

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ,
МОЛОДЁЖИ И СПОРТА УКРАИНЫ

**Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского
“Харьковский авиационный институт”**

ISSN 1727-7337

АВИАЦИОННО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА И ТЕХНОЛОГИЯ

4 (91) июль –
 август
 2012

НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКИЙ ЖУРНАЛ

Издание основано в 1993 г.

Выходит 6 раз в год

Харьков "ХАИ" 2012

Учредитель журнала **Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт"**

Утвержден в печать ученым советом Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", протокол № 10 от 22 июня 2012 г.

Главный редактор	Владимир Станиславович Кривцов , доктор технических наук, профессор, лауреат Государственной премии Украины, заслуженный деятель науки и техники Украины.
Редакционная коллегия	А.В. Гайдачук , д-р техн. наук, проф. (заместитель главного редактора); А.Г. Гребеников , д-р техн. наук, проф.; К.В. Безручко , д-р техн. наук, проф.; С.А. Бычков , д-р техн. наук, проф., лауреат премии Совета Министров СССР, лауреат Государственной премии Украины; В.А. Богуслаев , д-р техн. наук, проф., лауреат Государственной премии Украины, Герой Украины; В.Е. Гайдачук , д-р техн. наук, проф., лауреат Государственной премии Украины, заслуженный деятель науки и техники Украины; С.В. Епифанов , д-р техн. наук, проф.; заслуженный деятель науки и техники Украины; Е.А. Джур , д-р техн. наук, проф.; А.И. Долматов , д-р техн. наук, проф., лауреат Государственной премии Украины, заслуженный деятель науки и техники Украины; Я.С. Карпов , д-р техн. наук, проф., лауреат Государственной премии Украины, заслуженный деятель науки и техники Украины; Д.С. Кива , д-р техн. наук, проф., лауреат Государственной премии Украины, заслуженный деятель науки и техники Украины, член-корр. НАН Украины, Герой Украины; Г.А. Кривов , д-р техн. наук, проф., лауреат Государственной премии Украины; В.Н. Кобрин , д-р техн. наук, проф.; Г.И. Костюк , д-р техн. наук, проф.; Л.А. Малашенко , д-р техн. наук, проф., заслуженный работник высшей школы Украины; А.К. Мялица , д-р техн. наук, лауреат Государственной премии СССР, Герой Украины; Д.Ф. Симбирский , д-р техн. наук, проф., лауреат Государственной премии СССР; В.С. Харченко , д-р техн. наук, проф., заслуженный изобретатель Украины.
Ответственный секретарь	А.Б. Лещенко , кандидат технических наук, доцент.

Свидетельство о государственной регистрации КВ № 7182 от 09.04.2003 г.

За достоверность информации несут ответственность авторы. Статьи печатаются на языке оригинала: украинском, русском и английском. Рукописи не возвращаются. При перепечатке материалов ссылка на журнал «**АВИАЦИОННО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА И ТЕХНОЛОГИЯ**» обязательна

Научно-технический журнал включен в перечень научных изданий, в которых могут публиковаться основные результаты диссертационных работ (см. постановление президиума ВАК Украины №1-05/4 от 14.10.2009г.)

Реферативная информация сохраняется:

– в общегосударственной реферативной базе данных «Україніка наукова» и публикуется в соответствующих тематических сериях УРЖ «**Джерело**» (свободный он-лайн доступ к ресурсам на Web-сервере <http://www.nbu.gov.ua>),

– в реферативной базе данных Всероссийского института научной и технической информации (**ВИНИТИ**) Российской академии наук и публикуется в соответствующих тематических сериях РЖ (свободный он-лайн доступ к ресурсам на Web-сервере <http://www.viniti.ru>).

СОДЕРЖАНИЕ

Технология производства летательных аппаратов

Коваленко В.А.

ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ ДЕФЕКТОВ, ВОЗНИКАЮЩИХ В ПРОИЗВОДСТВЕ АГРЕГАТОВ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ ИЗ ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ. СООБЩЕНИЕ 2. ДОПУСКИ НА НАРУШЕНИЯ СПЛОШНОСТИ МАТЕРИАЛА И ЛОКАЛЬНЫЕ ПОВОДКИ ИЗДЕЛИЯ	5
---	---

Шерстюк Д.Г., Шерстюк Г.Г., Фокін А.А., Сошніков Є.А., Кулик О.В.

РОЗРАХУНКОВО-АНАЛІТИЧНЕ ВИЗНАЧЕННЯ ПАРАМЕТРІВ ПРОЦЕСУ ТЕРМОМЕХАНІЧНОГО КАЛІБРУВАННЯ ВЕЛИКОГАБАРИТНИХ ОБИЧАЙОК З ВНУТРІШНІМИ ФУНКЦІОНАЛЬНИМИ ЕЛЕМЕНТАМИ	16
--	----

Сергеев А.А., Шепель В.Т.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ПОВРЕЖДАЕМОСТИ КОМПОЗИТНЫХ АКУСТИЧЕСКИХ ПАНЕЛЕЙ АВИАЦИОННОГО ГТД.....	23
---	----

Проектирование аэрокосмических летательных аппаратов

Калиниченко Д.С., Аксёненко А.В., Кашанов А.Э., Полуян Н.В., Тарасов В.Е.

МЕТОДИЧЕСКИЙ ПОДХОД К ПРОЕКТИРОВАНИЮ ТРАНСПОРТНО-КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ.....	27
--	----

Ковалев В.А.

ОСОБЕННОСТИ РАСПРЕДЕЛЕНИЯ СКОРОСТЕЙ В ОСЕСИММЕТРИЧНЫХ ТЕЧЕНИЯХ С ПЕРЕГОРОДКАМИ	33
---	----

Минтюк В.Б.

ИССЛЕДОВАНИЕ ГЕОМЕТРИЧЕСКИ И ФИЗИЧЕСКИ НЕЛИНЕЙНОГО ОБОБЩЕННОГО ПЛОСКОГО НАПРЯЖЕННОГО СОСТОЯНИЯ.....	38
--	----

Жуль Г.Г.

ВЫЯВЛЕНИЕ И УСТРАНЕНИЕ ДЕФЕКТОВ В КРИОСОСУДАХ.....	45
--	----

Нежведілов А.Ю.

РОЗРАХУНОК НАПРУЖЕНО-ДЕФОРМОВАНОГО СТАНУ ЛОПАТКИ КОМПРЕСОРА АВІАЦІЙНОГО ГАЗОТУРБІННОГО ДВИГУНА ЗІ ЗМІЦНЕННЯМ ПОВЕРХНЕВИМ ШАРОМ МЕТОДОМ КІНЦЕВО-ЕЛЕМЕНТНОГО АНАЛІЗУ	50
--	----

Аэродинамика, динамика, баллистика и управление полетом летательных аппаратов

Фирсов С.Н.

АНАЛИТИЧЕСКИЙ МЕТОД ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ УПРАВЛЕНИЯ СИСТЕМЫ ОРИЕНТАЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА.....	55
--	----

Kulik A.S., Martinez-Bastida J.P.

AN IMPROVED FAULT-TOLERANT ALGORITHM FOR A GYROSCOPIC SENSORS UNIT.....	60
--	----

Гордін О.Г., Губа Є.А.

ВИМІРЮВАЛЬНИЙ БЛОК БЕЗКАРДАННОЇ ІНЕРЦІАЛЬНОЇ НАВІГАЦІЙНОЇ СИСТЕМИ	67
--	----

Ерёменко С.М., Касьяненко А.Б., Кулешов В.И.

РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЙ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК НЕПЛОСКИХ КРЫЛЬЕВ	74
---	----

Двигатели и энергоустановки аэрокосмических летательных аппаратов

Скоб Ю.А.

ЧИСЛЕННОЕ РЕШЕНИЕ СОПРЯЖЕННОЙ ЗАДАЧИ ТЕПЛООБМЕНА В КАМЕРАХ ТЕРМООБРАБОТКИ	79
--	----

Блохин В.И., Меркушин В.К., Великанова Н.П., Иванов П.В.

ОПТИМИЗАЦИЯ КОНСТРУКЦИИ ГОРЕЛКИ ДЛЯ РЕГУЛИРОВКИ ПАРАМЕТРОВ ХАРАКТЕРИСТИКИ ТЕМПЕРАТУРНОГО ПОЛЯ БЕЗ РАЗБОРКИ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ И СЪЁМА ГОРЕЛОК	84
--	----

Суббота А.М., Резникова О.В., Андрущенко Т.Н.

ОСОБЕННОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ ДВИГАТЕЛЕЙ-МАХОВИКОВ НА МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТАХ	88
---	----

Loyan A.V., Nesterenco S.U., Roshanpour S.

NON-EMISSION ELECTRON SOURCE WITH HIGH FREQUENCY IONIZATION	93
---	----

Паровой Е.Ф., Гордеев В.Б., Фалалеев С.В.

РАСЧЕТ ГИДРОДИНАМИЧЕСКОГО ПОДШИПНИКА ОПОРЫ АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ	102
--	-----

Информационные технологии

Рева О.М., Камишин В.В., Насіров Ш.Ш.

МЕДІАНА КЕМЕНІ ЯК ГРУПОВА СИСТЕМА ПЕРЕВАГ АВІАДИСПЕТЧЕРІВ НА МНОЖИНІ ХАРАКТЕРНИХ ПОМИЛОК.....	106
--	-----

Коломенцев А.И., Хохлов А.Н.

ПРОГРАММНОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ДЛЯ ПОСТРОЕНИЯ РЕГРЕССИОННЫХ ЗАВИСИМОСТЕЙ ПАРАМЕТРОВ СЛОЖНЫХ ТЕХНИЧЕСКИХ СИСТЕМ.....	116
---	-----

АЛФАВИТНЫЙ УКАЗАТЕЛЬ	121
----------------------------	-----

УДК 629.7

В.А. КОВАЛЕНКО

ГП «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля», Днепропетровск, Украина

**ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ ДЕФЕКТОВ, ВОЗНИКАЮЩИХ
В ПРОИЗВОДСТВЕ АГРЕГАТОВ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ
ИЗ ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ.
СООБЩЕНИЕ 2. ДОПУСКИ НА НАРУШЕНИЯ СПЛОШНОСТИ МАТЕРИАЛА
И ЛОКАЛЬНЫЕ ПОВОДКИ ИЗДЕЛИЯ**

Проведен анализ влияния технологических дефектов геометрического вида, относящихся к классам локальной сплошности и поволоки, возникающих при формовании деталей и агрегатов ракетно-космической техники из полимерных композиционных материалов. Установлены поля допусков на параметры дефектов исследуемого вида пористости, трещиностойкости, долговечности и уровня напряженности деталей под воздействием температурного поля и силовых нагрузок. Показана необходимость учета влияния этих дефектов при проектировании и создании изделий ракетно-космической техники из полимерных композитов для обеспечения их высокого качества и функциональной надежности.

Ключевые слова: изделия ракетно-космической техники, полимерные композиционные материалы, технологические дефекты, локальные нарушения сплошности и поволоки, поля допусков.

Введение

В первом сообщении о результатах исследования технологических дефектов, возникающих в производстве конструкций ракетно-космической техники (РКТ) из полимерных композиционных материалов (ПКМ) [1] на основе математических моделей теории армирования однонаправленных структур и структур, армированных в трех направлениях ($0^\circ, \pm\varphi, 90^\circ$), получены зависимости для обоснованного назначения полей допусков физико-механических и прочностных характеристик ПКМ в результате изменения толщины формируемого полуфабриката (препрега) и изделия. Эти зависимости позволяют оценить качество технологических процессов формования композитных изделий по уровню геометрического вида дефекта данного класса.

Другими классами геометрического вида дефектов, многоуровневого классификатора [2] являются локальные нарушения сплошности в дискретных объемах ПКМ в виде пустот и микротрещин, а также локальные поволоки (коробление) изделия, возникающие при формовании его паковки в технологической формообразующей оснастке.

Анализ влияния технологических дефектов

Локальные нарушения сплошности в виде пустот, обнаруживаемые в изделии методами неразру-

шающего контроля [3], представляют собой микроскопические воздушные полости, образующиеся во время формования паковки при неполном удалении паров растворителя из связующего. Этот дефект можно моделировать ведением в относительное объемное содержание компонентов ПКМ – волокон θ_v и связующего θ_c третьей составляющей – относительного объемного содержания пустот – θ_n .

Тогда в соответствии с правилом смесей получим

$$\theta_v + \theta_c + \theta_n = 1$$

или

$$\theta_v + \theta_c = 1 - \theta_n = \chi, \quad (1)$$

где $\chi < 1$.

При формировании структуры ПКМ разработчик стремится к реализации в ней максимально возможного относительного объемного содержания волокон, так как известно, что именно армирующая составляющая ПКМ обеспечивает композиту высокий уровень физико-механических характеристик (ФМХ) и прочностных свойств.

Однако в зависимости от вида расположения волокон в сечении ПКМ (плотности упаковки) в материале может быть реализовано вполне определенное $\theta_{v\max}$, после превышения которого он перестанет быть монолитным: его ФМХ и прочностные свойства лавинообразно устремляются к нулевым значениям (рис. 1).

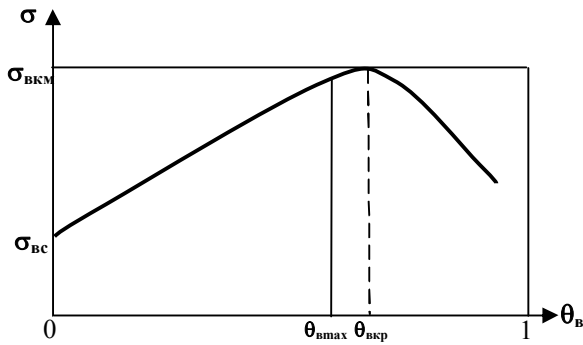


Рис. 1. Условная зависимость предела прочности ПКМ при растяжении $\sigma_{ВКМ}$ от относительного объемного содержания волокон $\theta_В$:
 $\sigma_{ВС}$ – предел прочности связующего;
 $\theta_{ВКР}$ – критическое относительное объемное содержание волокон

Известно [4], что при идеальном тетрагональном расположении волокон в сечении ПКМ $\theta_{ВКР} = 0,785$, а при гексагональном – $\theta_{ВКР} = 0,785$. Однако вследствие всегда имеющих в практике технологических ограничений, связанных с методами формования изделия и возможными отклонениями, в том числе и вследствие неполного удаления летучих, обычно регламентируемое максимальное относительное объемное содержание волокон $\theta_{Вmax} < \theta_{ВКР}$, исключающее попадание в закритическую область ФМХ и прочности ПКМ. Обычно $\theta_{Вmax}$ лежит в пределах 0,55...0,65.

Для анализа допусков на ФМХ и прочностные свойства ПКМ, учитывающих дефекты в виде континуального содержания пустот в ПКМ, представляется оправданным аналогично [1] исходить из приближенных формул, полученных на основе теории армирования [4, 5] с добавлением в них приращений соответствующих характеристик в пределах их паспортного интервала допусков и зависимости (1), начиная с однонаправленного армированного ПКМ, а затем переходя к ортотропным структурам ($n_0, 2n_{\pm\phi}, n_{90}$).

Так как наличие пустот θ_n не изменяет исходного объемного содержания волокон $\theta_В = \theta_{В0}$, то в соответствии с (1) ФМХ и прочностные характеристики однонаправленных ПКМ с их паспортными приращениями будут определяться формулами, аналогичными приведенным в [1] с заменой единицы на $\chi < 1$ в слагаемых, отражающих вклад связующего в данную характеристику.

Так для модуля упругости однонаправленного ПКМ вдоль волокон получим:

$$\left(E_{X KM}^{+\Delta E_{X KM}^n} \right) = E_{B-\Delta E_B^n}^{+\Delta E_B^n} \cdot \theta_{B0}^{+\Delta \theta_B^n} + E_{C-\Delta E_C^n}^{+\Delta E_C^n} \left(\chi - \theta_{B0}^{+\Delta \theta_B^n} \right), \quad (2)$$

где, как и в [1], $\pm \Delta R_i^n$ – паспортные отклонения от номинала R (поле допуска) i -й характеристики ПКМ ($\Delta R = \Delta E_B^n, \Delta \theta_B^n, \Delta E_C^n$).

