot \delta - P_{a.3} \tau_c \frac{m_{ш}(\alpha^*, \delta)}{m_{ш} \tau_c} , \quad (4.15)$$

где $P_{a.3}^\delta$ – градиент усилий от автомата загрузки по углу отклонения руля при фиксированном угле отклонения сервоповерхности ($P_{a.3}^\delta > 0$); $P_{a.3} \tau_c$ – градиент усилий от автомата загрузки по углу отклонения сервоповерхности при фиксированном угле отклонения руля ($P_{a.3} \tau_c < 0$).

В случае самолетов средних и больших размеров формула (4.15), описывающая усилие на рычаге управления в серворулевой схеме, отличается от формулы (4.10), описывающей усилие на рычаге управления в схеме пружинного сервокомпенсатора, наличием слагаемого $P_{a.3}^\delta \cdot \delta$. Это слагаемое не зависит от шарнирного момента руля. Обычно на отклонение сервоповерхности расходуется в несколько раз меньший ход рычага управления, чем на отклонение руля. Поэтому усилие на рычаге управления определяется, в основном, первым слагаемым правой части формулы (4.15), а неблагоприятное влияние изменения шарнирного момента руля на больших углах атаки или угла скольжения $\Delta m_{ш}(\alpha^*)$ определяется вторым слагаемым правой части этой формулы. Таким образом, в серворулевой схеме можно

получить более близкое к прямолинейному изменение усилий по ходу рычага управления в области больших углов атаки или скольжения, чем в схеме пружинного сервокомпенсатора или обычной схеме. При этом усилия на рычаге управления в серворулевой схеме можно сделать зависящими от скоростного напора, осуществив коррекцию жесткости пружины автомата загрузки по приборной скорости полета. Это открывает возможность использования серворулевой схемы безбустерной СШУ в канале управления рулем высоты. Кроме того применение автомата загрузки с коррекцией по скоростному напору затрудняет отклонение рулей летчиком на большие углы на больших скоростях полета. В полете с зафиксированным ($X=0$) или освобожденным ($P=0$) рычагом управления малые отклонения руля от его равновесного положения, вызванные малыми изменениями угла атаки или угла скольжения, в серворулевой схеме описываются формулой

$$\Delta\delta = - \frac{m_{\text{ш}}^{\alpha^*}}{m_{\text{ш}}^{\delta} + K_{\text{с-кф}} m_{\text{ш}}^{\tau_{\text{с}}}} \Delta\alpha^*, \quad (4.16)$$

вытекающей из уравнения (4.13). Из формулы (4.16) следует, что границы аperiodической или колебательной неустойчивости самолета с серворулевой системой управления расширяются вследствие наличия в знаменателе этой формулы слагаемого $K_{\text{с-кф}} m_{\text{ш}}^{\tau_{\text{с}}}$.

Описанные выше качества серворулевой схемы безбустерной СШУ являются положительными. Однако серворулевая схема обладает и существенным недостатком. В этой схеме отсутствует механическая связь рычага управления с рулем. Как показал опыт, на фоне прямых усилий, прилагаемых летчиком к рычагу управления при выполнении нормируемых эволюций, изменение параметров движения самолета, вызванное дополнительным отклонением руля под воздействием изменения коэффициента шарнирного момента руля при изменении угла атаки или скольжения, летчик оценивает как „самопроизвольное“ и „неожиданное“. Следовательно, серворулевая схема может получить положительную оценку летчика в том случае, если при всех возможных в эксплуатации эволюциях самолета зависимость коэффициента шарнирного момента руля от угла атаки или скольжения будет слабой или отсутствовать вовсе ($m_{\text{ш}}^{\alpha^*} \approx 0$).

Это условие легче выполнить, если серворулевую схему безбустерной СШУ применить в качестве резервной системы управления. В этом случае для

резервного режима управления в Летное руководство самолета можно ввести ограничения на конфигурацию и пилотирование самолета, выполнение которых обеспечит работу рулей в диапазонах линейного изменения их шарнирных моментов по углу атаки и углу скольжения.

При линейных характеристиках шарнирных моментов рулей можно соответствующим выбором величины осевой и роговой аэродинамических компенсаций ослабить или исключить вовсе зависимость коэффициента шарнирного момента руля от угла атаки или угла скольжения.

Заключение

1. На основе рассмотрения схемы, содержащей в виде частных случаев три известные схемы безбустерной СШУ, получены уравнения кинематики и статики обобщенной схемы безбустерной системы управления турбовинтовых самолетов.

2. Из полученных уравнений выведены формулы для определения усилий на рычагах управления в обычной схеме, схеме пружинного сервокомпенсатора и серворулевой схеме.

3. Путем сравнительного анализа полученных формул показаны преимущества и недостатки различных схем безбустерной СШУ и сделаны следующие выводы:

– наиболее предпочтительной схемой для системы управления турбовинтовых самолетов является обычная схема безбустерной СШУ;

– в том случае, когда с помощью обычной схемы безбустерной СШУ не удастся обеспечить требуемый уровень усилий на рычагах управления, в каналах управления рулем направления и элеронами может рассматриваться схема пружинного сервокомпенсатора;

– серворулевая схема требует, чтобы зависимость коэффициентов шарнирных моментов органов управления от углов атаки или углов скольжения практически отсутствовала, что можно обеспечить средствами аэродинамической компенсации органов управления лишь в ограниченном диапазоне углов атаки (скольжения), приемлемом, в частности, для резервного режима управления

Литература

1. Нормы летной годности самолетов транспортной категории: Часть 25: *Авиационных правил Межгосударственного авиационного комитета* (АП-25).
2. Нормы летной годности Европейского сою-

за для больших самолетов (CS-25).

3. Микеладзе В.Г. Аэродинамическая компенсация. Сервокомпенсация // *Авиация: Энциклопедия* / Гл. ред. Г.П. Свищев. – М.: Большая Российская энциклопедия, 1994. – С. 76-77, 512.

4. Торенбик Э. Проектирование дозвуковых самолетов: пер. с англ. / Э. Торенбик. – М.: Машиностроение, 1983. – 648 с.

5. Эткин Б. Динамика полета: устойчивость и управляемость: пер. с англ. / Б. Эткин. – М.: Машиностроение, 1964. – 494 с.

6. Остославский И.В. Аэродинамика самолета / И.В. Остославский. – М.: Оборонгиз, 1957. – 560 с.

7. Baker F.B. *Spring Tabs: A Review of their Development and Application, Together with an Outline of the Design Data Involved* / F.B. Baker // *Aircraft engineering and aerospace technology*. – 1947. – V. 19, Issue 11. – P. 353–358.

8. Lyons D.J. *Some problems of the Stability and Control of Large Aircraft* / D.J. Lyons // *The Journal of the RAS*. – 1948, november.

Поступила в редакцию 18.05.2010

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Е.П. Ударцев, Национальный авиационный университет, Киев, Украина.

МЕХАНІКА УЗАГАЛЬНЕНОЇ БЕЗБУСТЕРНОЇ СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ ТУРБОГВИНТОВИХ ЛІТАКІВ І ЗУСИЛЛЯ НА ВАЖЕЛЯХ КЕРУВАННЯ В ЗВИЧАЙНІЙ СХЕМІ, СХЕМІ ПРУЖИННОГО СЕРВОКОМПЕНСАТОРА ТА СЕРВОРУЛЬОВІЙ СХЕМІ

В.П. Пустовойтов

Одержані рівняння кінематики та статички узагальненої схеми безбустерної системи керування турбогвинтових літаків. Виведені формули для балансувальних зусиль на важелях керування в звичайній схемі, схемі пружинного сервокомпенсатора та серворульовій схемі. На основі одержаних формул проаналізовані переваги та недоліки різних схем безбустерної системи штурвального керування. В результаті аналізу зроблено висновок про те, що найкращою схемою безбустерної системи керування турбогвинтовим літаком є звичайна схема. Зі збільшенням розмірів літака безбустерну систему можна зберегти в каналах керування кермом напряду і елеронами, застосувавши схему пружинного сервокомпенсатора. Серворульова схема висуває підвищені вимоги до характеристик шарнірних моментів органів керування, тому її застосування обмежене.

Ключові слова: безбустерна система штурвального керування, узагальнена схема, звичайна схема, схема пружинного сервокомпенсатора, серворульова схема, шарнірний момент, зусилля на важелях керування.

MECHANICS OF THE GENERALISED UNASSISTED FLIGHT CONTROL SYSTEM OF TURBOPROP AIRPLANES AND LOADS ON CONTROLS IN CASE OF A NORMAL LAYOUT AND SPRING TAB AND SERVO TAB LAYOUTS

V.P. Pustovoytov

Equations of kinematics and statics are obtained for the generalized unassisted flight control system of turboprop airplanes. The formulas are derived for balancing loads on controls for the conventional layout, and for the spring tab, and the servo tab layouts. Based on the derived equations, advantages and disadvantages of different layouts of unassisted primary flight control system are analyzed. As a result of the analysis, it is concluded that the conventional layout is a preferred layout for a turboprop airplane unassisted flight control system. With the growth of airplane dimensions, the unassisted system may be preserved in the rudder and aileron control channels by using the spring tab layout. The servo tab layout imposes more stringent requirements on the controls hinge moment characteristics, therefore its utilization is limited.

Key words: unassisted flight control system, generalized layout, normal layout, spring tab layout, servo tab layout, hinge moment, loads on controls.

Пустовойтов Валентин Петрович – д-р техн. наук, заместитель начальника отделения аэродинамики Государственного предприятия „АНТОНОВ“, Киев, Украина, e-mail: kudryavtsev@antonov.com.

УДК 629.735.33

М.В. АМБРОЖЕВИЧ, А.С. КАРТАШЕВ, В.А. СЕРЕДА

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

КРИТЕРИАЛЬНЫЕ ОЦЕНКИ СКОРОСТНОГО И ТРАНСПОРТНОГО СОВЕРШЕНСТВА АВИАЦИОННЫХ СРЕДСТВ ПОРАЖЕНИЯ ДИСТАНЦИОННОГО ПРИМЕНЕНИЯ

На основании теории размерности и подобия получены критерии транспортного и скоростного совершенства авиационных средств поражения (АСП) дистанционного применения. В виде графического материала представлены результаты применения правила норм на множестве АСП. Изложен сопоставительный анализ технических решений АСП в критериальном пространстве, а также выявлены приоритетные направления аэрокосмической техники, в которых происходит актуальное развитие транспортных систем данного класса. Показано, что предложенные критериальные оценки дают основания пересмотреть место и роль планирующих авиабомб в классе АСП.

Ключевые слова: авиационные средства поражения, планирующая авиабомба, транспортное и скоростное совершенство, метод размерности и подобия, критерии подобия.

Введение

Небезызвестная доктрина дистанционной войны, впервые сформулированная генералом Д. Дуэ в 20-х годах XX в. [1], не смотря на весьма «солидный» стаж и смену многих поколений технических средств вооруженной борьбы, до настоящего времени не получила вполне удовлетворительного воплощения. Несмотря на рекламные усилия высокотехнологичной стороны—агрессора, опыт последних военных конфликтов в Югославии, Ираке, Афганистане нельзя признать успешным в части реализации задекларированных возможностей высокоточного оружия (ВТО) главным образом по причине быстрого истощения и невозможности своевременного восполнения его запасов [2]. Дальнейшее развитие событий, как известно [3], закономерно шло по пути эскалации вовлечения сил и средств обычного типа, включая человеческие ресурсы, т.е. по «несовременному» сценарию. Объективные причины такого положения (иные здесь не рассматриваются) следует искать в сфере экономики производства и способах применения. Известные системы ВТО, как правило, являются неоправданно дорогостоящими с точки зрения их боевой эффективности, что объясняется порочными концептуальными факторами формирования облика, наследуемыми в результате конверсионного происхождения от ядерного оружия, к которому массовое производство, по определению, не имеет отношения. Таким образом следует констатировать наличие нерешенной проблемы системного формирования облика средств дистанцион-

ной войны, главным образом в виде авиационных средств поражения (АСП).

В рамках решения указанной проблемы в настоящей статье предложен метод получения экспертных оценок эффективности АСП, основывающийся на распространении универсального подхода [1–5] на дополнительный класс комплексов с аэродинамическими и аэробаллистическими летательными аппаратами (ЛА), вводимыми в полет счет энергетике самолета—носителя (СН). К данной категории относятся неуправляемые авиационные ракеты (НАР), управляемые авиационные ракеты класса «воздух—поверхность» (АУР ВП) и планирующие авиабомбы (ПАБ). В данном случае оценивается совершенство второй ступени транспортной системы (ТС), т.е. АСП дистанционного применения, а учет параметров СН осуществляется в виде придаваемых ЛА начальных высот и скоростей.

Критерии транспортного и скоростного совершенства АСП

Совершенство любой технической системы характеризуется соотношением полезных и затратных функций в эквивалентном выражении, т.е. разнообразными КПД [1–5]. Применительно к ТС подобные оценки образуются соотношением траекторной работы по перемещению полезной нагрузки (ПН) (A_e) к соответствующим энергетическим затратам E_Σ и выражаются коэффициентом транспортного совершенства:

$$K_{TC} = \frac{A_e}{E_\Sigma}. \quad (1)$$

В случае планирующих БЛА воздушного старта траекторная работа совершается против силы аэродинамического сопротивления:

$$A_e = \frac{m_{ПН} g D}{k}, \quad (2)$$

а энергетические затраты складываются из потенциальной и кинетической энергии введения в полет, дополненных располагаемой теплотворной способностью топлива:

$$E_\Sigma = m_{БЛА} \left(gh_{сбр} + \frac{V^2}{2} \right) + m_t H_U, \quad (3)$$

где $m_{ПН}$ – масса ПН; $m_{БЛА}$ – масса БЛА; m_t – масса топлива АСП; D – дальность полета АСП; $h_{сбр}$ – высота сброса ЛА с СН; $k = \frac{c_Y}{c_X}$ – аэродинамическое качество АСП; g – ускорение свободного падения; H_U – теплотворная способность топлива.

В случаях, когда достижение высоких траекторных скоростей является принципиальным условием функционирования ЛА (в т.ч. ПАБ), энергетическое совершенство следует дополнительно охарактеризовать критерием скоростного совершенства:

$$K_{CC} = \frac{m_{ПН} \bar{V}^2}{2E_\Sigma}, \quad (4)$$

где $\bar{V}$ – средняя траекторная скорость АСП.

Сопоставительный анализ аналогов в критериальном пространстве

На рис. 1 приведены оценки транспортного (а) и скоростного (б) совершенства АСП дистанционного применения [6–9] (с небаллистической траекторией полета в отличие от авиабомб (АБ) свободного падения) в зависимости от относительной массы ПН ($\tilde{m}$) и числа Маха (M_{max}). Значительные отличия по критерию транспортного совершенства позволяют выделить два подкласса: низкого уровня – НАР, АУР ВП, ПРЛС АУР, ПКР и высокого – КР, ПАБ и КАБ (рис. 1 а), в котором последние демонстрируют рекордные характеристики.

Из условий визуального прицеливания транспортное совершенство НАР не является приоритетной функцией проектирования и находится на самом низком уровне в рассматриваемом классе авиационных средств поражения.

НАР представлены наиболее компактной группой. По значениям критерия K_{TC} АУР ВП несколько опережают НАР, но их массовое совершенство ниже ввиду наличия на борту аппаратуры наведения. В целом наихудшими показателями отличаются ПРЛС АУР, так как помимо боевой части (БЧ) на борту размещается соизмеримая по массе система наведения. КР с турбореактивными двигателями (ТРД), имеют наилучший баланс транспортного и массового совершенства. ПАБ, в свою очередь, обладают в два раза большим массовым и в то же время транспортным совершенством по сравнению с КР.

На рис. 1 (б) продемонстрировано развитие скоростного совершенства в зависимости от M_{max} .

Низкое скоростное совершенство и характерные скорости полета НАР отображают условие залпового применения по групповым целям с минимально необходимым уровнем кинетической энергии для обеспечения заданных показателей рассеивания. По значению критерия стоимость–эффективность КР сопоставимы с ПАБ, так как высокая скорость подлета к цели первых, обеспечивающая повышение вероятности преодоления противодействия ПВО, достигается высокой стоимостью ракет. КР лежат в узком интервале скоростного совершенства, обладая при этом самым широким диапазоном максимальной скорости полета.

Вообще, трудности в ограничении зон ответственности классов свидетельствует об ориентации на транспортное совершенство при проектировании новых объектов АСП. В каждом классе с ростом скоростного совершенства намечена прямая зависимость увеличения чисел M_{max} , что наиболее сильно проявляется в классе ПРЛС АУР. Кроме того, этот тип АСП обладает самым широким диапазоном скоростей полета, что свидетельствует о «плюрализме» концепций проектирования в данной группе.

Уровень скоростного совершенства ПКР на данный момент не удовлетворителен. Следовательно, функциональной доминантой при выборе облика ПКР является повышение скоростного совершенства примерно до уровня группы ПРЛС АУР.

Свойства ПАБ подтверждают термин «планирующая» – максимальная их скорость полета – наименьшая во всех представленные группах ЛА (рис. 1 б), но, несмотря на это, по скоростному совершенству некоторые моторизованные образцы превосходят КР. В силу худших скоростных характеристик уязвимость ПАБ выше, но в таких условиях наносимый противнику ущерб за счет расходования дорогостоящего боекомплекта ПВО оправдывает стоимость потерянных ПАБ.

На рис. 2 представлена качественная характеристика АСП дистанционного применения, определяющая преобладание транспортной или скоростной функции путем нормирования диаметра метки. Для всех ЛА характерно падение максимальной скорости полета с увеличением массового совершенства. Пузырьковая диаграмма также сохраняет обособленность групп: НАР, АУР ВП, ПРЛС имеют наименьший диаметр метки и располагаются над КР, ПАБ, ПКР; причем скорость убывания чисел M во второй группе выше. Самым узким диапазоном по

характерным параметрам обладают НАР, что однозначно отражает их функциональную специфику. В каждой группе имеются рекордные ЛА с ярко выраженной характерной функцией. Так, в первой выделяются НАР (С-21, ТРС-132), обладающие высоким массовым совершенством на фоне преобладающей скоростной функции. Во второй группе также присутствуют ЛА с резко выраженной транспортной функцией (КР АГМ-84, КЕРД-350). Скоростной потенциал ПАБ наращивается моторизаций (например, Hs.293).

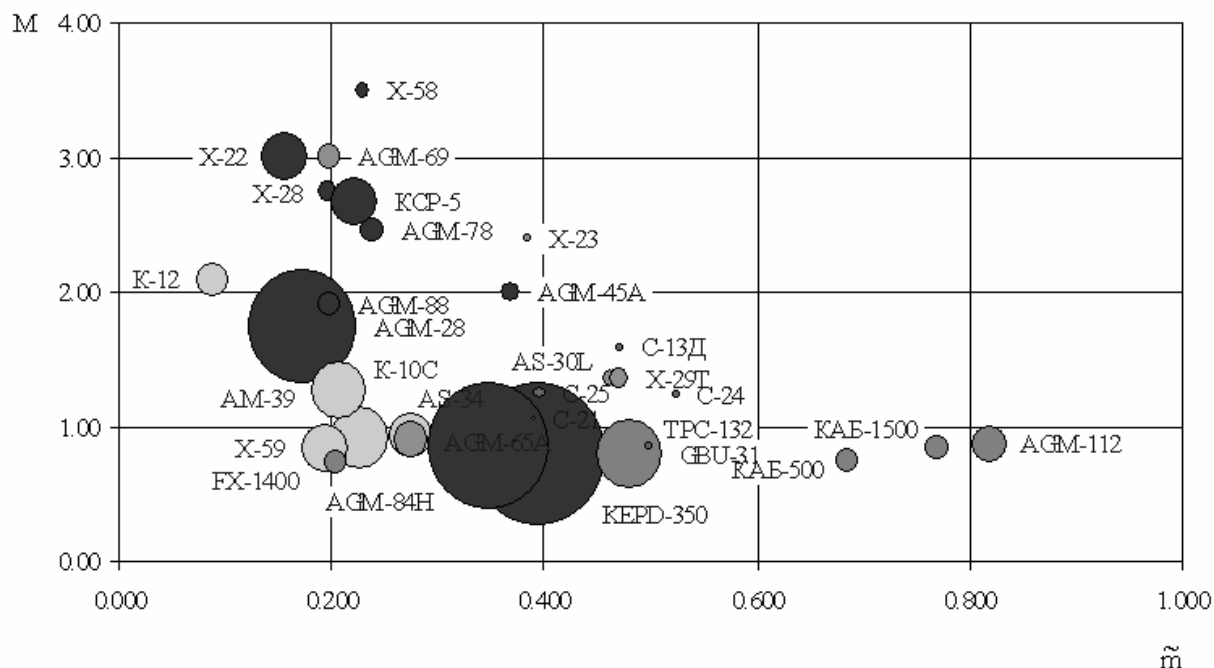


Рис. 2. Диаграмма, отображающая баланс между транспортной и скоростной функциями АСП дистанционного применения

Факторный анализ транспортного и скоростного совершенства ПАБ, а также тенденции развития данного класса АСП

Усовершенствование конструкции АБ добавлением аэродинамических несущих поверхностей и ДУ позволяет получить новый класс вооружений, решающий новые задачи. Носители ПАБ уверенно выходят из зоны поражения МЗА и в некоторых случаях ЗРК малой дальности, что требует от ПВО применения высокоточных средств противодействия с последующим резким снижением критерия стоимость–эффективность.

Поскольку транспортное совершенство ПАБ увеличивается многократно, данный вид ВТО обеспечивает решение новых боевых задач, например:

- поражение малоразмерных стационарных целей;

- поражение низкоскоростных наземных и надводных целей;
- имитация крылатых ракет;
- выполнение бомбометания самолетами военнотранспортной авиации вне зоны противодействия ПВО.

Неожиданно высокие показатели скоростного совершенства ПАБ объясняются соизмеримыми скоростями сброса (ввиду использования идентичных СН), но намного большей массой ПН при пониженных или отсутствующих затратах на работу ДУ (в случае корректируемых АБ). Вследствие этого ПАБ приобретают ряд новых возможностей:

- прорыва ПВО;
- массового использования в условиях военного времени вместо более дорогостоящих средств поражения, например КР;
- борьбы с наземными и надводными малоподвижными целями.

Появляются новые сценарии комплексного применения ПАБ:

- подавление ПВО применением одного высокоточного боеприпаса;
- применение в качестве боеприпаса с достаточной точностью;
- имитация КР с целью выявления позиций РЭБ и РЛС.

Следует отметить свойственную для ПАБ наименьшую тяговооруженность (в пределах 0,2..0,3) и вместе высокие потенциальную и кинетическую энергии, придаваемые в момент сброса с СН.

АУР ВП входят в состав штатных АСП фронтовой авиации со свойственными массогабаритными ограничениями, усугубляющимися невыгодным балансом между массами ПН, т.е. боевой части и ТС: «планер + ракетный двигатель», с вытекающими отсюда узким типажом точечных целей. Для современных АУР ВП характерны ДУ с РДТТ и типично ракетная стартовая тяговооруженность около 30.

Дозвуковые КР воздушного базирования служат основным АСП стратегической авиации и представляют собой ЛА, соизмеримые по стоимости с истребителями второго поколения при также невыгодном соотношении масс ПН и ТС. Высокое транспортное совершенство КР воздушного базирования достигается применением ДУ с высокoeкономичными ТРДД при низкой тяговооруженности, оптимизированных для режима поддержания скорости в условиях маловысотного профиля полета без маневрирования. Промежуточным звеном между КАБ и КР (существенно более дорогостоящей системой вооружений) могут служить управляемые ПАБ.

Таким образом, ПАБ, будучи системами вооружения 3 поколения, обладают значительным потенциалом к созданию на их базе систем высокоточного оружия и способны успешно конкурировать с вооружением 5 поколения без значительных затрат.

Заключение

Универсальная парадигма научно-технического прогресса может быть сформулирована как «планомерная замена в цикле проектирования и производства спонтанных факторов детерминированными». В свою очередь, детерминированную основу технологий составляют фундаментальные законы физики и совокупный опыт, воплощенный во множестве известных объектов техники.

Предложенный в цикле статей [1–5] обобщенный подход на основе критериальной обработки статистических данных об аналогах обеспечивает детерминированное формирование облика объекта проектирования, исходя из заданных полезных

функций и затратных ограничений. Тем самым устраняется субъективизм на наиболее критичной стадии принятия проектных решений.

Целью представленных исследований было обобщение подхода [1 – 5] на новый специфический класс транспортных систем – АСП дистанционного применения, в котором, как это следует из приведенного анализа, имеется значительный ресурс совершенствования за счет развития подкласса управляемых планирующих авиабомб.

Литература

1. Вотье П. Военная доктрина генерала Дуэ / Перевод с французского с предисловием А. Лапчинского. Второе издание. – М.: Воениздат НКО СССР, 1937. – 240 с. [Тираж 10.000]. – [Colonel P. Vauthier. La doctrine de guerre du général Douhet. Preface de m. le maréchal Petain. – Paris, Editions Berger-Levrault, 1935].
2. Заяц В. Роль ВВС в реализации национальной военной стратегии США / В. Заяц // Зарубежное военное обозрение. – 2004. – № 1 (682). – С. 20-27.
3. Заяц В. Применение авиации США на активной фазе операций в Ираке / В. Заяц // Зарубежное военное обозрение. – 2005. – № 10 (703). – С. 37-44.
1. Амброжевич А.В. Формирование облика легких беспилотных летательных аппаратов методом подобию / А.В. Амброжевич, А.С. Карташев, С.А. Яшин // Авиация и космонавтика. – 2004. – Вып. 5 (13). – С. 54-58.
2. Амброжевич М.В. Критериальные оценки транспортного совершенства летательных аппаратов с баллистическими и орбитальными траекториями полета / М.В. Амброжевич, А.С. Карташев, С.А. Яшин // Авиационно-космическая техника и технология. – 2006. – №4 (30). – С. 25-30.
3. Амброжевич М.В. Критериальные оценки энергетического совершенства атмосферных ракетных летательных аппаратов / М.В. Амброжевич, А.С. Карташев, С.А. Яшин // Авиационно-космическая техника и технология. – 2006. – № 5 (31). – С. 21-29.
4. Амброжевич М.В. Критериальные оценки транспортного и скоростного совершенства аэродинамических летательных аппаратов / М.В. Амброжевич, А.С. Карташев, С.А. Яшин // Авиационно-космическая техника и технология. – 2006. – № 6 (32). – С. 19-23.
5. Критериальные оценки транспортного совершенства беспилотных летательных аппаратов воздушного старта / М.В. Амброжевич, А.С. Карташев, В.А. Середина, С.А. Яшин // Авиационно-космическая техника и технология. – 2007. – № 6 (42). – С. 33-37.
6. Кравец В.Н. Устройство и конструкция боевых частей летательных аппаратов. Часть 4. Основные характеристики летательных аппаратов класса «воздух-поверхность»: учебное пособие /

В.Н. Кравец, В.Ф. Несвит, М.Ю. Русин. – Х.: ХАИ, 2006. – 141 с.

7. Зуенко Ю.А. Боевые самолеты России / Ю.А. Зуенко Ю.А., С.Е. Коростелев. – М.: ЭЛАКОС, 1994. – 192 с.

8. Сведения об АСП [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.airwar.ru/weapon/>.

9. Сведения об АСП [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.designation-systems.net/dusrm/>.

Поступила в редакцию 2.06.2010

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

КРИТЕРІАЛЬНІ ОЦІНКИ ШВИДКІСНОЇ ТА ТРАНСПОРТНОЇ ДОСКОНАЛОСТІ АВІАЦІЙНИХ ЗАСОБІВ УРАЖЕННЯ ДИСТАНЦІЙНОГО ВИКОРИСТАННЯ

М.В. Амброжевич, А.С. Карташев, В.О. Середя

На основі теорії розмірності та подібності отримані критерії транспортної та швидкісної досконалості авіаційних засобів ураження (АЗУ) дистанційного застосування. У вигляді графічного матеріалу надані результати застосування правила норм на множині АЗУ. Викладено порівняльний аналіз технічних рішень АЗУ в критеріальному просторі, а також виявлено пріоритетні напрями аерокосмічної техніки, в яких відбувається актуальний розвиток транспортних систем даного класу. Показано, що запропоновані критеріальні оцінки дають підстави переглянути місце та роль планеруючих авіабомб у класі АЗУ.

Ключові слова: авіаційні засоби ураження, планеруюча авіабомба, транспортна та швидкісна досконалість, метод розмірності та подібності, критерії подібності.

CRITERIAL ESTIMATIONS OF HIGH-SPEED AND TRANSPORT PERFECTION OF AVIATION MEANS OF DESTRUCTION OF REMOTE APPLICATION

M.V. Ambrozhevitch, A.S. Kartashov, V.O. Sereda

On the basis of the theory of dimension and similarity criteria of transport and high-speed perfection of aviation means of destruction (AMD) of remote applications are received. As a graphic material results of application of a rule of norms on set AMD are submitted. The comparative analysis of technical decisions AMD in criterion space is stated, and also priority directions of objects aerospace technics in which there is an actual development of transport systems of the given class are revealed. It is shown, that offered criterion estimations give the basis to reconsider a place and a role of planning aerial bombs in class AMD.

Key words: aviation means of destruction, planning aerial bomb, transport and high-speed perfection, method of dimension and similarity, criteria of similarity.

Амброжевич Майя Владимировна – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры аэрокосмической теплотехники Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Карташев Андрей Сергеевич – канд. техн. наук, ст. научн. сотр. кафедры ракетных двигателей факультета ракетно-космической техники Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: ankara@ukr.net/

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

УДК 629.7.062

В.М. ВАРТАНЯН, В.О. ЧЕРАНОВСКИЙ, АЛЬ ДАХЕРИ АЛИ МОХАМЕД*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина*

ПРИМЕНЕНИЕ МЕТОДА ФИЗИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ДЛЯ СОЗДАНИЯ НОВЫХ ОБРАЗЦОВ БЕСПИЛОТНОЙ ТЕХНИКИ

Рассматривается один из важнейших этапов при разработке нового беспилотного летательного аппарата - уточнение математической модели по результатам летных экспериментов. Предложено расширение эффективности метода физического моделирования за счет интеграции в состав системы управления беспилотным летательным аппаратом современных вычислительных средств и средств сбора полетной информации. Данный метод был применен на динамически подобной модели беспилотного летательного аппарата во время проведения наземных и летных экспериментов по получению аэродинамических характеристик проектируемого изделия и подтвердил эффективность выбранной методики.

Ключевые слова: метод физического моделирования, беспилотный летательный аппарат, опережающие летные исследования, математическое моделирование режимов полета.

Введение

Метод физического моделирования с использованием беспилотных летательных аппаратов (БЛА) является проверенным инструментом изучения новых аэродинамических компоновок БЛА, а так же способов управления ними. Современный этап развития авиационной науки и техники предоставляет новые возможности для использования метода физического моделирования, что в свою очередь ускоряет создание новых образцов беспилотной авиационной техники. Расширение эффективности метода физического моделирования возможно за счет интеграции в состав системы управления БЛА современных вычислительных средств и средств сбора полетной информации. Быстрое и эффективное решение задачи создания такого БЛА в рамках одной проектной организации возможно только при наличии замкнутого технологического цикла, что, как известно, требует достаточно больших материальных затрат. Подход на основе метода физического моделирования позволяет существенно сократить сроки и стоимость процесса создания нового БЛА. Поэтому важной научно-практической задачей создания новых образцов БЛА является внедрение новых методов построения, подготовки и проведения летных экспериментов на основе дальнейшего развития метода физического моделирования.

Анализ современного состояния беспилотных технологий и выделение нерешенной проблемы

Современное состояние мирового рынка БЛА характеризуется глобальным доминированием североамериканских авиационных компаний. По оценке

журнала Aviation Week & Space Technology [1, 2] за январь 2010 года они занимают более 66% этого быстро растущего рынка. Если рассмотреть в процентном отношении количество разработанных и производимых на сегодня БЛА то по оценке международной ассоциации беспилотных авиационных систем (UAS: The Global Perspective. 2008/2009) на долю США придется 35%, Франции – 6.67%, Англии – 5.24%, Германии – 3.7%, Израиля – 7.39%, Китая – 2.87%, России – 5.44%, Украины – 0.31%, ОАЭ – 0.62% [2].

Такое неравномерное развитие беспилотных технологий требует особого внимания к снижению сроков и стоимости разработки новых образцов БЛА для ликвидации сложившейся диспропорции в мировом разделении труда. Это возможно за счет использования возможностей метода физического моделирования для проведения опережающих летных исследований новых аэродинамических компоновок и средств управления ими.

Стандартная итерационная процедура проведения опережающих летных исследований с помощью свободнолетающих динамически подобных моделей приведена на рис 1.

Постановка задачи

Одним из важнейших этапов при разработке нового БЛА с учетом метода физического моделирования является уточнение математической модели БЛА по результатам летных экспериментов. Это позволяет производить опережающее выявление летно-технических возможностей БЛА, поиск и устранение возможных отдельных дефектов динамики

и управляемости, а также изучение опасных форм свободного движения этих БЛА в полете.

Решение данной проблемы было и остается важной и полностью не решенной задачей в области динамики полета, управления и летных испытаний летательных аппаратов самолетного типа.

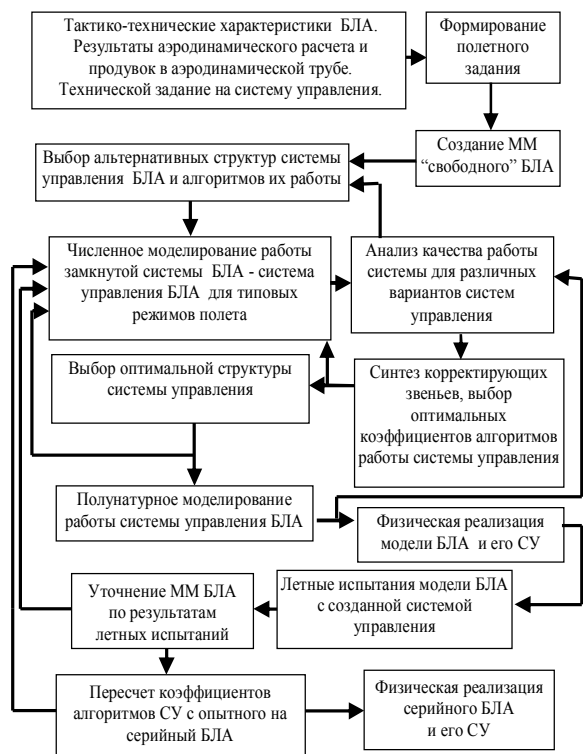


Рис. 1. Итерационная процедура разработки нового БЛА с учетом метода физического моделирования

Экспериментальное определение характеристик БЛА Y-R методом физического моделирования

Метод физического моделирования был применен в компании АДКОМ, г. Абу-Даби, ОАЭ, во время создания БЛА Y-R, основные летно-технические характеристики которой приведены в табл. 1. С этой целью была спроектирована и построена его динамически подобная модель БЛА Y-H в масштабе 0,5 (рис. 2). На модели была проведена серия как наземных, так и летных экспериментов по получению аэродинамических характеристик проектируемого изделия. Эти эксперименты позволили существенно уточнить математическую модель (ММ) поведения динамической системы БЛА-САУ до проведения первого полета изделия Y-R. Компонентная схема БЛА Y-R приведена на рис. 3.