Для предела прочности однонаправленных хрупких ПКМ вдоль волокон

$$\left(\sigma_{ВХ КМ-\Delta \sigma_{ВХ КМ}}^{+\Delta \sigma_{ВХ КМ}^n} \right) = \frac{\sigma_{ВВ}^{+\Delta \sigma_{ВВ}^n}}{E_{B-\Delta E_B^n}^{+\Delta E_B^n}} \times \left[E_{B-\Delta E_B^n}^{+\Delta E_B^n} \cdot \theta_{B0}^{+\Delta \theta_B^n} + E_{C-\Delta E_C^n}^{+\Delta E_C^n} \left(\chi - \theta_{B0}^{+\Delta \theta_B^n} \right) \right]. \quad (3)$$

Аналогичные зависимостям (13), (17) – (20) работы [1] формулы для коэффициента Пуассона

$\nu_{ХУ КМ}^{+\Delta \nu_{ХУ КМ}^n}$, модуля сдвига $G_{ХУ КМ}^{+\Delta G_{ХУ КМ}^n}$, предела

прочности на сдвиг $\tau_{ВКМХУ}^{+\Delta \tau_{ВКМХУ}^n}$, модуля упру-

гости поперек волокон $E_{У КМ}^{+\Delta E_{У КМ}^n}$, предела проч-

ности поперек волокон $\sigma_{ВУ КМ}^{+\Delta \sigma_{ВУ КМ}^n}$ будут иметь

место путем замены члена $\left(1 - \theta_{B0}^{+\Delta \theta_B^n} \right)$ на $\left(\chi - \theta_{B0}^{+\Delta \theta_B^n} \right)$.

Зависимости ФМХ паковки ($n_0, 2n_{\pm\phi}, n_{90}$), приведенные в [1] (формулы (21)), сохраняются полностью, так как в них входят обобщенные жесткости ($B_{ij} \pm \Delta B_{ij}$) ((22) – (25) из [1]), содержащие ФМХ однонаправленных слоев, которые необходимо откорректировать заменой $\left(1 - \theta_{B0}^{+\Delta \theta_B^n} \right)$ на $\left(\chi - \theta_{B0}^{+\Delta \theta_B^n} \right)$, как отмечено выше.

Аналогично сохраняют форму записи и все остальные формулы для пределов прочности паковки, приведенные в [1], с прежней коррекцией параметров податливости, также содержащих ФМХ однонаправленных слоев ПКМ.

Таким образом задача определения полей допусков как однонаправленных ФМХ и прочностных свойств ПКМ, так и ортотропных структур ($n_0, 2n_{\pm45}, n_{90}$) решена в рамках принятых приближенных зависимостей теории армирования.

Поле допуска любой i -й характеристики $\pm \Delta R_i$ ПКМ определяется при задании (регламентации) параметра χ и известных паспортных значениях полей допусков входящих в характеристику R_i компонентов однонаправленного ПКМ – волокон и связующего.

Например, для определения математического ожидания и поля допуска модуля упругости однонаправленного ПКМ вдоль волокон по формуле (2), формируемого из углеленты ЛУ-П-01А в соответствии с работой [1] (табл. 1)

$$\theta_{B0} \pm \Delta \theta_B^n = 0,63 \pm 0,04,$$

задание $\theta_n = 0,155$ и $\chi = 1 - \theta_n = 1 - 0,155 = 0,845$, а также из работы [6] (табл. 2.16)

$$E_c = (3,3-3,58) \text{ ГПа}$$

$$\text{и } E_B = (200-250) \text{ ГПа}$$

(табл. 4.15 [6]), получим математическое ожидание

$$E_c = 3,44 \text{ ГПа}, \pm \Delta E_c = 0,14 \text{ ГПа}$$

и математическое ожидание

$$E_B = 225 \text{ ГПа}, \pm \Delta E_B = 25 \text{ ГПа}.$$

Подставив эти значения в (2), получим для ПКМ с наличием относительного количества пустот

$$\theta_n = 0,155 (\chi = 0,845) \left(E_{X_{KM}}^{+\Delta E_{X_{KM}}} - \Delta E_{X_{KM}} \right)_{\max} = 143,4 \text{ ГПа},$$

$$\left(E_{X_{KM}}^{+\Delta E_{X_{KM}}} - \Delta E_{X_{KM}} \right)_{\min} = 118,6 \text{ ГПа},^*)$$

что соответствует полю допуска $\pm \Delta E_{X_{KM}} = 12,4 \text{ ГПа}$ при математическом ожидании $\pm E_{X_{KM}} = 131 \text{ ГПа}$.

Для модуля упругости однонаправленного ПКМ при отсутствии пустот ($\theta_n = 0$, $\chi = 1$) из формулы (2) получим:

$$\left(E_{X_{KM}}^{+\Delta E_{X_{KM}}} - \Delta E_{X_{KM}} \right)_{\max} = 144 \text{ ГПа},$$

$$\left(E_{X_{KM}}^{+\Delta E_{X_{KM}}} - \Delta E_{X_{KM}} \right)_{\min} = 119,1 \text{ ГПа}.$$

Относительная потеря $E_{X_{KM}}^{+\Delta E_{X_{KM}}} - \Delta E_{X_{KM}}$ при наличии пустот составляет

$$\left(\Delta E_{X_{KM}} \right)_{\min} = \left(1 - \frac{118,6}{144,4} \right) \cdot 100\% = 0,42\% ;$$

^{*)} Значение $\left(\frac{\max}{\max} \right)$ соответствует подстановке в (2)

$-\Delta \theta_B^n$, $(E_B + \Delta E_B^n)$ и $(E_c + \Delta E_c^n)$, а значению $\left(\frac{\min}{\min} \right)$ $+\Delta \theta_B^n$, $(E_B - \Delta E_B^n)$ и $(E_c - \Delta E_c^n)$.

$$\begin{aligned} \left(\Delta E_{X_{KM}} \right)_{\max} &= \left[1 - \frac{\left(E_{X_{KM}}^{+\Delta E_{X_{KM}}} - \Delta E_{X_{KM}} \right)_{\max}}{\left(E_{X_{KM}}^{+\Delta E_{X_{KM}}} - \Delta E_{X_{KM}} \right)_{\max}} \right] \cdot 100\% = \\ &= \left(1 - \frac{143,4}{144} \right) \cdot 100\% = 0,42\%. \end{aligned}$$

Можно ожидать, что относительные потери и других ФМХ и прочностных свойств будут не существенными. Так, для предела прочности однонаправленного ПКМ при значениях $\sigma_{BB}^{+\Delta \sigma_{BB}} = 3,1_{-0,1}^{+0,1}$

ГПа (таблица 4.15 [6] и прежних полях допуска $E_{B-\Delta E_B}^{+\Delta E_B} = 225_{-25}^{+25}$ ГПа, $E_{c-\Delta E_c}^{+\Delta E_c} = 3,44_{-0,14}^{+0,14}$ ГПа получим при наличии пор

$$\left(\sigma_{X_{KM}}^{\pm \Delta \sigma_{X_{KM}}} - \Delta \sigma_{X_{KM}} \right)_{\max} = 2,29 \text{ ГПа}$$

$$\text{и} \quad \left(\sigma_{X_{KM}}^{\pm \Delta \sigma_{X_{KM}}} - \Delta \sigma_{X_{KM}} \right)_{\min} = 1,42 \text{ ГПа},$$

а в случае отсутствия пор

$$\left(\sigma_{X_{KM}}^{\pm \Delta \sigma_{X_{KM}}} - \Delta \sigma_{X_{KM}} \right)_{\max} = 2,3 \text{ ГПа}$$

$$\text{и} \quad \left(\sigma_{X_{KM}}^{\pm \Delta \sigma_{X_{KM}}} - \Delta \sigma_{X_{KM}} \right)_{\min} = 1,43 \text{ ГПа},$$

что соответствует

$$\left(\Delta \sigma_{X_{KM}} \right)_{\max} = 0,44\% \text{ и } \left(\Delta \sigma_{X_{KM}} \right)_{\min} = 0,7\%.$$

Таким образом дефект в виде наличия континуальных пор (пустот) незначительно снижает ФМХ и прочностные свойства конструкций из ПКМ, что практически не отразится на их статической несущей способности.

Однако гораздо большую опасность представляет собой снижение ресурса (долговечности) изделия при повторно-переменных нагрузках, если такой вид воздействий имеет место при эксплуатации.

При повторно-переменном нагружении поры будут играть роль источников (провокаторов) возникновения и последующего развития микротрещин. Таким образом дефекты в виде пустот (пор) смыкаются с дефектами в виде микротрещин в ПКМ, обретая тем самым механизм (модель) развития последних.

Хотя природа возникновения этих двух классов дефектов различна: поры возникают вследствие неполного выхода летучих из ПКМ в процессе полимеризации изделия, а причиной микротрещин явля-

ются, как правило, высокий уровень напряжений, возникающих и растущих в пограничных микрозонах волокна и связующего из-за усадки последнего, различия коэффициентов линейного термического расширения (КЛТР) матрицы и арматуры в процессе формирования изделия, а также вследствие всегда имеющих место разрушенных волокон на разных стадиях технологии создания изделий из ПКМ. Установить динамику превращения дефектов пористости в дефекты в виде микротрещин по-видимому весьма сложно.

И поры и микротрещины предопределяют степень монолитности ПКМ, отсутствие их соответствует сплошности компонентов – волокон и связующего и композита в целом.

Независимо от вида последующего нагружения ПКМ условия сплошности описываются системой числовых неравенств между ФМХ и прочностными параметрами волокна и связующего, прочностью их сцепления при сдвиге и отрыве, обеспечивающих их совместную работу.

При этом обязательно выполнение всех условий монолитности [7]:

$$\frac{E_c}{E_B} \geq 0,06 \dots 0,064; \frac{\varepsilon_B}{\varepsilon_c} \geq 1,5 \text{ при } \varepsilon_c \geq 3 \dots 5 \%;$$

$$\tau_{BC} \geq \tau_{CC} \text{ при } \tau_{BC} = (0,60 \dots 0,75) \sigma_{BC}; \quad (4)$$

$$\frac{\tau_{CC}}{\sigma_{BB}} \geq 0,040 \dots 0,060; \quad \frac{\sigma_{BC}}{\sigma_{BB}} \geq 0,06 \dots 0,07,$$

где ε_B , ε_c – предельная деформация волокна и связующего; τ_{CC} – прочность на сдвиг взаимодействия (сцепления) матрицы и волокна на границе их раздела.

При одновременном нагружении и нагревании до температуры эксплуатации T учитывается и разница в коэффициентах теплового расширения α_c и α_B [7]:

$$\frac{\sigma_{BC}}{\sigma_{BB}} \geq 0,06 - (\alpha_c - 2,23\alpha_B) T \frac{E_c}{\sigma_{BB}};$$

$$\frac{\varepsilon_c}{\varepsilon_B} \geq 1,5 + \frac{(0,3\alpha_c + \alpha_B) T}{\varepsilon_B};$$

$$\frac{\tau_{CC}}{\sigma_{BB}} \geq 0,04 + 0,06(\alpha_c - 2,33\alpha_B) T \frac{E_c}{\sigma_{BB}};$$

$$\frac{E_c}{E_B} \geq 0,064 - 1,2T(\alpha_c - 2,33\alpha_B). \quad (5)$$

Однако эти неравенства не вносят значимых изменений в (4).

Указанные выше требования к свойствам матриц вытекают из условий сохранения монолитности материала. Они в значительной степени превосходят уровень свойств, реализуемых в промышленно отвержденных (густосетчатых) полимерах (табл. 1) [6].

При повторно-переменными нагрузками, вызывающих усталость, в [6] отмечается, что разрушение однонаправленных ПКМ начинается с матрицы при достижении в ней напряжений прела выносливости σ_{ac} :

$$\sigma_{a,ПКМ} = \sigma_{ac} \frac{E_B}{E_c} \theta_B. \quad (6)$$

В [8] для учета влияния пористости на ФМХ и прочностные свойства ПКМ предложена приведенная в [9] формула:

$$(\text{ФМХ})_{\text{пор}} = \text{ФМХ}_0 (1 - \theta_{\text{пор}}^2) e^{-B\theta_{\text{пор}}}. \quad (7)$$

Таблица 1

Рассчитанные показатели свойств компонентов и потребные их характеристики, обеспечивающие монолитность однонаправленных ПКМ

Свойства компонентов	Показатели		Отношение реализуемых к потребным
	Реализуемые	Потребные	
Волокон			
σ_{BB} , МПа	2350	4200	0,56
E_B , ГПа	75	100	0,75
ε_B , %	3	3,5	0,857
Требуемые свойства матриц			
σ_{BC} , МПа	140	250 ¹⁾	0,56
E_c , ГПа	4,5	5,7	0,79
ε_c , %	4,5	5,25	0,857
Свойства межфазного слоя			
τ_{CC} , МПа	94	168 ¹⁾	0,56

Примечание. ¹⁾ труднодостижимые показатели.

Если паспорт на ПКМ содержит $\theta_{\text{пор}}^{\text{пасп}}$ и соответствующие этому количеству пор $(\text{ФМХ})_{\text{пор}}$, то, определяя ФМХ беспористого ПКМ по формулам теории армирования [4-5], можно получить значение коэффициента В:

$$B = \frac{1}{\theta_{\text{пор}}^{\text{пасп}}} \left\{ \ln \frac{(\text{ФМХ})_{\text{пор}}^{\text{пасп}}}{(\text{ФМХ})_0} - \ln \left[1 - (\theta_{\text{пор}}^{\text{пасп}})^2 \right] \right\}. \quad (8)$$

Это значение В может быть в дальнейшем использовано для определения $(\text{ФМХ})_{\text{пор}}$ при их знании в реальном изделии.

Например, снижение предела прочности ПКМ, указанного в паспорте, относительно теоретически беспористого материала, определенного по формуле правила смесей $\sigma_{\text{вх}0} = \sigma_{\text{вв}}\theta_{\text{в}} + \sigma_{\text{вс}}^*(1 - \theta_{\text{в}})$ равно

$\frac{\sigma_{\text{в пор}}}{\sigma_{\text{в}0}} = \frac{1600}{1780} = 0,9$ при $\theta_{\text{пор}}^{\text{пасп}} = 0,05$ ($\sigma_{\text{вс}}^*$ - напряжение в матрице при $\varepsilon_{\text{с}} = \varepsilon_{\text{вв}}$). Тогда по формуле (8) получим $B = -2,057$. При формовании реального изделия получено $\theta_{\text{пор}} = 0,1$. Ожидаемый предел прочности этого ПКМ при зафиксированной пористости $\theta_{\text{пор}} = 0,1$ составит при $B = -2,057$

$\sigma_{\text{вх пор}} = 1780(1 - 0,1^2)e^{2,057 \cdot 0,1} = 1435$ МПа, что составляет $\frac{1435}{1600} = 0,897$ от паспортного значения этой величины. При допуске $\pm 5\%$ от средней величины 1600 МПа $\sigma_{\text{вх}} = 1520$ МПа и прогнозируемое значение $\sigma_{\text{вх пор}} = 1435$ МПа не укладывается в поле допуска.

Статическая прочность ПКМ, как известно [6], определяется условиями монолитности ПКМ, нарушения которой связаны с не только с наличием пор, но и с зональным отсутствием сцепления на границе «волокно – связующее», а также с наличием отдельных разрушенных волокон еще на стадии их предварительной технологической переработки в тот или иной вид армирующего полуфабриката.

Дефекты в виде зон отсутствия сцепления на границе «волокно – связующее» и трещин волокон в отличие от пор не имеют объема, поэтому их роль в снижении статической прочности ПКМ не может быть выявлена формулами, полученными на основе правила смесей.

Однако эти дефекты при паспортизации ПКМ в интегральном, но скрытом виде уже учитываются в ФМХ и прочностных его свойствах, регламентированных в паспорте соответствующими полями допусков, и отражены в зависимостях (7) и (8).

Их уровень предопределяет трещиностойкость ПКМ т.е. его сопротивление росту этих трещин под действием трещинодвижущих сил, вызывающих их рост [6]. Трещиностойкость ПКМ, связанная с дефектами микроуровня,^{*)} количественно определяется с помощью различных критериев. В [6] отмечается, что в соответствии с линейной упругостью механики разрушения (ЛУМР) используют критерий интенсивности напряжений $K_{\text{с}}$ как наиболее удобный для расчетов и проще определяемый экспериментально по ISO 13586 или иным стандартам путем соответствующих испытаний образцов ПКМ с нанесенными надрезами, создающими макроконцентрации напряжений. Микроконцентрации напряжений, возникающие вследствие рассмотренных выше дефектов, накладываются на макроконцентрации, которые могут быть определены аналитически исходя из гипотезы гомогенного анизотропного тела [10]:

$$\frac{(\sigma_{\beta})}{\sigma} = 1 + 2\sqrt{\frac{t}{\rho}} \times \sqrt{\sqrt{\frac{E_x}{E_y}} \left[1 + \frac{1}{4} \frac{\sqrt{E_x E_y}}{G_{xy}} - 2 \left(1 + \sqrt{v_{xy} v_{yx}} \right) \right]}, \quad (9)$$

где σ_{β} – напряжения, возникающие на краях эллиптического отверстия на большой полуоси при растяжении вдоль малой полуоси эллипса; σ – напряжения, возникающие вдали от концентратора в виде эллиптического отверстия; t – большая полуось эллипса; ρ – радиус возле малой полуоси.

В [10] показано, что при предельном переходе, когда $\sigma = \sigma_{\text{в}}$ – пределу прочности гладкого образца, а $\sigma_{\beta} = \sigma_{\text{вв}}$ – пределу прочности образца с надрезом коэффициент концентрации напряжений $\beta = \frac{\sigma_{\text{в}}}{\sigma_{\text{вв}}} = 1,1 \dots 1,2$.

Таким образом можно принять среднее значение β равным $\beta = 1,15_{-0,05}^{+0,05}$.

Тогда поле допуска предела прочности ПКМ, определяющего его трещиностойкость, можно записать в виде $\sigma_{\beta_{\text{в}+\Delta\sigma_{\text{в}}}}^{+\Delta\sigma_{\text{в}}} = 0,87\sigma_{\text{в}+\Delta\sigma_{\text{в}}}^{+\Delta\sigma_{\text{в}}}$, где поле допуска $\sigma_{\text{в}}$ определяется по паспортным данным на

^{*)} Кроме дефектов, возникающих на микроуровне, в ПКМ горячего отверждения в особенности многослойной структуры с различной схемой армирования всегда имеет место самоуравновешенное напряженное состояние, которое может явиться провокатором снижения трещиностойкости композита на макроуровне (см. ниже). Влияние этих напряжений на несущую способность ПКМ практически не нашло должного отражения в исследованиях.

ПКМ, а в случае их отсутствия – по процентному отклонению от среднего значения статического предела прочности.

Условный предел трещиностойкости является важной характеристикой усталостной прочности ПРКМ. В [10] показано, что коэффициент концентрации напряжений при повторно-переменных нагрузках на базе $2 \cdot 10^6$ циклов β_a равен

$$\beta_a = \frac{\sigma_a}{\sigma_{\beta a}} = (1,2 \dots 1,3) = 1,25^{+0,05}_{-0,05},$$

где σ_a , $\sigma_{\beta a}$ – пределы усталости при пульсирующем растяжении образца без надреза и с надрезом соответственно. Тогда $\sigma_{\beta a + \Delta\sigma_{\beta a}} = 0,8 \sigma_{a + \Delta\sigma_a}$.

При этом σ_a определяется либо при паспортных

испытаниях образцов на усталость с оговоренным(или экспериментально определенным) полем допуска или приближенно, следуя рекомендациям [6, с. 43] для случая однонаправленного ПКМ, можно воспользоваться зависимостью (6).

Анализ сравнительно небольшого количества источников, например, [6, 10-12], в которых содержатся отрывочные сведения по соотношениям

$\frac{\sigma_a}{\sigma_{\text{в ПКМ}}}$ для различных ПКМ, полученные на базе

107 циклов, но при различной асимметрии цикла и не полных данных по условиям испытаний, позволяет установить коэффициенты усталостной прочности, приведенные ниже в таблицах 2 – 4 и на рис. 6, заимствованные из различных источников.

Таблица 2

Усталостные свойства углепластика. Отношение прочности после 10^7 циклов нагружения к исходному пределу прочности при растяжении ¹⁾[11]

Материал	Макро-структура	f, Гц	Отношение	Материал	Макро-структура	f, Гц	Отношение
УВ-Э ²⁾	0°	30	0,53	УВ-Э ^{4,6)}	КИ	10	0,38
УВ-Э ²⁾	±45°	30	0,56	УВ-Э ^{4,7)}	КИ	10	0,26
УВ-Э ²⁾	90°	30	0,54	УВ-Э ²⁾ (127°С)	0°	30	0,58
Алюминий 2024 ТЗ	–	–	0,28	УВ-Э ²⁾ (177°С)	0°	30	0,54
Сталь 4130	–	–	0,44	УВ-полиимид ⁸⁾	0°	30	0,67
УВ-Э ³⁾	0°	30	0,56	УВ-порлисульфон ⁹⁾	0°	30	0,56
УВ-Э ^{4,5)}	КИ ¹⁰⁾	10	0,55				

Примечания: ¹⁾ $\sigma_{\text{в}}$ определялся при комнатной температуре 22°С; ²⁾ Т300-PR313 с объемной долей волокна 61 %;

³⁾ Т300-5208 с объемной долей волокна 60...70 %; ⁴⁾ Т300-934 с объемной долей волокна 60...66 %; ⁵⁾ R=0;

⁶⁾ усталость при циклах нагружения «сжатие-растяжение» ($\sigma_{\text{сж}}=0,15 \sigma_{\text{в}}$); ⁷⁾ То же при $\sigma_{\text{сж}}=0,23 \sigma_{\text{в}}$.

⁸⁾ AS-4397 – полиимид с объемной массой волокна 64 %; ⁹⁾ AS-P1700 – полисульфон с объемной массой волокна 57 %;

¹⁰⁾ КИ – квазиизотропный пластик с ориентацией [0°;45°;90°;-45°;90°;45°).

Таблица 3

Усталостная прочность пластмасс, армированных волокном [10]

Материал		Усталостная прочность (N=10 ⁷), МПа	Прочность при статическом растяжении, МПа	Отношение усталостной прочности к статической
Смола	Армирующий материал			
Полиэфирная	Стекломат из рубленого волокна (стекло Е)	28,6 ¹⁾	120,4	0,24
Полиэфирная	Мат со случайным расположением волокон (стекло Е)	42,2 ¹⁾	113,7	0,37
Полиэфирная	Атласная ткань (стекло Е)	85,7 ¹⁾	300,9	0,28
Эпоксидная	Нетканый материал с перпендикулярным расположением волокон в слоях (стекло Е)	154,7 ²⁾	473,3	0,33
Полиэфирная	Армирование в одном направлении (углеродное волокно)	816,0 ¹⁾	1020	0,80

Примечания: ¹⁾ пульсирующие напряжения; ²⁾ знакопеременные напряжения.

Таблица 4

Усталостные характеристики стеклопластиков при знакопеременном изгибе [12]

Стеклопластик	Частота, Гц	Усталостная прочность при $N=10^7$ циклов, МПа	$m_{\text{ц}}^*$
АГ-4С однонаправленный ортогонально-армированный (1:1)	25	110 70	0,2 0,15
ЭЗ-18С однонаправленный ортогонально-армированный (1:1)	15 50 (с теплоотводом)	170 ^{**} 143	0,30 ^{**} 0,25
АГ-4В	25	42	0,30
Полиэфирный на основе ткани типа Т-11 и связующего ПН-3	9	120 100	0,29 0,25
НПС-609-21М		200	0,32
Эпоксидно-фенольный типа СТЭР-1-30			
ДСВ-2-Р-2М			
Марки Л	50	29 ^{**}	0,18 ^{**}
Марки О		56 ^{**}	0,23 ^{**}
Марки П		54 ^{**}	0,21 ^{**}

Примечания: *) коэффициент усталостной прочности $m_{\text{ц}}$ равен отношению усталостной прочности $R_N(\sigma_N)$ к разрушающему напряжению при однократном нагружении; **) испытания проводили на односторонний циклический изгиб по режиму $0-\sigma_{\text{max}}$.

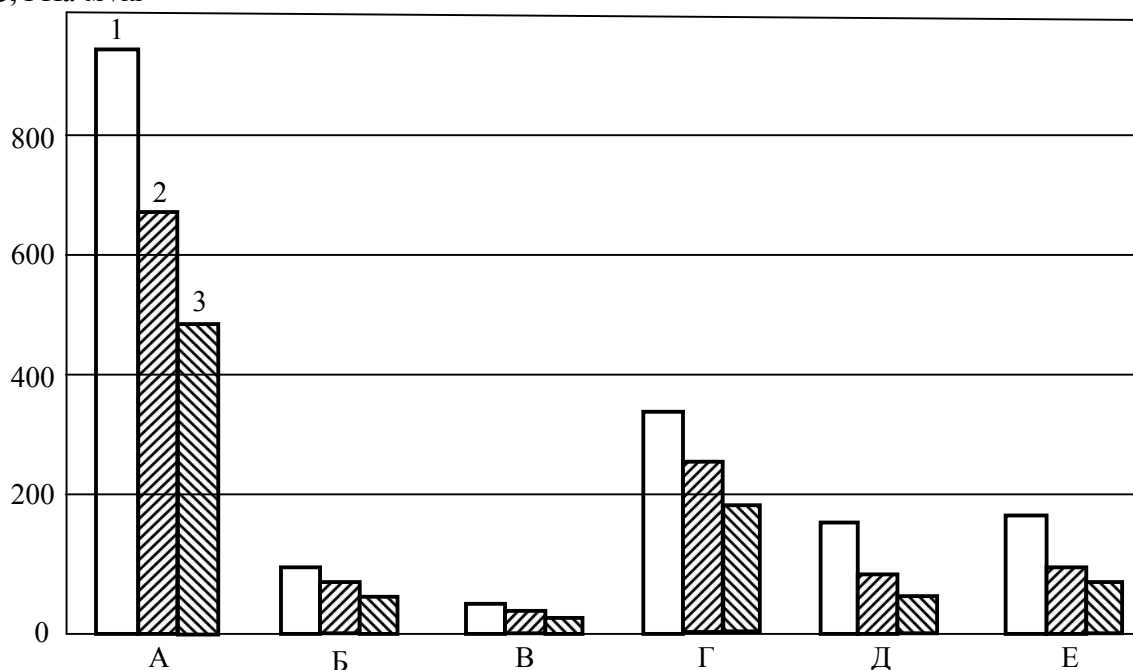
 σ^+/ρ , ГПа·м³/кг


Рис. 2. Усталостные свойства – отношение удельного предела прочности при растяжении σ^+/ρ к плотности при статическом (1) и многоцикловом (2 – циклическая долговечность после 10^5 циклов нагружения; 3 – циклическая долговечность после 10^7 циклов нагружения) нагружении конструкционных материалов [6, 11]: А – однонаправленный эпоксидный углеволокнит $[0^\circ]$; Б – эпоксидный углеволокнит $[\pm 45^\circ]$; В – эпоксидный углеволокнит $[90^\circ]$; Г – алюминий 2024Т3; Д – сталь; Е – эпоксидный углеволокнит $[0^\circ; 45^\circ; 90^\circ; -45^\circ]$ и $[-45^\circ; 90^\circ; +45^\circ; 0^\circ]$

Из табл. 2 – 4 и рис. 2 следует, что для однонаправленного углепластика

$$\frac{\sigma_a}{\sigma_{в\text{ПКМ}}} = (0,53...0,58) = 0,555^{+0,025}_{-0,025},$$

для однонаправленного стеклопластика

$$\frac{\sigma_a}{\sigma_{в\text{ПКМ}}} = (0,22...0,3) = 0,26^{+0,04}_{-0,04};$$

для изотропных материалов (алюминий, сталь)

$$\frac{\sigma_a}{\sigma_b} = (0,28...0,44) = 0,36^{+0,08}_{-0,08}.$$

В [18] для изотропных материалов приведен диапазон $\frac{\sigma_a}{\sigma_b} = (0,2...0,4) = 0,3^{+0,1}_{-0,1}$.

Считая, что это соотношение справедливо для предела усталости ПКМ, воспользуемся формулой (6) для прогнозирования, например, предела усталости углепластика КМУ-9: углеродная лента ЭЛУР-ПР-0,80 ($\sigma_b = 1500$ МПа; $E_b = 130$ ГПа на эпоксидном связующем ЭН9Б ($\sigma_{вс} = 80$ МПа; $E_c = 3600$ МПа) имеем:

$$\sigma_{а\text{КМУ-9}} = 0,3 \cdot 81 \frac{130000}{3600} = 878 \text{ МПа};$$

$$\frac{\sigma_{а\text{КМУ-9}}}{\sigma_{в\text{КМУ-9}}} = \frac{878}{1500} = 0,585,$$

что соответствует диапазону экспериментальных значений $0,555^{+0,025}_{-0,025}$.

Для однонаправленного высокопрочного стеклопластика [14]

$\sigma_{всп} = (1600...2100)$ МПа = 1800 МПа; $E_b = 80$ ГПа;

$$\sigma_{а\text{сп}} = 0,3 \cdot 61 \frac{80000}{3600} = 410 \text{ МПа};$$

$$\frac{\sigma_{а\text{сп}}}{\sigma_{в\text{сп}}} = \frac{410}{1800} = 0,228,$$

что соответствует диапазону экспериментальных значений $0,26^{+0,04}_{-0,04}$, приведенному выше.

Остановимся на анализе дефектов геометрического вида, отнесенных классификатором [2] к классу локальных поволодок (коробление). Известно, что локальные поводки изделий РКМ из ПКМ связаны в первую очередь с термонеуравновешенностью их структуры, имеющей место вследствие несимметрии армирующих слоев относительно срединной поверхности, применения поливолоконистых (гибридных) материалов, а также из-за отклонений в ориентации армирующих слоев и влияния градиента температурных полей от формообразующей оснастки к наружным слоям паковки.

Поводки локальных зон интегральных конструкций, расположенных внутри зоны, ограниченной жесткими продольно-поперечными подкрепляющими элементами, регламентируют допустимой величиной нормального к срединной поверхности максимального перемещения (прогиба) исходя из условий гладкости внешней поверхности изделия.

Поводки агрегатов (панелей), подлежащих после деформирования монтажу в жестком каркасе сборной конструкции регламентируют, исходя из допустимого уровня остаточных (монтажных) напряжений, возникающих в панели после частичной ликвидации перемещений (коробления) монтажными средствами. Прогиб подкрепленной зоны интегральной конструкции может быть регламентирован исходя из уровня (индекса) напряженности ψ . Под индексом напряженности будем понимать численное значение правой части принятого критерия прочности ПКМ $\psi \leq 1$, который при исчерпании несущей способности материала в рассматриваемой точке равен 1 [15].

В пакетах, реализующих метод конечных элементов, в качестве критерия прочности чаще всего используется критерий Мизеса-Хилла, для которого [15]:

$$\psi_i = \frac{\sigma_{1i}^2}{\sigma_{в1i}^2} - \frac{\sigma_{1i}\sigma_{2i}}{\sigma_{в1i}\sigma_{в2i}} + \frac{\sigma_{2i}^2}{\sigma_{в2i}^2} + \frac{\tau_{12i}^2}{\tau_{в12i}^2}, \quad (10)$$

где σ_{1i} , σ_{2i} , τ_{12i} , $\sigma_{в1i}$, $\sigma_{в2i}$, $\tau_{в12i}$ – действующие напряжения в i -м слое ПКМ и его пределы прочности в системе координат 102, где направление 1 соответствует расположению армирующих волокон однонаправленного монослоя.

Относительный максимальный прогиб равен

$$\bar{w}_{\max} = \frac{w_{\max}}{\delta}, \quad (11)$$

где δ – толщина пакета ПКМ.

Значения индекса напряженности различны в различных монослоях. Поэтому необходимо определять его в каждом i -м слое и выявить $\psi_{i\max}$.

В термонеуравновешенном незаневоленном пакете напряженное состояние в значительной степени нейтрализуется короблением. Поэтому максимальный индекс напряженности $\psi_{i\max}$ является односторонней характеристикой прогиба $\bar{w}_{\max}$.

В сборной конструкции, при эксплуатации которой прогибы в значительной степени нейтрализованы монтажным напряженным состоянием, накладываемым на возникающее вследствие эксплуатационных воздействий, необходимо нормировать не $\bar{w}_{\max}$, а $\psi_{\bar{w}\max}$. Допустимым является уровень $\pm \Delta \psi_{\bar{w}\max}$, при котором компоненты эксплуатации

онного напряженного состояния вместе с монтажными не будут превосходить значений [15]:

– для высоконагруженных конструкций $\psi_{\varepsilon} \leq 0,8$; $\psi_{\text{м max}} + \psi_{\varepsilon \text{ max}} \leq 1$, где $\psi_{\text{м max}}$, $\psi_{\varepsilon \text{ max}}$ – индексы напряженности в максимально нагруженном монослое от монтажных и эксплуатационных воздействий. Так как $\psi_{\text{м max}} + \psi_{\varepsilon \text{ max}} < 1$, то $\psi_{\text{м max}} < 1 - 0,8 \leq 0,2$.

– для средненагруженных конструкций $\psi_{\varepsilon \text{ max}} \leq 0,6$. Тогда $\psi_{\text{м max}} \leq 0,4$.

– для слабонагруженных конструкций $\psi_{\varepsilon \text{ max}} \leq 0,4$. Тогда $\psi_{\text{м max}} \leq 0,6$.