Эксперименты на динамически подобной модели БЛА Y-H проводились в два этапа. На первом был разработан и изготовлен стенд для наземной проверки балансирующих характеристик, величины подъ-

емной силы и динамической устойчивости модели в продольном канале. Эксперимент состоял в проведении наземного эксперимента на движущемся автомобиле, который являлся носителем стенда.

Таблица 1

Основные летно-технические характеристики БЛА Y-R

Характеристика	Значение
Длина, м	5
Высота, м	2,12
Размах, м	6,56
Вес пустого, кг	320
Максимальный взлетный вес, кг	500
Двигатель, тип	Rotax 912 UL
Удельная мощность двигателя, л.с./м ²	10
Запас топлива, литров	214
Скорость сваливания (без закрылков), км/час	93,6
Посадочная скорость, с выпущенными закрылками, км/час	85
Крейсерская скорость, км/час	220
Максимальная скорость, км/час	250
Экономическая скорость, 41% мощности двигателя, км/час	153
Расход топлива на экономической скорости, литр/час	6,5
Скороподъемность, на уровне моря, м/с	8
Скороподъемность на высоте 1000 м., м/с	4
Скороподъемность на высоте 2000 м., м/с	2,6
Скороподъемность на высоте 3000 м., м/с	1,8
Разбег/пробег, м	180/200
Практический потолок, м	4500
Максимальная дальность, км	4500
Максимальная продолжительность полета, час	30
Время набора высоты 3000 м., минуты	19
Эффективная площадь крыла, м ²	8
Нагрузка на крыло, кг/м ²	62,5
Ширина колеи, м	1,692
Расстояние между колесами, м	1,8
Шасси	убираемое
Напряжение бортовой сети, В.	24
Бортовой генератор, кВт	1,5
Масса полезной нагрузки, кг	30-50

Во время экспериментов были изучены характеристики устойчивости выбранной аэродинамической схемы для различных положений переднего горизонтального оперения (ПГО) как по высоте, так и для различных углов его установки. В процессе

экспериментов исследовались углы установки ПГО в пределах от 0 до +5 градусов.



Рис. 2. Свободно летающая динамически подобная модель БЛА Y-R на стартовой пневматической катапульте (изделие Y-H)

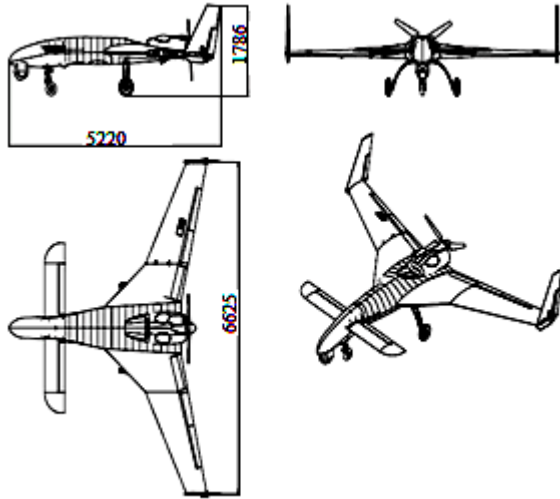


Рис. 3. Компоновочная схема БЛА Y-R

На втором этапе исследования проводились на свободно летающей динамически подобной модели Y-H во время выполнения летного эксперимента. Траектория первого полета БЛА Y-H приведена на рис. 4. Перед проведением летного эксперимента было проведено математическое моделирование основных режимов полета свободно летающей динамически подобной модели (изделие Y-H).

В качестве ММ динамики полета БЛА принята наиболее "полная" математическая модель движения [3], представленная в виде системы нелинейных дифференциальных уравнений, описывающая динамику БЛА при углах тангажа $\vartheta \neq 90^\circ$.

Записанная для подвижной системы координат, связанной с БЛА, система нелинейных дифференциальных уравнений имеет следующий вид

$$\begin{aligned} m \left(\frac{dV_x}{dt} + \omega_x V_z - \omega_y V_y \right) &= P \cos \varphi_{\partial B} - X - mg \sin \vartheta; \\ m \left(\frac{dV_z}{dt} + \omega_z V_x - \omega_x V_z \right) &= P \sin \varphi_{\partial B} + Y - mg \cos \vartheta \cos \gamma; \end{aligned}$$

$$m \left(\frac{dV_z}{dt} + \omega_x V_y - \omega_y V_x \right) = Z = mg \cos \vartheta \sin \gamma;$$

$$I_x \frac{d\omega_x}{dt} - I_{xy} \frac{d\omega_y}{dt} + (I_z - I_y) \omega_x \omega_y + I_{xy} \omega_x \omega_z = M_x;$$

$$I_y \frac{d\omega_y}{dt} - I_{xy} \frac{d\omega_x}{dt} + (I_x - I_z) \omega_x \omega_z + I_{xy} \omega_y \omega_z = M_y;$$

$$I_z \frac{d\omega_z}{dt} + (I_y - I_x) \omega_y \omega_x + I_{xy} (\omega_y^2 - \omega_x^2) = M_z;$$

$$\frac{d\gamma}{dt} = \omega_x - (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma) \operatorname{tg} \vartheta; \quad (1)$$

$$\frac{d\vartheta}{dt} = \omega_z \cos \gamma + \omega_y \sin \gamma;$$

$$\frac{d\psi}{dt} = \frac{1}{\cos \vartheta} (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma);$$

$$\begin{aligned} \frac{dX_g}{dt} &= V_x \cos \vartheta \cos \psi - V_y (\cos \gamma \sin \vartheta \cos \psi - \sin \gamma \sin \vartheta) + \\ &+ V_z (\cos \gamma \sin \psi + \sin \gamma \sin \vartheta \cos \psi); \end{aligned}$$

$$\frac{dH}{dt} = V_x \sin \vartheta + V_y \cos \gamma \cos \vartheta - V_z \sin \gamma \cos \vartheta;$$

$$\begin{aligned} \frac{dZ_g}{dt} &= -V_x \cos \vartheta \sin \psi + V_y (\cos \gamma \sin \vartheta \sin \psi + \sin \gamma \cos \vartheta) + \\ &+ V_z (\cos \gamma \cos \psi - \sin \gamma \sin \vartheta \sin \psi). \end{aligned}$$

Поскольку аэродинамические силы и моменты зависят от скорости полета, углов атаки и скольжения, то к системе уравнений следует добавить соотношения:

$$V = \sqrt{V_x^2 + V_y^2 + V_z^2};$$

$$\beta = \arcsin \frac{V_z}{V}; \quad (2)$$

$$\alpha = \operatorname{arctg} \left(-\frac{V_y}{V_x} \right).$$

Входящие в правые части системы дифференциальных уравнений коэффициенты аэродинамических сил и моментов в общем случае являются сложными функциями конфигурации летательного аппарата (компоновки, положения средств механизации и рулевых органов) и условий полета:

$$m_i = f \left(\alpha, \beta, \dot{\alpha}, \dot{\beta}, \omega_x, \omega_y, \omega_z, \delta_{\text{п.м.}}, \delta_{\text{д.м.}}, \dots, M, \operatorname{Re} \right), \quad (3)$$

где $M = \frac{V}{a}$ – число Маха; a – скорость звука на высоте полета; $\operatorname{Re} = \frac{V b_a}{\nu}$ – число Рейнольдса; ν – кинетический коэффициент вязкости воздуха.

Перед выполнением первого летного эксперимента выражения для правых частей системы дифференциальных уравнений (1) определялись сле-

дующими зависимостями, полученными на основании стандартных методик расчета [4] и испытаний модели БЛА на автостенде:

$$\begin{aligned}
 X &= \left(0,04 + 0,00011 \cdot \alpha + 0,00042 \cdot \alpha^2 + \right. \\
 &\quad \left. + 0,000015 \cdot \phi_B \right) \cdot q \cdot S; \\
 Y &= (0,34 + 0,0513 \cdot \alpha + 0,015 \cdot \phi_B) \cdot q \cdot S; \\
 Z &= (-0,0118 \cdot \beta) \cdot q \cdot S; \\
 M_x &= \left(-0,014 \cdot \beta - 0,00344 \cdot \phi_\beta - 0,001 \cdot \phi_H - \right. \\
 &\quad \left. - 0,6608 \cdot \bar{\omega}_x + 0,0529 \cdot \bar{\omega}_y \right) \cdot q \cdot S \cdot L; \\
 M_y &= \left(-0,0048 \cdot \beta - 0,003 \cdot \phi_H + 0,0639 \cdot \bar{\omega}_x - \right. \\
 &\quad \left. - 0,0484 \cdot \bar{\omega}_y \right) \cdot q \cdot S \cdot L; \\
 M_z &= \left(-0,0015 - 0,000422 \cdot \alpha + 0,0007 \cdot \phi_B - \right. \\
 &\quad \left. - 4,507 \cdot \bar{\omega}_z \right) \cdot q \cdot S \cdot b_a,
 \end{aligned}$$

$$\text{где } \bar{\omega}_x = \frac{\omega_x \cdot L}{2 \cdot V}, \bar{\omega}_y = \frac{\omega_y \cdot L}{2 \cdot V}, \bar{\omega}_z = \frac{\omega_z \cdot b_a}{V}.$$

После выполнения 6 испытательных полетов на изделии Y-H, являющейся свободно летающей динамически подобной моделью изделия БЛА Y-R в масштабе 0,5 и выполнения стандартной процедуры пересчета по подобию коэффициентов законов управления была выполнена настройка передаточных чисел автопилота натурного изделия - БЛА Y-R. После этого в период с июля 2009 года по апрель 2010 было выполнено 8 испытательных полетов БЛА Y-R, рис. 5.

Записи бортовой системы регистрации полетных данных, во время выполнения взлета по самолетному – с использованием взлетно-посадочной полосы (ВПП) изделием БЛА Y-R приведены на рис. 6.

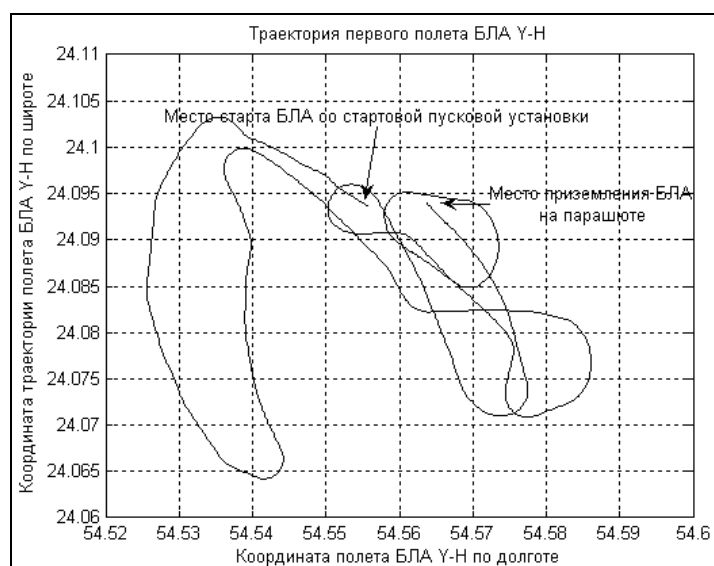


Рис. 4. Траектория исследовательского полета БЛА Y-H



Рис. 5. БЛА Y-R во время руления по ВПП перед выполнением летного эксперимента

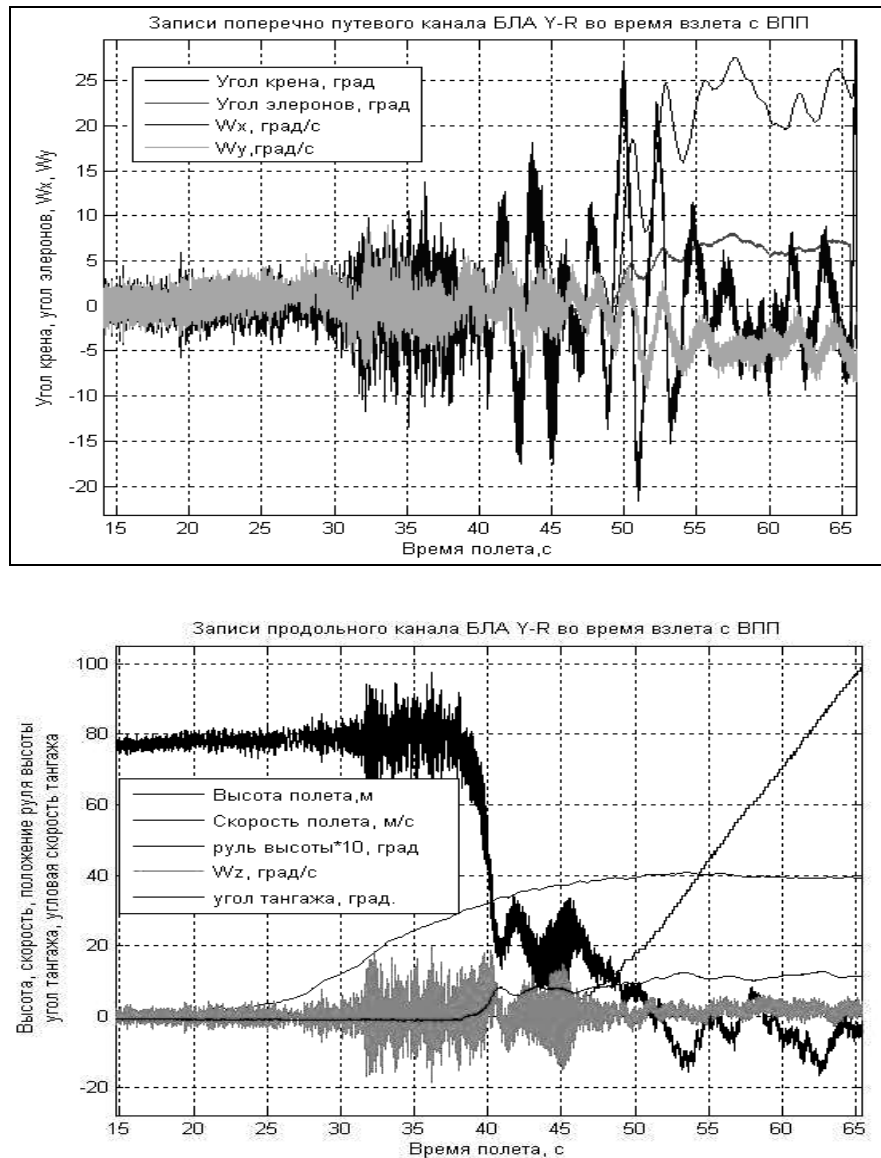


Рис. 6. Записи бортовой телеметрической информации БЛА Y-R в продольном и поперечно-путевом канале управления

Проведенные испытания показали хорошую сходимость математической модели динамической системы БЛА Y-H – САУ с результатами летных испытаний БЛА Y-R. Настройки законов управления автопилота изделия БЛА Y-H после выполнения пересчета по подобию дополнительной коррекции не требовали, что еще раз подтвердило эффективность выбранной методики.

Выводы и перспективы дальнейшего развития исследований в данном направлении

1. Метод физического моделирования по-прежнему остается одним из эффективных инструментов ускорения процесса разработки и летной доводки при создании новых образцов авиационной техники.

2. Применение современной элементной базы и вычислительной техники позволяют значительно увеличить эффективность метода физического моделирования на беспилотных летательных аппаратах за счет многократного увеличения результативности летного эксперимента.

3. Развитие средств авионики позволяет исследовать на беспилотных летательных аппаратах режимы полета, которые ранее не были доступны, а время летного эксперимента становится многократно большим за счет применения собственной силовой установки.

4. Сравнение характеристик расчетной модели и реального БЛА позволяют подтвердить эффективность метода физического моделирования для получения опережающих данных о летных характеристиках исследуемой аэродинамической компоновки.

5. Перспективы дальнейшего развития в данном направлении:

- повышение точности математических моделей на основе методов оптимальной статистической обработки информации;

- определение погрешностей определения аэродинамических характеристик на основе модифицированных фильтров Калмана;

- статистический анализ влияния инструментальных ошибок измерительного комплекса исследовательского беспилотного летательного аппарата на точность определения основных характеристик разрабатываемого БЛА;

- определение точностных требований к измерительному комплексу исследовательского БЛА и методике проведения летного эксперимента.

Литература

1. Dickerson L. UAV Surge / L. Dickerson // *Aviation Week & Space Technology*. – 2010. – January, 25. – P. 62.
2. UAS: The Global Perspective. 2008/2009. – Paris, 2009. – P. 151.
3. Гуськов Ю.П. Управление полетом самолетов / Ю.П. Гуськов, Г.И. Загайнов. – М.: Машиностроение, 1980. – 213 с.
4. Применение метода дискретных вихрей при моделировании полета беспилотного летательного аппарата с воздушным винтом / Ю.А. Богданов, А.В. Смоляков, В.О. Черановский, В.А. Янакаев // *Аэрогидродинамика и аэроакустика: проблемы и перспективы: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского "ХАИ"*. – Вып. 3. – Х., 2009. – С. 33-37.

Поступила в редакцию 12.05.2010

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. каф. менеджмента, декан ф-та экономики и менеджмента И.В. Чумаченко, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е.Жуковского «ХАИ», Харьков.

ЗАСТОСУВАННЯ МЕТОДА ФІЗИЧНОГО МОДЕЛЮВАННЯ ДЛЯ СТВОРЕННЯ НОВИХ ЗРАЗКІВ БЕЗПІЛОТНОЇ ТЕХНІКИ

В.М. Вартамян, В.О. Черановський, Аль Дахері Алі Мохамед

Розглядається один з найважливіших етапів при розробці нового безпілотного літального апарату – уточнення математичної моделі за результатами льотних експериментів. Запропоновано розширення ефективності методу фізичного моделювання за рахунок інтеграції до складу системи управління безпілотним літальним апаратом сучасних обчислювальних засобів і засобів збору польотної інформації. Даний метод був застосований на динамічно подібній моделі безпілотного літального апарату під час проведення наземних та льотних експериментів з отримання аеродинамічних характеристик проектного виробу і підтвердив ефективність обраної методики.

Ключові слова: метод фізичного моделювання, безпілотний літальний апарат, льотні дослідження, що випереджають, математичне моделювання режимів польоту.

THE APPLICATION OF PHYSICAL SIMULATION METHOD FOR THE DEVELOPMENT OF NEW PILOTLESS VEHICLES

V.M. Vartanyan, V.O. Cheranovsky, Al Daheri Ali Mohamed

One of the most important stages in the development of new pilotless vehicle – the elaboration of the mathematical model on the results of flight experiments is considered. The extension of the effectiveness of the physical simulation method through the integration of the modern computing facilities and means of flight information collecting to the pilotless vehicle management system is proposed. This method was applied to a dynamically similar model of pilotless vehicle during ground and flight experiments to obtain the aerodynamic characteristics of the designed product and confirmed the effectiveness of the chosen method.

Keywords: physical modeling simulation method, pilotless vehicle, outstripping flight research, mathematical modeling of flight regimes.

Вартамян Василий Михайлович – д-р техн. наук, проф., зав. каф. экономики и маркетинга, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: vartanyan_vm@ukr.net.

Черановский Валерий Олегович – канд. техн. наук, начальник отдела НИИ ПФМ, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ».

Аль Дахері Алі Мохамед – аспирант каф. экономики и маркетинга, Национальный аэрокосмический университет им.Н.Е. Жуковского «ХАИ».

УДК 629.735

Я.С. КАРПОВ, В.Н. ПАВЛЕНКО, В.Г. СТАВИЧЕНКО

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

СТРУКТУРА И СОДЕРЖАНИЕ РАСЧЕТА НА ПРОЧНОСТЬ ПАНЕЛЕЙ ИЗ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ С УЧЕТОМ ТЕМПЕРАТУРНОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ

Проведен анализ проблемы расчета на прочность панелей обшивки летательных аппаратов из слоистых композиционных материалов. Сформулированы основные проблемы учета температурного нагружения технологического и эксплуатационного происхождения при расчетах на прочность и пути их разрешению. Синтезированы структуры и содержания расчетов на прочность панелей обшивки с учетом температурного и технологического воздействия в соответствии со сложившейся в инженерной практике схемой обеспечения несущей способности конструкций летательных аппаратов.

Ключевые слова: расчет на прочность, композиционный материал, панель обшивки, термомеханическое нагружение, остаточные напряжения, коробление, критерий прочности.

Введение

В настоящее время одним из перспективных путей повышения тактико-технических характеристик летательных аппаратов (ЛА) является использование в их конструкциях композиционных материалов (КМ), что подтверждается рядом теоретических и экспериментальных исследований [1], а также практикой их использования в отечественном и зарубежном самолетостроении. С использованием КМ имеется возможность варьировать большим числом проектных параметров, что с одной стороны открывает широкие перспективы не только существенного снижения массы, но и повышения эксплуатационных характеристик изделий, а с другой предъявляет повышенные требования к достоверности моделей анализа напряженно-деформированного состояния (НДС) конструкции, используемых при ее проектировании.

Слоистые КМ, состоящие из двух и более слоев с различными направлениями армирования, являются статически неопределимыми системами. В связи с этим изменение температуры неизбежно приводит к возникновению в их слоях термических напряжений, которые могут оказать значительное влияние на несущую способность конструкции и должны учитываться при ее проектировании. Следует также отметить, что особенности строения и методов изготовления, связанных с использованием повышенных температур, делают композиты самонапряженными системами. Т.е. еще до приложения внешней нагрузки в их слоях действуют остаточные температурные напряжения, возникающие при охлаждении изделия от температуры стеклования полимерного

связующего до температуры окружающей среды, напряжения, вызванные химической усадкой полимера, а также технологические напряжения иного происхождения [2]. Эти напряжения могут иметь и внешнее проявление в виде остаточных деформаций или коробления, которому в наибольшей степени подвержены тонкостенные элементы авиационных конструкций типа панелей обшивки, что представляет достаточно серьезную проблему технологии их изготовления, в связи с высокими требованиями к геометрической точности таких изделий.

В связи со сказанным выше, актуальным является совершенствование методики расчета на прочность панелей из КМ за счет учета температурной и технологической составляющей их нагружения в условиях сложившейся классической схемы обеспечения несущей способности, состоящей из двух этапов – проектировочного и поверочного расчета на прочность [3].

1. Организация и обеспечение проектировочного расчета на прочность

На этапе проектирования панели обшивки самолета находятся в условиях типового термомеханического нагружения (рис. 1.) и конструктору необходимо определить ее толщину и структуру КМ (количество монослоев арматуры, их углы армирования и последовательность укладки по толщине). При достаточно большом разнообразии форм исчерпания несущей способности панели (прочность, монолитность, местная и общая устойчивость, изгибная жесткость и др.) этап проектирования начинается с обеспечения прочности, после чего конструкция модифи-

цируется для удовлетворения остальных ограничений при минимальном запасе прочности.

В распоряжении разработчика имеется база данных по физико-механическим свойствам однонаправленных КМ, которая включает согласно отечественным и зарубежным стандартам модули упругости вдоль и поперек волокон (по основе и утку для тканых арматур) и коэффициенты Пуассона и линейного температурного расширения, пределы прочности на растяжение и сжатие вдоль и поперек волокон (по основе и по утку) и на сдвиг, межслойная прочность, удельная теплоемкость, коэффициенты теплопроводности и некоторые другие характеристики при нескольких температурах. В ряде случаев приводятся также характеристики усталости, ползучести водопоглощения и др.

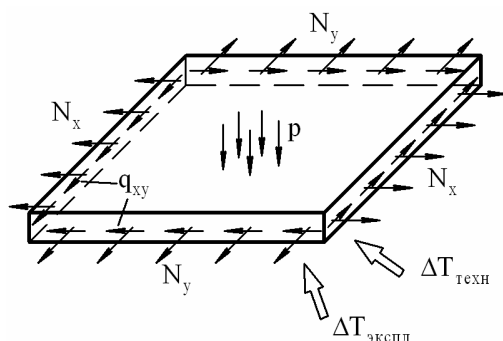


Рис. 1. Схема термомеханического нагружения панели

В зависимости от особенностей изготовления панели и возможностей технологической базы разработчик практически всегда реализует свое экспериментальное определение физико-механических свойств выбранного КМ. При этом учитываются конкретные температурно-временные параметры процесса формирования, и проверяется соответствие заявленных данных разработчика (продавца) материала с реализуемыми в конкретных условиях производства. Такой подход служит также в качестве входного контроля армирующего полуфабриката и связующего.

Многочисленными исследованиями и практикой проектирования расчета на прочность показано, что панели имеют сложную схему армирования, чаще всего типа $[0, 90, \pm\phi]$, причем определение толщин соответствующих укладок является задачей проектирования по условиям прочности. Естественно, что для сложноармированных КМ отсутствуют справочные (нормативные данные) о их ФМХ. По данной причине на этапе проектирования применяется послойный анализ НДС и послойное удовлетворение критериев (условий) прочности. При этом априори принимается, что в проектируемом пакете слои (независимо от их толщины) обладают ФМХ стандартизованных образцов, на которых они эксперименталь-

но определены, хотя известно, что убедительных доказательств для этого нет. Более того, прямое определение деформаций слоев в пакете принципиально невозможно – обычно измеряют деформации пакета, а по ним через модель слоистого КМ вычисляют деформации отдельных слоев. Таким образом, конструктор на этапе проектирования оперирует экспериментальной базой монослоя при отсутствии возможности подтверждения сохранения паспортных свойств слоя в пакете до изготовления опытной панели или образцов спроектированной структуры КМ.

Слоистый КМ (при количестве слоев с различными углами армирования более двух) является статически неопределимой системой и при температурном воздействии (технологического или эксплуатационного характера) в слоях возникают температурные напряжения, которые можно учесть только при использовании послойного анализа (для пакета в целом это самоуравновешенное напряженное состояние с естественными деформациями). Это также обосновывает целесообразность применение послойного анализа на этапе проектирования.

Деформации слоев и пакета в целом определяются на основании гипотезы Дюамеля-Неймана и при этом допускают ее справедливость и при определении напряжений в слоях пакета через обобщенный физический закон. Оценка прочности при сложном НДС в котором находятся слои КМ, производится по критериям прочности, экспериментальное обоснование которых имеется для ограниченного количества сравнительно простых структур, таких как $[0]$, $[0, 90]$, $[\pm\phi]$. При проектировании панели принимается, что тот или иной критерий адекватно описывает поведение слоя в составе пакета это обстоятельство также осложняет задачу проекторочного расчета на прочность.

Подытоживая сказанное, можно сделать вывод о том, что, несмотря на все свои недостатки применение послойного подхода на этапе проектирования, когда структура материала неизвестна, является неизбежным, особенно при необходимости учета температурной составляющей НДС. Заметим, что послойный анализ имеет одно неоспоримое преимущество перед оперированием пакетом слоев в целом – он позволяет оценивать остаточные прочностные и упругие свойства после разрушения какого-либо одного слоя (или нескольких), а это является важным инструментом прогнозирования несущей способности вследствие нерасчетных воздействий или управления характером разрушения.

Проекторочный расчет панелей на прочность можно выполнять на основе записи критерия прочности для пакета в целом, но для этого необходимы прочностные характеристики слоистого КМ – пределы прочности на растяжение и сжатие по осям x и

у и на сдвиг, которые, как правило, отсутствуют из-за неизвестности параметров структуры КМ. Взамен их можно воспользоваться аналитическим прогнозом, т.е. определить их теоретически на основе постулата о пределе прочности как предельных напряжений, при которых наступает разрушение какого либо слоя. Такая методика без учета температуры подробно разработана в [4]. Этот подход, несмотря на запись критерия прочности для пакета, фактически базируется на послойном анализе при прогнозировании пределов прочности, что позволяет учитывать температурные напряжения, которые, очевидно, влияют на величину пределов прочности пакета.

Преимуществом выполнения проекторочного расчета на базе критериев прочности для пакета является возможность последующей экспериментальной проверки путем прямого сравнения опытных и теоретических величин пределов прочности для ряда значений температуры.

Сравнение этих двух подходов к проекторочному расчету на прочность (запись условий прочности для слоев и для пакета в целом) при теоретическом прогнозировании пределов прочности пакета на основе недопустимости разрушения хотя бы одного слоя вызывает необходимость исследования вопроса о сопоставимости результатов, то есть, будет ли выполняться условие прочности пакета при проектировании на основе безусловного обеспечения прочности всех слоев и наоборот, будут ли соблюдаться условия прочности всех слоев при проектировании структуры на основе критерия прочности для пакета.

В математическом аспекте рассматриваемая дилемма заключается в следующем – пересекаются ли предельные поверхности прочности пакета и составляющих его слоев. Критерий прочности пакета КМ в форме Мизеса-Хилла, например, имеет вид

$$\frac{\sigma_x^2}{F_x^2} - \frac{\sigma_x \sigma_y}{F_x F_y} + \frac{\sigma_y^2}{F_y^2} + \frac{\tau_{xy}^2}{F_{xy}^2} \leq 1, \quad (1)$$

а при послойном анализе имеем зависимости

$$A_{1i} \sigma_x^2 + A_{2i} \sigma_y^2 + A_{3i} \tau_{xy}^2 + A_{4i} \sigma_x \sigma_y + A_{5i} \sigma_x \tau_{xy} + A_{6i} \sigma_y \tau_{xy} \leq 1, \quad (2)$$

где $i = 1, \dots, n$ – номер рассматриваемого слоя; A_{kj} – коэффициенты, зависящие от упругих и прочностных свойств монослоев и их углов армирования.

Согласно методике [4], теоретические значения пределов прочности F_x, F_y, F_{xy} – в критерии (1) могут быть вычислены по формулам, следующим из (2)

$$F_x = \min_i A_{1i}^{-1}; F_y = \min_i A_{2i}^{-1}; F_{xy} = \min_i A_{3i}^{-1}. \quad (3)$$

Сравнительный анализ условий (1) и (2) свидетельствует о том, что описываемые ими предельные

поверхности не могут совпадать, потому что эллипсоид (1) в каждом октанте является гладкой поверхностью, а внутренняя огибающая эллипсоидов (2) имеет линии разрыва. На рис. 2 в качестве примера приведены графики кривых (1) и (2) при $\tau_{xy} = 0$ для структуры $[0, 90]$.

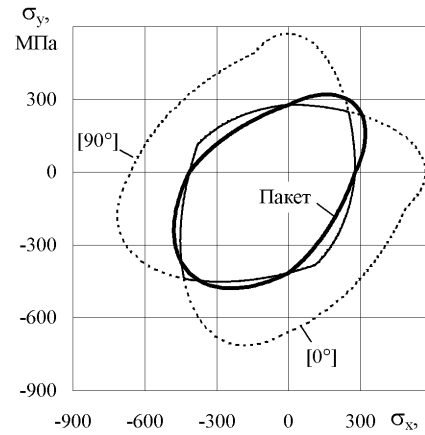


Рис. 2. К анализу способа оценки прочности КМ

Более подробный сравнительный анализ способов оценки прочности слоистых КМ представлен в работах [5, 6], а исследование влияния способов удовлетворения условий прочности на оптимальные параметры оболочки вращения приведено в работах [7], в которых показано, что результаты могут существенно отличаться. Это служит обоснованием необходимости выполнения детального сравнительного анализа обсуждаемых способов при учете температуры.

Результаты позволят, с одной стороны, сформулировать рекомендации по целесообразности оценки прочности панели в целом или каждого ее слоя в отдельности, а с другой послужат связующим звеном между этапами проекторочного и поверочного расчета на прочность, так как дадут возможность выявить наиболее нагруженный или ненагруженный слой.

2. Содержание и обеспечение поверочного расчета на прочность

Целью поверочного расчета на прочность является определение запаса прочности спроектированной конструкции. Применительно к панелям из композитов это означает, что речь идет о решении прямой задачи, когда конструктивно-технологические параметры известны и необходимо сравнить величины действующих напряжений с предельными для простых напряженных состояний или вычислить значение критерия прочности при сложном нагружении.

Для спроектированной структуры КМ панели изготавливаются соответствующие образцы, по ре-

зультатам испытания которых определяются пределы прочности, а также оценивается прочность материала при сложно-напряженных состояниях, соответствующих расчетным случаям нагружения панели. Последнее в некоторой степени служит проверкой и обоснованием критерия прочности.

Таким образом, поверочный расчет на прочность базируется на другой экспериментальной базе в отличие от проектировочного и это вызывает трудности при сравнении результатов. Так как экспериментальным обеспечением поверочного расчета служат пределы прочности пакета, то это равносильно тому, что композит рассматривается как однородный анизотропный материал. Вследствие этого он становится нечувствительным к температурным напряжениям. Если бы разработчик не помнил о слоистом строении КМ, то никакого влияния температуры не было бы. Здесь не затрагивается вопрос о деградации упругих и прочностных свойств КМ при изменении температуры, а учитывается только напряженное состояние, вызванное стеснением свободных температурных деформаций слоев. В связи с этим, для оценки запаса прочности необходимо иметь прочностные характеристики для всего интервала температур эксплуатации, а напряжения, являющиеся следствием температуры полимеризации и усадки, учитываются феноменологически при испытаниях образцов.

В общем, это равносильно принятию одной из базовых предпосылок механики деформированного твердого тела – гипотезы о естественном ненагруженном состоянии.

Таким образом, на этапе поверочного расчета на прочность влияние температуры учитывается в величине пределов прочности путем испытания при необходимой температуре, причем влияние внутреннего температурного напряженного состояния на прочность слоистого КМ не может быть корректно отделено от деградации свойств материала. В этом состоит основная причина отсутствия возможности принятия обоснованного решения об изменении (модификации) структуры КМ в случае недостаточной прочности, ведь при испытаниях сложноармированных КМ редко, когда можно достоверно зафиксировать характер разрушения, то есть определить какой слой и от каких напряжений, хотя хорошо известно, что разрушение начинается с появления трещины вследствие превышения каких-либо напряжений своих предельных значений. С другой стороны это удобно при использовании энергетических и полиномиальных критериев прочности, которые не связаны с характером разрушения и их можно экспериментально проверить.

Еще одной трудной проблемой поверочного расчета на прочность является учет монтажных технологических напряжений. Практически все тонкостенные

панели из КМ подвержены короблению, возникающему вследствие многих факторов, в том числе из-за неуровновешенных внутренних температурных напряжений по изгибающим и крутящим моментам.

Тонкостенные пластины с несимметричной относительно срединной поверхности структурой коробятся (изгибаются) по цилиндрической поверхности с двумя отогнутыми в противоположном направлении углами (рис. 3.), но ничего нельзя сказать о величине и распределении внутренних температурных напряжений, результирующей которых являются изгибающие моменты. Также трудно идентифицировать состав изгибной жесткости панели.

Внутренние нормальные и касательные напряжения присутствуют и вдоль образующей (рис. 3), но так как внешние проявления отсутствуют, то о параметрах этого напряженного состояния ничего нельзя сказать. Решение задачи идентификации силовых и жесткостных факторов, приводящих к короблению возможно только в рамках послойного анализа, который на этапе поверочного расчета на прочность позволяет проанализировать внутренние напряжения в слоях, но отсутствуют механизмы их учета из-за записи критерия прочности для пакета в целом (другой возможности нет из-за наличия экспериментальных данных о прочности пакета).

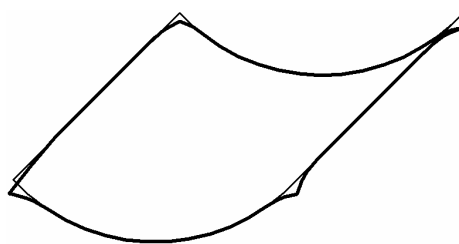


Рис. 3. Типичная форма коробления плоских панелей из КМ

В принципе НДС панели из КМ после ее снятия с оснастки (изогнутое состояние) представляет интерес для технического контроля при наличии методики оценки внутренних напряжений по величине прогиба (если радиус кривизны больше некоторой нормированной величины, то температурные напряжения не превышают допустимых, каким-либо образом заданных). Для разработчика и производителя самолета существенно знать, какие напряжения и деформации останутся в панели после ее установки и крепления к каркасу (лонжеронам, нервюрам шпангоутам и т.п.) (рис. 4).

Это вызывает необходимость решения задачи обратной короблению, которому, как было указано, посвящено много научных работ. Единственным путем решения является привлечение послойного анализа, без которого невозможно определить ни величину изгибающего момента, ни изгибной жест-

кости. В результате будут определены остаточные перемещения (деформации) которые не должны превышать допустимую норму, и остаточные напряжения в слоях, которые не к чему прибавлять и не с чем сравнивать, так как в распоряжении конструктора есть прочностные свойства пакета.

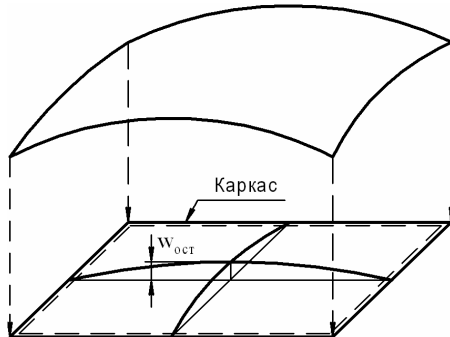


Рис. 4. Деформированное состояние панели после установки на каркас

После установки на каркас, то есть после сборки агрегата вступает в действие температурное воздействие эксплуатации, которое видоизменяет НДС зафиксированной панели. Для решения этой задачи определения внутренних напряжений и их внешнего проявления в виде прогиба уже изогнутой панели отсутствуют соответствующие методики, поэтому в рамках физической и геометрической линейной постановки задачу можно решать следующим образом:

- определяется суммарный изгибающий момент от температуры от температуры полимеризации (стеклования) до температуры эксплуатации;
- панель «устанавливается» на каркас и формируется система граничных условий;

– рассчитывается НДС.

Таким образом, для повышения достоверности заключения о прочности панели необходимо разработать методику определения монтажных технологических напряжений после установки и фиксации панели на элементы каркаса агрегата самолета [8, 9].

Анализ состава и содержания этапа поверочного расчета на прочность свидетельствует о том, что в настоящее время отсутствует приемлемый механизм увязки послойного анализа с прочностными свойствами пакета в целом. Температурные и технологические напряжения могут быть определены только при послойном рассмотрении поведения КМ, а оценка запаса прочности реализуется на основе экспериментальных свойств пакета.

3. Синтез структуры и содержания расчета панелей на прочность

Из сказанного выше следует, что результатами выполнения проекторочного расчета на прочность являются толщина панели и структура КМ (количество слоев, их углы армирования и последовательность укладки), силовые и температурные напряжения и деформации слоев, а также параметры силовых и жесткостных факторов, вызывающих коробление (рис. 5). Это является частью исходных данных для проведения поверочного расчета на прочность. Кроме них необходимы физико-механические характеристики пакета слоев и размеры каркаса, на который устанавливается панель. И на первом и на втором этапе расчета желательно иметь обоснованные сведения о применимости критериев прочности, как монослоев так и пакета в целом.



Рис. 5. Структура и содержание проекторочного расчета панели на прочность

Выходными данными после поверочного расчета на прочность являются коэффициент запаса прочности пакета слоев КМ в целом, а также напряжения и деформации в слоях, возникающие вследствие изменения температуры и установки панели

на каркас агрегата (рис. 6). Отсюда следует, что заключение о прочности не является полным, так как в состав действующих напряжений (средних для пакета) не входят температурные и технологические, которые могут быть существенны.

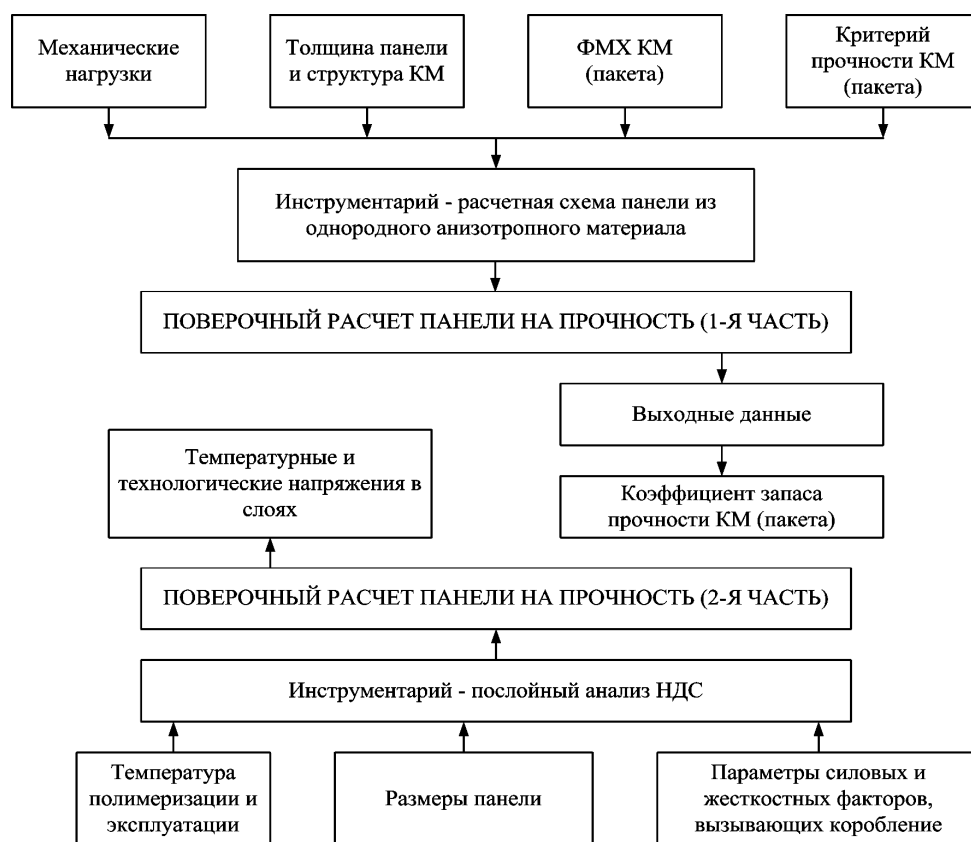


Рис. 6. Структура и содержание поверочного расчета панели на прочность

По результатам поверочного расчета на прочность часто приходится принимать решение о внесении изменений в параметры конструкции и обоснованно это можно сделать только на основе анализа напряжений в слоях пакета (средние напряжения по толщине не несут смысловой нагрузки и не являются источником конкретных конструкторских решений). Внесение корректив в структуру КМ влечет за собой необходимость изготовления образцов новой структуры, их испытания для ряда температур и повторения поверочного расчета, что снижает эффективность труда и требует дополнительных затрат.

Таким образом, фундаментальной проблемой расчета на прочность конструкций из слоистых композитов является отсутствие достоверной связи между двумя способами удовлетворения условий прочности – послойном и для пакета в целом. Наличие соответствующей модели сыграло бы такую же роль, как и методика определения упругих констант КМ произвольной структуры.

Связующим звеном может стать методика прогнозирования пределов прочности слоистого КМ с учетом температурного воздействия по известным

характеристикам монослоя. При соответствующей экспериментальной апробации разработчики получили бы эффективный инструмент для выполнения поверочного расчета на прочность, когда сравнивались бы действующие напряжения в пакете с рассчитываемым пределом прочности, который проверен экспериментально в ходе отдельного самостоятельного исследования. Так как прочность пакета определяется по началу разрушения какого-либо слоя (энергетические критерии) или какого-либо слоя в каком-либо направлении (механические критерии прочности), то такая методика позволила бы учесть не только температурный компонент напряжений, но и климатическую деградацию упругих и прочностных свойств, что резко сократило бы потребность в экспериментах, а также оценить «вклад» каждого слоя в величину предела прочности пакета. Последнее может служить инструментом для обоснования изменений в структуре КМ при неудовлетворительных (больших либо малых) коэффициентах запаса прочности.

На рис. 7 приведена структура и содержание расчета панелей на прочность с учетом технологических и температурных воздействий.

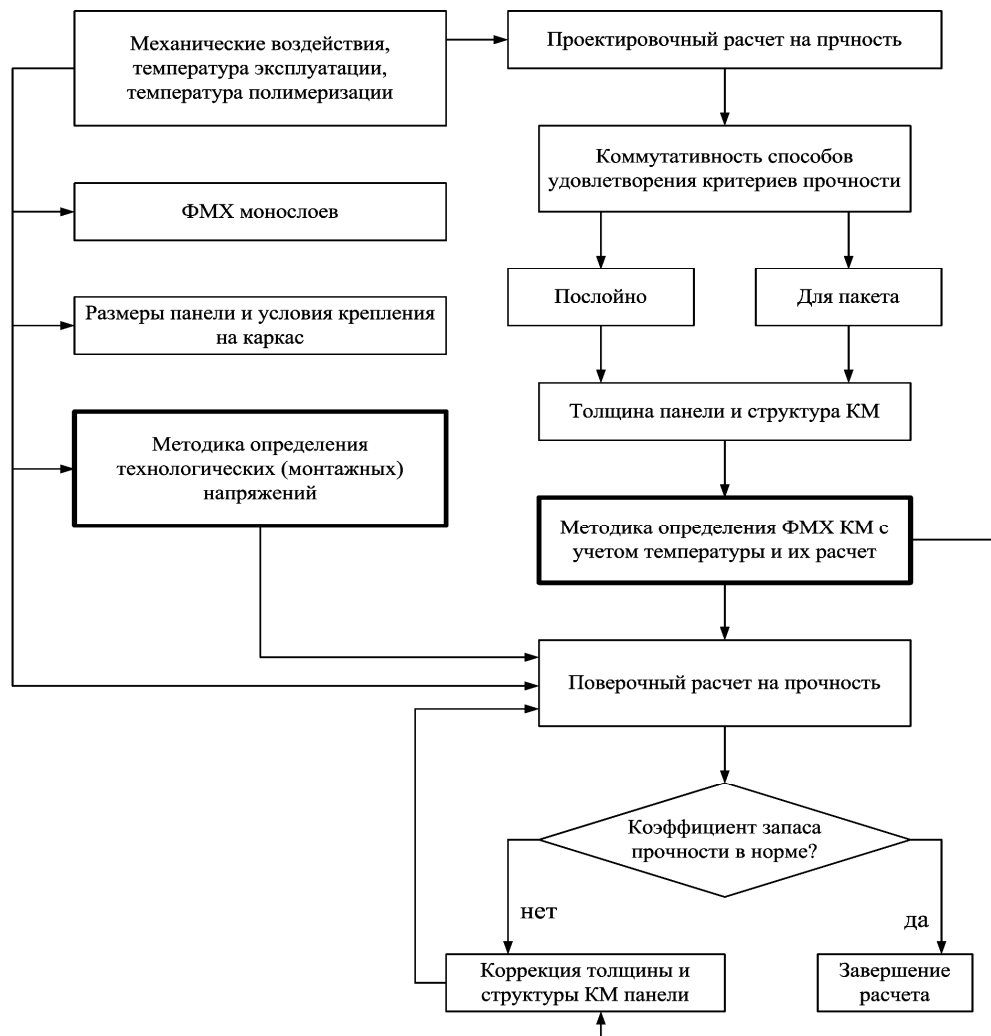


Рис. 7. Структура и содержание расчета на прочность панелей из КМ с учетом температурного воздействия

Для обеспечения взаимосвязи между проектировочным и поверочным расчетами на прочность и возможности объективного сравнения результатов, получаемых на разных экспериментальных базах, целесообразно исследовать задачу соответствия поверхностей прочности, построенных на основе послойного анализа и для пакета в целом на базе аналитически прогнозируемых пределов прочности. Суть этой проблемы заключается в том, что внутренняя огибающая поверхностей прочности всех слоев является предельной для пакета, а поверхность прочности пакета строится по значениям пределов прочности определяемых на основе постулата о неразрушении ни одного слоя, т.е. логически они должны совпадать, чего нет на практике.

Монтажные технологические напряжения определяются на этапе поверочного расчета на прочность, когда известны размеры и способ крепления панели к каркасу, т.е. при наличии граничных условий для интегрирования разрешающих дифференциальных уравнений изгиба оболочки. Как следует из рис. 5, результатом их расчета являются напря-

жения в слоях пакета, учет которых при определении запаса прочности облегчается наличием методики прогнозирования пределов прочности слоистого КМ, потому что по механизму возникновения эти напряжения аналогичны температурным.

Построение методики прогнозирования пределов прочности непосредственно связано с принимаемым критерием прочности, количество которых для КМ достаточно велико, поэтому целесообразно синтезировать общую методику учета температуры при определении прочности, а вид расчетных формул будет зависеть от принятого критерия. Экспериментальная проверка методики может быть ограничена выбором и обоснованием подходящего критерия прочности для слоя без соответствующих исследований для пакета, тем более что не исключена зависимость применимости того или иного критерия от конкретных параметров структуры.

Важным достоинством методики прогнозирования пределов прочности является возможность оценки остаточной несущей способности по мере разрушения отдельных слоев.

Заключение

Проведен анализ проблемы расчета на прочность панелей из слоистых КМ и сформулированы основные пути ее разрешения. В соответствии со сложившейся схемой обеспечения несущей способности конструкций ЛА синтезированы структуры и содержания расчета панелей на прочность с учетом температурного и технологического воздействия.

Литература

1. Вольмир А.С. Современные концепции применения композитных материалов в летательных аппаратах и двигателях / А.С. Вольмир // *Механика композитных материалов*. – 1985. – № 6. – С. 1049-1056.
2. Технологические напряжения и деформации в композитных материалах: учеб. пос. / А.Н. Гузь, В.Т. Томашевский, Н.А. Шульга, В.С. Яковлев. – К.: Выща школа, 1988. – 270 с.
3. Кан С.Н. Расчет самолета на прочность / С.Н. Кан, И.А. Свердлов. – М.: Оборонгиз, 1958. – 292 с.
4. Карпов Я.С. Механика композиционных материалов / Я.С. Карпов. – Х.: ХАИ, 1997. – 200 с.

5. Карпов Я.С. Исследование и анализ способов удовлетворения критериям прочности слоистого композиционного материала / Я.С. Карпов, В.Г. Ставиченко // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2004. – № 1. – С. 3-10.

6. Карпов Я.С. Сравнительный анализ подходов к оценке прочности слоистых композиционных материалов / В.Г. Ставиченко, Я.С. Карпов // *Проблемы прочности*. – 2008. – № 4. – С. 48-56.

7. Карпов Я.С. Проектирование оболочек вращения из композиционных материалов: учеб. пособие / Я.С. Карпов, О.С. Муравицкий. – Х.: ХАИ, 1997. – 88 с.

8. Карпов Я.С. Определение температурных прогибов закрепленных слоистых пластин / Я.С. Карпов, В.Г. Ставиченко // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2005. – Вып. 6. – С. 33-41.

9. Ставиченко В.Г. Моделирование остаточного напряженно-деформированного состояния панелей из композиционных материалов малой кривизны / В.Г. Ставиченко // *Технологические системы*. – 2007. – № 4. – С. 7 – 11.

Поступила в редакцию 18.05.2010

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. каф. проектирования ракетно-космических аппаратов В.Е. Гайдачук, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Харьков

СТРУКТУРА ТА ЗМІСТ РОЗРАХУНКУ НА МІЦНІСТЬ ПАНЕЛЕЙ ІЗ КОМПОЗИЦІЙНИХ МАТЕРІАЛІВ З УРАХУВАННЯМ ТЕМПЕРАТУРНОГО НАВАНТАЖЕННЯ

Я.С. Карпов, В.М. Павленко, В.Г. Ставиченко

Проведено аналіз проблеми розрахунку на міцність панелей обшивки літальних апаратів із шаруватих композиційних матеріалів. Сформульовані основні проблеми врахування температурного навантаження технологічного та експлуатаційного походження при розрахунках на міцність та шляхи їх розв'язання. Синтезовані структури і зміст розрахунків на міцність панелей обшивки з урахуванням температурного і технологічного впливу згідно зі схемою забезпечення несучої здатності конструкцій літальних апаратів, що склалася в інженерній практиці.

Ключові слова: розрахунок на міцність, композиційний матеріал, панель обшивки, термомеханічне навантаження, залишкові напруження, короблення, критерій міцності.

STRUCTURE AND CONTENT STRENGTH PREDICTION OF COMPOSITE PANELS WITH ACCOUNT OF TEMPERATURE IMPACT

Y.S. Karpov, V.N. Pavlenko, V.G. Stavichenko

The analysis of strength prediction problem of aircraft skin panels made of laminated composite materials is provided. The basic problems associated with accounting of thermal loads of technological and operating origin and the ways for resolve of them are formulated. Structures and contents of skin panels strength prediction subject to temperature and technological influence according to scheme of aircraft construction load-carrying capability support which is formed in engineering practice, are synthesized.

Key words: strength prediction, composite material, skin panel, thermomechanical load, residual stress, warpage, strength criterion.

Карпов Яков Семенович – д-р техн. наук, проф., зав. каф. авиационного материаловедения, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Харьков, Украина, e-mail: k407@d4.khai.edu.

Павленко Виталий Николаевич – канд. техн. наук, доцент, зав. каф. теоретической механики и машиноведения, проректор по НПП, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Харьков, Украина, e-mail: prorektor@khai.edu.

Ставиченко Вадим Григорьевич – м.н.с. каф. авиационного материаловедения, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Харьков, Украина, e-mail: stavichenko@email.ua.

УДК: 681.5

А.С. КУЛИК, С.Н. ПАСИЧНИК, В.Г. ДЖУЛГАКОВ

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

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК ВИХРЕВОГО ЭНЕРГОРАЗДЕЛИТЕЛЯ

Приведены результаты экспериментальных исследований статических и динамических характеристик вихревого энергоразделителя (ВЭ). Определены диапазоны рабочих режимов и основные показатели качества ВЭ как объекта позиционирования. Рассмотрены способы изменения потока энтальпии холодного воздуха ВЭ в составе системы кондиционирования (СК) кабины транспортного средства с целью расширения диапазонов рабочих режимов в случае использования автономного источника сжатого воздуха. Реализация рассмотренных способов возможна путем изменения как относительного расхода холодного воздуха, так и давления сжатого воздуха на входе в ВЭ.

Ключевые слова: вихревой энергоразделитель, система кондиционирования, динамическая характеристика, поток энтальпии.

Введение

Анализ современных энергетических технологий [1] показывает, что одной из перспективных является технология преобразования тепловой энергии на основе вихревого эффекта, что выгодно отличает ее от традиционных простотой технической реализации и обслуживания.

Среди направлений использования вихревого эффекта можно выделить получение холодного и горячего воздуха для систем кондиционирования кабин и салонов самолетов. Основным элементом таких систем является устройство, в котором реализуется вихревой эффект – вихревой энергоразделитель.

Для обеспечения комфортных условий в кабине необходимо целенаправленно изменять температуру T_x^* и количество G_x подаваемого в кабину холодного воздуха. В известных конструкциях вихревых систем кондиционирования [2] используются либо однорежимные вихревые энергоразделители, либо с позиционированием потока энтальпии холодного воздуха при постоянном давлении сжатого воздуха путем изменения относительного расхода холодного воздуха. Такой подход существенно ограничивает диапазон рабочих режимов и не учитывает динамические свойства вихревого энергоразделителя.

В данной работе приводится анализ экспериментальных характеристик и способов целенаправленного изменения потока энтальпии холодного воздуха ВЭ как объекта автоматического позиционирования, что позволит в последующем определить структуру и параметры математической модели ВЭ в виде уравнения вход-выход.

1. Постановка задачи исследования

Для изучения особенностей протекания физических процессов в вихревом энергоразделителе требуется провести серию экспериментальных исследований на макетном образце и получить статические, временные и частотные характеристики ВЭ как объекта автоматического позиционирования.

По результатам экспериментов требуется проанализировать все возможные способы изменения потока энтальпии холодного воздуха

$$(G_x = \text{var}, T_x^* = \text{var}; G_x = \text{const},$$

$$T_x^* = \text{var}; G_x = \text{var}, T_x^* = \text{const}),$$

вытекающих из уравнения для потока энтальпии [3]:

$$Q_{ix} = \mu G_{сж} C_p T_x^*, \quad (1)$$

где Q_{ix} – поток энтальпии, Вт; μ – относительный расход холодного воздуха; $G_{сж}$ – массовый расход сжатого воздуха, кг/с; C_p – удельная изобарная теплоемкость воздуха, Дж/(кг·К).

2. Результаты экспериментальных исследований ВЭ

Серия экспериментов проведена на макетном образце объекта автоматического позиционирования (ОАП) со следующими режимными параметрами:

- ход регулирующего органа вентиля $\Delta x = 2$ мм;
- давление сжатого воздуха $P_{сж} = 0,5 \dots 0,7$ МПа;
- температура окружающей среды $T_n = 292$ К.

ОАП включает в себя следующие функциональные элементы (рис. 1): УМ – усилитель мощности, ШД – шаговый электродвигатель, В – вентиль, Дт – датчик температуры.

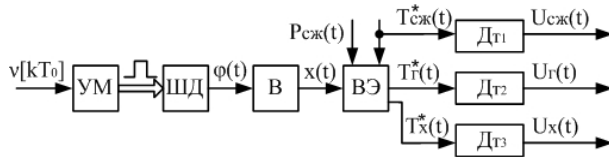


Рис. 1. Функциональная схема объекта автоматического позиционирования

На рис. 1 обозначено: $v[kT_0]$ – частота управляющих импульсов ($T_0 = 0,1$ с), Гц; $\phi(t)$ – угловое положение вала двигателя, рад; $x(t)$ – линейное положение регулирующего органа вентиля, м; $P_{сж}(t)$ – давление сжатого воздуха, Па; $T_{сж}^*(t)$, $T_{г}^*(t)$, $T_{х}^*(t)$ – температуры торможения сжатого, горячего и холодного воздуха соответственно, К; $U_{сж}(t)$, $U_{г}(t)$, $U_{х}(t)$ – напряжения датчиков температуры, В.

В ходе экспериментальных исследований получены такие характеристики:

1) статические – зависимость холодопроизводительности Q_x , потока энтальпии Q_{ix} , относительного расхода μ и температуры торможения (выраженной в градусах Цельсия) t_x^* холодного воздуха от положения регулирующего органа вентиля x (рис. 2). Значение $x = 0$ соответствует положению вентиля «закрыто»;

2) переходные – реакция на ступенчатое управляющее воздействие $\Delta x(t) = 2,5 \cdot 10^{-4} \cdot 1(t)$ (рис. 3);

3) логарифмические амплитудно-частотные (ЛАЧХ) – реакция на гармонический управляющий сигнал с амплитудой $A_x = 2,5 \cdot 10^{-4}$ м. Частота периодического сигнала изменялась в диапазоне $\omega \in [0,012; 1,57]$ рад/с (рис. 4).

Приведенные графические зависимости позволяют выделить следующие особенности функционирования вихревого энергоразделителя:

1) характеристики $Q_x = Q_x(x)$ и $t_x^* = t_x^*(x)$ имеют экстремум. Максимальные значения Q_x соответствуют диапазону значений относительного расхода $0,55 \leq \mu \leq 0,65$, минимальные значения t_x^* – $0,4 \leq \mu \leq 0,5$. При увеличении давления сжатого воздуха экстремум смещается в сторону меньших значений μ .

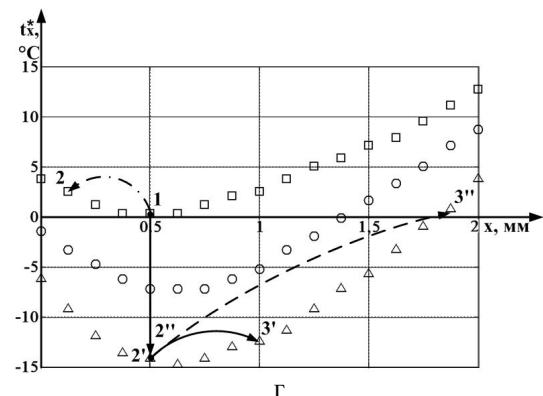
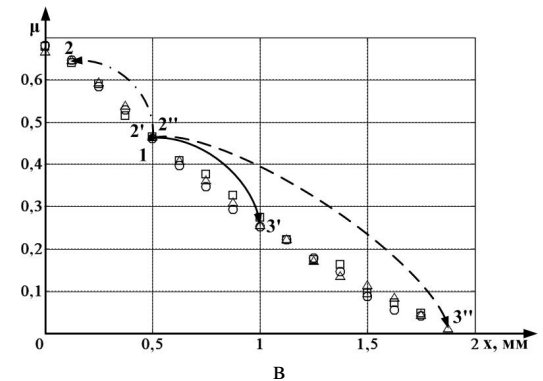
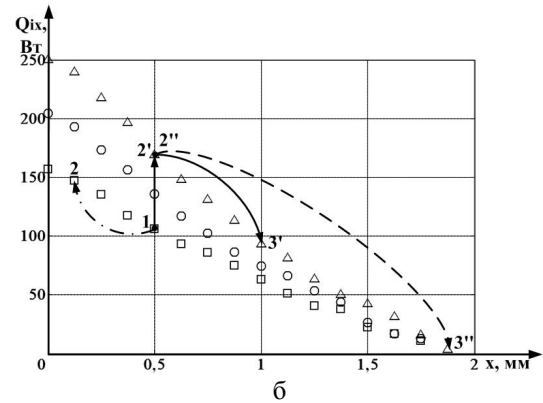
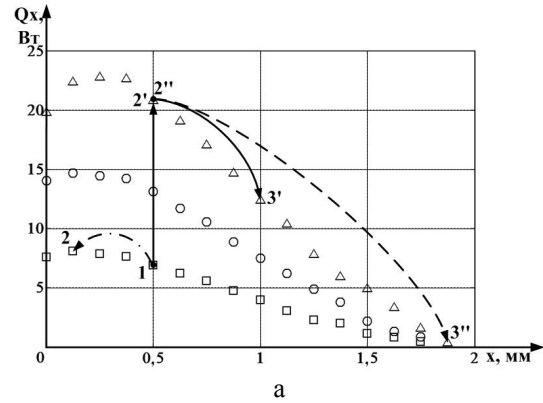


Рис. 2. Зависимости: а – холодопроизводительности, б – потока энтальпии, в – относительного расхода, г – температуры холодного воздуха от положения регулирующего органа вентиля:

□ – $P_{сж} = 0,5$ МПа; ○ – $P_{сж} = 0,6$ МПа;
Δ – $P_{сж} = 0,7$ МПа

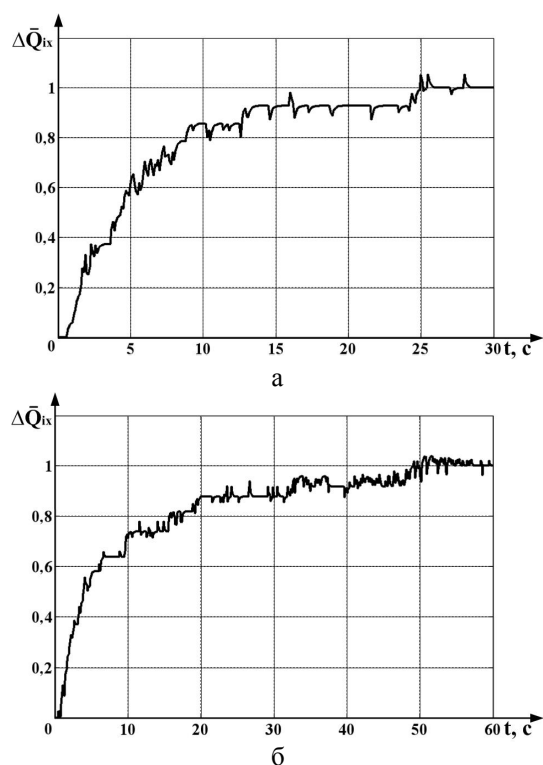


Рис. 3. Переходные характеристики для:
а – $P_{сж} = 0,6$ МПа ; б – $P_{сж} = 0,7$ МПа

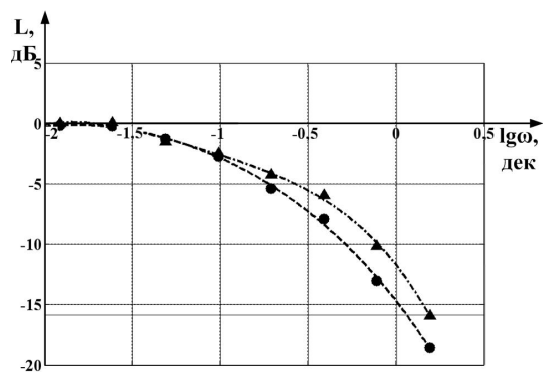


Рис. 4. Логарифмические амплитудно-частотные характеристики: ● – $P_{сж} = 0,6$ МПа ;
▲ – $P_{сж} = 0,7$ МПа

2) вид переходных и частотных характеристик свидетельствует о том, что ОАП представляет собой существенно инерционное динамическое звено (время переходного процесса $30 \text{ с} < t_{\text{пп}} < 50 \text{ с}$). Это подтверждается значением полосы пропускания $\omega_{\text{пр}} \approx 0,1 \text{ рад/с}$.

3. Анализ способов изменения потока энтальпии холодного воздуха ВЭ

Для анализа используются статические характеристики ВЭ (рис. 2), на которых обозначены пути

перехода между режимами для трех способов изменения потока энтальпии: $-\cdot-\cdot-$ – способ $G_x = \text{var}$, $T_x^* = \text{var}$; ——— – способ $G_x = \text{const}$, $T_x^* = \text{var}$; ——— – способ $G_x = \text{var}$, $T_x^* = \text{const}$.

Особенностью первого способа является постоянство давления сжатого воздуха $P_{сж} = \text{const}$. Пусть исходный установившийся режим системы определяется положением точки 1. Для стабилизации температуры воздуха в кабине при увеличении тепловой нагрузки необходимо увеличить Q_x . Это достигается изменением проходного сечения вентиля, установленного на «горячем» конце ВЭ. В результате система перейдет в новый режим (точка 2). Увеличить Q_x удалось за счет увеличения расхода холодного воздуха. Однако вместе с расходом увеличилась и температура t_x^* . Эффекта роста температуры можно избежать, если исходный режим системы располагается на правой ветви характеристики (рис. 2, г). Реализация данного способа связана с необходимостью коррекции системы в контуре позиционирования Q_x . Достоинством первого способа является эффективное использование сжатого воздуха для охлаждения кабины. Недосток – небольшой диапазон изменения Q_x .

Для второго способа после увеличения нагрузки на входе ВЭ устанавливается новое значение давления, ВЭ переходит в режим, определяемый положением точки 2'. Далее алгоритм стабилизации переводит ВЭ в режим 3'. В результате Q_x увеличилась на 5,5 Вт, что превышает результат, полученный в первом случае. Преимущество этого способа: рационально выбрав расчетный режим, можно уменьшить габаритно-массовые характеристики ВЭ. Недосток – значительное усложнение структуры системы и алгоритмов управления.

Для третьего способа результатом компенсации увеличения тепловой нагрузки будет уменьшение холодопроизводительности на 6,5 Вт с одновременным уменьшением расхода. Для обеспечения $T_x^* = \text{const}$ необходимо увеличивать G_x . Добиться увеличения Q_x можно выбором соответствующего расчетного режима. Преимуществом такого способа является возможность обеспечения более комфортных температурных условий в кабине.

Заключение

Проведен анализ результатов экспериментальных исследований статических и динамических характеристик противоточного вихревого энергораз-

делителя. Определены диапазоны рабочих режимов. Показано, что ВЭ является существенно инерционным динамическим звеном.

Рассмотрены способы изменения потока энтальпии холодного воздуха ВЭ. Показана принципиальная возможность реализации каждого способа при использовании ВЭ как генератора холода в системе кондиционирования.

Полученные результаты дают возможность сформулировать и решить задачу структурной и параметрической идентификации математической модели ВЭ.

Литература

1. Азаров А.И. От однокамерной вихревой трубы Фултона к модульным многокамерным вихревым

воздухоохладителям: развитие, промышленное использование, перспективы: доклад-лекция // XIУ Школа-семинар молодых ученых и специалистов под рук. акад. РАН А.И. Леонтьева. Проблемы газодинамики и тепломассообмена в энергетических установках. 26-30 мая 2003г., Рыбинск. – М. МЭИ, 2003. – Т. 2. – С. 195-203.

2. Пат. 2213016 Российская Федерация, МПК⁷ В60Н1/22, В60Н3/00. Климатическая установка транспортного средства / Курносов Н.Е.; Заявитель и патентообладатель Курносов Н.Е. – № 2001126082/28; заявл. 24.09.01; опубл. 27.09.03. – 6 с.

3. Пиралишвили Ш.А. Вихревой эффект. Эксперимент, теория, технические решения / Ш.А. Пиралишвили, В.М. Поляев, М.Н. Сергеев / Под ред. А.И. Леонтьева. – М.: УНПЦ «Энергомаши», 2000. – 412 с.

Поступила в редакцию 20.05.2010

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. каф. «Авиационные приборы и измерения» Н.Д. Кошевой, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е.Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНЕ ДОСЛІДЖЕННЯ ХАРАКТЕРИСТИК ВИХРОВОГО ЕНЕРГОРОЗДІЛЮВАЧА

А.С. Кулік, С.М. Пасічник, В.Г. Джулгаків

Наведено результати експериментальних досліджень статичних та динамічних характеристик вихрового енергорозділювача (ВЕ). Визначено діапазони робочих режимів та основні показники якості ВЕ як об'єкту позиціонування. Розглянуто засоби зміни потоку ентальпії холодного повітря ВЕ у складі системи кондиціонування кабіни транспортного засобу з метою розширення діапазонів робочих режимів у разі використання автономного джерела стиснутого повітря. Реалізація розглянутих засобів можлива як шляхом зміни відносної витрати холодного повітря, так і тиску стиснутого повітря на вході в ВЕ.