Указанные выше рекомендации по величине $\psi_{\varepsilon \text{ max}}$ могут быть уменьшены, а по $\psi_{\text{м max}}$ – увеличены при наличии особенностей эксплуатации или изготовления изделия. Однако в случае формования изделия из термоуравновешенного ПКМ $w=0$, но самоуравновешенное напряженное состояние все равно имеет место. Поэтому несущая способность изделия в эксплуатации будет снижаться за счет наличия этого самоуравновешенного состояния. Вследствие этого рациональность схемы армирования и (или) термического режима формования (или применения данного типа связующего) следует проверять по предыдущей схеме для конструкций различной степени ответственности по установленному уровню напряженности самоуравновешенного напряженного состояния:

- для высоконагруженной $\psi_{\varepsilon} \leq 0,2$;
- для средненагруженной $\psi_{\varepsilon} \leq 0,4$;
- для слабонагруженной $\psi_{\varepsilon} \leq 0,6$.

Если считать взаимнообратными задачи коробления заневоленной панели в жесткой окантовке и коробления идентичной ей свободной панели по напряженному состоянию, возникающему в первом случае до выемки изделия из формообразующей оснастки, а во втором – при монтажном заневоливании ранее свободной панели, то возникает возможность обоснованного в рамках этого допущения определе-

ния поля допуска на максимальный прогиб в первой задаче («прямой») путем нахождения его аналога во второй («обратной») задаче.

Решение первой и второй задач может осуществляться при следующих условиях:

– известны (заданы) углы ориентации всех однонаправленных монослоев пакета ПКМ панели φ_i относительно фиксированного направления, общее количество монослоев n ;

– регламентированы допустимые отклонения каждого монослоя $\Delta\varphi_i$, predeterminedные реализуемой технологией формообразования изделия;

– оговорены условия расположения монослоев относительно середины поверхности панели заданных размеров;

– принято допущение о виде закрепления панели в окантовывающем каркасе, который считается абсолютно жестким (свободное или защемление).

Известно решения обратной задачи на основе аналитической модели [16 - 19], частные случаи которых, реализованные при выполненных условиях, приведенных выше (за исключением второго) свидетельствуют о следующем [19]: чем больший разнос термонеуравновешенных монослоев относительно срединной поверхности панели, тем больше максимальный прогиб и соответственно выше индекс напряженности $\bar{\psi}_{\text{w max}}$ в точке максимального прогиба при его устранении путем приложения монтажных усилий (рис. 3).

Рис. 3 иллюстрирует ожидаемый (прогнозируемый) результат, который, как правило, известен проектировщику априори. Поэтому будем исходить из того, что структура пакета а, б или в (рис. 3) предопределена некоторыми обоснованными аргументами, в силу чего является заданной.

Приведенные на рис. 3 результаты получены в нашей работе [20] для пакета из однонаправленных слоев углепластика, ФМХ и прочностные свойства которого приведены в табл. 5. Паковка отформована из шести монослоев толщиной 0,12 мм при температуре $\Delta T = 100\text{K}$.

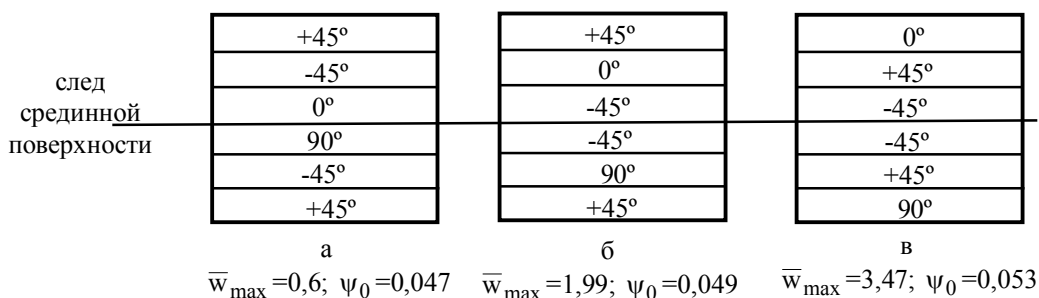


Рис. 3. Максимальные прогибы и соответствующие им максимальные индексы напряженности панели при $\Delta T = 100\text{K}$. Размер панели 500×500 мм

Таблица 5

ФМХ монослоя

Параметр	Значение
Продольный модуль упругости, ГПа	100
Поперечный модуль упругости, ГПа	10
Модуль сдвига, ГПа	6
Коэффициент Пуассона	0,35
Продольный КЛТР, 1/К	0
Поперечный КЛТР, 1/К	$30 \cdot 10^{-6}$
Продольный предел прочности, МПа	
на растяжение	900
на сжатие	700
Поперечный предел прочности, МПа	
на растяжение	50
на сжатие	120
Предел прочности на сдвиг, МПа	75

Анализ данных рис. 3 позволяет установить взаимно-однозначную связь между относительным максимальным прогибом $\bar{w}_{\max}$ и индексом напряженности термонеуровновешенных структур ПКМ, близкую к виду

$$\psi_{\max} = A\bar{w}_{\max}^2 + B\bar{w}_{\max} + C. \quad (12)$$

В частности, для углеродной структуры, показанной на рис. 3, а, $A=-0,0002$; $B=0,002$, $C=0,047$ при коэффициенте детерминации $R^2 = 0,999$.

Зависимость (12) позволяет для заданной структуры и известных ФМХ ПКМ установить индекс напряженности локальной зоны, измеряя максимальный прогиб после формования.

Вид зависимости (12), как показали наши исследования [20], существенно различен для ПКМ, состоящих из однонаправленных монослоев в упаковке с разной степенью армирования, не только для угле-, стекло-, органопластиков и их гибридных сочетаний, но и для одного и того же класса композита, изготавливаемого из различных по физико-механическим и прочностным свойствам волокон и связующего.

С целью анализа влияния отклонения монослоев $\pm\Delta\varphi_i$ на $\bar{w}_{0\max}$ и ψ в [20] были проведены численные исследования в пакете МКЭ на примере структуры ПКМ рис. 3 и его ФМХ (табл. 5) различных сочетаний в слоях $\pm\Delta\varphi=3^\circ$ и $\pm\Delta\varphi=5^\circ$ на величину $w_{\max}$ и ψ . Исследования показали, что наиболее неблагоприятные для прогиба сочетания отклонений в монослоях не превышают 12 % и в сторону уменьшения $w_{\max}$. При этом отклонение индекса напряженности не превышает 4 % от его значения при отсутствии отклонений в углах армирования структуры.

Выводы

Проведенные выше исследования технологических дефектов в агрегатах РКТ из ПКМ геометрического вида, относящихся к классу нарушений сплошности в дискретных объемах структур ПКМ и локальных поводов (коробления) позволили установить допуски на ФМХ и прочностные свойства композита, связанные с наличием в нем пористости, трещиностойкостью и усталостью, а также локальными поводками изделия и соответствующей им напряженностью термонеуровновешенных структур.

Показана необходимость учета уровня индекса напряженности интегрально термонеуровновешенных структур ПКМ, который вносит определенный вклад в напряженное состояние конструкций РКТ из ПКМ от эксплуатационных воздействий. Этот вклад увеличивается при росте разноразмерности термонеуровновешенных слоев относительно срединной поверхности пакета интегрально термонеуровновешенной структуры.

Литература

1. Коваленко, В.А. Исследование технологических дефектов, возникающих в производстве агрегатов ракетно-космической техники из полимерных композиционных материалов. Сообщение 1. Допуски на отклонения толщины формуемого изделия от проектного значения [Текст] / В.А. Коваленко // *Авиационно-космическая техника и технология*. – Вып. 3(90). – 2012. – С. 10 – 21.
2. Гайдачук, А.В. Анализ технологических дефектов, возникающих в серийном производстве интегральных авиаконструкций из полимерных композиционных материалов [Текст] / А.В. Гайдачук, А.В. Кондратьев, Е.В. Омельченко // *Авиационно-космическая техника и технология*. – Вып. 3(70). – 2010. – С. 40 – 49.
3. Потапов, А.И. Неразрушающий контроль конструкций из композиционных материалов [Текст] / А.И. Потапов, Ф.П. Пеккер. – Л.: Машиностроение, 1977. – 192 с.
4. Гайдачук, В.Е. Механика волокнистых композиционных материалов [Текст] / В.Е. Гайдачук, Я.С. Карпов. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 1991. – 97 с.
5. Карпов, Я.С. Проектирование деталей и агрегатов из композитов [Текст] / Я.С. Карпов. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2010. – 768 с.
6. Михайлин, Ю.А. Конструкционные полимерные композиционные материалы [Текст] / Ю.А. Михайлин. – СПб.: НАТ, 2008. – 822 с.
7. Рабинович, А.Л. Введение в механику армированных полимеров [Текст] / А.Л. Рабинович. – М.: Наука, 1970. – 482 с.
8. Порошковая металлургия. Материалы, технология, области применения [Текст] / И.М. Федорченко, И.Н. Францевич, И.Д. Радомысльский и др. – К.: Наукова думка, 1985. – 624 с.

9. Гун, Г.С. Оптимизация процессов технологического и эксплуатационного деформирования изделий с покрытиями [Текст] / Г.С. Гун, М.В. Чукин. – Магнитогорск, 2006. – 323 с.

10. Фудзин, Т. Механика разрушения композиционных материалов [Текст]: пер. с японского / Т. Фудзин, М. Дзако. – М.: Мир, 1982. – 232 с.

11. Справочник по композиционным материалам [Текст]: В 2-х кн. – Кн. 1. – под ред. Дж. Любина. – М.: Машиностроение, 1988. – 448 с.

12. Конструкционные стеклопластики [Текст] / В.И. Альперин, Н.В. Корольков, С.Л. Рогинский и др. – М.: Химия, 1979. – 360 с.

13. Прочность. Устойчивость. Колебания [Текст]: справочник в трех томах. – Т. 1. – Под ред. И.А. Биргера и Я.Г. Пановко. – М.: Машиностроение, 1966. – 831 с.

14. Композиционные материалы [Текст] / В.В. Васильев, В.Д. Протасов, В.В. Болотин и др.; под общ. ред. В.В. Васильева, Ю.М. Тарнопольского. – М.: Машиностроение, 1990. – 512 с.

15. Гайдачук, В.Е. О допустимом уровне напряженности деталей авиаконструкций, возникающих при их производстве или ремонте упругим деформированием [Текст] / В.Е. Гайдачук // Самолетостроение. Техника воздушного флота: респ.

межвед. науч.-техн. сб. – Х.: Харьк. авиац. ин-т, 1987. – Вып. 54. – С. 79 – 83.

16. Васильев, В.В. Механика конструкций из композиционных материалов [Текст] / В.В. Васильев. – М.: Машиностроение, 1988. – 272 с.

17. Молодцов, Г.А. Напряженные элементы конструкций летательных аппаратов / Г.А. Молодцов. – М.: Машиностроение, 1993. – 224 с.

18. Формостабильные и интеллектуальные конструкции из композиционных материалов [Текст] / Г.А. Молодцов, В.Е. Биткин, В.Ф. Симонов и др. – М.: Машиностроение, 2000. – 352 с.

19. Ставиченко, В.Г. Метод учета температурного напряженно-деформированного состояния при расчетах на прочность панелей обшивки из слоистых композитов: дис. ... канд. техн. наук: 05.07.02. – Х., 2010. – 149 с.

20. Коваленко, В.А. Исследование температурного напряженно-деформированного состояния композитных панелей при различной степени термодинамической равновесности их структуры [Текст] / В.А. Коваленко, А.В. Кондратьев, А.А. Кичка // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 2(70). – Х., 2012. – С. 20 – 33.

Поступила в редакцию 7.05.2012

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

ДОСЛІДЖЕННЯ ТЕХНОЛОГІЧНИХ ДЕФЕКТІВ, ЩО ВИНИКАЮТЬ У ВИРОБНИЦТВІ АГРЕГАТИВ РАКЕТНО-КОСМІЧНОЇ ТЕХНІКИ З ПОЛІМЕРНИХ КОМПОЗИЦІЙНИХ МАТЕРІАЛІВ.

ПОВІДОМЛЕННЯ 2. ДОПУСКИ НА ПОРУШЕННЯ СУЦІЛЬНОСТІ МАТЕРІАЛУ ТА ЛОКАЛЬНІ ПОВОДКИ ВИРОБУ

В.О. Коваленко

Проведено аналіз впливу технологічних дефектів геометричного вигляду, що відносяться до класів локальної суцільності та поведок, що виникають при формуванні деталей і агрегатів ракетно-космічної техніки з полімерних композиційних матеріалів. Встановлено поля допусків на параметри дефектів досліджуваного виду пористості, тріщинистості, довговічності та рівня напруженості деталей під впливом температурного поля і силових навантажень. Показана необхідність обліку впливу цих дефектів при проектуванні і створенні виробів ракетно-космічної техніки з полімерних композитів для забезпечення їх високої якості та функціональної надійності.

Ключові слова: вироби ракетно-космічної техніки, полімерні композиційні матеріали, технологічні дефекти, локальні порушення суцільності та повідки, поля допусків.

RESEARCHING OF DEFECTS RESULTING IN PRODUCTION AGGREGATES OF ROCKET AND SPACE TECHNOLOGY MADE OF POLYMERIC COMPOSITE MATERIALS. REPORT 2. TOLERANCES FOR MATERIAL DISCONTINUITY AND THE LOCAL PRODUCT STRAINS

V.A. Kovalenko

The analysis of the impact of technological defects of geometric type was carried out. These defects belong to the classes of the local continuity and products strains that arise during forming details and aggregates of rocket and space technology made of polymer composite materials. Field of tolerances for the parameters of the investigated type of porosity defects, fracture toughness, durability and details level of tension under the influence of the temperature field and power loads have been established. The need to consider the impact of these defects in the design and creation of products for rocket and space technology made of polymer composites for their high quality and functional reliability has been demonstrated.

Key words: product space rocket technology, polymer composite materials, technological defects, local discontinuities and products strains, field of tolerances.

Коваленко Виктор Александрович – канд. техн. наук, начальник лаборатории, Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля», Днепропетровск, Украина.

УДК 621.78

Д.Г. ШЕРСТЮК¹, Г.Г. ШЕРСТЮК¹, А.А. ФОКІН², Є.А. СОШНІКОВ², О.В. КУЛИК³¹ Дніпропетровський національний університет імені імені О. Гончара, Україна² ВАТ «Український НДІ технології машинобудування», Дніпропетровськ³ Національний центр аерокосмічної освіти молоді ім. О. Макарова, Дніпропетровськ

РОЗРАХУНКОВО-АНАЛІТИЧНЕ ВИЗНАЧЕННЯ ПАРАМЕТРІВ ПРОЦЕСУ ТЕРМОМЕХАНІЧНОГО КАЛІБРУВАННЯ ВЕЛИКОГАБАРИТНИХ ОБИЧАЙОК З ВНУТРІШНІМИ ФУНКЦІОНАЛЬНИМИ ЕЛЕМЕНТАМИ

Проведено аналітичний огляд існуючих методик розрахунку параметрів процесів термомеханічної обробки. Використовуючи основні положення напівбезмоментної та моментної теорій оболонок для великогабаритних металевих обичайок і технологічних оправок, проаналізовано напружено-деформований стан в системі обичайка-оправка та теоретико-аналітичним методом встановлено універсальні співвідношення основних параметрів процесу термомеханічного калібрування. Отримані параметри – зусилля, що діє на оправку (зусилля механічного калібрування), висота та радіус оправки є основними параметрами процесу термомеханічного калібрування та дозволяють забезпечити достатню міру точності обичайки.

Ключові слова: термомеханічне калібрування, аналітичний метод, ключові параметри процесу.

Вступ

У процесі термомеханічного калібрування зв'язних металевих обичайок з внутрішніми функціональними елементами, що призначені корпусам аеродинамічним обтічникам, матеріал останніх знаходиться у напружено-деформованому стані, який наближається до критичного і призводить до небажаних деформацій функціональних елементів або вафельного фону. Визначення оптимального методу розрахунку параметрів процесу термомеханічного калібрування дозволить розробити ефективний методу термомеханічного калібрування. Вирішення проблеми вимагає урахування всіх можливих зовнішніх і внутрішніх факторів, що впливають на процес термомеханічного калібрування, та встановлення їх взаємозалежності в універсальній формулі при аналітичному рішенні.

Для визначення стійкості пружних, ізотропних, тонкостінних циліндричних оболонок з малими початковими неправильностями форми, що перебувають під дією зовнішнього тиску в статті Е.О. Лопаніцина [1] використовуються рівняння, ідентичні рівнянням Маргерра для пологої циліндричної оболонки. Рішення будується методом Релея-Рітца з апроксимацією переміщень точок серединної поверхні оболонки подвійними функціональними сумами за тригонометричними і балковими функціями. В результаті система, отриманих нелінійних алгебраїчних рівнянь, вирішується «методами продовження». У якості початкових неправильностей оболонки

використовуються її прогини із граничних точок закритичних областей її траєкторії навантаження.

У дисертаційній роботі [2] проводиться дослідження стійкості тонких кругових циліндричних оболонок середньої довжини в межах пружності при спільній дії тиску й локальних поверхневих навантажень або моментів. Навантаження й моменти на оболонку передаються через тверді приварені або прикручені болтами накладки. З конструктивних міркувань накладки, як і ребра підкріплення, розташовуються із зовнішньої або внутрішньої поверхонь оболонок.