Ключові слова: вихровий енергорозділювач, система кондиціонування, динамічна характеристика, потік ентальпії.

EXPERIMENTAL RESEARCH OF VORTICAL POWER SEPARATOR CHARACTERISTICS

A.S. Kulik, S.N. Pasichnik, V.G. Dzhulgakov

Vortical power separator (VPS) static and dynamic characteristics experiments results are brought. Diapasons of operating modes and main VPS quality factors as positioning control object are determined. Means of VPS cold air enthalpy stream changing in composition of vehicle cabin conditioning system (CS) aimed to operating modes expansion in case of using of autonomous compressed air source are reviewed. Implementation of considered means is possible due to variations of either cold air relative charge or VPS input compressed air pressure.

Keywords: vortical power separator, conditioning system, dynamic characteristic, enthalpy stream.

Кулик Анатолий Степанович – д-р техн. наук, проф., зав. каф. «Системы управления летательных аппаратов», Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е.Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

Пасічник Сергей Николаевич – ст. преподаватель каф. «Системы управления летательных аппаратов», Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е.Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: SNPasichnik@gmail.com.

Джулгаків Виталій Георгієвич – доц. каф. «Системы управления летательных аппаратов», Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е.Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

УДК 629.7.054.001

О.Г. ГОРДІН, О.Е. КОПИСОВ

Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського "ХАІ", Україна

ПІДВИЩЕННЯ ТОЧНОСТІ БЕЗКАРДАННОЇ НАВІГАЦІЙНОЇ СИСТЕМИ ОДНОГО КЛАСУ

Головний показник якості системи навігації рухомих об'єктів – точність отримання навігаційних параметрів. Для інерціальних систем навігації цей показник в значній мірі визначається точністю інерціальних вимірювачів, які входять в систему. Існують методичні похибки вимірювачів, які в відомих схемах систем не виключаються і негативно впливають на точність навігаційної інформації. В статті розглядається один з можливих методів (кінематично-алгоритмічний) мінімізації методичних похибок інерціальних вимірювачів, який обумовлює значне підвищення точності навігаційної системи з використанням "неточних" вимірювачів. Наводяться алгоритми визначення інерціальної та навігаційної інформації. Розроблені та представлені машинні моделі безкарданної інерціальної системи навігації та результати комп'ютерного моделювання процесів її функціонування.

Ключові слова: навігація, безкарданна навігаційна система, інерціальний вимірювач, точність, модель, моделювання, алгоритм.

Вступ

Основні задачі систем керування рухомими об'єктами - навігація, наведення, стабілізація. Задача навігації, тобто формування навігаційної інформації на основі вимірювання первинних фізичних параметрів, є однією з найважливіших, тому що інформація про поточний стан об'єкта необхідна для системи наведення, стабілізації та інших систем. Вирішення задачі навігації можливо з використанням вимірювальних і програмно-алгоритмічних засобів.

Інерціальні системи – один з видів систем навігації. Відомі різні види і типи інерціальних навігаційних систем, але відповідно до критерію «тип інерціального вимірювального блоку» їх можна розділити на два класи: «карданні» системи, що містять у своєму складі гіростабілізовану платформу (ГСП), що несе інерціальні вимірювачі, і безкарданні (БІНС) – з інерціальними вимірювачами, розташованими на корпусі рухомого об'єкта [1].

Основними перевагами БІНС в порівнянні з платформеними системами є менші розміри і маси елементів і системи в цілому, більша надійність системи, менші споживання електроенергії та вартість, простота експлуатації і ремонту [2].

Однак існують серйозні технічні труднощі, які пов'язані з застосуванням БІНС, головна з яких - використання інерціальних вимірювачів, які характеризуються високою точністю в цілому, але мають методичні похибки, які викликані наявністю уявного прискорення і кутової швидкості по перехресних осях інерціальних вимірювачів та кутових прискорень корпусу об'єкта. Вказані фактори негативно

впливають на точність визначення навігаційної інформації [3].

В даній роботі розглядається один з можливих методів (кінематично-алгоритмічний) мінімізації методичних похибок інерціальних вимірювачів, який обумовлює значне підвищення точності навігаційної системи з використанням "неточних" вимірювачів; наводяться алгоритми визначення інерціальної та навігаційної інформації, розроблені та представлені машинні моделі безкарданної інерціальної системи навігації та результати комп'ютерного моделювання процесів її функціонування.

1. Постановка задачі підвищення точності інерціальної системи

Вказані методичні похибки можливо мінімізувати шляхом певного розміщення інерціальних вимірювачів та використання спеціальних алгоритмів обробки інформації. Один із варіантів такої схеми наведений на рис. 1 [4].

Задача збільшення точності визначення інерціальних параметрів вирішується за рахунок того, що інерціальний вимірювальний блок містить три однокомпонентних гіроскопічних датчика кутової швидкості (Γ_1 , Γ_2 , Γ_3) та три однокомпонентних маятникових акселерометра (A_1 , A_2 , A_3), які зорієнтовані на об'єкті наступним чином. Осі підвісу рухомих елементів однокомпонентних гіроскопічних датчиків кутової швидкості та однокомпонентних маятникових акселерометрів взаємно ортогональні. Кожна з них паралельна відповідній осі зв'язаної з об'єктом ортогональної системи координат OXYZ.

Осі підвісу рухомих елементів однокомпонентних маятникових акселерометрів паралельні відповідним осям підвісу рухомих елементів однокомпонентних гіроскопічних датчиків кутової швидкості. Виходи всіх шести вимірювачів кінематичних параме-

трів з'єднані з обчислювальним пристроєм. За допомогою алгоритму, який реалізується обчислювальним пристроєм, визначаються три складові вектора кутової швидкості ω_x , ω_y , ω_z та три складові вектора уявного прискорення W_x , W_y , W_z об'єкта.

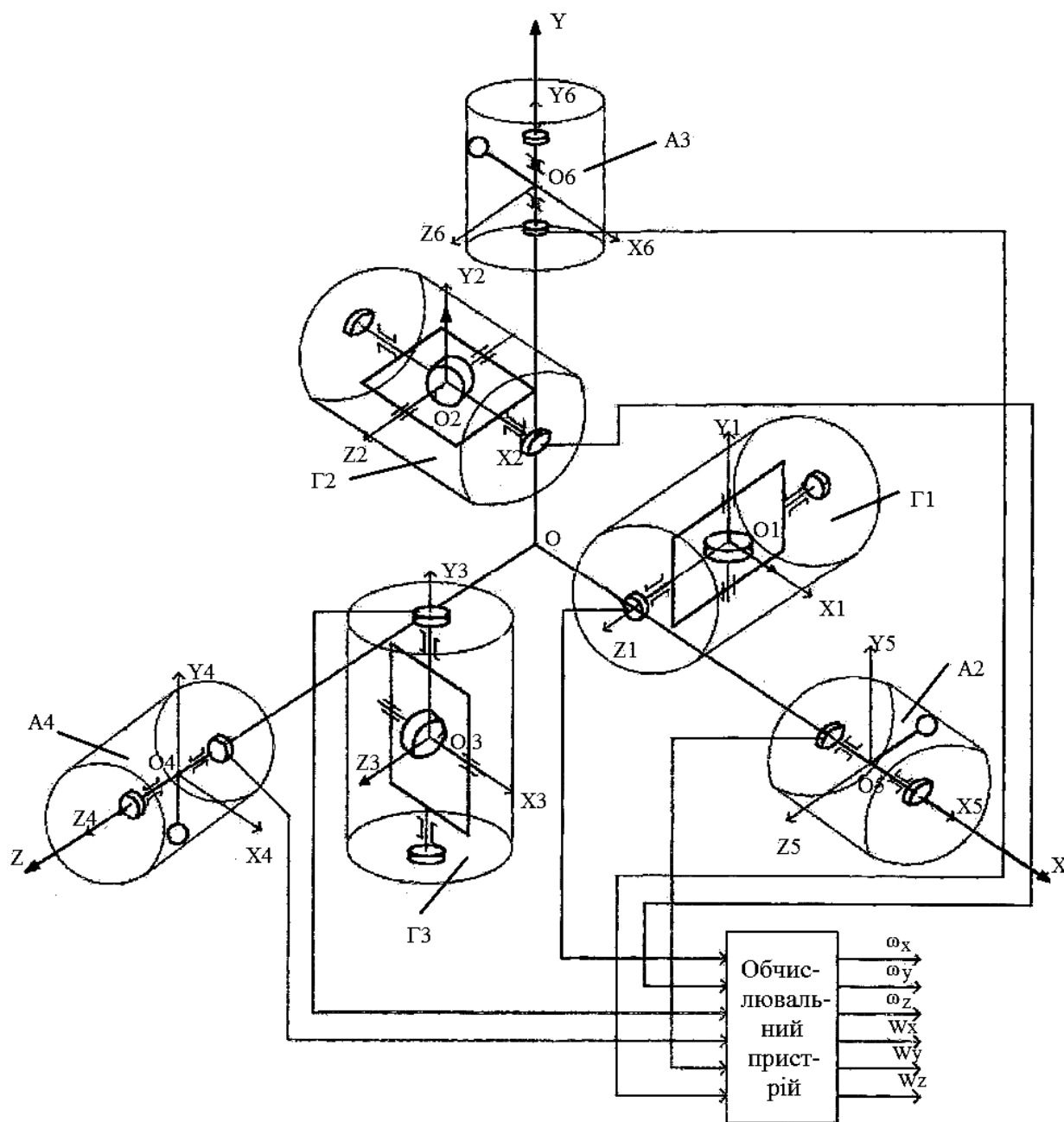


Рис. 1. Схема вимірювального блока БІНС

2. Отримання алгоритмів функціонування інерціальної системи

Під час руху корпусу об'єкта кути відхилення рухомих елементів однокомпонентних гіроскопічних датчиків кутової швидкості пропорційні проекціям вектора абсолютної кутової швидкості триєдра OXYZ на їх вісі чутливості. Кути відхилення рухо-

мих елементів однокомпонентних маятникових акселерометрів пропорційні проекціям вектора уявного прискорення точки O на їх осі чутливості. Вихідні сигнали всіх шести вимірювачів, що пропорційні кутам відхилення їх рухомих елементів, подаються на вхід обчислювального пристрою, в якому відповідно до спеціального алгоритму визначаються величини проекцій вектора кутової

швидкості та уявного прискорення корпусу об'єкта на осі зв'язаної з об'єктом ортогональної системи координат OXYZ.

Система рівнянь, що описує динаміку рухомих елементів однокомпонентних гіроскопічних датчиків кутової швидкості, може бути записана у вигляді [4]:

$$\begin{aligned} B_2\ddot{\beta}_X + b_2\dot{\beta}_X + C_2\beta_X = \\ = -Q_2 \left(\left(\omega_Y^2 - \omega_Z^2 \right) \sin \beta_X \cos \beta_X - \omega_Y \omega_Z \cos 2\beta_X \right) - \\ - H_2 \left(\omega_Z \sin \beta_X + \omega_Y \cos \beta_X \right) - B_2 \dot{\omega}_X; \\ B_1\ddot{\beta}_Z + b_1\dot{\beta}_Z + C_1\beta_Z = \\ = -Q_1 \left(\left(\omega_X^2 - \omega_Y^2 \right) \sin \beta_Z \cos \beta_Z - \omega_X \omega_Y \cos 2\beta_Z \right) - \\ - H_1 \left(\omega_Y \sin \beta_Z + \omega_X \cos \beta_Z \right) - B_1 \dot{\omega}_Z; \quad (1) \\ B_3\ddot{\beta}_Y + b_3\dot{\beta}_Y + C_3\beta_Y = \\ = -Q_3 \left(\left(\omega_Z^2 - \omega_X^2 \right) \sin \beta_Y \cos \beta_Y - \omega_X \omega_Z \cos 2\beta_Y \right) - \\ - H_3 \left(\omega_X \sin \beta_Y + \omega_Z \cos \beta_Y \right) - B_3 \dot{\omega}_Y, \end{aligned}$$

де $B_{1(2,3)} = I_0 + I_{2(3,1)} - I_{3(1,2)}$;

I_0 – екваторіальний момент інерції ротора однокомпонентного гіроскопічного датчика кутової швидкості;

I_1, I_2, I_3 – осьові моменти інерції рухомих частин однокомпонентних гіроскопічних датчиків кутової швидкості;

$\beta_X, \beta_Y, \beta_Z$ – кути відхилення рухомих елементів однокомпонентних гіроскопічних датчиків кутової швидкості;

b_1, b_2, b_3 – коефіцієнти демпфірування однокомпонентних гіроскопічних датчиків кутової швидкості;

C_1, C_2, C_3 – коефіцієнти пружності підвісу однокомпонентних гіроскопічних датчиків кутової швидкості;

$Q_i = I_0 + I_{1(2,3)}$ ($i = 1, 2, 3$);

$\omega_X, \omega_Y, \omega_Z$ – проекції вектора кутової швидкості на відповідні вісі зв'язаної з об'єктом ортогональної системи координат;

H_1, H_2, H_3 – кінетичні моменти однокомпонентних гіроскопічних датчиків кутової швидкості.

Система рівнянь, що описує динаміку рухомих елементів однокомпонентних маятникових акселерометрів, може бути записана у вигляді:

$$\begin{aligned} I_1\ddot{\phi}_Z + k_{D1}\dot{\phi}_Z + k_{Y1}\phi_Z = \\ = -W_X m_1 L_1 \cos \phi_Z - W_Y m_1 L_1 \sin \phi_Z - \\ - I_1 \dot{\omega}_Z - Q_{CO1} \text{sign} \dot{\phi}_Z; \\ I_2\ddot{\phi}_X + k_{D2}\dot{\phi}_X + k_{Y2}\phi_X = \quad (2) \\ = -W_Y m_2 L_2 \cos \phi_X - W_Z m_2 L_2 \sin \phi_X - \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} -I_2 \dot{\omega}_X - Q_{CO2} \text{sign} \dot{\phi}_X; \\ I_3\ddot{\phi}_Y + k_{D3}\dot{\phi}_Y + k_{Y3}\phi_Y = \\ = -W_Z m_3 L_3 \cos \phi_Y - W_X m_3 L_3 \sin \phi_Y - \\ - I_3 \dot{\omega}_Y - Q_{CO3} \text{sign} \dot{\phi}_Y, \end{aligned}$$

де I_1, I_2, I_3 – моменти інерції рухомих елементів однокомпонентних маятникових акселерометрів;

ϕ_X, ϕ_Y, ϕ_Z – кути відхилення рухомих елементів однокомпонентних маятникових акселерометрів;

k_{D1}, k_{D2}, k_{D3} – коефіцієнти демпфірування однокомпонентних маятникових акселерометрів;

k_{Y1}, k_{Y2}, k_{Y3} – коефіцієнти пружності однокомпонентних маятникових акселерометрів;

W_X, W_Y, W_Z – складові вектора уявного прискорення об'єкта;

m_1, m_2, m_3 – маси чутливих елементів однокомпонентних маятникових акселерометрів;

L_1, L_2, L_3 – зміщення мас чутливих елементів однокомпонентних маятникових акселерометрів;

$Q_{CO1}, Q_{CO2}, Q_{CO3}$ – величини моментів сил сухого тертя в опорах однокомпонентних маятникових акселерометрів.

У сталому режимі для однокомпонентних гіроскопічних датчиків кутової швидкості можна використати такі рівняння, отримані на основі (1):

$$\begin{aligned} C_1\beta_Z = -H_1 \left(\omega_Y \sin \beta_Z + \omega_X \cos \beta_Z \right) - \\ - Q_1 \left(\left(\omega_X^2 - \omega_Y^2 \right) \sin \beta_Z \cos \beta_Z - \omega_X \omega_Y \cos 2\beta_Z \right) - \\ - B_1 \dot{\omega}_Z; \\ C_2\beta_X = -H_2 \left(\omega_Z \sin \beta_X + \omega_Y \cos \beta_X \right) - \quad (3) \\ - Q_2 \left(\left(\omega_Y^2 - \omega_Z^2 \right) \sin \beta_X \cos \beta_X - \omega_Y \omega_Z \cos 2\beta_X \right) - \\ - B_2 \dot{\omega}_X; \\ C_3\beta_Y = -H_3 \left(\omega_X \sin \beta_Y + \omega_Z \cos \beta_Y \right) - \\ - Q_3 \left(\left(\omega_Z^2 - \omega_X^2 \right) \sin \beta_Y \cos \beta_Y - \omega_X \omega_Z \cos 2\beta_Y \right) - \\ - B_3 \dot{\omega}_Y. \end{aligned}$$

У сталому режимі для однокомпонентних маятникових акселерометрів можна використати такі рівняння, отримані на основі (2):

$$\begin{aligned} k_{Y1}\phi_Z = -W_X m_1 L_1 \cos \phi_Z - \\ - W_Y m_1 L_1 \sin \phi_Z - I_1 \dot{\omega}_Z; \\ k_{Y2}\phi_X = -W_Y m_2 L_2 \cos \phi_X - \quad (4) \\ - W_Z m_2 L_2 \sin \phi_X - I_2 \dot{\omega}_X; \\ k_{Y3}\phi_Y = -W_Z m_3 L_3 \cos \phi_Y - \\ - W_X m_3 L_3 \sin \phi_Y - I_3 \dot{\omega}_Y. \end{aligned}$$

У формі Коші рівняння систем (3) та (4) приймуть вигляд:

$$\begin{aligned}\dot{\omega}_Y &= \frac{1}{B_3} \left(-H_3 (\omega_X \sin \beta_Y + \omega_Z \cos \beta_Y) - Q_3 \left((\omega_Z^2 - \omega_X^2) \sin \beta_Y \cos \beta_Y - \omega_X \omega_Z \cos 2\beta_Y \right) \right); \\ \dot{\omega}_X &= \frac{1}{B_2} \left(-H_2 (\omega_Z \sin \beta_X + \omega_Y \cos \beta_X) - Q_2 \left((\omega_Y^2 - \omega_Z^2) \sin \beta_X \cos \beta_X - \omega_Y \omega_Z \cos 2\beta_X \right) \right); \\ \dot{\omega}_Z &= \frac{1}{B_1} \left(-H_1 (\omega_Y \sin \beta_Z + \omega_X \cos \beta_Z) - Q_1 \left((\omega_X^2 - \omega_Y^2) \sin \beta_Z \cos \beta_Z - \omega_X \omega_Y \cos 2\beta_Z \right) \right),\end{aligned}\quad (5)$$

$$\begin{aligned}W_X &= - \frac{\sin \varphi_X \sin \varphi_Z \left(B_3 \left(-H_3 (\omega_X \sin \beta_Y + \omega_Z \cos \beta_Y) - Q_3 \left((\omega_Z^2 - \omega_X^2) \sin \beta_Y \cos \beta_Y - \omega_X \omega_Z \cos 2\beta_Y \right) \right) - I_3 k_{Y3} \varphi_Y \right)}{B_3 m_3 L_3 (\sin \varphi_X \sin \varphi_Y \sin \varphi_Z + \cos \varphi_X \cos \varphi_Y \cos \varphi_Z)} \\ &\quad - \frac{\cos \varphi_X \cos \varphi_Y \left(B_1 \left(-H_1 (\omega_Y \sin \beta_Z + \omega_X \cos \beta_Z) - C_1 \beta_Z - Q_1 \left((\omega_X^2 - \omega_Y^2) \sin \beta_Z \cos \beta_Z - \omega_X \omega_Y \cos 2\beta_Z \right) \right) - I_1 k_{Y1} \varphi_Z \right)}{B_1 m_1 L_1 (\sin \varphi_X \sin \varphi_Y \sin \varphi_Z + \cos \varphi_X \cos \varphi_Y \cos \varphi_Z)} \\ &\quad - \frac{\cos \varphi_Y \sin \varphi_Z \left(B_2 \left(-H_2 (\omega_Z \sin \beta_X + \omega_Y \cos \beta_X) - C_2 \beta_X - Q_2 \left((\omega_Y^2 - \omega_Z^2) \sin \beta_X \cos \beta_X - \omega_Y \omega_Z \cos 2\beta_X \right) \right) - I_2 k_{Y2} \varphi_X \right)}{B_2 m_2 L_2 (\sin \varphi_X \sin \varphi_Y \sin \varphi_Z + \cos \varphi_X \cos \varphi_Y \cos \varphi_Z)}; \\ W_Y &= - \frac{\sin \varphi_X \sin \varphi_Y \left(B_1 \left(-H_1 (\omega_Y \sin \beta_Z + \omega_X \cos \beta_Z) - C_1 \beta_Z - Q_1 \left((\omega_X^2 - \omega_Y^2) \sin \beta_Z \cos \beta_Z - \omega_X \omega_Y \cos 2\beta_Z \right) \right) + I_1 k_{Y1} \varphi_Z \right)}{B_1 m_1 L_1 (\sin \varphi_X \sin \varphi_Y \sin \varphi_Z + \cos \varphi_X \cos \varphi_Y \cos \varphi_Z)} \\ &\quad - \frac{\sin \varphi_X \cos \varphi_Z \left(B_3 \left(-H_3 (\omega_X \sin \beta_Y + \omega_Z \cos \beta_Y) - Q_3 \left((\omega_Z^2 - \omega_X^2) \sin \beta_Y \cos \beta_Y - \omega_X \omega_Z \cos 2\beta_Y \right) \right) + I_3 k_{Y3} \varphi_Y \right)}{B_3 m_3 L_3 (\sin \varphi_X \sin \varphi_Y \sin \varphi_Z + \cos \varphi_X \cos \varphi_Y \cos \varphi_Z)} \\ &\quad - \frac{\cos \varphi_Y \cos \varphi_Z \left(B_2 \left(-H_2 (\omega_Z \sin \beta_X + \omega_Y \cos \beta_X) - C_2 \beta_X - Q_2 \left((\omega_Y^2 - \omega_Z^2) \sin \beta_X \cos \beta_X - \omega_Y \omega_Z \cos 2\beta_X \right) \right) - I_2 k_{Y2} \varphi_X \right)}{B_2 m_2 L_2 (\sin \varphi_X \sin \varphi_Y \sin \varphi_Z + \cos \varphi_X \cos \varphi_Y \cos \varphi_Z)}; \\ W_Z &= - \frac{\cos \varphi_X \cos \varphi_Z \left(B_1 \left(-H_1 (\omega_X \sin \beta_Y + \omega_Z \cos \beta_Y) - C_1 \beta_Y - Q_1 \left((\omega_Z^2 - \omega_X^2) \sin \beta_Y \cos \beta_Y - \omega_X \omega_Z \cos 2\beta_Y \right) \right) - I_1 k_{Y1} \varphi_Y \right)}{B_1 m_1 L_1 (\sin \varphi_X \sin \varphi_Y \sin \varphi_Z + \cos \varphi_X \cos \varphi_Y \cos \varphi_Z)} \\ &\quad - \frac{\sin \varphi_Y \sin \varphi_Z \left(B_3 \left(-H_3 (\omega_Z \sin \beta_X + \omega_Y \cos \beta_X) - C_3 \beta_X - Q_3 \left((\omega_Z^2 - \omega_Y^2) \sin \beta_X \cos \beta_X - \omega_Y \omega_Z \cos 2\beta_X \right) \right) + I_3 k_{Y3} \varphi_X \right)}{B_3 m_3 L_3 (\sin \varphi_X \sin \varphi_Y \sin \varphi_Z + \cos \varphi_X \cos \varphi_Y \cos \varphi_Z)} \\ &\quad - \frac{\cos \varphi_X \sin \varphi_Y \left(B_2 \left(-H_2 (\omega_Y \sin \beta_Z + \omega_X \cos \beta_Z) - C_2 \beta_Z - Q_2 \left((\omega_Y^2 - \omega_X^2) \sin \beta_Z \cos \beta_Z - \omega_X \omega_Y \cos 2\beta_Z \right) \right) - I_2 k_{Y2} \varphi_Z \right)}{B_2 m_2 L_2 (\sin \varphi_X \sin \varphi_Y \sin \varphi_Z + \cos \varphi_X \cos \varphi_Y \cos \varphi_Z)}.\end{aligned}\quad (6)$$

Кути, що характеризують положення рухомого об'єкта у просторі, визначаються в результаті розв'язання рівняння Пуассона наступного вигляду:

$$\frac{dM_{C1}(\gamma, \psi, \vartheta)}{dt} = \Omega \cdot M_{C1}(\gamma, \psi, \vartheta); \quad (7)$$

де $M_{C1}(\gamma, \psi, \vartheta)$ – матриця напрямних косинусів як функція кутів γ, ψ, ϑ ;

$$\begin{aligned}M_{C1}(\gamma, \psi, \vartheta) &= \\ &= \begin{bmatrix} \cos \vartheta \cdot \cos \psi & \sin \vartheta \cdot \cos \psi & -\sin \vartheta \\ -\sin \vartheta \cdot \cos \gamma + \cos \vartheta \cdot \sin \gamma \cdot \sin \psi & \cos \vartheta \cdot \cos \gamma + \sin \vartheta \cdot \sin \psi \cdot \sin \gamma & \cos \psi \cdot \sin \gamma \\ \sin \vartheta \cdot \sin \gamma + \cos \vartheta \cdot \sin \psi \cdot \cos \gamma & -\sin \gamma \cdot \cos \vartheta + \sin \vartheta \cdot \sin \psi \cdot \cos \gamma & \cos \psi \cdot \cos \gamma \end{bmatrix}, \quad (8)\end{aligned}$$

де γ, ψ, ϑ – кути крену, курсу та тангажу відповідно;

$$\Omega = \begin{bmatrix} 0 & \omega_Z & -\omega_Y \\ -\omega_Z & 0 & \omega_X \\ \omega_Y & -\omega_X & 0 \end{bmatrix}. \quad (9)$$

Введемо наступні позначення:

$$M_{11} = \cos \vartheta \cdot \cos \psi;$$

$$M_{12} = \sin \vartheta \cdot \cos \psi;$$

$$M_{13} = -\sin \vartheta;$$

$$M_{21} = -\sin \vartheta \cdot \cos \gamma + \cos \vartheta \cdot \sin \gamma \cdot \sin \psi;$$

$$M_{22} = \cos \vartheta \cdot \cos \gamma + \sin \vartheta \cdot \sin \psi \cdot \sin \gamma;$$

$$M_{23} = \cos \psi \cdot \sin \gamma;$$

$$M_{31} = \sin \vartheta \cdot \sin \gamma + \cos \vartheta \cdot \sin \psi \cdot \cos \gamma;$$

$$M_{32} = -\sin \gamma \cdot \cos \vartheta + \sin \vartheta \cdot \sin \psi \cdot \cos \gamma;$$

$$M_{33} = \cos \psi \cdot \cos \gamma.$$

Перемножемо вирази (8) та (9) і отримаємо праву частину рівняння (7):

$$\Omega \cdot M_{Cl}(\gamma, \psi, \vartheta) = \begin{bmatrix} \omega_Z M_{21} - \omega_X M_{22} - \omega_X M_{23} - \\ -\omega_Y M_{31} - \omega_Y M_{32} - \omega_Y M_{33} \\ -\omega_Z M_{11} + \omega_Z M_{12} + \omega_Z M_{13} + \\ +\omega_X M_{31} + \omega_X M_{32} + \omega_X M_{33} \\ \omega_Y M_{11} - \omega_Y M_{12} - \omega_Y M_{13} - \\ -\omega_X M_{21} - \omega_X M_{22} - \omega_X M_{23} \end{bmatrix} \cdot \quad (10)$$

Ліва частина рівняння (7) має такий вигляд:

$$\frac{dM_{Cl}(\gamma, \psi, \vartheta)}{dt} = \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} \\ a_{21} & a_{22} & a_{23} \\ a_{31} & a_{32} & a_{33} \end{bmatrix}, \quad (11)$$

$$\begin{aligned} \text{де } a_{11} &= -\dot{\vartheta} \cdot \sin \vartheta \cdot \cos \psi - \dot{\psi} \cdot \sin \psi \cdot \cos \vartheta; \\ a_{12} &= \dot{\vartheta} \cdot \cos \vartheta \cdot \cos \psi - \dot{\psi} \cdot \sin \psi \cdot \sin \vartheta; \\ a_{13} &= -\dot{\vartheta} \cdot \cos \vartheta; \\ a_{21} &= \dot{\vartheta} \cdot (-\cos \vartheta \cdot \cos \gamma - \sin \vartheta \cdot \sin \psi \cdot \sin \gamma) + \\ &+ \dot{\psi} \cdot \cos \psi \cdot \sin \gamma \cdot \cos \vartheta + \dot{\gamma} \cdot (\sin \vartheta \cdot \sin \gamma + \\ &+ \cos \vartheta \cdot \sin \psi \cdot \cos \gamma); \\ a_{22} &= \dot{\vartheta} \cdot (-\sin \vartheta \cdot \cos \gamma + \cos \vartheta \cdot \sin \gamma \cdot \sin \psi) + \\ &+ \dot{\psi} \cdot \cos \psi \cdot \sin \gamma \cdot \sin \vartheta + \dot{\gamma} \cdot (-\sin \gamma \cdot \cos \vartheta + \\ &+ \sin \vartheta \cdot \sin \psi \cdot \cos \gamma); \\ a_{23} &= -\dot{\psi} \cdot \sin \psi \cdot \sin \gamma + \dot{\gamma} \cdot \cos \psi \cdot \cos \gamma; \\ a_{31} &= \dot{\vartheta} \cdot (\sin \gamma \cdot \cos \vartheta - \sin \vartheta \cdot \sin \psi \cdot \cos \gamma) + \\ &+ \dot{\psi} \cdot \cos \vartheta \cdot \cos \psi \cdot \cos \gamma + \dot{\gamma} \cdot (\sin \vartheta \cdot \cos \gamma - \\ &- \cos \vartheta \cdot \sin \gamma \cdot \sin \psi); \\ a_{32} &= \dot{\vartheta} \cdot (\sin \vartheta \cdot \sin \gamma - \cos \vartheta \cdot \sin \psi \cdot \cos \gamma) + \\ &+ \dot{\psi} \cdot \sin \vartheta \cdot \cos \psi \cdot \cos \gamma + \dot{\gamma} \cdot (-\cos \vartheta \cdot \cos \gamma - \\ &- \sin \vartheta \cdot \sin \psi \cdot \sin \gamma); \\ a_{33} &= -\dot{\psi} \cdot \sin \psi \cdot \cos \gamma - \dot{\gamma} \cdot \sin \gamma \cdot \cos \psi. \end{aligned}$$

Прирівнюючи відповідні компоненти матриць (10) та (11), отримаємо систему диференціальних рівнянь наступного вигляду:

$$\begin{aligned} \dot{\vartheta} &= \frac{-\omega_Z \cdot \cos \psi \cdot \sin \gamma + \omega_Y \cdot \cos \psi \cdot \cos \gamma}{\cos \vartheta}; \\ \dot{\psi} &= \frac{-\omega_Z \cdot \sin \vartheta \cdot \sin \gamma + \omega_Y \cdot \sin \vartheta \cdot \cos \gamma}{\sin \psi}; \\ \dot{\gamma} &= \frac{\omega_Z \cdot \sin \vartheta \cdot \cos \gamma + \omega_Y \cdot \sin \vartheta \cdot \sin \gamma}{\cos \psi} + \omega_X. \end{aligned} \quad (12)$$

Базове рівняння інерціальної навігації:

$$\frac{d}{dt} \bar{V} = \bar{W} + \bar{g}; \quad (13)$$

$$\frac{d}{dt} \bar{V} = M_{Cl}^T \bar{W} + \bar{g}, \quad (14)$$

де $\frac{d}{dt} \bar{V}$ – вектор абсолютного прискорення рухомого об'єкта;

$\bar{W}$ – вектор уявного прискорення;

$\bar{g}$ – вектор гравітаційного прискорення;

M_{Cl}^T – матриця переходу від зв'язаної з об'єктом системи координат до навігаційної системи координат.

Рівняння (13) справедливе, коли опорний і навігаційний триєдри збігаються і компоненти вектора прискорення є проекції вектора прискорення на осі опорного триєдра. Навігаційна система координат при цьому повинна бути нерухома, супроводжуючий триєдр має збігатися з навігаційною системою координат. Компоненти вектора гравітаційного прискорення визначаються з використанням моделей гравітаційного поля Землі і моделі фігури планети:

$$\bar{g} = \begin{bmatrix} g_X \\ g_Y \\ g_Z \end{bmatrix} =$$

$$\begin{bmatrix} \frac{3f}{4\rho_c^4} \cdot (A + C - 2B) \cdot \sin(2\varphi_c) - \\ - \frac{3f}{4\rho_c^4} \cdot (C - A) \cdot \sin(2\varphi_c) \cdot \cos(2\lambda_c) \\ - \frac{M \cdot f}{\rho_c^2} - \frac{3f}{4\rho_c^4} \cdot (A + C - 2B) \cdot (3\sin^2 \varphi_c - 1) - \\ - \frac{9f}{4\rho_c^4} \cdot (C - A) \cdot \cos^2 \varphi_c \cdot \cos(2\lambda_c) \\ - \frac{3f}{2\rho_c^4} \cdot (C - A) \cdot \cos^2(2\varphi_c) \cdot \sin(2\lambda_c) \end{bmatrix}, \quad (15)$$

де A, B, C – моменти інерції Землі відносно осей фігури планети, на якій розташовані півосі a, b відповідно;

f – гравітаційна постійна Землі; M – маса Землі;

$$A = (8,0101 \pm 0,0002) \cdot 10^{37};$$

$$B = (8,0103 \pm 0,0002) \cdot 10^{37};$$

$$C = (8,0365 \pm 0,0002) \cdot 10^{37};$$

$$M = 5,9742 \cdot 10^{24} \text{ кг};$$

$$f = 6,6742 \cdot 10^{-11} \text{ м}^3 \text{ кг}^{-1} \text{ с}^{-2}.$$

Модель фігури планети – тривісний еліпсоїд Красовського, який має наступні характеристики:
 $a=6378351,3$ м, $b=6378137,7$ м, $c=6356863$ м;

$$\begin{bmatrix} X_0 \\ Y_0 \\ Z_0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \rho_X \\ \rho_Y \\ \rho_Z \end{bmatrix} + M_{CO} \begin{bmatrix} X_C \\ Y_C \\ Z_C \end{bmatrix} =$$

$$= \begin{bmatrix} \frac{abc \cdot \cos \varphi_c \cdot \sin \lambda_c}{M} + X_C \cdot \sin \varphi_c \cdot \sin \lambda_c - \\ - Y_C \cdot \cos \varphi_c \cdot \sin \lambda_c + Z_C \cdot \cos \lambda_c \\ \frac{abc \cdot \cos \varphi_c \cdot \cos \lambda_c}{M} + X_C \cdot \sin \varphi_c \cdot \cos \lambda_c - \\ - Y_C \cdot \cos \varphi_c \cdot \cos \lambda_c + Z_C \cdot \sin \lambda_c \\ \frac{abc \cdot \sin \varphi_c}{M} + X_C \cdot \cos \varphi_c + Y_C \cdot \sin \varphi_c \end{bmatrix}; \quad (16)$$

$$M = (b^2 \cdot (c^2 \cdot \cos^2 \lambda_c + a^2 \cdot \sin^2 \lambda_c) \cdot \cos^2 \varphi_c + a^2 \cdot c^2 \cdot \sin^2 \varphi_c)^{0,5}. \quad (17)$$

Матриця переходу від стартової системи координат до планетоцентричної ортогональної системи координат має наступний вигляд:

$$M_{CO} = \begin{bmatrix} \sin \lambda_c \cdot \sin \varphi_c & -\sin \lambda_c \cdot \cos \varphi_c & \cos \lambda_c \\ -\cos \lambda_c \cdot \sin \varphi_c & \sin \lambda_c \cdot \cos \varphi_c & \sin \lambda_c \\ \cos \varphi_c & \sin \varphi_c & 0 \end{bmatrix}. \quad (18)$$

Спростимо співвідношення (15):

$$\bar{g} = \begin{bmatrix} g_X \\ g_Y \\ g_Z \end{bmatrix} =$$

$$= \begin{bmatrix} \frac{K_{g1}}{\rho_c^4} \cdot \sin(2\varphi_c) - \\ - \frac{K_{g2}}{\rho_c^4} \cdot \sin(2\varphi_c) \cdot \cos(2\lambda_c) \\ - \frac{K_g}{\rho_c^2} - \frac{K_{g1}}{\rho_c^4} \cdot (3\sin^2 \varphi_c - 1) - \\ - \frac{3K_{g2}}{\rho_c^4} \cdot \cos^2 \varphi_c \cdot \cos(2\lambda_c) \\ - \frac{2K_{g2}}{\rho_c^4} \cdot \cos^2(2\varphi_c) \cdot \sin(2\lambda_c) \end{bmatrix}, \quad (19)$$

де $K_g = M \cdot f = 3,9873 \cdot 10^{25}$;

$$K_{g1} = \frac{3f}{4} \cdot (A + C - 2B) = 1,30147 \cdot 10^{25};$$

$$K_{g2} = \frac{3f}{4} \cdot (C - A) = 1,3215 \cdot 10^{25}.$$

З іншого боку, зв'язок між планетоцентричними ортогональними і планетоцентричними сферичними координатами має наступний вигляд:

$$\begin{bmatrix} X_0 \\ Y_0 \\ Z_0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{abc \cdot \cos \varphi_c \cdot \sin \lambda_c}{M} + H_C \cdot \cos \varphi_c \cdot \sin \lambda_c \\ \frac{abc \cdot \cos \varphi_c \cdot \cos \lambda_c}{M} + H_C \cdot \cos \varphi_c \cdot \cos \lambda_c \\ \frac{abc \cdot \sin \varphi_c}{M} + H_C \cdot \sin \varphi_c \end{bmatrix}. \quad (20)$$

Прирівнюючи відповідні складові рівнянь (16) і (18), отримаємо наступну систему рівнянь:

$$\begin{aligned} H_C \cdot \cos \varphi_c \cdot \sin \lambda_c &= X_C \cdot \sin \varphi_c \cdot \sin \lambda_c - \\ - Y_C \cdot \cos \varphi_c \cdot \sin \lambda_c + Z_C \cdot \cos \lambda_c; \\ H_C \cdot \cos \varphi_c \cdot \cos \lambda_c &= X_C \cdot \sin \varphi_c \cdot \cos \lambda_c - \\ - Y_C \cdot \cos \varphi_c \cdot \cos \lambda_c + Z_C \cdot \sin \lambda_c; \\ H_C \cdot \sin \varphi_c &= X_C \cdot \cos \varphi_c + Y_C \cdot \sin \varphi_c. \end{aligned} \quad (21)$$

На основі отриманих рівнянь можна виконати комп'ютерне моделювання алгоритму роботи БІНС.

3. Комп'ютерне моделювання алгоритмів інерціальної системи

У якості середовища для моделювання було використане програмне забезпечення MATLAB/Simulink.

На рис. 2 представлена схема машинного моделювання алгоритму роботи БІНС, де позначено:

1 – формування компонентів вектора кутової швидкості та вектора похідної кутової швидкості на основі показань датчиків кутової швидкості рухомого об'єкта;

2 – формування компонентів вектора уявного прискорення на основі показань маятникових акселерометрів та компонентів вектора похідної кутової швидкості рухомого об'єкта;

3 – блок, виконуючий розв'язання рівняння Пуассона при відомих значеннях компонентів вектора кутової швидкості рухомого об'єкта;

4 – базовий алгоритм роботи БІНС, вихідними значеннями якого є компоненти векторів повного прискорення, швидкості та просторового положення рухомого об'єкта;

5 – блок, який реалізує зв'язок стартової та планетоцентричної систем координат;

6 – блок, який реалізує знаходження алгоритмічним шляхом планетоцентричної висоти;

7 – модель гравітаційного поля Землі та модель фігури планети.

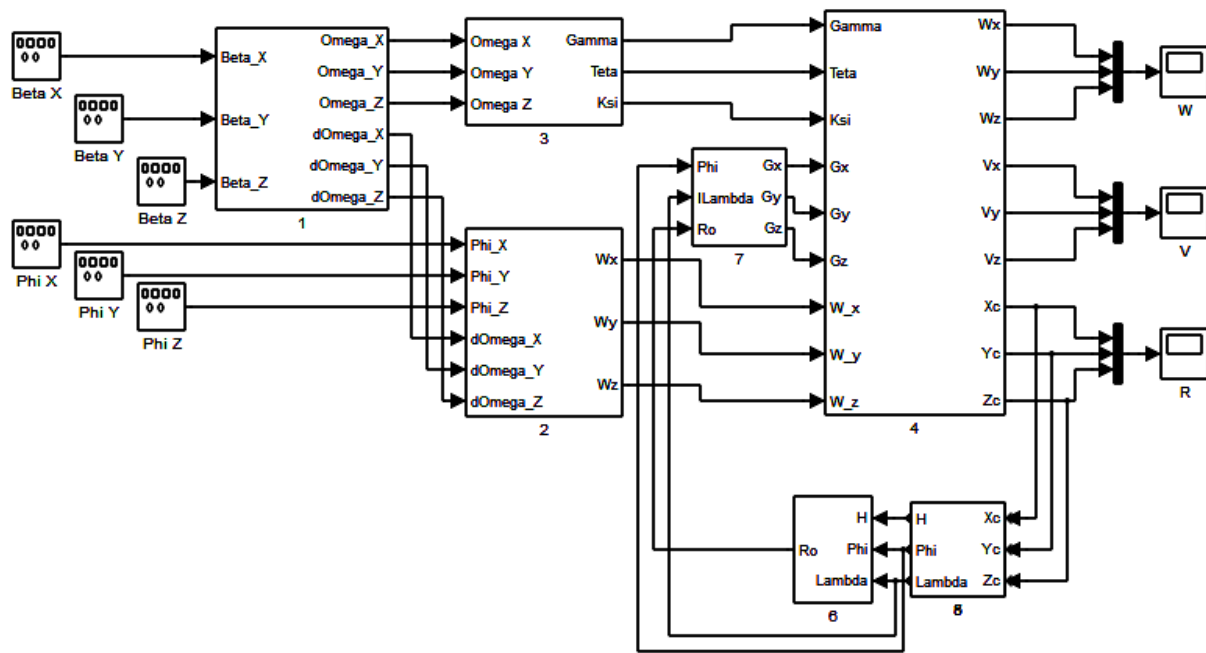


Рис. 2. Схема моделювання алгоритму роботи БІНС

Прийняті для моделювання алгоритму роботи БІНС постійні величини наведені в табл. 1.

Таблиця 1

Константи, прийняті під час моделювання

Величина	Розмірність	Значення
Q_1	кгм ²	$4,3 \cdot 10^{-5}$
Q_2	кгм ²	$4,8 \cdot 10^{-5}$
Q_3	кгм ²	$5,85 \cdot 10^{-5}$
H	кгм ² /с	$2,37 \cdot 10^{-1}$
C_1, C_2, C_3	Нм	2,8
m	кг	$30 \cdot 10^{-3}$
L_1, L_2, L_3	м	$12 \cdot 10^{-3}$
K_{y1}, K_{y2}, K_{y3}	Нм	$15,6 \cdot 10^{-3}$

Закони змінення показань датчиків кутів гіроскопічних датчиків кутової швидкості та однокомпонентних маятникових акселерометрів приведені в табл. 2.

Таблиця 2

Закони змінення показань датчиків кутів

Параметр	Закон змінення
β_X	$0,1 \sin(0,8t)$
β_Y	$0,07 \sin(t)$
β_Z	$0,13 \sin(0,2t)$
Φ_X	$0,05 \sin(2t)$
Φ_Y	$0,1 \sin(1,1t)$
Φ_Z	$1 \sin(0,6t)$

Результати моделювання алгоритму інерціальної системи наведені на рис. 3 – 5.

Висновок

В статті розглянутий один з можливих методів (кінематично-алгоритмічний) мінімізації методичних похибок інерціальних вимірювачів, який обумовлює значне підвищення точності навігаційної системи з використанням "неточних" вимірювачів.

Наведені алгоритми визначення інерціальної та навігаційної інформації. Розроблені та представлені машинні моделі безкарданної інерціальної системи навігації та результати комп'ютерного моделювання процесів її функціонування.

Література

1. Дмитроченко Л.А. Бесплатформенные инерциальные навигационные системы: учеб. пособие / Л.А. Дмитроченко, В.П. Гора, Г.Ф. Савинов. – М.: МАИ, 1984. – 64 с.
2. Помякаев И.И. Инерциальный метод измерения параметров движения летательных аппаратов / И.И. Помякаев. – М.: Машиностроение, 1969. – 215 с.
3. Никитин Е.А. Проектирование дифференцирующих и интегрирующих гироскопов и акселерометров / Е.А. Никитин, А.А. Балашова. – М.: Машиностроение, 1969. – 216 с.
4. Пат. 37386 Україна, МПК⁷ G01P9/00. Інерціальний вимірювальний блок / Гордін О.Г., Шульгіна Л.А.; Заявник Нац. аерокосм. ун-т ім. М.Є. Жуковського "ХАІ". – №200808043; заява 12.06.2008; опубл. 25.11.2008, Бюл. № 22. – 7 с.

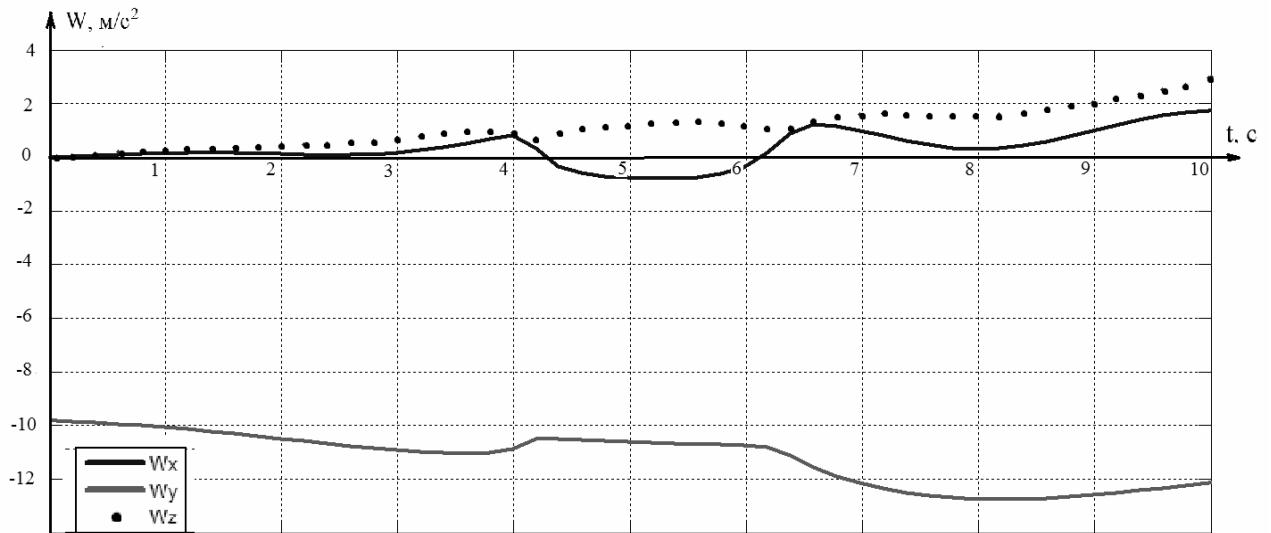


Рис. 3. Змінення компонентів вектора повного прискорення рухомого об'єкта

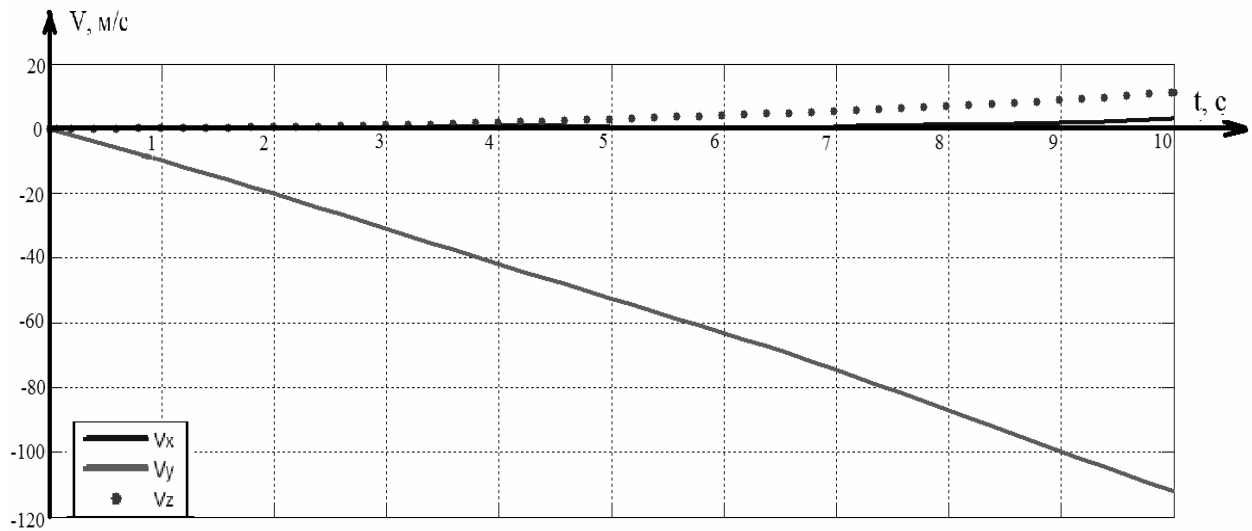


Рис. 4. Змінення компонентів вектора швидкості рухомого об'єкта

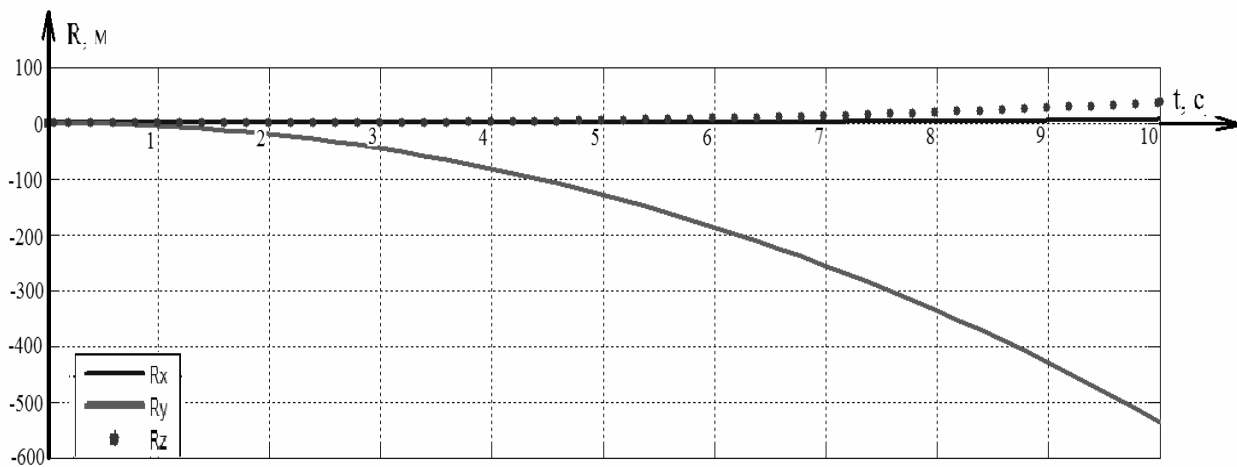


Рис. 5. Змінення компонентів вектора просторового положення рухомого об'єкта

Поступила в редакцию 3.06.2010

Рецензент: : д-р техн. наук, проф., зав. кафедрой «Авіаційні прилади та вимірювання» М.Д. Кошевий, Національний аерокосмічний університет ім. М.С.Жуковського «ХАІ», Харків, Україна.

ПОВЫШЕНИЕ ТОЧНОСТИ БЕСКАРДАННОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ ОДНОГО КЛАССА

А.Г. Гордин, О.Э. Копысов

Главный показатель качества системы навигации подвижных объектов – точность получения навигационных параметров. Для инерциальных систем навигации этот показатель в значительной степени определяется точностью инерциальных измерителей, входящих в систему. Существуют методические погрешности измерителей, которые в известных схемах систем не исключаются и негативно влияют на точность навигационной информации. В статье рассматривается один из возможных методов (кинематически-алгоритмический) минимизации методических погрешностей инерциальных измерителей, который обуславливает значительное повышение точности навигационной системы с использованием "неточных" измерителей. Приводятся алгоритмы определения инерциальной информации и навигационной информации. Разработаны и представлены машинные модели бескарданной инерциальной системы навигации и результаты компьютерного моделирования процессов ее функционирования.

Ключевые слова: навигация, бескарданная навигационная система, инерциальный измеритель, точность, модель, моделирование, алгоритм.

INCREASING THE STRAPDOWN NAVIGATION SYSTEM OF A ONE TYPE ACCURACY

A.G. Gordin, O.E. Kopysov

The main quality indicator of the navigation system of moving objects is the navigation parameters accuracy. For the inertial navigation systems this indicator is largely determined by the accuracy of inertial measuring devices in the system. There are methodological errors of measuring devices, which are not excluded in well-known schemes of systems and reduce the navigational information accuracy. This article describes one possible method (kinematically-algorithmic) for the methodological errors of the inertial measuring devices minimization, which ties the significantly improvement of the navigation system with "inaccurate" measuring devices accuracy. Given algorithms for determining the inertial and navigation information. The computer models of the strapdown inertial navigation system and the results of computer simulations of its operation are presented.

Key words: navigation, strapdown navigation system, inertial measuring device, accuracy, model, simulating, algorithm.

Гордін Олександр Григорович – канд. техн. наук, доцент кафедри Систем керування літальних апаратів, Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського "Харківський авіаційний інститут", Харків, Україна.

Кописов Олег Едуардович – магістрант кафедри Систем керування літальних апаратів, Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського "Харківський авіаційний інститут", Харків, Україна, e-mail: olegkopys@yandex.ru.

УДК 681.3.068

А.Ю. СОКОЛОВ, В.М. ХУССЕЙН*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина***УПРАВЛЕНИЕ КВАДРОТОРОМ В НЕДЕТЕРМИНИРОВАННОЙ СРЕДЕ**

В работе рассматривается способ управления сложной динамической системой типа квадрантора на основе применения нечеткого регулятора. В качестве параметров (пространственных и угловых) объекта управления используется видеосигнал. Предлагается двухконтурная система управления. Первый (внутренний) контур представляет собой базу знаний, реализующую управление по ошибке. База правил внешнего контура формирует управляющие воздействия на двигатели квадрантора в соответствии с программой полета. Рассмотрен мультиагентный подход к управлению в условиях неопределенности внешней среды. Выбор наилучшего решения определяется на основе оптимизации функции предпочтения как выбор между возможными вариантами движения. Особенность данного аппарата позволяет применять подобные формулировки задач управления, поскольку квадрантор способен практически мгновенно изменять траекторию движения в произвольном направлении, в отличие от классических схем беспилотных летательных аппаратов.

Ключевые слова: навигация, динамическая система, сигнальные объекты, посадка, летательный аппарат, видеоуправление.

Введение

Современные динамические объекты оснащаются все более разнообразными системами управления, среди которых особое место занимают интеллектуальные системы. Их основная задача – поиск оптимальных решений в условиях неопределенности, характерных для движения объекта в реальной среде. Также характерным является оснащение динамических систем сенсорами разной природы, среди которых видеосистемы занимают одно из первых мест. Обработка видеопотока, получаемого из установленной на объекте видеосистемы, предполагает решения целого ряда задач, традиционно относящихся к категории искусственного интеллекта – распознаванию образов, определению параметров траектории движения по сигнальным объектам, и другие.

Помимо этих задач, важными являются задачи определения в видеопотоке полезной информации – целевых объектов, рекомендуемой траектории. Некоторые задачи и их решения были опубликованы авторами в работах [1, 2].

Цель настоящей работы – развитие интеллектуальных способностей системы управления в направлении взаимодействия с внешней средой на основе мультиагентного подхода.

Ниже предложены постановки и методы решения этих задач для довольно перспективного летательного аппарата – квадрантора.

Квадрантор представляет собой летательный аппарат в виде жестко соединенных четырех про-

пеллерных роторов в перекрестной конструктивной схеме (рис. 1). Для уменьшения гироскопического момента аппарата роторы попарно вращаются в разных направлениях.

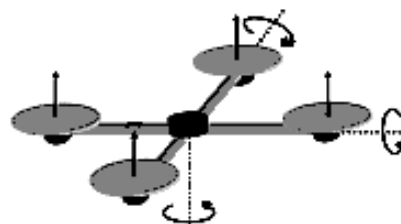


Рис. 1. Схема квадрантора

1. Математическая модель квадрантора

Рассмотрим динамику квадрантора в инерциальной и связанной систем координат (СК) для выработки решений по управлению таким аппаратом. Углы Эйлера определяют ориентацию аппарата с помощью матрицы вращения M из связанной в инерциальную СК. Запишем динамику аппарата из совокупности дифференциальных уравнений – уравнений сил и моментов.

Представленная ниже динамика рассмотрена при следующих предположениях – аппарат является симметричным в продольной и поперечной связанных осях, центр масс совпадает с геометрическим центром и роторы жестко укреплены по осям аппарата.

Взаимосвязь угловых скоростей аппарата по осям связанной СК определяется кинематическим соотношением для углов Эйлера

$$\begin{aligned}\dot{\gamma} &= \omega_x - \operatorname{tg}(\vartheta)(\omega_y \cos(\gamma) - \omega_z \sin(\gamma)), \\ \dot{\psi} &= \sec(\vartheta)(\omega_y \cos(\gamma) - \omega_z \sin(\gamma)), \\ \dot{\vartheta} &= \omega_y \sin(\gamma) + \omega_z \cos(\gamma),\end{aligned}\quad (1)$$

где γ, ψ, ϑ – углы крена, курса и тангажа соответственно, $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ – угловые скорости в связанной СК. Углы ориентации определяют матрицу вращения M , как матрицу поворота на углы Эйлера $M = M(\vartheta, \psi, \gamma)$ и которая преобразует вектор линейной скорости из связанной в инерциальную СК.

$$\begin{bmatrix} v_{x,I} & v_{y,I} & v_{z,I} \end{bmatrix}^T = M(\vartheta, \psi, \gamma) \begin{bmatrix} v_{x,b} & v_{y,b} & v_{z,b} \end{bmatrix}^T,$$

где индекс I – обозначает вектор в инерциальной СК, а b – связанной СК.

Уравнения сил. Аэродинамические силы, образованные тягой ротора, являются пропорциональными квадрату скорости вращения ротора и выражаются так [3]

$$P_j = C_1 \left(\frac{1 - 2\pi L C S}{v_{pr} \Omega_j} + 2\pi \frac{\dot{\gamma} - w_y}{v_{pr} \Omega_j} \right),$$

где v_{pr} – установочный угол тангажа пропеллера ротора; Ω_j – угловая скорость соответствующего ротора, $C_1 = k_{motor} \rho S_{pr} \Omega_j^2 R_{pr}^2$; L – расстояние до точки установки ротора; C – параметр, зависящий от номера ротора и $C=1$, если $j=1$ или 4 , $C=-1$, если $j=2$ или 3 ; $S = \omega_{z,b}$, если $j=1$ или 3 , $S = \omega_{x,b}$, если $j=2$ или 4 .

Аэродинамические силы ветрового смещения в связанной СК можно представить как

$$P_w = \begin{bmatrix} k_a(w_{x,b} - \dot{x}_b) & k_a(w_{y,b} - \dot{y}_b) & k_a(w_{z,b} - \dot{z}_b) \end{bmatrix}^T.$$

где $\begin{bmatrix} w_{x,b} & w_{y,b} & w_{z,b} \end{bmatrix}^T$ – вектор скорости в связанной СК, k_a – коэффициент демпфирования в атмосфере.

Тогда система уравнений для сил в инерциальной СК, действующих на квадроспиратор, запишется

$$\begin{aligned}\begin{bmatrix} \ddot{x}_I \\ \ddot{y}_I \\ \ddot{z}_I \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} 0 \\ g \\ 0 \end{bmatrix} + M(\vartheta, \psi, \gamma) \frac{P_w}{m} + \\ &+ \frac{P_1 + P_2 + P_3 + P_4}{m} M(\vartheta, \psi, \gamma) \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \\ 0 \end{bmatrix}.\end{aligned}$$

Последнее уравнение можно дополнить уравнениями относительно координат смещения БЛА.

Уравнения моментов. На аппарат действуют следующие моменты – аэродинамический момент сопротивления вращающихся роторов, гироскопический момент роторов, момент сопротивления от вращения аппарата, инерционный момент роторов.

Аэродинамический момент сопротивления вращающихся роторов можно записать как

$$D_j = C_2 \left(\frac{1 - 2\pi L C S}{v_{pr} \Omega_j} + 2\pi \frac{\dot{\gamma} - w_y}{v_{pr} \Omega_j} \right),$$

где $C_2 = k_d \rho S_{pr} \Omega_j^2 R_{pr}^3$.

Инерционный момент роторов, как суммарное влияние вращения 4-х роторов $T_R = J_R (-\Omega_1 + \Omega_2 + \Omega_3 - \Omega_4)$, где J_R – момент инерции одного ротора (двигатель и пропеллер).

Момент сопротивления от вращения аппарата пропорционален угловой скорости вращения

$$T_f = k_f \begin{bmatrix} \dot{\gamma} & \dot{\psi} & \dot{\vartheta} \end{bmatrix}^T,$$

где k_f – коэффициент сопротивления вращению в атмосфере.

Гироскопический момент роторов вызван комбинацией вращения роторов и аппарата и выражается как

$$T_g = J_R \begin{bmatrix} \dot{\gamma} \Omega & 0 & \dot{\vartheta} \Omega \end{bmatrix}^T,$$

где $\Omega = -\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_3 + \Omega_4$ суммарная угловая скорость роторов.

Момент возмущений обозначим как

$$T_d = \begin{bmatrix} \tau_x & \tau_y & \tau_z \end{bmatrix}^T.$$

Тогда для момента вращения аппарата для связанной СК запишется

$$\begin{aligned}\begin{bmatrix} \dot{\omega}_{x,b} \\ \dot{\omega}_{y,b} \\ \dot{\omega}_{z,b} \end{bmatrix} &= -J^{-1} \begin{bmatrix} 0 & -\omega_{z,b} & \omega_{y,b} \\ \omega_{z,b} & 0 & -\omega_{x,b} \\ -\omega_{y,b} & \omega_{x,b} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_{x,b} \\ \omega_{y,b} \\ \omega_{z,b} \end{bmatrix} - \\ &- J^{-1} (T_R + T_d + T_g) + J^{-1} \begin{bmatrix} L(P_4 - P_2) \\ D_1 - D_2 + D_3 - D_4 + I_g \\ L(P_1 - P_3) \end{bmatrix},\end{aligned}$$

где J – матрица моментов инерции аппарата.

Предположения относительно роторов – их динамика в сравнении с динамикой самого аппарата является более быстросредействующей, поэтому динамикой роторов пренебрегаем, а так же считаем идентичными все роторы.

Зависимость угловой скорости ротора двигателя от сигнала управления считаем линейной и определяем как

$$\Omega_i = k_{dv} u_i,$$

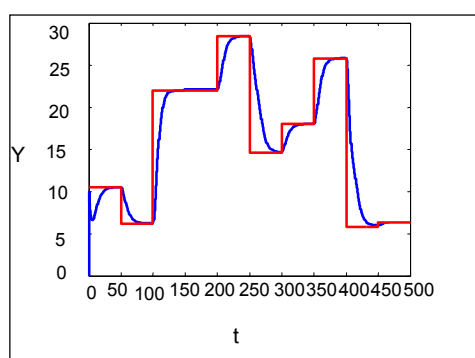
где k_{dv} – коэффициент передачи электродвигателя, u_i – входной сигнал электродвигателя.

Нелинейный характер модели квадроспиратора приводит к необходимости применения нескольких уровней управления, каждый из которых решает различные задачи управления. Предлагается двух-контурная система управления.

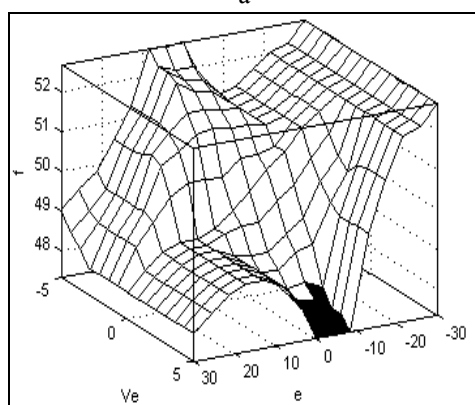
2. Контур управления положением

Управление положением аппарата и вращением вокруг осей осуществляется путем изменения осевых сил роторов f_1, f_2, f_3, f_4 . Внутренний контур обеспечивает управление положением квадротора.

Для реализации внутреннего контура предложено использовать нечеткий контроллер. На рис. 2 приведен график переходного процесса изменения высоты и функция, формируемая нечетким регулятором внутреннего контура $FC: \varepsilon, \dot{\varepsilon} \rightarrow f_i, i = \overline{1,4}$.



а



б

Рис. 2. График переходного процесса:
а – управление по высоте;
б – функция нечеткого контроллера

Система управления представляет собой набор правил для решения задач навигации квадротора. Введя лингвистические переменные – *Low*, *Middle*, *High* для обозначения осевых сил роторов, можно сформулировать следующие правила управления:

Если режим «Подъем», то

f_1 is High, f_2 is High, f_3 is High, f_4 is High.

Если режим «Зависание», то

f_1 is Middle, f_2 is Middle, f_3 is Middle, f_4 is Middle.

Если режим «Спуск», то

f_1 is Low, f_2 is Low, f_3 is Low, f_4 is Low.

Если режим «Движение влево», то

f_1 is Middle, f_2 is Middle, f_3 is High, f_4 is Low.

Если режим «Движение вправо», то

f_1 is Middle, f_2 is Middle, f_3 is Low, f_4 is High.

Если режим «Движение вперед», то

f_1 is Low, f_2 is High, f_3 is Middle, f_4 is Middle.

Если режим «Движение назад», то

f_1 is High, f_2 is Low, f_3 is Middle, f_4 is Middle.

Если режим «Поворот по час. стрелке», то

f_1 is High, f_2 is High, f_3 is Low, f_4 is Low.

Если режим «Поворот против час. стрелки», то

f_1 is Low, f_2 is Low, f_3 is High, f_4 is High.

Введя подобный набор правил, можно решать задачи управления движением квадротора по заданной программе (пример на рис. 3.) в условиях недетерминированной среды с помощью специального набора команд со структурой **<режим, продолжительность>**, например: <Подъем, 10 с>, <Вперед, 20 с>, <Зависание, 15 с>,....

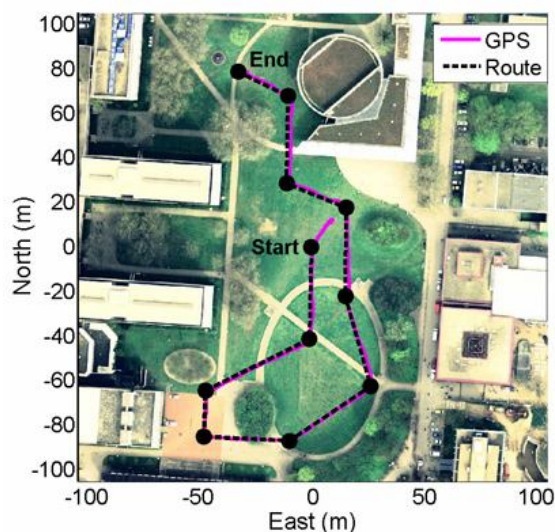


Рис. 3. Пример программы облета

3. Контур логического управления в мультиагентной среде

Внешний контур предназначен для логического управления в условиях недетерминированной среды, то есть когда среда является частично известной.

Особенностью управления является то, что квадротор способен перемещаться в трехмерной среде произвольным образом, что позволяет сформулировать множество альтернатив перемещения, в отличие от двумерной среды, в которой обычно рассматриваются задачи принятия решений.

Решение основных задач управления, связанных с выполнением полетного задания в автономном режиме, связано с принятием решения в условиях активной и недетерминированной внешней среды. Одним из современных подходов в управлении является агентное представление задач управления. Квадротор можно представить в виде агента, который принимает решение в условиях изменяющейся внешней среды.

Разобьем пространство, в котором находится квадратотор, на трехмерную сетку с длиной ребра, соответствующей среднему расстоянию, которое квадратотор проходит за время обработки двух соседних кадров (рис. 4).

Если скорость видеосъемки – $1/10$ с., средняя скорость полета – 10 м/с, время на работу алгоритма определения положения – $1/20$ с., то длина ребра – $1,5$ м.

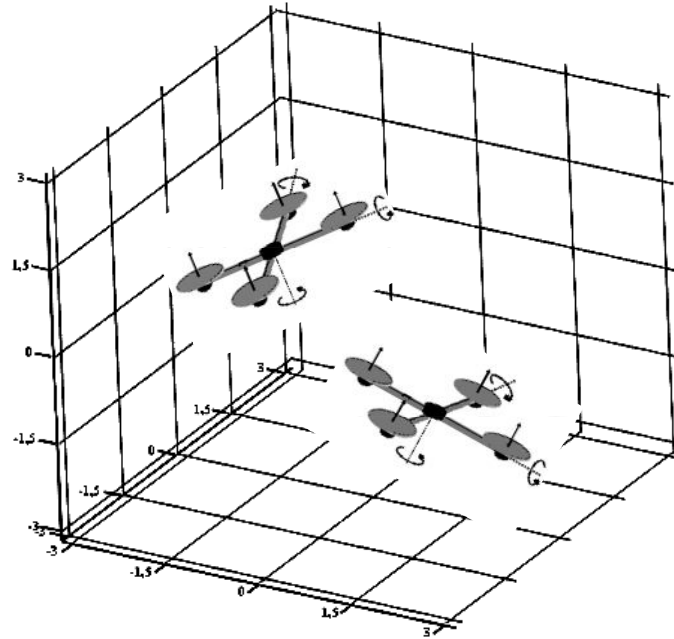


Рис. 4. Представление пространства перемещения квадратотора

Квадротор в агентной интерпретации можно представить в виде пары

$$Ag = \langle shmP, M \rangle,$$

где P – схема агента (база данных и знаний), $M = \{Per, Dec, Trans\}$ – методы, которым обладает агент:

- восприятие $Per : E \rightarrow A_{in}$,
- принятие решения $Dec : A_{in} \rightarrow A_{out}$,
- изменение среды $Trans : A_{out} \rightarrow E'$.