Теоретико-експериментальний метод професора А.В. Саченкова, заснований на теорії подоби й розмірностей, дозволяє на основі попереднього теоретичного аналізу встановити параметри, що визначають функціональні залежності й побудувати структурні формули, які описують характерні риси поведінки пластин і оболонок з точністю до постійних і функцій, обумовлених надалі на підставі експериментальних даних [2].

У статті Н.Н. Столярова [3] показані результати досліджень підкріпленої циліндричної оболонки. Отримано диференціальні рівняння, що описують деформування для радіального переміщення й кутового повороту при термосиловому навантаженні. Запропоновано рівняння спільності деформацій для багатозв'язаної тонкостінної конструкції в місцях стиків оболонок між собою.

Теоретичний метод розрахунку основних параметрів термомеханічного калібрування проводився в

«Українському науково-дослідному інституті технології машинобудування». Для вирішення основної проблеми були виведені універсальні співвідношення для знаходження геометричних параметрів та зусилля, що діє на технологічне оснащення [4].

Розроблені методики розрахунку враховують лише загальні механічні параметри та використовують велику кількість припущень без застосування окремих теоретичних моделей поведінки по відношенню в системі обичайка-оправка.

Постановка проблеми

Аналітичним методом визначити геометричні параметри технологічної оправки та параметри напружено-деформованого стану в системі обичайка-оправка, як основних параметрів процесу термомеханічного калібрування.

Викладення основного матеріалу

Розрахунок оправки для термомеханічного калібрування проводиться з умови, що при нагріванні до певної температури (T) діаметр оснащення та діаметр деталі стануть однаковими.

Умову спільності переміщень оправки й обичайки можна записати у вигляді:

$$\delta_{об} = \delta_{оп} + \delta_3, \quad (1)$$

де $\delta_{об}$ – повне радіальне переміщення поверхні обичайки по зовнішньому діаметру, що складається з позитивного температурного переміщення $\delta_{об}^T$ й негативного силового переміщення $\delta_{об}^c$ в результаті силового впливу із сторони оснащення;

$\delta_{оп}$ – повне радіальне переміщення внутрішньої поверхні оснащення, що складається з позитивного температурного переміщення $\delta_{оп}^T$ й позитивного силового переміщення $\delta_{оп}^c$ в результаті силового впливу з боку оснащення;

δ_3 – величина технологічного зазору між обичайкою та оправкою.

Приймаючи до уваги складові повних радіальних переміщень обичайки й оправки, умова спільності переміщень (1) приймає вигляд:

$$\delta_{об}^T - \delta_{об}^c = \delta_{оп}^T + \delta_{оп}^c + \delta_3. \quad (2)$$

Температурні переміщення обичайки та оправки мають вид:

$$\begin{aligned} \delta_{об}^T &= R_{об} (1 + \alpha \Delta T); \\ \delta_{оп}^T &= R_{оп} (1 + \alpha \Delta T), \end{aligned} \quad (3)$$

де α – коефіцієнт лінійного температурного розширення.

Величина технологічного зазору між обичайкою та оправкою

$$\delta_3 = R_{оп} - R_{об}, \quad (4)$$

де $R_{об}$ – радіус обичайки;

$R_{оп}$ – радіус технологічної оправки.

Силowe переміщення обичайки знаходимо з рівнянь напівбезмоментної теорії оболонок. Ця теорія є найбільш повною для розрахунків та досліджень, при навантаженнях, що швидко змінюються вздовж окружної координати. Для даної теорії базуються на трьох гіпотезах:

1. Статичній. Припускаючи рівність нулю позовжних сил, згинальних на закручувальних моментів.

2. Кінематичній. Вважаючи незначною окружну деформацію та деформацію зсуву, прирівнюють їх до нуля.

3. Фізичній. При побудові рівнянь не приймається до уваги коефіцієнт Пуассона.

Всі три види гіпотез добре узгоджені з реальними умовами термомеханічного калібрування, де по відношенню до обичайки можна вважати відсутніми позовжні сили та згинальні моменти. Деформації, що відбуваються у процесі термомеханічного калібрування проходять у пружній області для технологічної оправки та складають $\epsilon = 0,009$ для обичайки. Фізична гіпотеза – нехтування коефіцієнтом Пуассона, компенсується впливом температурних переміщень, де коефіцієнт лінійного температурного розширення враховує особливість матеріалу.

Елемент оболонки з усіма силами, що впливають на нього представлено на рис. 1.

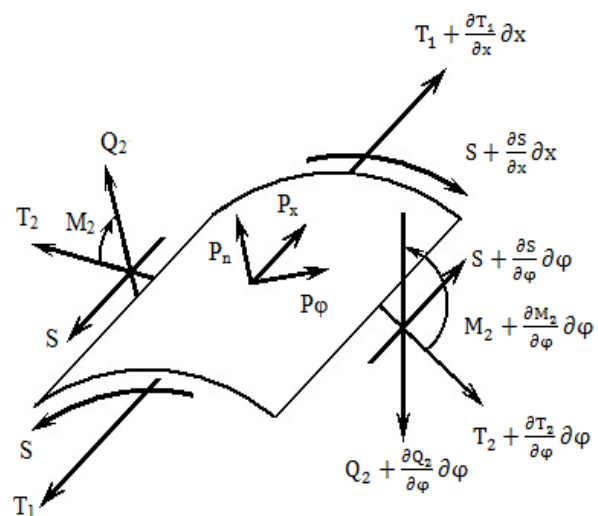


Рис. 1. Елемент оболонки та фактори зовнішнього впливу

Основні рівняння напівбезмоментної теорії [5]:

$$\frac{\partial^2 T_1}{\partial x^2} + \frac{D}{R^6} \left(\frac{\partial^6 w}{\partial \phi^6} + 2 \frac{\partial^4 w}{\partial \phi^4} + \frac{\partial^2 w}{\partial \phi^2} \right) - \frac{\partial^2 p_n}{R \partial \phi^2} - \frac{\partial^3 p_\phi}{\partial \phi} + \frac{\partial p_x}{\partial x} = 0; \quad (5)$$

$$\frac{\partial^2 T_1}{\partial \phi^2} - BR \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} = 0. \quad (6)$$

Після диференціювання рівняння (5) два рази по ϕ та виразу (6) по x , відкидаючи T_1 отримуємо рівняння радіального переміщення w :

$$\begin{aligned} \frac{\partial^4 w}{\partial x^4} + \frac{D}{BR^6} \left(\frac{\partial^8 w}{\partial \phi^8} + 2 \frac{\partial^6 w}{\partial \phi^6} + \frac{\partial^4 w}{\partial \phi^4} \right) = \\ = \frac{1}{BR^2} \left(\frac{\partial^4 p_n}{\partial \phi^4} + \frac{\partial^3 p_\phi}{\partial \phi^6} - R \frac{\partial^3 p_x}{\partial x \partial \phi^2} \right). \end{aligned} \quad (7)$$

Для циліндричної оболонки однорідне рівняння стійкості можна отримати з припущення

$$p_x=0, p_\phi=0, p_n = -pR\aleph_2 + T_{10}\aleph_1 + 2S_0\aleph_{12},$$

тоді:

$$\begin{aligned} B_1 \frac{\partial^4 w}{\partial x^4} + \frac{D_2}{R^6} \left(\frac{\partial^8 w}{\partial \phi^8} + 2 \frac{\partial^6 w}{\partial \phi^6} + \frac{\partial^4 w}{\partial \phi^4} \right) + \\ + \frac{\partial^4}{R^2 \partial \phi^4} (T_{20}\aleph_2 - T_{10}\aleph_1 - 2S_0\aleph_{12}) = 0, \end{aligned} \quad (8)$$

де B_1 – погоня жорсткості оболонки на розтягнення у поздовжньому напрямленні;

D_2 – погоня жорсткості оболонки на згинання в площині в окружному напрямленні;

$\aleph$ – зміна кривизни серединної поверхні оболонки.

Початкові умови для оболонки під внутрішнім тиском та закріпленій основі можна записати як:

$$T_{10} = 0; T_{20} = -pR, S_0 = 0.$$

Однорідне рівняння стійкості виходячи з початкових умов приймає вигляд:

$$\begin{aligned} B_1 \frac{\partial^4 w}{\partial x^4} + \frac{D_2}{R^6} \left(\frac{\partial^8 w}{\partial \phi^8} + 2 \frac{\partial^6 w}{\partial \phi^6} + \frac{\partial^4 w}{\partial \phi^4} \right) + \\ + \frac{p}{R^3} \left(\frac{\partial^6 w}{\partial \phi^6} + \frac{\partial^4 w}{\partial \phi^4} \right) = 0. \end{aligned} \quad (9)$$

Записавши $w = X \times \sin n\phi$, після перетворень та переходу до диференційного рівняння з постійними коефіцієнтами маємо:

$$X^{IV} - \left(\frac{\lambda}{R}\right)^4 X = 0, \quad (10)$$

$$\text{де } \lambda^4 = \frac{Rn^4(n^2-1)}{B_1} \left[p - \frac{D_2(n^2-1)}{R^3} \right].$$

Вирішення наведеного рівняння використовуючи найбільш суттєвий корінь рівняння λ_1 , який записується як $\lambda_1 = \frac{\pi R}{l}$, отримуємо:

$$p_{кр} = 4 \frac{\pi R}{l} \left(\frac{B_1}{R} \right)^{\frac{1}{4}} \left(\frac{D_2}{R^3} \right)^{\frac{3}{4}}. \quad (11)$$

Критичне стискальне окружне напруження має вигляд:

$$\sigma_{кр} = \frac{0,92ER}{l} \left(\frac{h}{R} \right)^{\frac{3}{2}}, \quad (12)$$

де h – товщина оболонки, мм;

l – висота (довжина) оболонки, мм.

Для оправлення під час процесу термомеханічного калібрування ключовим параметром є збереження геометричних розмірів, що дозволяють багаторазове її використання без переточування.

Критичним напруженням, що змінює геометрію оправлення можна прийняти межу текучості, що розраховується з умови $\sigma_t = (0,75-0,85)\sigma_B$ [5] та із узагальненого закону Гука ($\sigma = \epsilon E$) одержуємо:

$$\epsilon E = 0,8 \left[\frac{0,92ER}{l} \left(\frac{h}{R_{об}} \right)^{\frac{3}{2}} \right]. \quad (13)$$

Звідки знаходимо відносне силове переміщення обичайки

$$\epsilon = \frac{0,736R}{l} \left(\frac{h}{R_{об}} \right)^{\frac{3}{2}}. \quad (14)$$

Абсолютне силове переміщення обичайки має кінцевий вигляд:

$$\delta_{об}^c = \epsilon R_{об} = \frac{0,736R_{об}^2}{l} \left(\frac{h_{об}}{R_{об}} \right)^{\frac{3}{2}}. \quad (15)$$

Силове переміщення оправки під внутрішнім тиском знаходимо з рівнянь моментної теорії оболонок, яка дозволяє детально розглянути випадок вісесиметричного навантаження [6].

Елемент оправки під зовнішнім тиском, з усіма силами, що впливають на нього представлено на рис. 2.

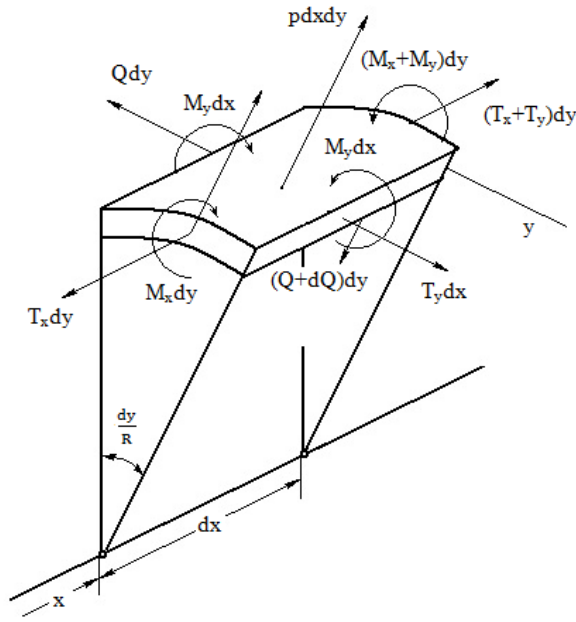


Рис. 2. Элемент оправки
под внутренним давлением

Рівняння рівноваги елемента оболонки розміром $h(dx=R_1d\phi, dy=R_2d\phi)$ по осях x, y та z мають вигляд:

$dNR_2\sin\phi d\phi=0; NR_2\sin\phi dx=dMR_2\sin\phi$, звідки

$$N = \frac{dM}{dx}; -TR_1d\phi - dNR + pR_1d\phi R = 0. \quad (16)$$

Співвідношення для радіального переміщення δ та кута нахилу дотичної до утворюючої θ :

$$\frac{d\delta}{dx} = \theta. \quad (17)$$

Повному подовженню елемента оболонки $\epsilon_x = \epsilon_0 + z \frac{d\theta}{dx}$ та подовженню в окружному напрямку $\epsilon_y = \frac{\delta}{R}$ відповідають напруження:

$$\sigma_s = \frac{E}{1-\mu^2} \left(\epsilon_0 + \mu \frac{\delta}{R} + z \frac{d\theta}{dx} \right), \quad (18)$$

$$\sigma_t = \frac{E}{1-\mu^2} \left(\epsilon_0 + \frac{\delta}{R} + \mu \frac{d\theta}{dx} \right), \quad (19)$$

де ϵ_0 – загальна деформація оболонки.

З формул (17), (18) та (19) виводяться співвідношення для рівнодіючих сил по меридіану та паралелі T та S відповідно, і моментів M та K :

$$T = \frac{Eh}{1-\mu^2} \left(\mu\epsilon_0 + \frac{\delta}{R} \right); S = \frac{Eh}{1-\mu^2} \left(\epsilon_0 + \mu \frac{\delta}{R} \right), \quad (20)$$

$$M = \frac{Eh^3}{12(1-\mu^2)} \frac{d^2\delta}{dx^2}; K = \frac{\mu Eh^3}{12(1-\mu^2)} \frac{d^2\delta}{dx^2}. \quad (21)$$

Виключаючи з рівняння (20) ϵ_0 , а з рівнянь (16) поперечну силу N отримуємо:

$$T = \frac{Eh}{R} \delta + \mu S, \quad \frac{d^2M}{dx^2} = p - \frac{T}{R}. \quad (22)$$

Виключивши з рівнянь (22) T :

$$\frac{d^2M}{dx^2} = p - \frac{Eh}{R^2} \delta - \frac{\mu}{R} S. \quad (23)$$

Продовжуючи перетворення, виключивши згинальний момент M , отримуємо рівняння відносно невідомого переміщення δ :

$$\frac{d^4\delta}{dx^4} + \frac{12(1-\mu^2)\delta}{E^2h^2} = \frac{12(1-\mu^2)p}{Eh^3} - \frac{12(1-\mu^2)S}{Eh^3R}. \quad (24)$$

Рішення рівняння (24) має вигляд:

$$\delta = e^{-kx} (C_1 \sin kx + C_2 \cos kx) + e^{kx} (C_3 \sin kx + C_4 \cos kx) + \delta_0. \quad (25)$$

В рівнянні (25) C_1, C_2, C_3, C_4 – постійні інтегрування, δ_0 – частне рішення рівняння при постійному внутрішньому тиску $p = \text{const}$:

$$\delta_0 = \frac{pR^2}{hE} \left(1 - \frac{\mu}{2} \right). \quad (26)$$

Таким чином, абсолютне силове переміщення оправки має кінцевий вигляд:

$$\delta_0 = \delta_{00}^c = \frac{pR_{оп}^2}{h_{оп}E} \left(1 - \frac{\mu}{2} \right), \quad (27)$$

де p – тиск матеріалу обичайки на внутрішню поверхню оправки.

При розрахунку конструкцій апаратів високого тиску в інтервалі 10-100 МПа, допустимий тиск приймають рівним $[p] = 0,6\sigma_t$ [7].

Припустимий тиск матеріалу обичайки (АМг6) для оправлення (СЧ-15) складе $[p] = 122,4$ МПа.