В зависимости от способов реализации этих операций зависят интеллектуальные свойства агентов.

Предположим существование мира, в котором существует один или более агентов (квадроторов), и в котором они могут воспринимать информацию, принимать решения и действовать. Коллективная информация, которую содержит мир на некотором временном шаге t , и которая соответствует рассматриваемому заданию, называется состоянием мира и обозначается s_t . Множество всех возможных состояний мира обозначим через S .

Рассмотрим дискретное множество временных шагов $t=0,1,2,\dots$, на каждом из которых агент

должен выбрать действие a_t из конечного множества доступных действий A . Интуитивно предполагаем, что для того чтобы действовать рационально в момент времени t , во время выбора действия агент должен учесть прошлое и будущее. К прошлому относятся ранее воспринятая информация и действия, выполненные до момента t , к будущему – то, какую информацию агент ожидает получить и какие действия выполнить после момента t .

Пусть заданы следующие множества действий и состояния окружающей среды соответственно:

$$A = \{A_1, \dots, A_n\}, E = \{E_1, \dots, E_m\}.$$

Текущее действие – элемент множества

$$a_i = A_j, i = 0,1,2,3,\dots, j = 1,\dots,n,$$

а текущее наблюдение – элемент множества

$$\theta_i = E_j, i = 0,1,2,3,\dots, j = 1,\dots,m.$$

Пусть θ_τ – наблюдение агента в момент времени τ , тогда, что для оптимального выбора действия в момент времени t агент должен учесть полную историю наблюдений θ_τ и действий a_t для $\tau \leq t$. Политикой поведения агента называется функция вид

$$\pi(\theta_0, a_0, \theta_1, a_1, \dots, \theta_t) = a_t, \quad (2)$$

которая на основе всей воспринятой информации за момент времени t и всех действий до последнего восприятия определяет поведение агента в момент времени t (рис. 5).

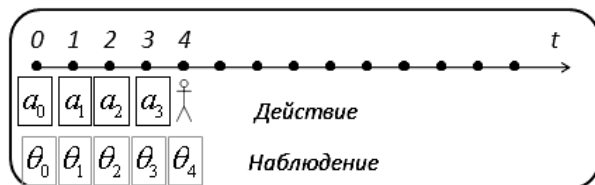


Рис. 5. Определение политики агента

Псевдокод функции определения политики агента приведен на рис. 6.

```

Function Skeleton-Agent (percept) returns action
  Static: memory
  memory  $\leftarrow$  Update-Memory(memory, percept)
  action  $\leftarrow$  Choose-best-action(memory)
  memory  $\leftarrow$  UPDATE-MEMORY(memory, action)
  return action
  
```

Рис. 6. Псевдокод функции определения политики агента

При каждом вызове функции, память агента обновляется и отображает новое восприятие, после чего выбирается лучшее решение, и этот факт запоминается в памяти. Содержимое памяти сохраняется от одного вызова к другому. В каждый момент времени t агент выбирает действие из конечного множества действий A .

Модель перехода (модель мира) определяет, как изменяется внешняя среда под действием, выполняемым агентом.

Если текущее состояние – s_t и агент выбирает действие a_t , можно рассмотреть два случая:

в детерминированном мире – модель перехода – это отображение действие (s_t, a_t) в новое состояние s_{t+1} , в стохастическом мире – это распределение вероятностей $p(s_{t+1}|s_t, a_t)$. В случае частичной видимости внешней среды, характерной для управления динамической системой, такой подход к моделированию является более приемлемым.

Помимо состояний среды и действий агента целесообразно ввести также функцию предпочтения $U(s)$, которая каждому состоянию среды ставит в соответствие вещественное число. Формально, для двух состояний s и s' выполняется $U(s) > U(s')$, тогда и только тогда, когда агент предпочитает

состояние s состоянию s' , и $U(s) = U(s')$ тогда и только тогда, когда для агента состояния s и s' неразличимы.

Для формирования действий агента – квадратора прежде всего необходимо определить множество возможных состояний агента, учитывающих внешнюю среду, и множество действий.

Определим состояние агента в виде вектора $\langle \text{position}, \text{bar}, \text{goal} \rangle$ с элементами: *position* – положение квадратора в виде вектора линейных и угловых перемещений $(x, y, z, \alpha, \beta, \gamma)$, *bar* – наличие препятствия в различных направлениях (*front*, *left*, *right*), *goal* – признак нахождения в целевом состоянии («зависание» над заданным объектом, обнаружение заданной цели и т.п.). Для определения положения предлагается использовать результаты видеосъемки с определением параметров перемещения на основе проективных преобразований, алгоритм которых предложен в [1]. На основе видеонаблюдений определяются также наличие препятствия движению квадратора.

Тогда база правил определения поведения может быть представлена в виде таблицы:

Таблица 1

База знаний агента «Квадратор»

Состояние	Действие
Bar-front is true and Bar-right is true and Bar-left is true	режим «Подъем»
Goal is true	режим «Зависание»
Bar-front is true and Bar-right is true	режим «Движение влево»
x is high and y is low and z is middle	режим «Движение вперед»
...	...

Сформированная база знаний позволяет выполнять различные задания полета по маршруту. Однако важным представляется выработка политики агента в условиях неопределенности, когда распознать препятствия удастся не сразу, а при некотором приближении к ним. С этой целью формируются гипотезы о возможных препятствиях по текущим изображениям и формировании функции полезности.

Введем в рассмотрение функцию, определяющую наилучшую стратегию в виде

$$a_t^* = \arg \max_{a_t \in A} \sum_{s_{t+1}} p(s_{t+1}|s_t, a_t) U(s_{t+1}),$$

где $U(s)$ – функция полезности состояния $s(x, y, z)$, $p(s_{t+1}|s_t, a_t)$ – вероятность перехода из состояния s_t в состояние s_{t+1} .

4. Иллюстративный пример

Рассмотрим данную задачу более подробно на следующем примере. Для упрощения изложения рассмотрена двумерная модель мира.

Пусть мир, в котором функционирует агент-квадротор, позволяет выполнять агентом следующие действия:

{Up, Down, Left, Right}.

Рассмотрим случай полной видимости агента, то есть агент знает свое местоположение.

Пусть также заданы терминальные состояния – желаемое (целевое) со значением функции предпочтения 1, и два нежелательных состояния со значениями – 1. На рис. 7 приведен пример фрагмента мира со значениями функции предпочтений агента в узлах допустимого расположения. Каждая позиция оценена априори и значения функции предпочтений приведены на рис. 7. Пусть начальным состоянием является состояние A1. Рассмотрим стохастическую переходную модель мира с заданными вероятностями перехода в желаемое состояние – 0,8, и в перпендикулярные состояния – 0,2.

Пусть каждая позиция оценена априори и значения функции полезности приведены на рис. 7. Пусть также заданы вероятности переходов состояний. Рассмотрим выбор наилучшего перемещения из точки B3. Определим лучшую стратегию в соответствии с формулой:

$$\pi^*(s) = \arg \max_a \sum_{s'} p(s'|s, a) U^*(s').$$

	A	B	C	D
4	0,818	0,865	0,911	0,953
3	0,782	0,827	0,907	1
2	0,547	-1	0,492	-1
1	0,480	0,279	0,410	0,216

Рис. 7. Фрагмент мира

Возможны следующие действия квадротора:

1. Режим «Подъем»

$$p(B4|B3, Up) \cdot U(B4) + p(A3|B3, Up) \cdot U(A3) + p(C3|B3, Up) \cdot U(C3) = 0,8 \cdot 0,865 + 0,1 \cdot 0,782 + 0,1 \cdot 0,907 = 0,8609.$$

2. Режим «Движение вправо»

$$p(C3|B3, Right) \cdot U(C3) + p(B4|B3, Right) \cdot U(B4) + p(B2|B3, Right) \cdot U(B2) = 0,8 \cdot 0,907 + 0,1 \cdot 0,865 + 0,1 \cdot (-1) = 0,7121.$$

3. Режим «Движение влево»

$$p(A3|B3, Left) \cdot U(A3) + p(B2|B3, Left) \cdot U(B2) + p(B4|B3, Left) \cdot U(B4) = 0,8 \cdot 0,782 + 0,1 \cdot (-1) + 0,1 \cdot 0,865 = 0,6121.$$

4. Режим «Спуск»

$$p(B2|B3, Down) \cdot U(B2) + p(C3|B3, Down) \cdot U(C3) + p(A3|B3, Down) \cdot U(A3) = 0,8 \cdot (-1) + 0,1 \cdot 0,907 + 0,1 \cdot 0,782 = -0,6311.$$

Очевидно, наилучшее решение дает режим «Подъем», даже несмотря на то, что $U(B4) < U(C3)$.

Заключение

В работе рассмотрены задачи управления БПЛА типа «квадротор». Особенности данного летательного аппарата позволяют рассмотреть различные содержательные задачи управления, среди которых – стабилизация движения в различных режимах, выбор режима для решения задач, выполняющих полетное задание, определение навигационных параметров на основе обработки видеопотока, взаимодействие с внешней средой и другими летательными аппаратами.

В качестве математического аппарата для решения этих задач предложено использование теории нечеткой логики, мультиагентного представления, а также методов вычислительной геометрии.

Перспективным представляется включение в контур управления интеллектуальных функций, позволяющих оценивать текущую обстановку (обнаружение неподвижных препятствий, достижение целевого положения и др.) и автоматически корректировать программу движения квадротора на основе заложенной логики поведения.

Литература

1. Goela Rahul. *Modeling, Simulation and Flight Testing of an Autonomous Quadrotor* / Rahul Goela, Sapan M. Shahb, Nitin K. Gupta, I. N. Ananthkrishnanc. – *Proceedings of ICEAE, 2009*. – P. 31-36.
Соколов А.Ю. Методы формирования параметров пространственного движения объекта на

основе обработки визуальной информации / А.Ю. Соколов, В.М. Хуссейн // *Радіоелектронні і комп'ютерні системи*. – 2009. – № 3 (37). – С. 104-110.

2. Кортунов В.И. Управление квадросотормом на этапе посадки / В.И. Кортунов, В.М. Хуссейн // *«Авиационно-космическая техника и технология»*. – 2010. № 2 (69). – С. 55-61.

Поступила в редакцию: 25.05.2010

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. каф. 502, декан факультета радиотехнических систем ЛА В.М. Илюшко, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

**УПРАВЛІННЯ КВАДРОТОРОМ
У НЕДЕТЕРМІНОВАНОМУ СЕРЕДОВИЩІ**

О.Ю. Соколов, В.М. Хуссейн

У роботі розглядається спосіб управління складною динамічною системою типу квадросоторм на основі застосування нечіткого регулятора. Як параметри (просторові та кутові) об'єкта управління використовується відеосигнал. Пропонується двоконтурна система управління. Перший (внутрішній) контур являє собою базу знань, що реалізовує управління за похибкою. База правил зовнішнього контуру формує керуючі впливи на двигуни квадросоторм відповідно до програми польоту. Розглянуто мультиагентний підхід до управління в умовах невизначеності зовнішнього середовища. Вибір найкращого рішення визначається на основі оптимізації функції переваги як вибір між можливими варіантами руху. Особливість даного апарату дозволяє застосовувати подібні формулювання завдань управління, оскільки квадросоторм здатний практично миттєво змінювати траєкторію руху в довільному напрямі, на відміну від класичних схем безпілотних літальних апаратів.

Ключові слова: навігація, динамічна система, сигнальні об'єкти, посадка, літальний апарат, відеоуправління.

**QUAD-ROTOR CONTROL
IN NONDETERMINISTIC ENVIRONMENTS**

O.Ur. Sokolov, W.M. Hussein

The method of complex dynamic system such as quad-rotor control through the application of fuzzy controller is considered. Video stream as a parameter (spatial and angular) control object is used. Two-circuit control system is proposed. The first (inner) circuit is a knowledge base, which implements a control by mistake. The base rules of the external circuit generates the control actions on engines quad-rotor in accordance with the flight program. Multi-agent approach to control under conditions of uncertainty of environment is considered. The choice of the best solution is defined on the base of optimization function of preference as the choice between possible variants of motion. Feature of this aircraft allows to use similar formulation of control problems as quad-rotor can practically immediately change motion trajectory in any direction as opposed to classic diagrams of pilotless aircraft.

Keywords: navigation, dynamic system, signal objects, landing, aircraft, vision responsive control.

Соколов Александр Юрьевич – д-р техн. наук, проф., зав. каф. информатики Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Хуссейн Ватик М. – аспирант кафедры информатики Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

УДК 629.13:621

А.Ю. ДРЕУС

*Днепропетровский национальный университет им. О. Гончара, Украина***МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ И ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕПЛОВОГО РЕЖИМА ДВИГАТЕЛЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА ПАСТООБРАЗНОМ ТОПЛИВЕ**

В работе выполнено математическое моделирование температурного режима конструкции двигателя управляющего модуля космического аппарата, работающего на оригинальном высокотемпературном пастообразном топливе. Обоснована актуальность исследуемого вопроса. Выполнен анализ параметров газового потока вдоль тракта сопла и расчет теплоотдачи от продуктов сгорания. Представлены результаты численного исследования теплового состояния конструкции камеры сгорания и сопла ракетного двигателя, которые позволяют оценить его работоспособность в условиях глубокого дросселирования при работе в космосе.

Ключевые слова: тепловой режим, двигательная установка КА, пастообразное топливо, математическое моделирование.

Постановка проблемы

Идея использования пастообразного топлива для двигателей верхних ступеней космических аппаратов появилась во второй половине 70-х годов прошлого столетия. Необходимость обеспечения многократного включения и глубокого регулирования тяги двигателей головных частей ракет обусловила поиск новых технических решений, поскольку применяемые на тот момент ЖРД не удовлетворяли возросшим требованиям по указанным параметрам. Предполагалось, что использование пастообразного топлива позволит решить эти задачи и улучшить эксплуатационные характеристики КА. История становления и развития исследований в направлении создания конструкции такого двигателя достаточно полно изложена в работе [1], данные которой дают основание утверждать о приоритете отечественных разработок, в частности работы, выполненные А.Н. Иванченко в ГКБ «Южное» [2]. Однако, в силу ряда объективных и субъективных причин, широкое внедрение двигателей на пастообразном топливе на сегодняшний день не осуществлено.

Последнее время интерес к использованию пастообразного топлива растет. Так департамент научных исследований NASA объявил об испытании экологически чистого пастообразного ракетного топлива [3] на основе порошка алюминия. Следует отметить, что по данным СМН, в США достаточно активно ведутся исследования по созданию двигателей на сгелезированном топливе [4]. Интерес к разработке такого типа двигателя проявил и Евросоюз, который профинансировал проектные исследования в данном направлении. Энергетическая

эффективность данного класса двигателей показана в работе [5]. Однако оригинальность конструкции двигателя выдвинула целый ряд проблем, одной из которых является обеспечение приемлемого теплового режима, поскольку конструкция двигателя не предусматривает активного внутреннего или наружного охлаждения камеры сгорания и соплового блока. Предварительный анализ показал, что снижение температуры за счет абляции незначительно, таким образом, основное охлаждение осуществляется путем аккумуляции тепла конструктивными материалами и с помощью радиационного сброса во внешнюю среду. Проведение проектных работ по созданию такого типа двигателя требует исследования температурного режима конструкции, что можно выполнить на основе вычислительного эксперимента.

Целью работы является анализ теплового состояния двигательной установки работающей на высокотемпературном пастообразном топливе. Для решения проблемы предложена математическая модель, и выполнено численное исследование температурных полей конструкции двигателя в условиях космоса.

Математическая модель

Рассматривался нестационарный режим работы двигательной установки при горении высокотемпературного пастообразного топлива ВПТ-11. Термодинамический расчет процесса сгорания такого топлива показал, что температура продуктов сгорания может достигать значений 3000 °C и выше.

Учитывая, что рассматриваемый двигатель предназначен для управляющего модуля КА, аэро-

динамический нагрев в настоящей модели не учитывается.

В качестве материала конструкции двигателя в данной работе рассмотрен углерод-углеродный композитный материал УПА-3 [6], который выдерживает воздействие температуры свыше 3000 °С. Отличительной особенностью материалов на основе углерода является существенная анизотропия их теплофизических и физико-механических свойств. В частности, коэффициент теплопроводности для УПА-3 изменяется от 175 Вт/м·К при 20 °С до 30 Вт/м·К при 2800 °С в направлении параллельно слоям и от соответственно от 6 Вт/м·К до 8,1 Вт/м·К в направлении перпендикулярно слоям. Такое поведение позволяет при проектировании варьировать конструктивную реализацию двигателя и управлять характером температурных полей по толщине оболочки.

Камера сгорания двигателя и критическое сечение представляли двухслойную систему (внешняя оболочка и внутренний вкладыш) с разнонаправленными свойствами, а сверхзвуковая часть сопла однослойная.

Математическая модель процесса нагрева двигателя представляет собой систему нелинейных уравнений теплопроводности для двухслойной системы

$$c_i(T_i)\rho_i(T_i)\frac{\partial T_i}{\partial \tau} = \text{div}(\lambda_i(T_i)\text{grad } T_i) + W_i, \quad (1)$$

где c – теплоемкость материалов;

ρ – плотность материалов;

λ – теплопроводность материалов.

Индексы i принимают значение 1 и 2, что соответствует внутреннему слою (вкладышу) и внешней оболочке.

Источниковый член в уравнении (1) описывает тепловыделение в случае использования материалов, подверженных коксованию [7]

$$W_i = (\rho_i \cdot w) C_g \frac{\partial T_i}{\partial \tau} + \frac{\partial \rho_i}{\partial \tau} \cdot H_g, \quad (2)$$

где C_g – удельная теплоемкость продуктов разложения;

H_p – энтальпия разлагающегося материала;

w – скорость газового потока.

Первое слагаемое в (2) выражает конвективный перенос продуктов разложения, а второй является количеством тепла, выделяемым при термическом разложении. Начальная температура принимается известной и однородной по объему конструкции

$$T_i|_{\tau=0} = T_0. \quad (3)$$

Граничные условия для уравнения (1) являются нестационарными, поскольку рассматривался режим

работы двигателя с трехкратным включением. Для периода работы двигателя (включения) на внутренней поверхности камеры сгорания и тракта сопла теплообмен между стенкой и продуктами сгорания определялся совместным действием конвективного и взаимного радиационного теплообмена. Таким образом, для внутренней поверхности S_1 граничное условие имеет вид

$$-\lambda \frac{\partial T}{\partial n}|_{S_1} = \alpha(T|_{S_1} - T_\infty) + \sigma\varepsilon(T_g^4 - T^4|_{S_1}), \quad (4)$$

где α – коэффициент конвективного теплообмена;

T_∞ – температура газового потока в текущем сечении;

n – внешняя нормаль в текущем сечении;

σ – постоянная Стефана–Больцмана;

ε – общая степень черноты системы газ–стенка.

Общая степень черноты определяется

$$\varepsilon = \frac{1}{\frac{1}{\varepsilon_1} + \frac{1}{\varepsilon_g} - 1},$$

где ε_1 – степень черноты внутренней поверхности сопла;

ε_g – степень черноты стенки.

Коэффициент конвективного теплообмена в тракте сопла определялся по широко используемой в практике расчета ракетных двигателей формуле Бартца

$$\alpha = \left[\frac{K}{d_{cr}^{0,2}} \left(\frac{\mu^{0,2} C_g}{Pr^{0,6}} \right) \left(\frac{B(k) P_0}{\sqrt{RT_0}} \right)^{0,8} \left(\frac{d_{cr}}{R_{cr}} \right)^{0,1} \left(\frac{F_{cr}}{F} \right)^{0,9} \right] \eta$$

где μ – коэффициент динамической вязкости газа;

d_{cr} – диаметр критического сечения;

F_{cr} – площадь критического сечения;

F – площадь текущего сечения;

R_{cr} – радиус скругления на входе в сопло;

P_0 – полное давление в камере сгорания;

T_0 – температура в камере сгорания;

Pr – критерий Прандтля;

R – газовая постоянная продуктов сгорания.

Остальные величины, входящие в формулу Бартца, определяются из следующих выражений

$$B(k) = \sqrt{k} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}},$$

$$\eta = \frac{1}{\left[\frac{1}{2} \frac{T_g}{T_0} \left(1 + \frac{k-1}{2} M^2 \right) + \frac{1}{2} \right]^{0,65} \left(1 + \frac{k-1}{2} M^2 \right)^{0,15}},$$

где M – число Маха.

На цилиндрическом участке камеры сгорания можно принять, что скорость продуктов сгорания близка к нулю, а давление и температура к значениям заторможенного потока. В этом случае коэффициент теплоотдачи от продуктов сгорания к стенке конструкции следует определять на основе критерияльного уравнения для свободной конвекции в цилиндрических емкостях

$$\alpha = \frac{\lambda_g}{D} \sqrt[4]{Gr_D},$$

где λ_g – коэффициент теплопроводности газа;

D – диаметр камеры сгорания;

Gr_D – критерий Грасгофа, определяемый по диаметру камеры.

В период паузы (выключения двигателя) внутренняя поверхность будет сбрасывать тепло за счет излучения, и граничное условие запишется

$$-\lambda \frac{\partial T}{\partial n} \Big|_{S_1} = \sigma \varepsilon_1 T^4 \Big|_{S_1}. \quad (5)$$

Для внешней поверхности S_2 граничное условие для обоих периодов имеет вид

$$-\lambda \frac{\partial T}{\partial n} \Big|_{S_2} = \sigma \varepsilon_2 T^4 \Big|_{S_2}, \quad (6)$$

где ε_2 – степень черноты внешней поверхности сопла.

Расчет параметров газа вдоль тракта сопла был выполнен по газодинамическим формулам [8].

Задача (1) – (6) представляет собой существенно нелинейную задачу математической физики и была решена с помощью численных методов. Результаты расчета по предложенной математической модели теплообмена в двигательной установке во время ее работы представлены на рис. 1 и 2.

Результаты исследования

Результаты расчета по длине двигательной установки КА представлены для случая работающего двигателя и соответствуют максимальным значениям на момент окончания периода включения. Критический радиус сопла $0,5 \cdot d_{cr} = 14,8$ мм.

Значение коэффициента теплоотдачи (рис. 1) минимальное на цилиндрическом участке камеры сгорания, где преобладающим механизмом теплообмена является свободноконвективный. Далее, по мере разгона газового потока теплоотдача растет, достигая максимальных значений в критическом сечении порядка $16\,000$ Вт / м·К. На сверхзвуковом участке сопла коэффициент теплоотдачи снижается за счет значительного снижения температуры газа.

Наибольших значений температура конструкции (рис. 2) достигает на коническом участке каме-

ры сгорания, где коэффициенты теплоотдачи и температура газа велики. Следует отметить, что как на этом участке, так и на цилиндрическом, наблюдается достаточно большой градиент температуры по толщине, что способствует развитию термических напряжений. В тоже время выбранный материал позволяет выдержать возникающие тепловые нагрузки.

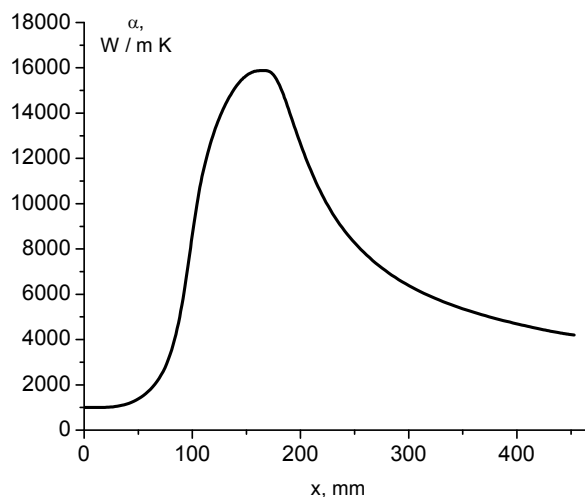


Рис. 1. Распределение коэффициента теплоотдачи по длине тракта

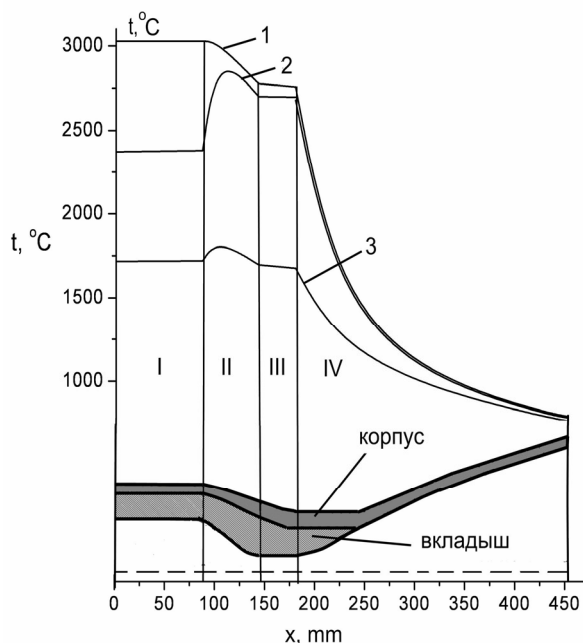


Рис. 2. Результаты расчета температуры по длине тракта сопла для режима включения двигателя:

1 – температура газа, 2 – температура внутренней поверхности, 3 – температура внешней поверхности,

I – цилиндрический участок КС,

II – конический участок КС, III – критика,

IV – сверхзвуковая часть сопла

Выводы

Представленная в работе математическая модель позволяет проводить анализ тепловых процессов в двигателе космического аппарата для условий работы в космосе. Выполненные исследования позволили оценить тепловое состояние конструкции соплового блока ракетного двигателя на пастообразном топливе и определить наиболее уязвимые с точки зрения возникающих температур и температурных градиентов участки конструкции.

Представленная работа выполнена в рамках проекта № 4049 по гранту Украинского научно-технологического центра.

Литература

1. Иванченко А.Н. Состояние разработки дроселируемых ракетных двигательных установок на унитарном пастообразном топливе / А.Н. Иванченко, С.Г. Бондаренко // Проблемы высокотемпературной техники. РИО ДНУ, – Дн-ск, 2008. – С. 40-50.
2. Иванченко А.М. Особливості ракетної рушійної установки на пастоподібному паливі / А.М. Иван-

ченко // Космічна наука і технологія – 1999, – Т. 5, № 4. – С. 3-10.

3. Lewis P. New NASA rocket fuel 'could be made on Moon, Mars' [Електронний ресурс] // The Register. Physics, August 2009. – Режим доступа: http://www.theregister.co.uk/2009/08/24/nasa_alice_test.

4. Разработка гелеобразного ракетного топлива в США [Електронний ресурс] // Наука 21 век. – Режим доступа: <http://nauka21vek.ru/archives/2175>.

5. Бондаренко. С.Г. К оценке энергетической эффективности ракетных двигателей на пастообразном топливе с глубоким дроселированием / С.Г. Бондаренко, П.Г. Хорольский, Л.В. Адамчик // Авиационно-космическая техника и технология. – 2008. – № 7 (54). – С. 148-150.

6. Твердопаливні ракетні двигуни. Матеріали і технології / Ф.П Санін., Л.Д. Кучма, Є.О. Джур та інші. – Д.: Вид-во Дніпропетровського ун-ту, 1999. – 318 с.

7. Температурные режимы КА с учетом воздействия внешних факторов: уч. пособие / К.Ф. Герасименко, А.А. Кочубей, Т.Ф. Лычагина, и др. – Д.: Изд-во Днепропетровского национального университета, 2007. – 347 с.

8. Лойцянский Л.Г. Механика жидкости и газа / Л.Г.Лойцянский. – М.: Наука 1987. – 840 с.

Поступила в редакцию 5.05.2010

Рецензент: д-р физ.-мат. наук, проф., зав. кафедрой аэрогидромеханики О.Г. Гоман, Днепропетровский национальный университет им. О. Гончара, Днепропетровск, Украина.

МАТЕМАТИЧНА МОДЕЛЬ І ДОСЛІДЖЕННЯ ТЕПЛОВОГО РЕЖИМУ ДВИГУНА КОСМІЧНОГО АПАРАТУ НА ПАСТОПОДІБНОМУ ПАЛИВІ

А.Ю. Дреус

В роботі виконано математичне моделювання температурного режиму двигуна керуючого модулю космічного апарату, що працює на оригінальному пастоподібному паливі. Представлені результати чисельного дослідження теплового стану камери згоряння та сопла ракетного двигуна, що дають змогу оцінити його працездатність в умовах глибокого дроселювання під час роботи у космосі.

Ключові слова: температурний режим, ракетний двигун, пастоподібне паливо, математичне моделювання.

MATHEMATICAL MODEL AND STUDY OF THE THERMAL MODE OF ROCKET ENGINE ON PASTELIKE FUEL

A.J. Dreus

In this paper the mathematical modeling of a temperature mode of the engine of the operating module of the space vehicle that uses original pastelike fuel is carried out. Results of numerical study thermal condition of the combustion chamber and nozzle of the rocket engine which allow to estimate working capacity of engine in the conditions of deep throttling in space are presented

Key words: thermal mode, rocket engine, pastelike fuel, mathematical modeling

Дреус Андрей Юльевич – канд. техн. наук, доцент кафедры прикладной газовой динамики и теплообмена Днепропетровского национального университета им. О. Гончара, Днепропетровск, Украина.

УДК 614.8

Ю.П. КЛЮЧКА

Национальный университет гражданской защиты Украины, Украина

АНАЛИТИЧЕСКОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ КОЭФФИЦИЕНТА ТЕПЛОТДАЧИ В БАЛЛОНЕ С ВОДОРОДОМ

Получена аналитическая зависимость коэффициента теплоотдачи в баллоне с водородом от геометрических параметров баллона, плотности водорода, температуры водорода и стенки баллона. Показано, что наибольшее влияние на значение коэффициента теплоотдачи оказывает разница температур стенки баллона и водорода, а также плотность водорода, в то время как величина радиуса баллона не оказывает существенного влияния. Определено, что значение коэффициента теплоотдачи, полученное с учетом его зависимости от характеристик водорода, баллона и температуры окружающей среды и полученное при усредненных параметрах, может иметь разницу до 500%.

Ключевые слова. сжатый водород, баллон, коэффициент теплоотдачи.

Введение

В силу своих свойств водород является одним из энергоемких топлив, широко используемых в двигателях и энергоустановках летательных аппаратов [1, 2]. Использование водорода влечет за собой наличие системы хранения и подачи, одним из видов которой является хранение водорода в баллонах высокого давления (до 70 МПа [3]). В конечном итоге эффективность использования водорода будет определяться не только его свойствами, но и характеристиками системы хранения. Такие характеристики данных систем, как высокое давление водорода, а также малая толщина стенок баллона (в силу минимизации массогабаритных характеристик), повышают их пожаровзрывоопасность.

Одной из опасных ситуаций является повышение давления в баллоне с последующим его разрушением. Поэтому учет изменений характеристик водорода и материала баллона в результате внешнего воздействия, например, изменения температуры внешней среды, является важным условием для обеспечения безопасного использования водорода в двигательных и энергетических установках летательных аппаратов [1, 2].

Анализ последних исследований и публикаций. В результате внешнего температурного воздействия, обусловленного, в частности, возникновением пожара или нерасчетным режимом эксплуатации системы, происходит изменение температуры водорода в баллоне, вследствие нагрева его стенок [3].

В работе [4], посвященной разработке транспортных средств, в том числе и на водороде, упоминается о возможности разрушения баллона в резуль-

тате повышения температуры и давления водорода, однако какие либо количественные характеристики не приводятся.

Кроме того, отсутствуют данные о способах определения времени достижения критических параметров, которые зависят от характеристик водорода и баллона, а также от коэффициента теплоотдачи, который определяет передачу тепла от баллона к водороду.

В работе [5] рассматривается процесс изменения температуры водорода в сосуде и приводится усредненное значение коэффициента теплоотдачи для диапазона давлений водорода (0÷35) МПа. Однако не исследуется изменение данного параметра в зависимости от параметров сосуда, а также от перепада температур на границе «внутренняя поверхность баллона–водород», которое имеет место в случае резкого повышения температуры окружающей среды.

Целью данной работы является аналитическое определение коэффициента теплоотдачи от стенки баллона к водороду в зависимости от характеристик водорода, баллона и температуры окружающей среды.

Результаты исследований

Коэффициент теплоотдачи можно определить исходя из следующего выражения [6]

$$Nu = \frac{\alpha \cdot L}{\lambda}, \quad (1)$$

где Nu – критерий подобия тепловых процессов, характеризующий соотношение между интенсивностью теплообмена за счёт конвекции и интенсив-

ностью теплообмена за счёт теплопроводности; α – коэффициент теплоотдачи; λ – коэффициент теплопроводности; L – характерный размер.

Усредненное значение $\overline{Nu}$, для случая свободной конвекции в горизонтальном цилиндре, определялось в соответствии со следующим выражением [7]

$$\overline{Nu} = \left[0,6 + \left(0,387 \frac{Gr \cdot Pr}{\left[1 + \left(\frac{0,559}{Pr} \right)^{9/16} \right]^{16/9}} \right)^{1/6} \right]^2, \quad (2)$$

где Pr – критерий подобия тепловых процессов в жидкостях и газах, учитывающий влияние физических свойств теплоносителя на теплоотдачу ($Pr=0,72$ для двухатомных газов [7]); Gr – критерий подобия теплообмена при свободном движении в поле гравитации.

Значение Gr определялось в соответствии со следующим выражением [6]

$$Gr = \frac{g\beta(T_s - T_{H_2})L^3}{\nu^2}, \quad (3)$$

где: g – ускорение свободного падения; L – определяющий линейный размер поверхности теплообмена; T_s – температура поверхности теплообмена; T_{H_2} – температура водорода; ν – коэффициент кинематической вязкости; β – температурный коэффициент объёмного расширения (для газов $\beta = (T_{H_2})^{-1}$, K^{-1}).

Коэффициент кинематической вязкости определяется в соответствии с [8]

$$\nu = \frac{\eta}{\rho}, \quad (4)$$

где η – коэффициент динамической вязкости.

В работе [9] показано, что коэффициент динамической вязкости водорода зависит от температуры и инвариантен к значению давления. В результате аппроксимации экспериментальных данных, приведенных в работе [9], получена зависимость коэффициента динамической вязкости от температуры

$$\eta = (0,0147 \cdot T_{H_2} + 5,8616) \cdot 10^{-6}. \quad (5)$$

На рис. 1 в соответствии с выражениями (4) и (5) приведена полученная зависимость коэффициента кинематической вязкости от температуры и плотности водорода.