Підставляючи (3), (4), (15), (27) – умова спільності переміщень приймає вигляд:

$$R_{об} (1 + \alpha\Delta T) - \frac{0,736R_{об}^2}{1} \left(\frac{h_{об}}{R_{об}} \right)^{\frac{3}{2}} = R_{оп} (1 + \alpha\Delta T) + \frac{pR_{об}^2}{h_{оп}E} \left(1 - \frac{\mu}{2} \right) + R_{оп} - R_{об}. \quad (30)$$

Після перетворень одержуємо:

$$R_{оп} = \frac{R_{об}}{(2 + \alpha_{чугун} \Delta T)} \times \left[(2 + \alpha_{алюм} \Delta T) - \frac{0,736 R_{об}}{l_{об}} \left(\frac{h_{об}}{R_{об}} \right)^{\frac{3}{2}} - \frac{P_{алюм} R_{об}}{h_{оп} E_{чавун}} \left(1 - \frac{\mu_{чавун}}{2} \right) \right] \quad (31)$$

Формула (31) є загальним співвідношенням для визначення внутрішнього радіуса оправки у інженерних або дослідницьких розрахунках. Взявши для розрахунку числові значення з таблиці 1 та прийнявши

$$\Delta T = 310^{\circ}C, l_{об} = 1250 \text{ мм},$$

$$h_{об} = 300 \text{ мм}, R_{об} = 2000 \text{ мм},$$

можна визначити внутрішній радіус технологічної оправки для циліндричної обичайки:

$$R_{оп} = 2003 (\text{мм}).$$

Таблиця 1

Механіко-фізичні властивості сплаву АМг6 і литого чавуну СЧ-15 [8,9,10]

Марка сплаву	σ_p , МПа	$E \cdot 10^4$, МПа	α , $10^{-6}/C$	μ
АМг6	130-145	7,1	24,7	0,32-0,36
СЧ24	220	8,5-12	10-11	0,28-0,29

Примітка: σ_p – межа пропорційності;
 σ_B – межа міцності

Величина ΔT визначається, як різниця між температурою у цеху – $20C^0$ та допустимою межею нагрівання – $330C^0$ для сплавів типу АМг6, в яких при більш високій температурі нагрівання проходить фазове перетворення, що знижує корозійну стійкість сплаву.

Погонне зусилля, що діє на технічне оправлення циліндричної обичайки в поперечному напрямку отримуємо із співвідношення [11]:

$$N = T \times \cos \theta + S \times \sin \theta. \quad (32)$$

Підставивши (26) у (20) отримуємо погонне зусилля, що діє на технічне оправлення зі сторони циліндричної обичайки в поперечному напрямку отримуємо:

$$T = \frac{Eh}{1-\mu^2} \left(\mu \varepsilon_0 + \frac{p R_{оп} \left(1 - \frac{\mu}{2} \right)}{E h_{об}} \right), \quad (33)$$

$$S = \frac{Eh}{1-\mu^2} \left(\varepsilon_0 + \frac{\mu R_{оп} \left(1 - \frac{\mu}{2} \right)}{E h_{об}} \right). \quad (34)$$

Урахуванням окрім силової взаємодії фактора термічного впливу дає формули [12]:

$$T = \frac{E h_{об}}{1-\mu^2} \left(\mu \varepsilon_0 + \frac{p R_{оп} \left(1 - \frac{\mu}{2} \right)}{E h_{об}} \right) + \frac{E h_{об}}{1-\mu} \alpha \Delta T;$$

$$S = \frac{Eh}{1-\mu^2} \left(\varepsilon_0 + \frac{\mu R_{оп} \left(1 - \frac{\mu}{2} \right)}{E h_{об}} \right) \times \frac{E h_{об}}{1-\mu} \alpha \Delta T. \quad (36)$$

Підставляючи знайдений радіус технологічної оправки та

$$\varepsilon_0 = \frac{D_1 - D_2}{D_2} = \frac{4090 - 4054,5}{4054,5} = 0,0088,$$

θ – кут між віссю обертання та нормаллю до оболонки, $\theta=90^0$ у формулу (32) маємо:

$$N_{цилindr.} = T \cos \theta + S \sin \theta = 18,43 (\text{МН/м}).$$

Висоту технологічної оправки найбільш доцільно визначити через максимальне термічне подовження при нагріванні алюмінієвої обичайки, тобто:

$$H_{цилindr.опр.} = H_{об} (1 + \alpha \Delta T). \quad (37)$$

Висота технологічної оправки для циліндричної обичайки $H_{об} = 1250 \text{ мм}$:

$$H_{цилindr.опр.} = 1260 \text{ мм}.$$

Розрахункові формули для розрахунку радіуса у випадку конічної обичайки залишаються незмінними, але розраховується нижній і верхній радіус технологічної оправки за формулою (31) при $R_{об}^{верх} = 1763 \text{ мм}$, $R_{об}^{нижн.} = 2000 \text{ мм}$, $l_{об} = 1031 \text{ мм}$:

$$R_{\text{оп}}^{\text{нижн}} = 2003 \text{ мм},$$

$$R_{\text{оп}}^{\text{верх}} = 1766 \text{ мм}.$$

Погонне зусилля, що діє на технологічну оправку зі сторони конічної обичайки, можна визначити за допомогою формули (32) при $\theta = 15^\circ$:

$$N_{\text{коніч.}} = T \times \cos\theta + S \times \sin\theta = 9,787 \text{ (МН/м)}.$$

Висоту технологічної оправки для конічної обичайки можна визначити підставляючи замість $H_{\text{об}}$ довжину утворюючої конуса, тобто:

$$H_{\text{опр}} = l_{\text{об}} (1 + \alpha \Delta T), \quad (38)$$

$$H_{\text{коніч. опр.}} = 1040 \text{ мм}.$$

Отримані величини добре узгоджуються з результатами подібних розрахунків [4].

В той же час виведені формули більш повно описують процес термомеханічного калібрування для розрахунку радіуса технологічної оправки та мають більш універсальний характер для визначення висоти оправки та зусилля, що діє на неї зі сторони обичайки.

Висновки

На основі аналітичного огляду існуючих методик розрахунку напружено-деформованого стану оболонок під внутрішнім та зовнішнім тиском або при термічно-силовому навантаженні виявлені характерні співвідношення та ключові фактори для розрахунку геометричних та силових параметрів технологічної оправки для процесу термомеханічного калібрування. Загальні положення та рівняння моментної та напівмоментної теорій оболонок після перетворень та урахування особливостей термічного калібрування обичайок зведені в універсальних формулах.

Отримані параметри – зусилля, що діє на оправку (зусилля механічного калібрування), висота та радіус оправки є основними параметрами процесу термомеханічного калібрування та дозволяють забезпечити достатню міру точності обичайки.

Перевагами наведеної методики є велика кількість факторів, що включені до розрахункових формул та застосування різних моделей поведінки оправки та обичайки, що в комплексі забезпечує наближення до реального процесу.

Література

1. Лопаницын, Е.А. О возможности теоретического подтверждения экспериментальных значений внешнего критического давления тонкостенных цилиндрических оболочек [Текст] / Е.А. Лопаницын, Е.А. Матвеев // Прикладная математика и механика. – 2011. – № 5. – С. 830 – 842.
2. Казанцев, В.А. Устойчивость круговых цилиндрических оболочек при совместном действии давления и локальных поверхностных нагрузок [Текст]: автореф. дис. ... канд. техн. наук: 01.02.04 / Казанцев Валерий Анатольевич; Казан. гос. ун-т. – Казань, 1984. – 27 с.
3. Столяров, Н.Н. Оптимизация цилиндрических оболочек при термосиловом нагружении [Текст] / Н.Н. Столяров, Н.И. Дедов // Вест. СамГУ. – 1999. – №2. – С. 120 – 126.
4. Расчетно-аналитическая оценка схем термокалибровки и отжига цилиндрических и конических обечаек головного обтекателя РН «Циклон-4» [Текст]: техн. отчет / УкрНИИТМ; рук. Желтов П.Н., исполн. Фокин А.А. – Днепропетровск, 2007. – 37 с.
5. Балабух, Л.И. Строительная механика ракет [Текст]: учеб. для машиностроительных спец. Вузов / Л.И. Балабух, Н.А. Алфутов. – М.: Высш. шк., 1984. – 391 с.
6. Перельгин, О.А. Оболочки и пластины [Текст]: метод. указания / О.А. Перельгин, С.И. Поникаров, В.А. Булкин; Казанский гос. ун-т. – Казань: Изд-во Каз. ун-та, 2000. – 48 с.
7. Миронов, В.М. Конструирование и расчет элементов химического оборудования [Текст]: учеб. пос. / В.М. Миронов, В.М. Беляев. – Томск, 2003. – 112 с.
8. Мир сварки [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://weldworld.ru/index.php?pid=682> – 1.06.2012 г.
9. Характеристика материала АМг6 [Электронный ресурс]. – Режим доступа: http://www.splav.kharkov.com/mat_start.php?name_id=1422. – 1.06.2012 г.
10. Mechanical properties of gray cast iron [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.stainless-steel-tube.org/Mechanical-Properties-of-Gray-Cast-Iron.htm>. – 1.06.2012 г.
11. Справочник по чугуному литью [Текст] / под ред. д-ра техн. наук Н.Г. Гиришова. – 3-е изд. – Л.: Машиностроение, 1978. – 758 с.
12. Богданович, А.У. НДС конической оболочки для некоторых случаев нагружения и подкреплений [Текст]: моногр. / А.У. Богданович, Л.У. Бахтиева. – Казань, 1984. – 180 с.

Надійшла до редакції 8.06.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. каф. кафедри технології виробництва А.Ф. Санін, Дніпропетровський національний університет ім. О. Гончара, Дніпропетровськ.

**РАСЧЕТНО-АНАЛИТИЧЕСКОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ ПРОЦЕССА
ТЕРМОМЕХАНИЧЕСКОГО КАЛИБРОВАНИЯ КРУПНОГАБАРИТНЫХ ОБЕЧАЕК
С ВНУТРЕННИМИ ФУНКЦИОНАЛЬНЫМИ ЭЛЕМЕНТАМИ**

Д.Г. Шерстюк, Г.Г. Шерстюк, А.А. Фокин, Е.А. Сошников, А.В. Кулик

Проведен аналитический обзор существующих методик расчета параметров процессов термомеханической обработки. Используя основные положения полубезмоментной и моментной теорий оболочек для крупногабаритных металлических обечаек и технологических оправок, проанализированы напряженно-деформированное состояние в системе обечайка-оправка и теоретико-аналитическим методом установлено универсальные соотношения основных параметров процесса термомеханического калибровки. Полученные параметры - усилия, действующего на оправку (усилие механического калибрования), высота и радиус оправки являются основными параметрами процесса термомеханического калибровки и позволяют обеспечить достаточную степень точности обечайки.

Ключевые слова: термомеханическое калибрование, аналитический метод, ключевые параметры процесса.

**SETTLEMENT AND ANALYTICAL DETERMINATION PROCESS PARAMETERS
OF THE THERMOMECHANICAL CALIBRATION OF LARGE SHELLS
WITH INTERNAL FUNCTIONAL ELEMENTS**

D.G. Sherstyuk, G.G. Sherstyuk, A.A. Fokin, E.A. Soshnikov, A.V. Kulik

An analytical review of existing methods for calculating the parameters of the processes of thermomechanical processing. Using the basic provisions half-membrane and bending theory of shells for large metal shells and technological bars, analyzed the stress-strain state in the shell is mandrel-and theoretical-analytical method established universal relations between the basic parameters of the thermo-mechanical calibration. The obtained parameters - force acting on the mandrel (mechanical force calibration), the height and radius of the mandrel are the main parameters of the thermomechanical process of calibration and allow a sufficient degree of accuracy shell.

Key words: thermomechanical calibration, analytical approach, mathematical modelling, key thermocalibration process parameters.

Шерстюк Дмитро Геннадійович – аспірант каф. технології виробництва, Дніпропетровський національний університет ім. О.Гончара, Дніпропетровськ, Україна, e-mail: SherDG@i.ua.

Шерстюк Геннадій Геннадійович – аспірант каф. фізики електроніки та комп'ютерних систем, Дніпропетровський національний університет ім. О.Гончара, Дніпропетровськ, Україна.

Сошніков Євгеній Анатолійович – начальник сектора, ВАТ «Український науково-дослідний інститут технології машинобудування», Дніпропетровськ, Україна.

Фокин Анатолій Антонович – науковий секретар, ВАТ «Український науково-дослідний інститут технології машинобудування», Дніпропетровськ, Україна.

Кулик Олексій Володимирович – канд. техн. наук, заступник директора, Національний центр аерокосмічної освіти молоді ім. О. Макарова, Дніпропетровськ, Україна.

УДК 629.7.067:629.7.036.3-19:669.018

А.А. СЕРГЕЕВ, В.Т. ШЕПЕЛЬ

ОАО «НПО «Сатурн», Рыбинск, Россия

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ПОВРЕЖДАЕМОСТИ КОМПОЗИТНЫХ АКУСТИЧЕСКИХ ПАНЕЛЕЙ АВИАЦИОННОГО ГТД

Представлены результаты экспериментальных исследований по определению оптимальной конструкции акустических панелей авиационного газотурбинного двигателя (ГТД) из композиционного материала на основе оценки их повреждаемости посторонними предметами. Проведен анализ требований АП-33, CS-E в части защиты от посторонних предметов, таких как град, лед. Для решения поставленной задачи использовались несколько образцов панелей с различной конструкцией обшивки из стеклопластика по количеству слоев препрега, расположения волокон стекловолокна и толщины сотовой конструкции. Методика проведения эксперимента заключалась в обстреле с различными скоростями панелей шариком льда диаметром 25 мм.

Ключевые слова: авиационный двигатель, ударная нагрузка, акустические панели, композиты.

Введение

Важнейшим вопросом, решаемым при создании нового двигателя, является обоснование выбора оптимальных по характеристикам прочности, технологичности и эксплуатационным свойствам конструкционных материалов для деталей ГТД, обеспечивающих достижение заданных параметров двигателя при одновременном повышении надежности и ресурса. Применение композиционных материалов является одним из наиболее инновационных и перспективных методов создания компонентов современного газотурбинного двигателя. Композиты находят применение в тех случаях, когда потребности в высокой прочности и значительном техническом ресурсе должны сочетаться с минимальной массой двигателя. Создание таких конструкций стало возможным благодаря успехам в области комбинирования свойств материалов путем выбора способа выкладки препрега и различных методов его дальнейшей обработки давлением и температурой.

Нормы летной годности АП-33, CS-E предъявляют жесткие требования к повреждаемости элементов двигателя посторонними предметами [1, 2]. Акустические звуковые панели особенно подвержены воздействию небольших камней, града и льда, срывающегося с замковых соединений лопаток вентилятора и кока. В связи с этим демонстрация соответствия достаточной прочности панелей по непробиваемости является одним из обязательных требований при сертификации. Поскольку теоретические способы оценки влияния ударного воздействия на акустическую панель из композиционных материалов отсутствуют, то **целью настоящей работы** яв-

ляется обобщение опыта проведения натурных испытаний по выбору наиболее рациональной конструкции панелей в части стойкости к попаданию посторонних предметов.

1. Объекты испытаний

Акустическая панель состоит из трех слоев: две обшивки из стеклопластика, между которыми находится слой из алюминиевых сот. Внутренняя обшивка звукопоглощающей панели, воспринимающая ударное воздействие постороннего предмета, перфорирована и имела различное количество слоев у различных образцов. Перфорация применяется с целью усиления шумоглушающих свойств акустических панелей. Внешняя обшивка для всех образцов имела три слоя стеклопластика и не была перфорирована.

Объектом испытаний являлись фрагменты акустических панелей размером $200 \times 200 \times 16$ с допуском $\pm 0,5$ мм. Кроме этого испытываемые образцы имели следующие отличия:

- часть образцов не имела перфорации на внутренней обшивке;

- часть панелей имела структуру с направлением волокон стеклопластика внутренней обшивки $90^\circ \times 0^\circ$, другая $90^\circ \times 45^\circ \times 0^\circ$.

Слои стеклоткани выкладывались следующими способами:

1. Направление волокон всех слоев чередуется с поворотом на 90° (рис. 1, а).

2. Направление волокон чередуется с поворотом на 45° (рис. 1, б).

Образцы также различались количеством слоев стеклопластика внутренней обшивки: 3, 6 и 9 слоев.

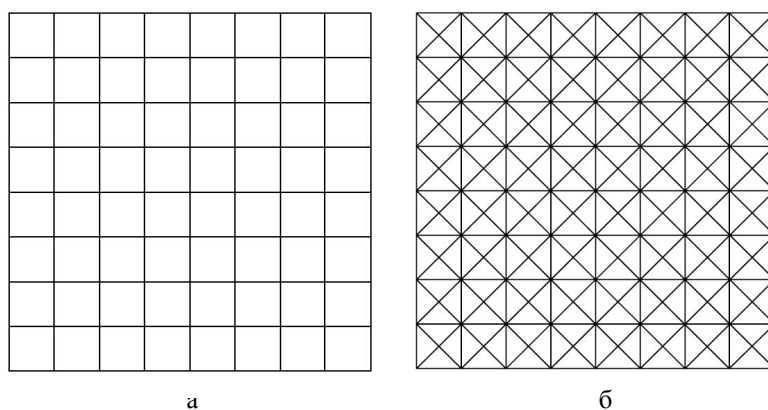


Рис. 1. Схема расположения направления волокон стеклоткани
а – $90^\circ \times 0^\circ$; б – $90^\circ \times 45^\circ \times 0^\circ$

2. Экспериментальная часть

Испытательная установка представляла собой пневматическую пушку, снабженную необходимым оборудованием для осуществления выстрела шариком льда диаметром 25 мм в образец, жестко зафиксированный в приспособлении. Указанный шарик льда позволяет в эксперименте получать предельные значения кинетической энергии 110 Дж, соответствующие максимальной кинетической энергии,

воспринимаемой акустической панелью при попадании града или льда в двигатель в эксплуатационных условиях.