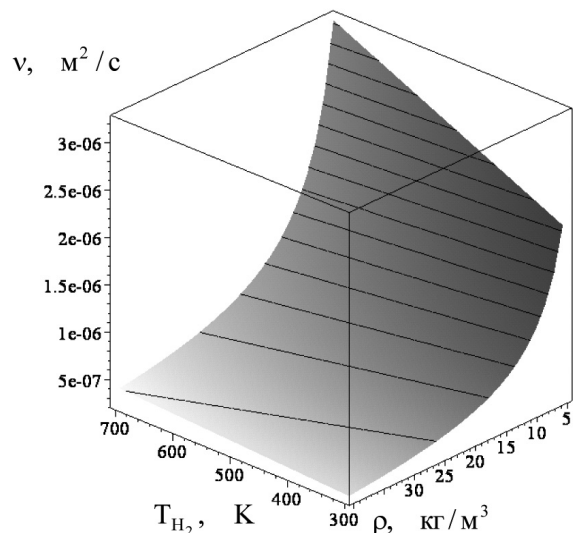


Рис. 1. Зависимость коэффициента кинематической вязкости от температуры и плотности водорода

На рис. 2 приведены полученные зависимости числа Нуссельта от радиуса баллона и плотности водорода при различных значениях T_s и T_{H_2} .

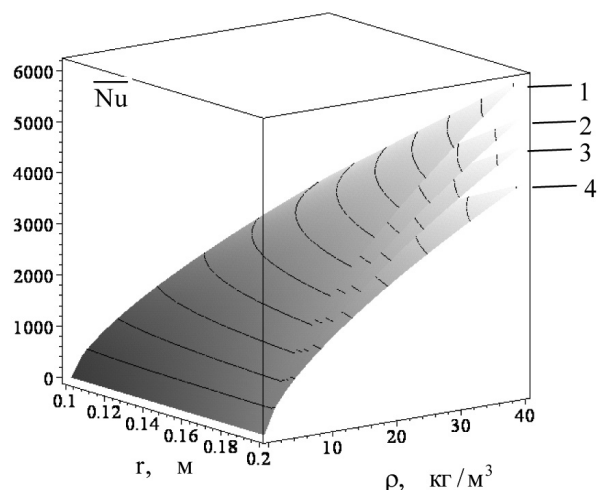


Рис. 2. Зависимость числа Нуссельта от радиуса баллона и плотности водорода: 1, 3 – $T_s = 900$ К; 2, 4 – $T_s = 700$ К; 1, 2 – $T_{H_2} = 300$ К; 3, 4 – $T_{H_2} = 400$ К

Из рис. 2 следует, что небольшие значения числа Нуссельта (до 10) характерны при малых давлениях водорода в баллоне (до 1 МПа). Поэтому, при расчете количества переданного тепла в баллоне с водородом, когда плотность водорода может достигать 1 кг/м^3 и более, коэффициент теплоотдачи можно рассчитывать исходя из того, что тепло передается только за счет конвекции.

Исходя из данных, приведенных в работе [9], основное влияние на значение теплопроводности водорода оказывает его температура, а изменение давления при низких температурах приводит к изменению λ не более чем на 3%, при высоких температурах – на 1,0 %. Учитывая, что данные отклонения находятся в пределах погрешности определения λ [9], то при описании зависимости λ от температуры и давления, влиянием давления можно пренебречь.

Таким образом, пренебрегая влиянием давления на λ и аппроксимировав экспериментальные данные, приведенные в работе [9], была получена следующая зависимость $\lambda_{H_2}(T)$:

$$\lambda_{H_2}(T) = 97,96 \cdot (3,68 \cdot 10^{-3} \cdot T_{H_2} + 1). \quad (6)$$

Подставив (2) – (6) в (1), получаем зависимость коэффициента теплоотдачи, как функцию температуры водорода и стенки баллона, а также плотности водорода

$$\alpha = 2,91 \cdot 10^5 \cdot (3,68 \cdot 10^{-3} \cdot \rho_{H_2} + 1) \times \left[\frac{0,011}{r^{0,5}} + \frac{\rho \left(\frac{T_s}{T_{H_2}} - 1 \right)^{0,5}}{2,5 \cdot 10^{-3} \cdot T_{H_2} + 1} \right]^{\frac{1}{3}} \cdot r^2, \quad (7)$$

где r – радиус баллона (определяющий линейный размер).

На рис. 3, в соответствии с (7) приведены зависимости коэффициента теплоотдачи от внутренней стенки баллона к водороду в зависимости от разницы температур между стенкой и водородом и внутреннего радиуса баллона.

Из рисунка следует, что радиус баллона практически не оказывает влияния на коэффициент теплоотдачи. В то же время увеличение температуры водорода и его плотности приводит к увеличению коэффициента теплоотдачи. Также из рисунка следует, что приведенное в [5] усредненное значение коэффициента теплоотдачи существенно меньше значений полученных с помощью выражения (7), что необходимо учитывать при расчетах количества тепла переданного водороду, а соответственно и значения его давления.

Выводы

В результате проведенной работы получена аналитическая зависимость коэффициента теплоотдачи в баллоне с водородом от радиуса баллона, плотности водорода, температуры водорода и стенки баллона.

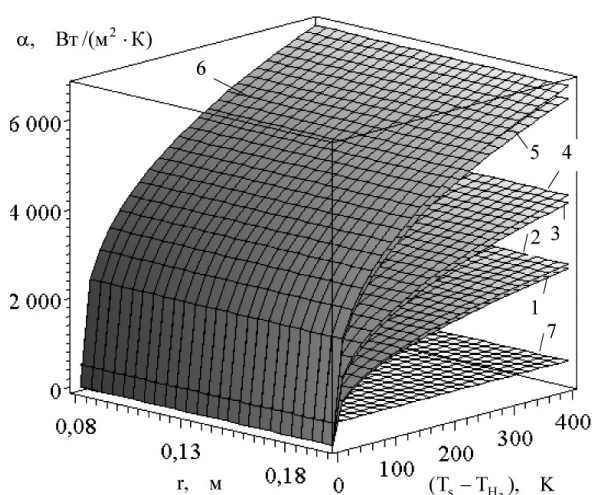


Рис. 3. Зависимость коэффициента теплоотдачи от разницы температур между стенкой и водородом и внутреннего радиуса баллона ($V_6=0,15 \text{ м}^3$):

1, 3, 5 – $T_{H_2}=300 \text{ К}$; 2, 4, 6 – $T_{H_2}=600 \text{ К}$;
1, 2 – $m_{H_2}=2 \text{ кг}$; 3, 4 – $m_{H_2}=4 \text{ кг}$; 5, 6 – $m_{H_2}=6 \text{ кг}$;
7 – усредненное значение коэффициента теплоотдачи [5]

Показано, что наибольшее влияние на значение коэффициента теплоотдачи оказывает разность температур ($T_s - T_{H_2}$) и плотность водорода, в то время как величина радиуса баллона не оказывает существенного влияния. Определено, что значение коэффициента теплоотдачи, полученное с учетом его зависимости от характеристик водорода, баллона и температуры окружающей среды и полученное при усредненных параметрах [5], может иметь разницу до 500%

Литература

1. Гришин С.Д. Теоретические основы создания двигательных установок для управления космическими аппаратами / С.Д. Гришин, В.В. Кокорин, Н.П. Харламов. – М.: Машиностроение, 1985. – 191 с.
2. Мелькумов Т.М. Ракетные двигатели / Т.М. Мелькумов, Н.И. Мелик-Пашаев, П.Г. Чистяков. – М.: Машиностроение, 1976. – 400 с.
3. Ключка Ю.П. Особенности использования водорода на автомобильном транспорте / В.И. Кривцова, Ю.П. Ключка // Проблемы пожарной безопасности. – 2009. – № 26. – С. 49–61.
4. Коноплев В.Н. Научные основы проектирования автотранспортных средств, работающих на газомоторных топливах: автореф. дис. на соиск. науч. степени докт. техн. наук: спец. 05.05.03 «Колесные и гусеничные машины» / В.Н. Коноплев. – Москва, 2008. – 45 с.

5. Masanori M. Characteristics of heat transfer and temperature rise of hydrogen during rapid hydrogen filling at high pressure [Электронный ресурс] / M. Masanori, M. Yuichi, W. Peter, M. Shinichi // Режим доступа: <http://www3.interscience.wiley.com/journal/113512425/abstract>.

6. Рябова І.Б. Термодинаміка і теплопередача / І.Б. Рябова, І.В. Сайчук, А.Я. Шаршанов. – Х.: АПБУ, 2002. – 352 с.

7. Free convection from horizontal cylinders

[Электронный ресурс] // Режим доступа: http://users.wpi.edu/~chslt/courses/es3003/lect25_6.pdf.

8. Безразмерные переменные и уравнения подобия [Электронный ресурс] // Режим доступа: http://fast-const.ru/articles.php?article_id=87.

9. Гамбург Д.Ю. Водород. Свойства, получение, хранение, транспортировка, применение: Справочное издание / Д.Ю. Гамбург, В.П. Семенов, Н.Ф. Дубовнин и др.: под ред. Д.Ю. Гамбурга, И.Ф. Дубовнина, - М.:Химия, 1989. – 672 с.

Поступила в редакцию 3.06.2010

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. каф. физико-математических дисциплин В.И. Кривцова, Национальный университет гражданской защиты Украины, Харьков.

АНАЛІТИЧНЕ ВИЗНАЧЕННЯ КОЕФІЦІЄНТА ТЕПЛОВІДДАЧІ В БАЛОНІ З ВОДНЕМ

Ю.П. Ключка

Отримано аналітичну залежність коефіцієнта тепловіддачі в балоні з воднем від геометричних параметрів балона, густини водню, температури водню і стінки балона. Показано, що найбільший вплив на значення коефіцієнта тепловіддачі надає різниця температур стінки балона та водню, а також значення густини водню, в той час як величина радіусу балона істотно не впливає. Визначено, що значення коефіцієнта тепловіддачі, отримане з урахуванням його залежності від характеристик водню, балона та температури навколишнього середовища і отримане при усередненні параметрах, може мати різницю до 500%.

Ключові слова. стиснутий водень, балон, коефіцієнт тепловіддачі.

ANALYTICAL DETERMINATION OF HEAT TRANSFER COEFFICIENT IN CYLINDERS HYDROGEN

Yu.P. Klyuchka

The analytical dependence of the coefficient of heat transfer in a cylinder with hydrogen from the geometrical parameters of the cylinder, the density of hydrogen, the temperature of the hydrogen and the cylinder wall. It is shown that the greatest influence on the value of the coefficient of heat transfer has a temperature difference and the density of hydrogen, while the value of the radius of the cylinder has no significant effect. It was determined that the value of heat transfer coefficient obtained by taking into account its dependence on the characteristics of the hydrogen cylinder and the ambient temperature and obtained by averaging the parameters can be the difference to 500%.

Key words. the compressed hydrogen, gas cylinder, heat transfer coefficient.

Ключка Юрий Павлович – канд. техн. наук, с.н.с., докторант кафедры физико-математических дисциплин, Национальный университет гражданской защиты Украины, Харьков, Украина, e-mail: arbu@rambler.ru.

УДК 621.3:681.34

А.А. ЗЕЛЕНСКИЙ, В.В. ЛУКИН, Д.В. ФЕВРАЛЕВ, С.С. КРИВЕНКО

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

АНАЛИЗ ЭФФЕКТИВНОСТИ ФИЛЬТРАЦИИ ОДНОВЗГЛЯДОВЫХ РСА-ИЗОБРАЖЕНИЙ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ РАЗЛИЧНЫХ МЕТРИК

Проведен анализ эффективности нескольких методов фильтрации одновзглядовых РСА-изображений на основе дискретного косинусного преобразования (ДКП). При исследовании использованы традиционные метрики и метрики, учитывающие визуальное качество изображений. Установлено, что оптимальная в соответствии с этими метриками эффективность ДКП-фильтрации достигается при различных значениях настроечных параметров фильтра. Показано, что для обеспечения высокого визуального качества основное внимание должно быть уделено сохранению границ и деталей. В этом плане ДКП-фильтры не уступают фильтру Ли, существенно превосходя его по эффективности подавления помех на однородных участках.

Ключевые слова: РСА-изображения, эффективность фильтрации, метрики

Введение

Радиолокаторы с синтезированной апертурой (РСА) являются в настоящее время одним из основных средств дистанционного зондирования (ДЗ) авиационного и космического базирования [1, 2]. Всепогодность и способность РСА формировать изображения как днем, так и ночью, а также определенные возможности подповерхностного зондирования считаются их основными преимуществами. Кроме того, современные РСА обладают разрешающей способностью порядка единиц и даже долей метров, что сравнимо с разрешением оптических средств.

Платой за эти достоинства является высокий уровень специфического мультипликативного шума (спекла) на получаемых изображениях, что затрудняет их идентификацию [1, 3]. Уровень помех может быть снижен, если использовать многовзглядовый режим формирования РСА-изображений, но при этом резко ухудшается разрешающая способность [1, 4]. Поэтому чаще применяют фильтрацию изображений с целью одновременно подавить помехи и сохранить полезную информацию, которая заключается в положении и контрастах границ площадных и малоразмерных объектов, текстурных признаках и т.д.

Количество различных фильтров, разработанных к настоящему времени для подавления спекла, достаточно велико [3 – 7]. Однако случай малого количества взглядов и, в частности, одновзглядовых РСА-изображений представляет определенные сложности в связи с несимметричной относительно среднего плотностью распределения вероятности (ПРВ) мультипликативной помехи и низкими относитель-

ными контрастами объектов относительно фона. Многие фильтры наряду с достаточно эффективным подавлением спекла на однородных участках сглаживают малоконтрастные границы, искажают малоразмерные объекты и текстурные признаки. Поэтому отфильтрованное изображение нередко воспринимается как недостаточно четкое. В то же время, визуальное качество РСА-изображений весьма важно, поскольку по ним операторы часто в интерактивном режиме выполняют поиск контрольных точек, используемых для совмещения многоканальных изображений и их привязке к топокарте местности, а также ряд других операций, например поиск интересующих пользователя объектов и т.д. Вместе с тем, визуальное качество РСА-изображений обычно оценивают субъективно, не привлекая для этого количественных критериев.

Возможно, причина этого состоит в том, что для РСА-изображений не разработаны к настоящему времени адекватные метрики визуального качества. Эта проблема характерна и для других типов изображений, например оптических. Но в последнее время достигнут значительный прогресс в разработке метрик визуального качества, повышении их адекватности и их применении для анализа качества оптических изображений [8 – 10].

Поскольку визуальный анализ как оптических, так и РСА-изображений производится оператором (экспертом, дешифровщиком), то логично предположить, что для описания визуального качества РСА-изображений можно использовать те же метрики, которые проявили себя как наиболее адекватные для оптических изображений и способны наилучшим образом учитывать особенности визуальной системы человека. К таковым относятся

метрики MSSIM [11] и PSNR-HVS-M [10]. Первая является наиболее универсальной [9, 12], вторая лучше других характеризует такие искажения как разнообразные типы шумов, эффекты сжатия и фильтрации [9].

Поэтому целью данной статьи является анализ эффективности методов фильтрации однозглядовых PCA-изображений как в соответствии с традиционными метриками (среднеквадратической ошибкой (СКОш) и пиковым отношением сигнал-шум (ПОСШ)), так и в соответствии с метриками, характеризующими визуальное качество изображений (MSSIM и PSNR-HVS-M). Поскольку параметры некоторых фильтров, в частности, методов фильтрации на основе ДКП можно варьировать [4, 13-17], то дополнительная цель исследований состоит в анализе зависимости эффективности фильтрации от этих параметров и выработке практических рекомендаций согласно полученным результатам.

1. Модели изображений и помех

Как отмечено ранее, основным источником искажений PCA-изображений является спекл – разновидность мультипликативной помехи, характерными особенностями которого принято считать несимметричность ПРВ и большое значение относительной дисперсии σ_μ^2 . Предельно высокий уровень спекла имеет место при формировании однозглядовых изображений, которые могут быть представлены как в виде оценок интенсивности сигналов на выходе системы когерентной обработки принятых сигналов, так и оценок амплитуды [1]. В первом случае имеет вид односторонняя экспоненциальная ПРВ спекла, во втором – ПРВ Рэлея. В любом случае, пренебрегая влиянием аддитивных помех, боковых лепестков аппаратной функции и некоторых других факторов, упрощенная модель однозглядового изображения может быть представлена в виде

$$I_{ij}^s = I_{ij}^{\text{true}} \mu_{ij}, \quad (1)$$

где I_{ij}^{true} – истинное значение (интенсивности или амплитуды) изображения в ij -м отсчете (пикселе), μ_{ij} – случайная величина с одним из указанных выше законов распределения и математическим ожиданием (МО), равным единице. При одностороннем экспоненциальном распределении $\sigma_\mu^2 = 1$, а при ПРВ Рэлея $\sigma_\mu^2 = 0,273$.

Часто полагают, что спекл является пространственно-некоррелированным, хотя на практике это предположение выполняется далеко не всегда [1, 17]. Однако поскольку большинство известных фильтров разработано исходя из этого предположе-

ния, будем в дальнейшем полагать пространственную некоррелированность спекл-шума.

Однозглядовые изображения могут формироваться как в виде пространственных оценок амплитуды, так и интенсивности отраженных сигналов. Получаемые при этом изображения легко пересчитываются одно в другое. Но при визуализации однозглядовых PCA-изображений чаще используют «амплитудные» изображения, поскольку они характеризуются меньшим динамическим диапазоном значений [1]. Поэтому основное внимание в дальнейшем уделим именно таким изображениям. Следовательно, будем полагать, что спекл имеет ПРВ Рэлея.

Одной из проблем анализа эффективности фильтрации PCA-изображений является то, что, в отличие от оптических, отсутствуют общепринятые тестовые изображения.

В связи с этим используют либо синтезированные авторами различные искусственные изображения, часто довольно простые и не учитывающие разнообразие практических свойств данных ДЗ [4, 6, 14, 17], либо используют в качестве $\{I_{ij}^{\text{true}}\}$ стандартные оптические изображения (Lena, Boat, Montage), которые искусственно искажают спекл-шумом [18 – 20]. Поэтому в данной работе воспользуемся одним синтезированным изображением (рис. 1) и одним оптическим тестовым изображением (Boat, рис. 2), имеющими достаточно сложную структуру и одинаковый размер 512x512 пикселей.

Отметим, что в ходе исследований нами использовался модифицированный вариант этого тестового изображения, более удобный для проведения моделирования.

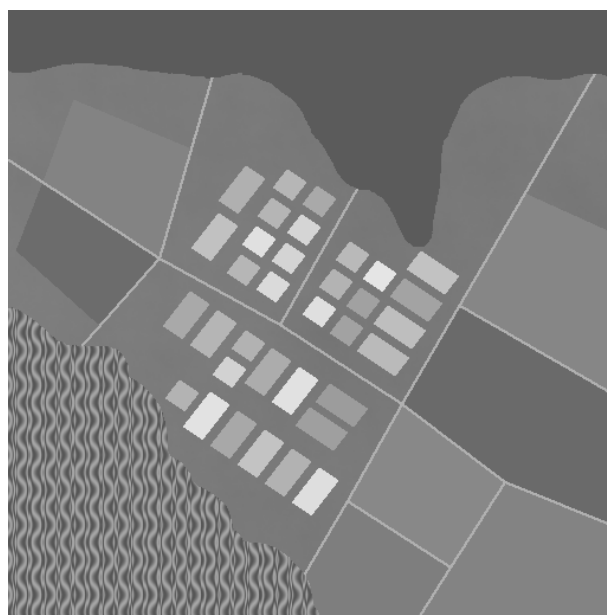


Рис. 1. Незашумленное изображение PCA



Рис. 2. Незашумленное (истинное) изображение Boat

2. Метрики эффективности фильтрации

Среднеквадратическая ошибка на выходе фильтра для анализируемого изображения рассчитывается в виде

$$\sigma_{\text{out}}^2 = \sum_{i=1}^I \sum_{j=1}^J (I_{ij}^f - I_{ij}^{\text{true}})^2 / IJ, \quad (2)$$

где I_{ij}^f - ij -й отсчет изображения на выходе фильтра; I, J – количество пикселей в строках и столбцах изображений. ПОСШ при 8-битном представлении истинного изображения определяется как

$$\text{PSNR}_k = 10 \lg(255^2 / \sigma_{\text{out}}^2). \quad (3)$$

Метрика PSNR-HVS-M [10] также предусматривает сначала определение $\sigma_{\text{HVS-M}}^2$, а затем расчет

$$\text{PSNR-HVS-M} = 10 \lg(255^2 / \sigma_{\text{HVS-M}}^2). \quad (4)$$

При расчете $\sigma_{\text{HVS-M}}^2$ учитываются две важные особенности визуальной системы человека: более низкая чувствительность к искажениям в области высоких пространственных частот и эффекты маскирования. Значения PSNR-HVS-M представляются в дБ и чем они больше, тем выше визуальное качество изображений. Программный модуль для расчета PSNR-HVS-M бесплатно доступен в [21].

Метрика MSSIM также учитывает ряд аспектов зрения человека. При этом значения MSSIM варьируются в пределах от 0 до 1. Чем они больше, тем выше визуальное качество изображений.

Программный пакет ее расчета также доступен для свободного скачивания [22].

3. Фильтрация на основе ДКП

Методы фильтрации на основе ортогональных преобразований, особенно вейвлетов и ДКП, в последнее время стали одним из основных средств подавления помех [3, 4, 14 – 18]. ДКП является особо привлекательным для рассматриваемого приложения по следующим причинам. Во-первых, фильтрация на его основе обладает высокой степенью подавления помех на однородных участках, сохранением текстуры и относительно небольшой степенью искажения границ и деталей [13, 21, 24]. Фактически методы, описанные в работах [13, 24] и основанные на ДКП и различных подходах к локальной адаптации и поиску самоподобия фрагментов изображений, являются на настоящий момент наиболее эффективными, но достаточно сложными. Во-вторых, фильтры на основе ДКП обладают способностью легко адаптироваться для обработки изображений, искаженных различными типами помех (сигнально-зависимыми, мультипликативными, смешанными) [4, 13, 18]. В-третьих, имеются также возможности адаптироваться к локальному контенту изображений и локальным характеристикам помех [15, 16] при ограниченных априорных сведениях о типе статистике шума.

Основной принцип ДКП-фильтрации [14, 23] состоит в том, что для каждого положения блока изображения рассчитывают коэффициенты ДКП, которые затем сравниваются с определенным образом рассчитанными порогами. Наименьшие по амплитуде значения коэффициентов ДКП, которые с большой вероятностью соответствуют помехам, обнуляются, а остальные коэффициенты остаются неизменными (при жесткой пороговой обработке) или изменяются незначительно. Затем выполняют обратное ДКП. Если используется обработка в перекрывающихся блоках, то усредняют отфильтрованные значения для каждого пикселя с учетом тех блоков, которые включают данный пиксель.

Далее при анализе нами будет использоваться обработка с перекрывающимися блоками, поскольку этот режим работы ДКП-фильтра обладает наибольшей эффективностью (хотя и менее высоким быстродействием, чем фильтрация без перекрытия или с частичным перекрытием блоков). Кроме того, будем анализировать метод фильтрации с жесткой пороговой обработкой, при которой

$$D_t(n, m, k, l) = \begin{cases} D(n, m, k, l), & \text{если } |D(n, m, k, l)| > T(n, m) \\ 0 & \text{в противном случае} \end{cases}, \quad (5)$$

где $D(n,m,k,l)$ – значение kl -го ДКП-коэффициента в блоке с левым верхним углом в nm -м элементе изображения; $T(n,m)$ – порог, устанавливаемый индивидуально для каждого блока (при сигнально-зависимых помехах); $D_t(n,m,k,l)$ значение соответствующего ДКП-коэффициента после пороговой обработки (которая применяется ко всем коэффициентам, кроме $D(n,m,0,0)$, соответствующего постоянной составляющей в блоке). Ниже будем рассматривать обработку в блоках стандартного размера 8×8 пикселей ($k=0,1,\dots,7; l=0,1,\dots,7$), при котором легко применять алгоритмы быстрого ДКП.

Для рассматриваемого случая воздействия мультипликативных помех (спекла) возможны следующие варианты расчета порога. При известной дисперсии мультипликативных помех

$$T(n,m) = \beta \sigma_\mu \hat{I}(n,m), \quad (6)$$

где $\hat{I}(n,m)$ – оценка среднего в nm -м блоке, β – параметр, обычно выбираемый равным 2,7 [4, 18], но который, в принципе, можно варьировать для достижения желаемого компромисса между степенью подавления помех (β должно быть побольше) и степенью сохранения деталей и текстур (β должно быть порядка 2). При заранее неизвестной дисперсии спекла и, в общем случае, зависимости локальной дисперсии от локального среднего возможно использовать устойчивый адаптивный алгоритм, предложенный в работах [15, 16]

$$T(n,m) = \beta \hat{\sigma}(n,m), \quad (7)$$

где $\hat{\sigma}(n,m)$ – оценка среднеквадратического отклонения (СКО) в nm -м блоке, рассчитываемая как

$$\hat{\sigma}(n,m) = 1,483 \text{med}(|D(n,m,k,l)|, k=0,\dots,7; l=0,\dots,7). \quad (8)$$

Как видно из (6), в случае мультипликативных помех даже при известной дисперсии σ_μ^2 при расчете локального порога используется оценка локального СКО в виде $\sigma_\mu \hat{I}(n,m)$. Эта оценка является более точной, чем оценка (8), поскольку на оценку (8) существенно влияет локальный контент информационной составляющей в блоке [15, 16]. Поэтому представляет интерес, в какой степени неточность оценивания локального СКО влияет на эффективность фильтрации в целом.

4. Анализ эффективности

Значения ПОСШ (PSNR), PSNR-HVS-M и MSSIM для первого тестового изображения (рис. 1)

и метода ДКП-фильтрации на основе (6) приведены в табл. 1. В четырех нижних строках приведены данные для фильтра Ли [5] и его модификации [25] при размере скользящих окон 5×5 и 7×7 элементов. Напомним, что для обычного фильтра Ли выходное значение в скользящем окне получают в виде

$$I_{ij}^f = \bar{I}_{ij} + (I_{ij}^s - \bar{I}_{ij}) \sigma_{ij}^2 / (\bar{I}_{ij}^2 \sigma_\mu^2 + \sigma_{ij}^2), \quad (9)$$

где $\bar{I}_{ij}$ – среднее в скользящем окне с центром в ij -м отсчете (пикселе), σ_{ij}^2 – локальная дисперсия для этого же положения скользящего окна. Для модифицированного фильтра Ли (МЛи) [25] вводится следующая поправка:

$$\text{если } \bar{I}_{ij}^2 \sigma_\mu^2 > \sigma_{ij}^2, \text{ то } I_{ij}^f = \bar{I}_{ij}, \quad (10)$$

что приводит к повышению эффективности подавления спекла на однородных участках изображений. Отметим, что для исходного (зашумленного) изображения значения этих метрик таковы:

$$\text{PSNR}=19,23 \text{ дБ, PSNR-HVS-M}=21,51 \text{ дБ и MSSIM}=0,755.$$

Эти значения метрик очень низкие, что подтверждает тот факт, что качество исходных PCA-изображений низкое. PSNR-HVS-M больше, чем PSNR благодаря эффектам маскирования, присутствующим на тестовом изображении, прежде всего на текстурных участках [10].

Таблица 1

Значения метрик для первого тестового изображения (для ДКП-фильтра на основе (6) и двух вариантов фильтра Ли)

β	PSNR, дБ	PSNR-HVS-M, дБ	MSSIM
2,2	27,70	26,89	0,925
2,4	28,41	27,09	0,934
2,6	28,80	27,07	0,938
2,8	28,92	26,91	0,939
3,0	28,76	26,60	0,935
Ли 5×5	23,71	24,39	0,838
Ли 7×7	23,69	24,80	0,850
МЛи 5×5	25,19	22,82	0,858
МЛи 7×7	24,88	22,34	0,862

Анализ приведенных результатов показывает следующее:

1. Значения β , при которых наблюдаются максимумы различных метрик, не совпадают; если для PSNR и MSSIM максимум имеют место при $\beta \approx 2,8$, то для PSNR-HVS-M – при $\beta \approx 2,5$.

2. Если значения PSNR в результате фильтрации возросли почти на 10 дБ, то значения PSNR-HVS-M всего на 5,6 дБ, что обусловлено внесением при фильтрации визуально заметных искажений.

3. Если до фильтрации значение PSNR-HVS-M было больше, чем PSNR, то после фильтрации имеет место обратная ситуация, то есть положительный эффект от эффектов маскирования значительно меньше негативного эффекта сглаживания.

4. Для фильтра Ли полученные результаты весьма интересны: использование модифицированного фильтра Ли приводит к заметному улучшению PSNR и небольшому возрастанию MSSIM, но при этом заметно уменьшается PSNR-HVS-M; увеличение размера скользящего окна не приводит к улучшению качества выходного изображения – имеет место небольшое возрастание MSSIM, но значения PSNR и PSNR-HVS-M немного уменьшаются.

5. При использовании фильтра Ли [5] значения PSNR-HVS-M больше, чем PSNR, то есть в обработанном изображении имеют место эффекты маскирования, а при применении модификации [25] наоборот значения PSNR-HVS-M меньше, чем соответствующие значения PSNR; причины этого могут стать понятными при визуальном анализе выходных изображений (см. следующий подраздел).

6. В соответствии со всеми тремя метриками эффективность фильтра Ли (обеих модификаций) существенно ниже, чем для ДКП-фильтра на основе (6) при β порядка 2,6.

Приведем теперь результаты для варианта адаптивного ДКП-фильтра на основе (7) и (8). Для первого тестового изображения они представлены в таблице 2. Анализ данных в таблице 2 показывает, что максимумы PSNR и MSSIM имеют место при $\beta \approx 2,5$, а максимум PSNR-HVS-M – при меньшем значении β , примерно равном 2,2.

Таблица 2

Значения метрик для первого тестового изображения (ДКП-фильтр на основе (7) и (8))

β	PSNR, дБ	PSNR-HVS-M, дБ	MSSIM
2,0	27,47	26,37	0,911
2,2	28,07	26,40	0,918
2,4	28,29	26,22	0,923
2,6	28,24	25,89	0,924
2,8	28,05	25,49	0,921

Как видно из сравнения результатов, представленных в табл. 1 и 2, оптимальные значения β для ДКП-фильтра на основе (7) и (8) меньше, чем для фильтра на основе (6). Максимально достигнутые

значения всех метрик для варианта ДКП-фильтра на основе (7) и (8) хуже, чем для ДКП-фильтра на основе (6). В частности, максимальные значения PSNR и PSNR-HVS-M снизились примерно на 0,7 дБ. Причина заключается в методике оценивания локального СКО в блоках. При использовании выражения (6) предполагается, что σ_μ^2 априорно известно, и точность оценивания локального СКО определяется лишь точностью оценивания локального среднего. Оценка локального СКО согласно (8) оказывается менее точной, особенно в неоднородных блоках [15, 26], что приводит к заметному снижению эффективности фильтрации.

Эффективность локально-адаптивного фильтра на основе (7), (8) может быть повышена, если задействовать еще один механизм локальной адаптации [15, 26]. Его основная идея заключается в детектировании (распознавании) блоков, соответствующих неоднородным участкам обрабатываемого изображения. Для этого предложено использовать параметр, определяемый как

$$E_{mn} = (X_{mn}^{(58)} - X_{mn}^{(6)}) / (X_{mn}^{(48)} - X_{mn}^{(16)}) \quad (11)$$

где $X_{mn}^{(i)}$ i -я порядковая статистика выборки значений $D(n, m, k, l)$, $k=0, \dots, 7$, $l=0, \dots, 7$ ДКП-коэффициентов. При расчете E_{mn} ДКП-коэффициент $D_{mn}(0, 0)$, который соответствует постоянной составляющей, не учитывается. Если помехи пространственно-некоррелированы, то для однородных блоков коэффициенты $D(n, m, k, l)$, $k=0, \dots, 7$, $l=0, \dots, 7$ вследствие нормализующего свойства ортогональных преобразования (каким является и ДКП) имеют гауссово распределение как при гауссовой плотности распределения вероятности (ППВ) помех в пространственной области [15, 26], так и при ППВ Релея. Последнее было подтверждено стандартными тестами на нормальность распределения [27].

Тогда на однородных участках среднее значение параметра E_{mn} примерно равно 2,0, а в блоках, содержащих неоднородности, оно заметно больше. Следовательно, анализируя E_{mn} , можно обнаруживать блоки, для которых с большой вероятностью локальные оценки $\hat{\sigma}(n, m)$ больше их истинных значений, вследствие чего ДКП-фильтр на основе (7), (8) смазывает обрабатываемое изображение. Соответствующий алгоритм локальной адаптации описывается как

$$T(n, m) = \begin{cases} \beta_1 \hat{\sigma}(n, m), & \text{если } E_{mn} > T_{DCT}; \\ \beta_2 \hat{\sigma}(n, m), & \text{если } E_{mn} < T_{DCT}, \end{cases} \quad (12)$$

где T_{DCT} – порог, $\beta_1 < \beta_2$.

Рекомендуемые параметры при пространственно-некоррелированных помехах: $T_{DCT}=2,3$, $\beta_1=2,6$, $\beta_2=1,1$. При использовании указанных значений параметров для ДКП-фильтра на основе (7), (8), (11), (12) для первого тестового изображения получены следующие значения метрик: PSNR=28,67 дБ, PSNR-HVS-M=26,91 дБ, MSSIM=0,929. Очевидно, что эти значения больше (лучше), чем максимальные значения соответствующих метрик в таблице 2, но немного меньше, чем максимальные значения в таблице 1. Следовательно, с одной стороны, при наличии априорных сведений о σ_μ^2 целесообразно их использовать при фильтрации. С другой стороны, ДКП-фильтр на основе (7), (8), (11), (12) позволяет обеспечить эффективность фильтрации, близкую к предельной, и при отсутствии каких-либо сведений о типе и статистических характеристиках помех.

Выше анализ проведен в предположении, что помехи пространственно некоррелированы. Если же имеет место пространственная коррелированность помех, то необходимо при фильтрации учитывать и этот факт [17]. Отметим, что к настоящему времени разработаны автоматические методы оценивания типа и статистических характеристик помех [28], а также их пространственного спектра в ДКП-области [29].

Проведем теперь аналогичный анализ для второго тестового изображения. Здесь необходимо отметить, что нами использовалось не стандартное изображение Boat, приведенное на рис. 2, а его масштабированный вариант. Все значения стандартного изображения, которые лежат в пределах 0-255, были уменьшены в три раза. Затем было смоделировано изображение, искаженное спекл-шумом с ПРВ Рэлея, которое также было представлено в виде массива 8-битовых целых чисел. Указанное преобразование исходного тестового изображения было проведено с целью минимизации влияния эффектов насыщения при моделировании помех на точность анализа эффективности фильтрации. Был учтен тот факт, что для значений $I_{ij}^s = I_{ij}^{true} \mu_{ij}$ при распределении μ_{ij} согласно закону Рэлея крайне редко (с вероятностью меньше, чем 0,002) выполняется условие $I_{ij}^s > 3I_{ij}^{true}$.

Результаты моделирования для ДКП-фильтра на основе (6) и двух модификаций фильтра Ли представлены в табл. 3.

Укажем, что для исходного (зашумленного) изображения значения этих метрик таковы:

PSNR=20,49 дБ, PSNR-HVS-M=22,57 дБ и MSSIM=0,682.

Таблица 3

Значения метрик для второго тестового изображения (для ДКП-фильтра на основе (6) и двух вариантов фильтра Ли)

β	PSNR, дБ	PSNR-HVS-M, дБ	MSSIM
2,0	30,45	29,50	0,894
2,2	31,89	30,08	0,910
2,4	32,93	30,37	0,920
2,6	33,57	30,44	0,925
2,8	33,82	30,35	0,926
3,0	33,89	30,19	0,925
3,2	33,84	30,01	0,924
Ли 5x5	25,56	25,83	0,793
Ли 7x7	25,74	26,59	0,811
МЛи5x5	28,31	25,56	0,842
МЛи7x7	28,52	25,92	0,863

Анализ результатов, приведенных в табл. 3, показывает следующее:

1. Как и для первого тестового изображения, значения β , при которых наблюдаются максимумы различных метрик для ДКП-фильтра на основе (6), не совпадают; для PSNR максимум наблюдается при $\beta \approx 3,0$, а для MSSIM и PSNR-HVS-M максимумы имеют место соответственно при $\beta \approx 2,8$ и $\beta \approx 2,6$.

2. Значения PSNR в результате фильтрации возросли примерно на 13 дБ, а значения PSNR-HVS-M – всего на 7-8 дБ.

3. Если до фильтрации значения PSNR-HVS-M немного больше, чем PSNR, то после фильтрации имеет место обратное.

4. Применение модифицированного фильтра Ли и размера скользящего окна 7x7 вместо 5x5 пикселей приводит к улучшению PSNR.

5. Значения PSNR-HVS-M для обычного фильтра Ли больше, чем PSNR, то есть в обработанном изображении имеют место эффекты маскирования. Для модифицированного фильтра Ли, наоборот, PSNR-HVS-M меньше, чем PSNR.

6. Эффективность фильтра Ли (обеих модификаций) гораздо ниже, чем для ДКП-фильтра на основе (6) при β порядка 2,6, в соответствии со всеми тремя метриками.

5. Примеры для визуального анализа

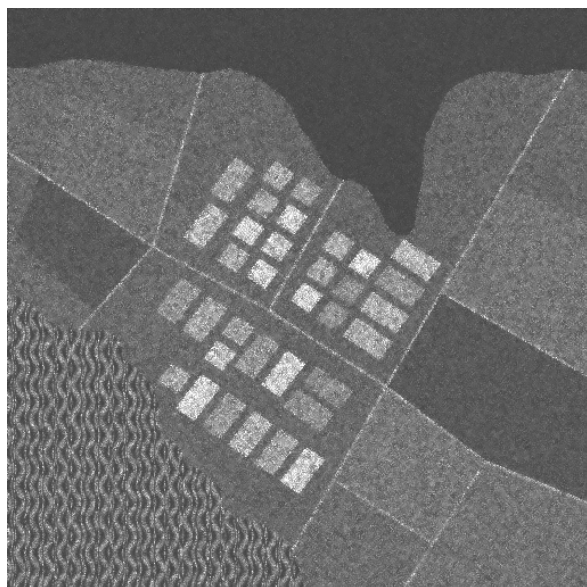
Приведем несколько примеров обработки тестового

вых изображений. На рис. 3, а показано первое тестовое изображение после добавления спекл-шума с ПРВ Рэлея и применения фильтра Ли [5] с размером скользящего окна 5x5 пикселей. С одной стороны, остаточный шум хорошо заметен, но, с другой стороны, границы, малоразмерные объекты и текстура сохранены неплохо. На рис. 3, б приведено выходное изображение для модифицированного фильтра Ли [25] с размером скользящего окна 7x7 пикселей. Степень подавления помех на однородных участках возросла, но выходное изображение выглядит более «смазанным».

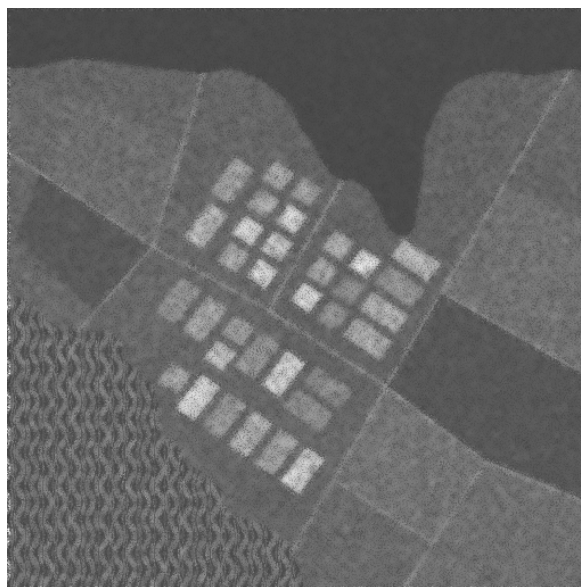
Метрики PSNR и MSSIM (см. данные в табли-

це 1) указывают на то, что качество изображения на рис. 3,б выше, чем на рис. 3,а. Метрика PSNR-HVS-M показывает обратное. На наш взгляд, для визуального анализа более пригодно изображение на рис. 3,а, поэтому авторы склонны в большей степени доверять метрике PSNR-HVS-M.

Первое тестовое зашумленное изображение приведено на рис. 4, а. Его сравнение с результатами обработки несколькими вариантами фильтра Ли на рис. 3 показывает, что благодаря фильтрации достигается улучшение визуального качества (особенно для изображения на рис. 3,а), хотя и не слишком большое.

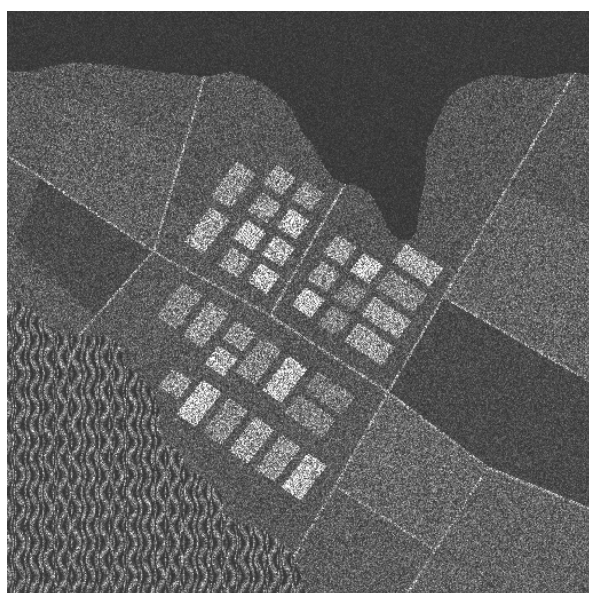


а



б

Рис. 3. Изображения на выходе обычного фильтра Ли (5x5) и модифицированного фильтра Ли (7x7)



а



б

Рис. 4. Первое (а) и второе (б) тестовые изображения, искаженные спекл-шумом

Второе тестовое изображение до фильтрации приведено на рис. 4, б. Очевидно, что оно характеризуется низким визуальным качеством вследствие присутствия интенсивного спекла.



Рис. 5. Изображение на выходе ДКП-фильтра на основе (6) при $\beta = 2,6$



Рис. 6. Изображение на выходе модифицированного фильтра Ли с окном 7x7 пикселей.

Выходные изображения для ДКП-фильтра на основе (6) с «оптимальным» $\beta = 2,6$ и модифицированного фильтра Ли с окном 7x7 пикселей приведены соответственно на рис. 5 и 6. Подавление спекла очевидно для обоих выходных изображений, но более высокое визуальное качество наблюдается при использовании ДКП-фильтра.

Систематизируя представленные в данном и предыдущем подразделах результаты, отметим сле-

дующее. Применение фильтрации позволяет повысить качество однозглядовых РСА-изображений в соответствии не только с традиционными метриками СКОш и ПОСШ, но и метриками, учитывающими визуальное качество (MSSIM и PSNR-HVS-M), причем вторая метрика более адекватно характеризует визуальное качество обработанных изображений. Использование ДКП-фильтра на основе (6) при условии заранее известной дисперсии мультипликативных помех позволяет существенно повысить эффективность обработки по сравнению с фильтром Ли (а также рядом других более современных методов фильтрации РСА-изображений [4]). Хорошим практическим решением является использование ДКП-фильтра с полным перекрытием блоков и значением параметра $\beta \approx 2,5$. С точки зрения более высокого визуального качества целесообразно в первую очередь обеспечивать лучшее сохранение границ и деталей, чем стремиться к более эффективному подавлению помех на однородных участках. Не исключено, что при визуализации обработанного изображения целесообразно применять предварительное гомоморфное преобразование, подобное гамма-коррекции, чтобы облегчить труд дешифровщиков.

Заключение

В соответствии с тремя различными метриками проанализирована эффективность фильтрации однозглядовых РСА-изображений, искаженных пространственно-некоррелированным спеклом. Показано, что использование ДКП-фильтров, ориентированных на подавление мультипликативных помех, позволяет достичь существенного повышения качества обработанных изображений, в том числе и визуального. Проведено сравнение ДКП-фильтра с модификациями фильтра Ли и продемонстрированы преимущества ДКП-фильтра, дана практическая рекомендация по установке порогов.

В будущем планируется проанализировать эффективность и применимость более сложных ДКП-фильтров, в частности, метода обработки с поиском подобных блоков [24]. Особое внимание будет уделено рассмотрению особенностей подавления пространственно-коррелированного спекл-шума.

Литература

1. Oliver C. *Understanding Synthetic Aperture Radar Images* / C. Oliver, S. Quegan – SciTech Publishing. – 2004. – 464 p.
2. Solbo S. *Homomorphic Wavelet-based Statistical Despeckling of SAR Images* / S. Solbo, T. Eltoft // *IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing*. – 2004. – № 4. – Vol. GRS-42. – P. 711-721.

3. Touzi R. *A Review of Speckle Filtering in the Context of Estimation Theory* / R. Touzi // *IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing*. – 2002. – № 11. – Vol. 40. – P. 2392-2404.
4. Oktem R. *Locally Adaptive DCT Filtering for Signal-Dependent Noise Removal* / R. Oktem, K. Egiazarian, V. Lukin, N. Ponomarenko, O. Tsymbal // *EURASIP Journal on Advances in Signal Processing*. – 2007. – Article ID 42472. – 10 p
5. Lee J. S. *Speckle analysis and smoothing of synthetic aperture radar images* / J. S. Lee // *Computer Vision, Graphics, Image Processing*. – 1981. – Vol. 17. – P. 24-32.
6. *Improved Sigma Filter for Speckle Filtering of SAR Imagery* / J.S. Lee, J.H. Wen, T.L. Ainsworth, et al. // *IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing*. – 2009. – № 1. – Vol. 47. – P. 202-213.
7. *A Novel Speckle Filter for SAR Images Based on Information-theoretic Heterogeneity Measurements* / Z. Chen, J. Zhu, C. Li, Y. Zhou // *Chinese Journal of Aeronautics* (Elsevier Science Direct). – 2009. – Vol. 22. – P. 528-534.
8. Wang Z. *Mean squared error: love it or leave it? - A new look at signal fidelity measures* // Z. Wang, A.C. Bovik / *IEEE Signal Processing Magazine*. – Jan. 2009. – P. 98-117.
9. *TID2008 – A Database for Evaluation of Full-Reference Visual Quality Assessment Metrics* // N. Ponomarenko, V. Lukin, A. Zelensky, K. Egiazarian, J. Astola, M. Carli, F. Battisti / *M.: Успехи современной радиоэлектроники*. – 2009. – No 10. – С. 30-45.
10. Ponomarenko N. *On between-coefficient contrast masking of DCT basis functions* // N. Ponomarenko, F. Silvestri, K. Egiazarian, M. Carli, J. Astola, V. Lukin / *Proceedings of the Third International Workshop on Video Processing and Quality Metrics, Scottsdale, Arizona, USA, January 2007*. – P. 4. – 1 электрон. опт. диск (CD-ROM); 12 см.
11. Wang Z. *Multi-scale Structural Similarity for Visual Quality Assessment* / Z. Wang, E.P. Simoncelli, A.C. Bovik // *Proceedings of the 37th IEEE Asilomar Conference on Signals, Systems and Computers*. – 2003. – Vol. 2. – P. 1398-1402.
12. Larson E.C. *Most apparent distortion: full-reference image quality assessment and the role of strategy* / E.C. Larson, D.M. Chandler // *Journal of Electronic Imaging*. – 2010. – No 1. – Vol. 19. – P. 011006-1-011006-21.
13. Foi A. *Pointwise Shape-Adaptive DCT Image Filtering and Signal-Dependent Noise Estimation: Thesis for the degree of Doctor of Technology* / Alexandro Foi. – Tampere University of Technology, Tampere, (Finland). – 2007. – 194 p.
14. *3D DCT Based Filtering of Color and Multichannel Images* / N.N. Ponomarenko, V.V. Lukin, A.A. Zelensky, P.T. Koivisto, K.O. Egiazarian // *Telecommunications and Radio Engineering*. – 2008. – No 15. – P. 1369-1392.
15. *Removal of non-stationary noise by DCT based locally adaptive filtering* / V.V. Lukin, D.V. Fevralev, S.K. Abramov, N.N. Ponomarenko, S.S. Krivenko, O.B. Pogrebnyak, K.O. Egiazarian, J.T. Astola, I. Djurović // *Теоретические и практические аспекты цифровой обработки сигналов в информационно-телекоммуникационных системах, под ред. В.И. Марчука*. – Шахты, Россия. – 2009. – С. 11-42.
16. *Local adaptive filtering of images corrupted by nonstationary noise* / V.V. Lukin, D.V. Fevralev, N.N. Ponomarenko, O.B. Pogrebnyak, K.O. Egiazarian, J.T. Astola // *SPIE Proceedings of the Conference Image Processing: Algorithms and Systems VII*. – Jan. 2009. – San Jose, USA. – Vol. 7245. – 2009. – P. 724506-724506-12.
17. *Pre-filtering of multichannel remote sensing data for agricultural bare soil field parameter estimation* / N. Ponomarenko, V. Lukin, I. Djurovic, M. Simeunovic // *Proceedings of BioSense 2009, oct. 2009*. – Novi Sad, Serbia. – 2009. – 4 p.
18. *Local Transform-based Denoising for Radar Image Processing* / K.O. Egiazarian, V.P. Melnik, V.V. Lukin, J.T. Astola // *Proceedings of IS&T/SPIE International Conference on Nonlinear Image Processing and Pattern Analysis XII*. – Jan. 2001, San Jose, CA, USA. – SPIE Vol. 4304. – P. 170-178.
19. Klaine L. *An Integro Differential Method for Adaptive Filtering of Additive or Multiplicative Noise* / L. Klaine, B. Vozel, K. Chehdi // *Proceedings of ICASSP*. – 2005. – P. 1001-1004.
20. Achim A. *SAR Image Denoising via Bayesian Wavelet Shrinkage Based on Heavy-Tailed Modeling* / A. Achim, P. Tsakalides, A. Bezerianos // *IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing*. – 2003. – № 8. – Vol. 21. – P. 1773-1784.
21. *PSNR-HVS-M download page [Электронный ресурс]* - Режим доступа: <http://www.ponomarenko.info/psnrhvs.htm> (7.05.2010).
22. *MeTriX MuX Visual Quality Assessment Package download page [Электронный ресурс]*. – Режим доступа: http://foulard.ece.cornell.edu/gaubatz/metrix_mux/ (7.05.2010)
23. Лукин В.В. *Исследование потенциальной эффективности фильтрации изображений на основе дискретного косинусного преобразования* / В.В. Лукин, Д.В. Февралев, Н.Н. Пономаренко // *Радіоелектронні і комп'ютерні системи*. – 2009. – № 4 (38). – С. 17-24.
24. Dabov K. *Image denoising by sparse 3-D transform-domain collaborative filtering* // K. Dabov, A. Foi, V. Katkovnik, K. Egiazarian / *IEEE Transactions on Image Processing*. – Aug. 2007. – № 8. – Vol. 16. – P. 2080-2095.
25. Lee J. S. *Refined Filtering of Noise Using Local Statistics* / J. S. Lee // *Computer Graphics and Image Processing*. – 1983. – № 24. – P. 259-269.
26. Коваленко Ю. Н. *Исследование эффективности фильтрации цветных изображений с использованием различных метрик* / Ю.Н. Коваленко, В.В. Лукин, Д.В. Февралев // *Радіоелектронні і комп'ютерні системи*. – 2010. – № 1 (42). – С. 51-59.
27. Бендат Дж. *Прикладной анализ случайных данных* / Дж. Бендат, А. Пирсол; пер. с англ. – М.: Мир, 1989. – 540 с.

28. Абрамов С.К. Проблемы и методы автоматического определения характеристик помех на изображениях // С.К. Абрамов, А.А. Зеленский, В.В. Лукин / *Радіоелектронні і комп'ютерні системи*. – 2009. – №2 (35). – С. 25-34.

29. Пономаренко Н.Н. Метод слепой оценки на изображениях характеристик аддитивного Гауссова шума с неравномерным спектром / Н.Н. Пономаренко // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2009. – № 2 (59). – С. 82-90.

Поступила в редакцию 7.06.2010

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. каф. «Проектирования радиоэлектронных систем летательных аппаратов» В.К. Волосюк, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", Харьков, Украина.

АНАЛІЗ ЕФЕКТИВНОСТІ ФІЛЬТРАЦІЇ ОДНООГЛЯДОВИХ РСА-ЗОБРАЖЕНЬ З ВИКОРИСТАННЯМ РІЗНИХ МЕТРИК

О.О. Зеленський, В.В. Лукін, Д.В. Февральов, С.С. Кривенко

Досліджено ефективність кількох методів фільтрації однооглядових РСА-зображень на базі дискретного косинусного перетворення (ДКП). У дослідженні використано традиційні метрики та метрики, які враховують візуальну якість зображень. Встановлено, що оптимальна у відповідності з цими метриками ефективність ДКП-фільтрації досягається при різних значеннях настроявальних параметрів фільтру. Показано, що для забезпечення високої візуальної якості основну увагу слід приділяти збереженню границь та деталей. Відповідно до цього критерія ДКП-фільтри не поступаються фільтру Лі та суттєво переважають його по ефективності придушення завад на однорідних ділянках.

Ключевые слова: РСА-зображення, ефективність фільтрації, метрики.

FILTERING EFFICIENCY ANALYSIS FOR SINGLE-LOOK SAR IMAGES USING DIFFERENT METRICS

A.A. Zelensky, V.V. Lukin, D.V. Fevralev, S.S. Krivenko

Efficiency analysis is carried out for several methods of single-look SAR image filtering based on discrete cosine transform (DCT). In the study, conventional metrics and the ones that take into account image visual quality have been used. It is established that DCT based filtering efficiency optimal with respect to these metrics is reached for different values of filter tunable parameters. It is shown that for providing high visual quality the main attention should be paid to preservation of edges and fine details. In this sense, the DCT base filters are not worse than the Lee filter but they sufficiently outperform the Lee filter in noise suppression efficiency in homogeneous image regions.

Key words: SAR-images, filtering efficiency, metrics.

Зеленский Александр Алексеевич – д-р техн. наук, проф., зав. каф. «Прием, передача и обработка сигналов», Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: azelens@mail.ru.

Лукин Владимир Васильевич – д-р техн. наук, проф., проф. каф. «Прием, передача и обработка сигналов», Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: lukin@xai.kharkov.ua.

Февральев Дмитрий Владимирович – канд. техн. наук, н.с. каф. «Прием, передача и обработка сигналов», Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: fevraley@mail.ru.

Кривенко Сергей Станиславович – аспирант каф. «Прием, передача и обработка сигналов», Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: krivenkos@inbox.ru.

УДК 629.78

В.Н. СПИРИДОНОВ

Днепропетровская государственная финансовая академия, Украина

ОЦЕНКА ТОЧНОСТИ МОДЕЛИ БОРТОВОЙ АППАРАТУРЫ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА, МОДЕЛИРУЕМОЙ МЕТОДОМ ПЕРЕХОДНЫХ ФУНКЦИЙ

Рассмотрена задача оценки точности модели бортовой аппаратуры космического аппарата, моделируемой методом переходных функций. Метод предназначен для моделирования одного из классов сложных систем – дискретных динамических систем с постоянной структурой. В качестве задачи, решаемой моделью системы, является одна из классических задач теории систем – задача прогноза состояния. Метод моделирования базируется на описании функционирования системы в пространстве состояний переходными функциями состояния. Рассмотрены аспекты математической и вычислительной точности моделирования, базирующиеся на результатах косвенной оценки и апробации метода моделирования при управлении нескольких КА.

Ключевые слова: моделирование сложных систем, метод переходных функций, оценка точности модели бортовой аппаратуры космического аппарата

Введение

Задача оценки точности модели актуальна для любого метода моделирования, поскольку определяет применимость метода для решения конкретных практических задач. Сложность объекта моделирования, каким является бортовая аппаратура (БА) космического аппарата (КА) не позволяет для них строить абсолютно адекватные модели. При этом в зависимости от решаемой задачи моделируемый объект представляется в модели с той или иной степенью точности. Поэтому можно говорить о точности модели объекта, полученной тем или иным методом моделирования в привязке к решаемой модели задаче. Важно отметить, что нежелательна как низкая, так и чрезмерная точность модели. В первом случае полученные результаты моделирования не будут иметь необходимой точности, что скажется на результатах решения задачи. Во втором, обеспечение избыточной точности может повлечь за собой существенное усложнение модели и полученных результатов моделирования.

Применение известных методов оценки точности моделирования [1] по входной, выходной или обобщенной ошибке для рассматриваемого класса сложных технических объектов проблематично. Это связано с тем, что весьма затруднительным и дорогостоящим является постановка эксперимента, в котором может быть получена для сравнения реакция бортовой аппаратуры КА и её модели при одновременной выдаче команд управления на БА и модель. Поскольку методы непосредственной оценки точности моделирования для объектов, подобных

БА, не могут быть использованы, оценка точности моделирования БА может быть выполнена лишь косвенно.

Постановка задачи

Модель, задача оценки точности которой рассматривается в статье, предназначена для решения задачи прогноза состояния бортовой аппаратуры КА. Необходимость решения этой задачи для сформированных программ управления КА на модели объекта обоснована в работе [2]. Полученные результаты моделирования предназначены для представления полной информации о состояниях БА операторам сектора управления КА. Информация должна использоваться во время штатного управления КА, передаче управления дежурными сменами, анализе нештатных ситуаций, возникших при управлении КА. Для обеспечения полноты прогноза необходимо представить в модели все бортовые системы и команды управления объектом.

Модель объекта создана методом переходных функций, предложенным в работе [3] для моделирования одного из классов сложных систем – дискретных динамических систем с постоянной структурой. Математическая модель управления системы с постоянной структурой в пространстве состояний представлена таблицей переходных функций и набором переходных функций, описывающих правила переходов элементов системы в пространстве состояний. Применение метода при решении задачи прогноза состояния сложных систем позволяет существенно снизить размерность модели.

В работе [4] рассмотрена задача моделирования методом переходных функций класса сложных технических объектов, к которому отнесена бортовая аппаратура КА. В соответствии с задачей исследования выбрано формализованное пространство состояний элементов объекта, представляющее собой совокупность трех видов технического состояния: функционирования, резервирования, работоспособности. Рассмотрены переходные функции элемента объекта моделирования в выбранном пространстве состояний.

Задача оценки точности модели рассматривается применительно к модели бортовой аппаратуры КА, созданной методом переходных функций [3], а также для формализованного пространства состояний элементов объекта и переходных функций, рассмотренных в работе [4]. В статье используются термины и определения, используемые в работах [3] и [4].

Результаты исследования

Задача, решаемая моделью объекта – задача прогноза состояния объекта формулируется следующим образом: задано состояние объекта X_0 в начальный момент времени T_0 и множество управляющих воздействий U , выдаваемых во времени T . Требуется определить состояния объекта X на выданные управляющие воздействия U .

$$F: X_0 \times T_0 \times U \times T \rightarrow X \times T \quad (1),$$

Входной информацией для модели БА является временная программа управления КА, представляющая упорядоченную во времени последовательность команд управления из конечного множества команд управления КА:

$$U = \{u_1, u_2, \dots, u_j, \dots, u_J\}, j = \overline{1, J}, \quad (2)$$

где j – порядковый номер команды;

J – максимальное количество команд, используемых при управлении системой;

u_j – имя (номер) команды управления.

Известно [1], что модель содержит информацию трех видов:

о структуре в форме математических тождеств, блок-схем, сетей и графов, матриц связи;

значения параметров, т.е. величин, не зависящих от входов;

значения зависимых переменных (состояний) в фиксированный момент времени или как функция времени.

Рассмотрим точность представления этой информации в модели объекта.

Информация о структуре объекта задана в модели перечнем элементов объекта:

$$A = \{a_1, a_2, \dots, a_i, \dots, a_n\}, i = \overline{1, n}, \quad (3)$$

где i – порядковый номер элемента;

n – количество элементов в объекте.

Перечень элементов объекта получен в результате декомпозиции объекта на подсистемы:

$$C = \{c_1, c_2, \dots, c_m, \dots, c_M\}, m = \overline{1, M}, \quad (4)$$

где m – индекс подсистемы;

M – количество подсистем в составе объекта и элементы:

$$c_m = \{a_1^m, a_2^m, \dots, a_g^m, \dots, a_G^m\}, g = \overline{1, G}, G \leq n, \quad (5)$$

где G – максимальное количество элементов в подсистеме c_m .

Метод переходных функций предполагает использование реальной (физической) декомпозиции системы на подсистемы и элементы (3). Кроме того, в модели может быть представлен полный перечень команд управления объектом (2). Это позволяет в соответствии с априорной информацией о составе БА, перечне команд управления и выполняемых ими функциях, адекватно представить эту информацию в модели в виде таблицы переходных функций [4]. Использование реальной декомпозиции позволяет не включать в состав модели элементы БА, информация о которых не представляет интереса, например, функционирующих непрерывно, а также команды управления, не изменяющие состояний элементов БА, например, технологические команды. Такое исключение не влияет на результаты моделирования.

При моделировании систем методом переходных функций параметрами модели являются собственно переходные функции элементов:

$$x(t+1) = \left(d_1 \{x_i(t), u_j(t+1)\}, x_{A \setminus i}(t) \right), \quad (6)$$

где $x_i(t)$ – состояние элемента a_i в момент времени t ;

$x_{A \setminus i}(t)$ – состояния остальных элементов системы, которые по команде $u_j(t+1)$ в момент времени $(t+1)$ не изменились.

d_1 – переходная функция элемента.

и подсистем:

$$x(t+1) = \left(d_f^m \{x_{c_m}(t), u_j(t+1)\}, x_{A \setminus c_m}(t) \right), \quad (7)$$

где $x_{c_m}(t)$ – состояния подсистемы в момент времени t ;

$x_{A \setminus c_m}(t)$ – состояния остальных элементов системы, которые по команде $u_j(t+1)$ в момент времени $(t+1)$ не изменились;

d_f^m – переходная функция подсистемы c_m .

Перечень переходных функций объекта реализован в виде программных процедур (модулей):

$$D = \{d_1, d_2, \dots, d_1, \dots, d_L\}, \quad l = \overline{1, L}, \quad (8)$$

где l – индекс переходной функции;

L – максимальное количество переходных функций, используемых при описании объекта.

Величина L определяет количество правил переходов, используемых при описании объекта, и в итоге, количество модулей в библиотеке переходных функций.

Предложенная в работе [3] реализация переходных функций элементов БА на основе элементарных переходных функций, описывающих все возможные переходы в бинарных подмножествах состояний элементов, принципиально позволяет описать все возможные переходы в выбранном пространстве состояний элементов и адекватно представить их в модели объекта. Любая переходная функция из перечня (8) может быть элементом таблицы переходных функций, что обеспечивает возможность задания в модели для любой команды управления любой переходной функции для любого элемента объекта.

Информация о зависимых переменных (состояниях объекта) в фиксированный момент времени представляют в следующих таблицах. В таблице исходных состояний вводятся состояния бортовых систем объекта на момент начала его функционирования. Таблица последовательно обновляется моделью после моделирования отработки программ управления КА. В таблице текущих состояний фиксируются состояния бортовых систем в каждый текущий момент времени, совпадающий с моментом времени текущей программы управления. В выходной таблице прогноза состояний (результаты моделирования) представлены как функция времени изменения состояний бортовых систем КА.

Отметим, что поскольку пространство состояний элементов системы выбирается исходя из задач исследований, решаемых с помощью модели, ответ на вопрос об адекватности выбора пространства состояний системы могут дать лишь результаты экспериментов. Если выбранное пространство состояний системы позволяет решать задачи исследования, оно выбрано правильно.

Различают [5] математическую (адекватность отражения математической моделью функционирования реальной физической системы) и вычислительную (влияние конечного представления чисел и ошибок округления на результаты моделирования) точность моделирования. Математическая точность моделирования обеспечивается адекватностью математической модели. Относительно вычислительной точности моделирования можно отметить, что моделью вычисляются только переменные состоя-

ния. Вычисление переменных состояния, принимающих только целые значения, не может привести к ухудшению вычислительной точности моделирования. Времена изменения состояния элементов определяются временами выдачи команд управления с точностью до времени переходного процесса в исполнительных элементах и не вычисляются.

Таким образом, по всем аспектам оценки точности моделирования методом переходных функций получены косвенные оценки. Они могут быть подтверждены результатами экспериментов с моделью.

Выполнена оценка точности моделирования методом переходных функций по результатам экспериментов. Метод прошел апробацию при моделировании бортовой аппаратуры ряда космических аппаратов. Модель БА использовалась в контуре автоматизированного управления КА. Полученные практические результаты подтвердили результаты косвенной оценки точности модели:

- в модели были представлены все бортовые системы и все команды управления КА;
- в модели представлены все состояния бортовых систем, которые были необходимы для решения поставленной задачи;
- представленные в модели переходные функции обеспечили описание всех необходимых правил переходов элементов в выбранном пространстве состояний.

Максимальная размерность модели получена для объекта со следующими параметрами: количество команд управления – 120, количество управляемых элементов – 99, количество переходных функций – 5. Пространство состояний моделируемого объекта составило 8^{99} состояний. Применение метода переходных функций для данного класса объектов не встретило каких-либо ограничений, связанных с обеспечением требуемой точности моделирования. Этому в значительной степени способствовало наличие методики создания модели сложных технических объектов [6], обеспечивающая возможность создания моделей объектов в автоматизированном режиме с требуемой точностью модели.

Выводы

Выполнена косвенная оценка точности модели бортовой аппаратуры ряда КА. Полученные результаты показали, что при моделировании бортовой аппаратуры КА методом переходных функций обеспечивается необходимая для решения задачи прогноза состояния точность моделирования. Результаты косвенной оценки были подтверждены экспериментально при использовании моделей в контуре автоматизированного управления нескольких КА.

Литература

1. Эйхгоф. Основы идентификации систем управления. Оценивание параметров и состояния / Эйхгоф. – М.: Мир, 1975. – 684 с.
2. Конюхов С.Н. Об одной задаче моделирования полета космического аппарата / С.Н. Конюхов, А.Г. Меланченко, В.Н. Спиридонов // Ракетно-космическая техника. Сер. 1 – 1989, Вып. 2. – С. 32-37.
3. Спиридонов В.Н. Построение математической модели дискретных динамических систем с постоянной структурой / В.Н. Спиридонов // Вестник Академии таможенной службы Украины. Сер. Технические науки. – 2009. – № 2 (42). – С. 73-79.
4. Спиридонов В.Н. Моделирование сложных технических объектов: состояния и переходные функции / В.Н. Спиридонов // Вестник Академии таможенной службы Украины. Сер. Технические науки. – 2010. – № 1 (43). – С. 119-125.
5. Сигорский В.П. Адаптация точности моделирования при схемотехническом проектировании / В.П. Сигорский, Р.А. Заболотин // Электронное моделирование. – 1986. – № 6. – С. 56-59.
6. Спиридонов В.Н. Методика создания модели сложной системы методом переходных функций / В.Н. Спиридонов // Радіоелектронні і комп'ютерні системи. – 2010. – №1 (42). – С. 122-126.
7. Спиридонов В.Н. Методика верификации программ управления космического аппарата на основе прогноза состояния бортовой аппаратуры / В.Н. Спиридонов // Авиационно-космическая техника и технология. – 2010. – №2 (69). – С. 72-78.

Поступила в редакцию 3.05.2010

Рецензент: д-р тех. наук, профессор, зав. кафедры высшей математики и компьютерных технологий А.А. Рядно, Днепрпетровская государственная финансовая академия, Днепрпетровск, Украина.

ОЦІНКА ТОЧНОСТІ МОДЕЛІ БОРТОВОЇ АПАРАТУРИ КОСМІЧНОГО АПАРАТА, ЩО МОДЕЛЮЄТЬСЯ МЕТОДОМ ПЕРЕХІДНИХ ФУНКЦІЙ

В.М. Спиридонов

Розглянута задача оцінки точності моделі бортової апаратури космічного апарата, яка моделюється методом перехідних функцій. Застосовуваний метод призначений для моделювання одного із класів складних систем - дискретних динамічних систем з постійною структурою. Задача, що розв'язується моделлю системи, є одна із класичних задач теорії систем - задача прогнозу стану системи. Метод моделювання базується на описі функціонування системи в просторі станів перехідними функціями стану. Розглянуто аспекти математичної й обчислювальної точності моделювання, що базуються на результатах непрямої оцінки й апробації методу моделювання при управлінні декількох КА.

Ключові слова: моделювання складних систем, метод перехідних функцій, оцінка точності моделі бортової апаратури космічного апарата.

ACCURACY ESTIMATION OF MODEL OF SPACE VEHICLE ONBOARD EQUIPMENT USING THE TRANSITIVE FUNCTIONS METHOD

V.M. Spiridonov

The problem of an accuracy estimation of model of space vehicle onboard equipment using the transitive functions method is considered. The method is intended for modelling of one of classes of complex systems - discrete dynamic systems with constant structure. As a problem solved by system model is one of the classical problems of the theory of systems - a problem of states forecast. The modelling method is based on the description of system functioning in space of states by transition functions. The aspects of mathematical and computing accuracy of the model, based on the results of indirect estimation and approbation of a modelling method, are considered at control of several space vehicle.

Key words: modelling of complex systems, method of transitive functions, accuracy estimation of model of space vehicle onboard equipment.

Спиридонов Владимир Николаевич – кандидат технических наук, доцент кафедры высшей математики и компьютерных технологий, Днепрпетровская государственная финансовая академия, Днепрпетровск, Украина, e-mail: spiridonov-vladimir@rambler.ru.