Образец устанавливался на приспособление таким образом, чтобы расстояние между наружной поверхностью образца и установочной плоскостью приспособления было равным $2,5 \pm 0,3$ мм. Конструкция устройства для закрепления позволяет обеспечить нужный угол положения образцов по отношению к выстрелу (рис. 2).

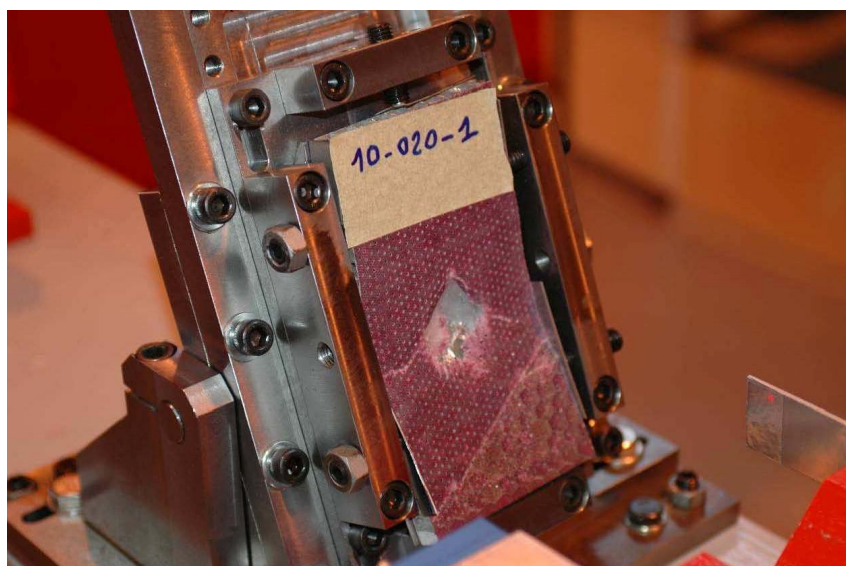


Рис. 2. Разрушенная акустическая панель после испытаний

Порядок проведения испытаний был следующим:

- образец устанавливался под углом 45 градусов (угол попадания льда, который срывается от кока, или от лопаток вентилятора при работе двигателя) к оси пушки;
- выстрелы производились в центр образца;
- выстрелы выполнялись ледяными шариками массой 10 грамм с последовательным увеличением скорости от 20 до 220 м/с и контролем глубины повреждения с остановкой испытаний при достижении

максимально допустимых повреждений;

- классифицировались повреждения (вмятины, трещины) и проводился их обмер.

Всего было произведено 23 выстрела.

За параметр максимально допустимой повреждаемости принималось повреждение с глубиной вмятины большей, чем 0,5 мм. Для этого случая определялась кинетическая энергия, приводящая к такому повреждению в условиях аналогичных работы двигателя. Испытания проводились в два этапа. На первом этапе в качестве объекта испытаний использовались

акустические панели с толщиной обшивки в 3 слоя и толщиной сотовой конструкции 30 мкм, на втором этапе использовались усиленные панели с толщиной алюминиевых сот равной 40 мкм.

Для сравнения прочности акустической панели с перфорацией и без перфорации в образцы были выполнены выстрелы с одинаковой скоростью и проведена оценка полученных повреждений.

3. Обсуждение результатов

В результате проведенных экспериментов были получены следующие виды повреждений:

1. Вмятина без разрыва. Такое повреждение не влияет на прочностные свойства акустической панели, но может привести к незначительному снижению коэффициента полезного действия компрессора.

2. Вмятина без разрыва, но с подмятием слоя алюминиевых сот. Такое повреждение допускает дальнейшую эксплуатацию акустической панели.

3. Вмятина без разрыва с расслоением покрытия из стеклопластика. Дальнейшее использование таких образцов может привести к разрушению слоя

стеклопластика и его попаданию в проточную часть двигателя.

4. Вмятина без разрыва с отслоением слоя стеклопластика от слоя алюминиевых сот. Допустимость данного типа повреждаемости панели зависит от площади повреждения. Большая площадь отслоения может привести к отрыву внутреннего слоя стеклопластика и разрушению панели.

5. Разрыв слоя стеклопластика с разрушением сотовой конструкции. Дальнейшее использование такой панели в эксплуатации недопустимо.

На основе полученных результатов испытаний можно сделать вывод, что все анализируемые панели независимо от наличия перфорации и количества слоев выдерживают удар шарика льда, летящего со скоростью 220 м/с, без нарушения целостности внутренней обшивки. При больших скоростях выстрела акустическая панель, получает повреждения, не допускающие ее дальнейшего использования (рисунки 2). При одинаковом количестве слоев и скорости выстрела, на панелях с перфорацией были получены вмятины большей глубины, чем на панелях без перфорации.

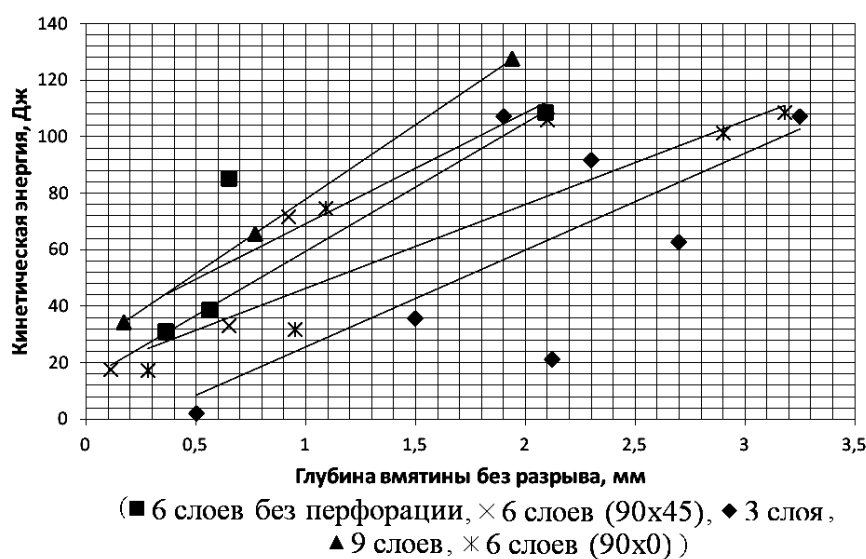


Рис.3. Зависимость глубины вмятины без разрыва внутренней обшивки от кинетической энергии шарика льда для различных конструкций акустических панелей

В результате испытаний были получены зависимости глубин вмятин без разрыва стеклопластика внутренней обшивки панелей от кинетической энергии шарика льда (рис. 3), построенные по методу наименьших квадратов. Было установлено, что при скорости ≥ 176 м/с (634 км/ч), происходит отслаивание слоя внутренней и наружной обшивок от слоя сотовой конструкции, что исключает дальнейшее использование акустической панели. На остальных панелях, обстрелянных с меньшими скоростями, после дефектации были обна-

ружены подмятия сотового заполнителя независимо от силы удара.

Из рис. 3 следует, что степень повреждаемости, характеризующаяся глубиной вмятины, получаемой при одной и той же энергии удара для различных конструктивных исполнений панелей, располагаются по стойкости в следующей последовательности:

- 9 слоев стеклопластика;
- 6 слоев без перфорации;
- 6 слоев и схемой расположения волокон $0^\circ \times 45^\circ \times 90^\circ$;

- 6 слоев и схемой расположения волокон $0^\circ \times 90^\circ$;
- 3 слоя стеклопластика.

Заключение

1. На основе анализа экспериментальных результатов испытаний наибольшую скорость удара, необходимую для получения повреждения с глубиной вмятины 0,5 мм, удалось достигнуть для образца сотовой панели с внутренней перфорированной 9-ти-слоистой обшивкой с ориентацией слоев $0^\circ \times 90^\circ$, но эти панели ЗПК имеют неудовлетворительные весовые характеристики.

2. Установлено, что максимальная скорость удара при глубине вмятины 0,5 мм и при отсутствии отслоения сот от наружной обшивки достигнута для образца сотовой панели с 9-ти-слоистой перфорированной наружной обшивкой и направлением волокон $0^\circ \times 90^\circ$.

3. На всех образцах панелей после дефектации было обнаружено подмятие сотового наполнителя, независимо от скорости удара шариком льда.

4. Большое значение при разработке стойких к ударному воздействию акустических панелей имеет технологический процесс их изготовления, в кото-

ром основную роль играет применение автоклавного формирования, которое увеличивает прочностные свойства получаемых образцов, уменьшает пористость, но при этом увеличивает финансовые затраты на изготовление.

5. Важным является сочетание применяемых материалов, препрегов и клеев, обладающих необходимыми свойствами адгезии, для предотвращения отслаивания и расклеивания, и соблюдение стабильности технологического процесса при работе с ними.

6. Наилучшими свойствами в плане стойкости к ударному воздействию града и льда и приемлемыми весовыми характеристиками обладают 6-ти-слоистые с перфорированной внутренней обшивкой и направлением волокон $0^\circ \times 45^\circ \times 90^\circ$ панели.

Литература

1. *Авиационные правила, ч. 33 (АП-33). Нормы летной годности двигателей воздушных судов [Текст]. – Межгосударственный авиационный комитет (МАК), 2004. – 52 с.*
2. *Certification Specifications for Engines (CS-E) [Text]. – European Aviation Safety Agency (EASA), 2007. – 193 p.*

Поступила в редакцию 20.05.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры «Теоретическая механика и сопротивления материалов» С.А. Букатый, Рыбинским государственный авиационный технологический университет, Рыбинск, Россия.

ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНЕ ДОСЛІДЖЕННЯ УШКОДЖУЄМОСТІ КОМПОЗИТНИХ АКУСТИЧНИХ ПАНЕЛЕЙ АВІАЦІЙНОГО ГТД

А.А. Сергеев, В.Т. Шепель

Подано результати експериментальних досліджень по визначенню оптимальної конструкції акустичних панелей авіаційного ГТД, виготовлених з композитного матеріалу на основі оцінки їх ушкоджуємості сторонніми предметами. Проведено аналіз вимог АП-33, CS-E у частині захисту від сторонніх предметів, таких як град, лід. Для вирішення поставленої задачі використовувались декілька зразків панелей з різною конструкцією обшивки із склопластику за кількістю шарів препрега, розташування волокон скловолокна та товщини сотової конструкції. Методика проведення експерименту складалась в обстрілі панелей кулькою льоду діаметром 25 мм з різними швидкостями.

Ключеві слова: авіаційний двигун, непробиваємість, акустичні панелі, композити.

EXPERIMENTAL STUDY OF DAMAGING OF COMPOSITE ACOUSTIC PANELS OF AVIATION GAS-TURBINE ENGINES

A.A. Sergeyev, V.T. Shepel

Experimental results are given for optimum design of gas-turbine engine acoustic panels made from composite materials based on analysis of their damaging by foreign objects. Airworthiness standards AP-33, CS-E are reviewed with regard to protection from foreign objects such as hail, lining being different in number of prepreg layers, glass-fiber flow and honeycomb thickness. The method of testing is shooting of panels with 25 mm diameter hail stones at different velocities.

Key words: aviation engine, containment, acoustic panels, composite materials.

Сергеев Артем Андреевич – инженер конструктор КО «Компрессор» ОАО «НПО «Сатурн», Рыбинск, Россия, e-mail: artemsergeyev@mail.ru.

Шепель Вячеслав Тимофеевич – начальник КО «Сертификация авиационных ГТД и промышленных ГТУ» ОАО «НПО «Сатурн», Рыбинск, Россия, e-mail: sshepel@yandex.ru.

УДК 629.78

Д.С. КАЛИНИЧЕНКО, А.В. АКСЁНЕНКО, А.Э. КАШАНОВ,
Н.В. ПОЛУЯН, В.Е. ТАРАСОВ

ГП «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля», Днепропетровск, Украина

МЕТОДИЧЕСКИЙ ПОДХОД К ПРОЕКТИРОВАНИЮ ТРАНСПОРТНО-КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ

Предложена транспортно-космическая система для вывода микроспутников на низкие околоземные орбиты с аэродромной полосы, которая состоит из многоразового гиперзвукового беспилотного летательного аппарата и одноразовой ракеты космического назначения. Проведен анализ существующих разработок. Рассмотрены различные компоновочные схемы, схемы расположения ракеты космического назначения относительно планера и силовые установки для возвращаемого беспилотного аппарата и проведен их анализ. Представлена схема вывода полезного груза с помощью транспортно-космической системы.

Ключевые слова: транспортно-космическая система, комбинированная силовая установка, гиперзвуковой беспилотный летательный аппарат.

Введение

С каждым годом в мире растет разработка нано и микроспутников. Вследствие этого возникает необходимость вывода космических аппаратов (КА) такого класса на заданные, в том числе солнечно-синхронные орбиты.

Запуски микроспутников на сегодняшний день осуществляются существующими ракетами-носителями среднего ($M=200-500$ т) и легкого класса (до 200 т) в основном в виде дополнительной полезной нагрузки или групповым методом [1]. Такие методы запусков имеют ряд недостатков, а именно - существенное ограничение по параметрам орбиты для дополнительной полезной нагрузки, определяемое параметрами орбиты основного КА, а также длительный срок ожидания запуска (до 18-24 месяцев), что превышает срок создания микроспутников (9...12 месяцев).

Существенным фактором также является высокая удельная стоимость доставки 1 кг полезного груза на орбиту с помощью одноразовой ракеты-носителя [2]. Кроме того для осуществления запуска с помощью ракеты-носителя необходимо наличие космодрома с немалой зоной отчуждения для падения отделяемых частей РН, что не удовлетворяет большинство стран, особенно тех, которые расположены в густонаселенных районах.

Таким образом, решение вопроса по выводу нано и микроспутников заключается в поиске новых схем доставки КА. Одной из таких схем является частично многоразовая аэрокосмическая система (АКС), состоящая из возвращаемой первой ступени и одноразовой второй. В качестве первой ступени АКС могут использоваться дозвуковые транспорт-

ные самолеты, сверхзвуковые истребители или бомбардировщики и гиперзвуковые самолеты-разгонщики. В качестве второй ступени используются ракеты космического назначения (РКН), ракетные блоки и орбитальные самолеты.

Анализ существующих разработок

С 1990 года в США успешно эксплуатируется АКС «Пегас», которая включает в себя доработанный стратегический бомбардировщик В-52 и расположенную под крылом крылатую трехступенчатую РКН [3, с. 488]. В этой АКС разделение ступеней осуществляется на высоте 12,2 км со скоростью 0,8М. РКН способна доставлять полезный груз весом 350 кг на низкие орбиты. Недостатком данной схемы выведения является значительная стоимость вывода 1 кг полезного груза на космическую орбиту, которая превышает стоимость вывода с помощью одноразовой ракеты-носителя.

Известны проекты «Воздушный старт» и «МАКС» [3, с. 491-494]. В проекте АКС «Воздушный старт» используется доработанный транспортный самолет АН-124 и расположенная внутри фюзеляжа двухступенчатая РКН «Полет». В проекте «МАКС» используется доработанный транспортный самолет АН-225 и расположенный над фюзеляжем многоразовый орбитальный самолет с одноразовым внешним топливным баком. Недостатком таких схем является необходимость значительной доработки самолета-носителя, а также незначительные прибавки скорости и высоты к стартовым характеристикам второй ступени.

Существуют также проекты, где используются сверхзвуковые самолеты-разгонщики, которые дают

большую прибавку к скорости и высоте, это «Бурлак» и «Ишим» [3, с. 496-497]. В проекте «Бурлак» используется сверхзвуковой стратегический ракетно-носец Ту-160 и прикрепленная снизу двухступенчатая РКН «Бурлак». Разделение ступеней происходит на высоте до 14 км при скорости полета 500 м/с. На низкую орбиту данная АКС способна выводить 1.1 т. полезного груза. В проекте «Ишим» используется истребитель-перехватчик МиГ-31 и трехступенчатая РКН, которая способна выводить полезный груз весом до 200 кг на низкие орбиты.

Недостатком обоих схем является необходимость доработки конструкции и аэродинамической компоновки самолета.

Также были разработаны проекты, использующие для разгона гиперзвуковые самолеты-разгонщики (ГСР), а для продолжения полета орбитальные самолеты. Это проекты «Спираль», «Зенгер» и «МИГАКС».

Проект «Спираль» состоит из возвращаемого ГСР и расположенного сверху одноразового ракетного ускорителя и орбитального самолета. Разделение ГСР и ракетного блока происходит на высоте 30 км при скорости 6М. Стартовая масса АКС «Спираль» составляет 115 т.

Проект «Зенгер» состоит из возвращаемого ГСР и расположенного сверху орбитального самолета, взлетная масса составляет 366 т. Разделение ступеней производится на высоте 35 км со скоростью 6,6М.

Проект «МИГАКС» выполнен на основе ГСР и расположенного сверху орбитального самолета, взлетная масса 420 т. Разделение ступеней происходит на высоте 30 км при скорости 6М. АКС обеспечивает вывод на переходную орбиту 12.7 т. полезного груза.

Основным недостатком при использовании указанных АКС для вывода микроспутников на орбиту является значительный стартовый вес (вес полезного груза), а также значительная стоимость создания и эксплуатации орбитальных самолетов.

Постановка задачи

Будем рассматривать средство для выведения микроспутников на низкие околоземные орбиты с аэродромной полосы.

В качестве перспективного средства выведения представляет интерес разработанная авторами схема транспортно-космической системы (ТКС) состоящей из многоразового высотного гиперзвукового беспилотного летательного аппарата (БПЛА) с одноразовой РКН.

Применение высотного беспилотного гиперзвукового летательного аппарата позволяет умень-

шить стоимость выведения КА, в первую очередь, за счет исключения пилота из состава ТКС, систем необходимых для его жизнеобеспечения, а также снижения затрат на его подготовку. Отделение РКН осуществляется на скоростях порядка 4...6 Махов и высотах порядка 25...30 км под углом бросания 40...50°.

Решение задачи

На проектном этапе решается задача выбора силовой установки для гиперзвукового БПЛА. Силовая установка должна быть работоспособной исходя из условий всех этапов эксплуатации (руление по воздушно-посадочной полосе (ВПП), старт с ВПП, разгон, возврат на аэродром базирования и посадка на ВПП) и обеспечивать максимальную тяговооруженность при минимальном расходе топлива.

Рассмотрим для предварительного проектного анализа облика БПЛА несколько типов двигателей: газотурбинный, воздушно-реактивный, жидкостной ракетный двигатель.

Из газотурбинных двигателей наиболее подходящим является турбореактивный двухконтурный двигатель с форсажной камерой (ТРДДФ). Такой тип двигателей используется на сверхзвуковых самолетах с максимальными характеристиками скоростью 3 Маха и высотой до 20 км. В Украине двигатели такого класса проектируются ГП «КБ «Прогресс» им. Ивченко» и производятся АО «Мотор Сич».

Прямоточный воздушно-реактивный двигатель (ПВРД) эффективно работает при определенном скоростном напоре не менее 2000 кгс/м². На борту БПЛА размещается горючее, а окислитель берется из окружающей среды, вследствие чего такой тип двигателя пригоден до высот 40 км.

Жидкостной ракетный двигатель (ЖРД) позволяет получить большую тягу двигателя при большом удельном расходе топлива. На борту БПЛА необходимо размещать окислитель и горючее, что делает двигатель независимым от условий полета, но увеличивает вес БПЛА. Целесообразно использовать ракетный двигатель, в тех случаях, когда необходима большая тяга при малом времени работы двигателя, при вертикальном старте БПЛА с ракетными двигателями.

Проанализировав указанные типы двигателей, приходим к выводу, что с одним типом двигателя выполнить БПЛА достаточно проблематично. Однако возможно использовать комбинацию типов двигателей для работы каждого на оптимальном для него участке.

Таковыми комбинациями могут быть:

- ТРДДФ+ПВРД;
- ТРДДФ+ЖРД.

Одной из наиболее важных задач рассматриваемых на первоначальном этапе является выбор расположения РКН относительно планера БПЛА. Возможно расположение РКН под планером, над планером и внутри планера БПЛА.

При расположении РКН сверху планера БПЛА необходимо прилагать значительные усилия для подъема РКН при разделении, однако расположение сверху освобождает нижнюю часть фюзеляжа для расположения воздухозаборных устройств, а также облегчает процесс расхождения РКН и БПЛА после отделения. Подробное описание способов осуществления и недостатков старта сверху планера БПЛА выполнено в [4].

При расположении РКН снизу планера БПЛА усилия для разделения РКН и БПЛА будут меньшими, однако существует проблема несоударения РКН с БПЛА после разделения.

При расположении РКН внутри планера требуется достаточно большой объем внутреннего пространства и возникают вопросы с направлением разделения. Некоторые особенности старта из планера описаны в [5].

Для дальнейших проработок был выбран вариант утопленного расположения РКН под планером БПЛА. На стадии проектных оценок рассмотрены два основных варианта схем ТКС.

Первый вариант. Схема на базе двух ТРДДФ и одного четырехкамерного ЖРД (рис. 1). Планер (1) выполнен по нормальной аэродинамической схеме с передним оперением для улучшенной стабилизации и управляемости и двумя килями. Под консолями крыла имеются два плоских воздухозаборных устройства для обеспечения расчетной работы ТРДДФ (2). В нижней части фюзеляжа выполнена ниша для размещения РКН (4). Расчеты проведенные для данного варианта показали возможность вывода полезного груза (ПГ) весом 40 кг на солнечно-синхронную орбиту высотой 500 км.

Схема полета ТКС представлена на рис. 2. Горизонтальный взлет на турбореактивных двигателях и достижение высоты порядка 12 км, затем отделяется стекатель БПЛА и запускается ЖРД, который доразгоняет ТКС до высоты порядка 30 км и скорости порядка 4...6 М. Доразгон ТКС осуществляется при перекрытых каналах воздухозаборных устройств. Отделение РКН осуществляется при достижении угла бросания порядка 40-50°. После чего происходит раскрытие стабилизаторов, отделение стекателя РКН и запуск маршевого двигателя 1 ступени. Далее полет происходит по традиционным схемам вывода ПГ на орбиту. БПЛА после отделения РКН делает маневр «уклона» в плоскости рыс-

кания и продолжает полет при выключенных двигателях спускаясь до высоты порядка 18 км за счет приобретенной кинетической энергии. На этой высоте происходит разворот БПЛА и полет в зону старта. На высоте порядка 12...16 км включаются ТРДДФ, на которых происходит посадка БПЛА.

РКН для этой схемы состоит из трех ступеней с твердотопливными двигателями. Для управления РКН в полете по каналам рыскания и тангажа двигатели оснащены поворотными соплами. Для управления по каналу крена первая ступень оснащена двигателем крена, а вторая и третья оснащены системой управления ориентацией и стабилизацией.

Второй вариант. Схема на базе двух ТРДДФ и одного прямоточного воздушно-реактивного двигателя (ПВРД) (рис. 3). Планер БПЛА (1) также выполнен по нормальной аэродинамической схеме с передним оперением и двумя килями и включает в себя два плоских воздухозаборных устройства. Подача воздуха к двум ТРДДФ (2) ведется по прямым каналам воздухозаборного устройства затем при переходе на режим работы ПВРД (3) заслонка, установленная за горлом воздухозаборного устройства, перекрывает прямой канал, и воздух из двух каналов попадает в один ПВРД. В нижней части фюзеляжа имеется ниша, в которой крепится РКН (4). Расчеты, проведенные для данного варианта, показали возможность вывода ПГ весом 40 кг на солнечно-синхронную орбиту высотой 500 км.

Дополнительно к двум основным вариантам рассматривался вариант использования двух ПВРД меньшей тяги (рис. 4).

РКН для этих вариантов ТКС также состоит из трех ступеней с твердотопливными двигателями серийного изготовления.

Схема полета аналогична первому варианту. Горизонтальный взлет на турбореактивных двигателях и достижение скоростного напора необходимого для запуска ПВРД. Осуществляется запуск ПВРД, который доразгоняет ТКС до скорости порядка 4 М на высоту порядка 25 км. Отделение РКН осуществляется при достижении угла бросания порядка 40-50°. После чего происходит раскрытие стабилизаторов, отделение стекателя РКН и запуск маршевого двигателя 1 ступени. Далее полет происходит аналогично варианту с ЖРД.

Преимущества и недостатки каждого варианта приведены в табл. 1.

Выводы

Проведенный авторами комплекс научно – исследовательских работ по поиску оптимального варианта средства выведения на заданные орбиты нано и микроспутников позволяет сделать следующие выводы:

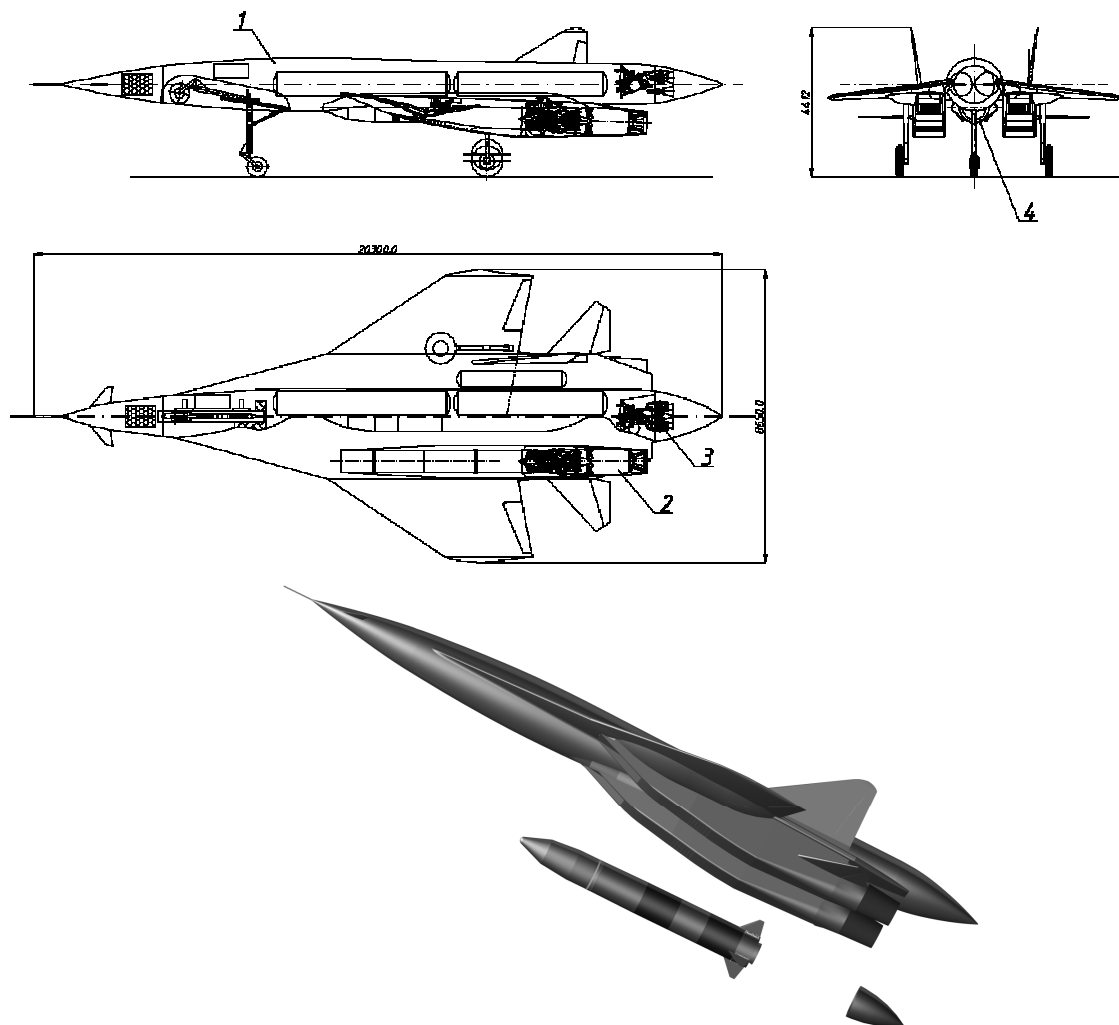


Рис. 1. Компонентная схема и общий вид ТКС (ТРДДФ+ЖРД)

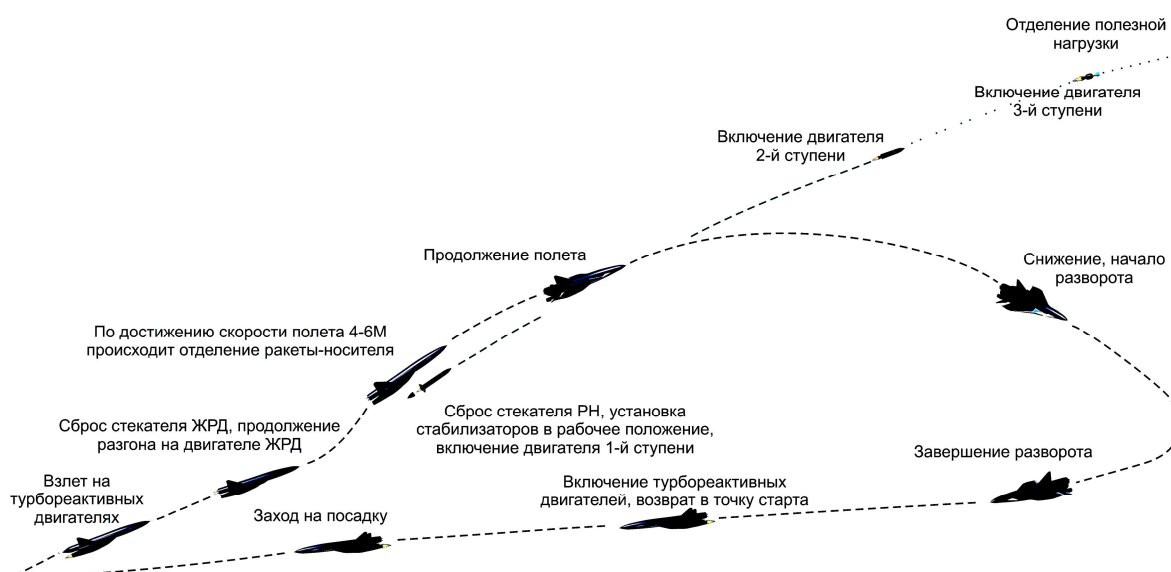


Рис. 2. Схема вывода ПГ на орбиту

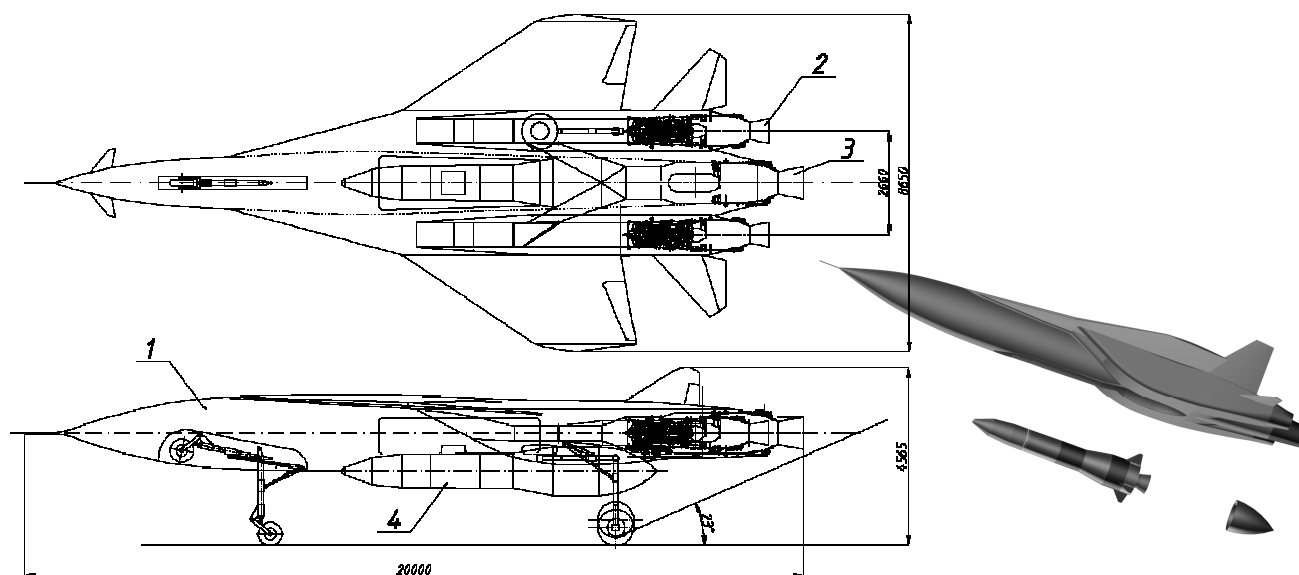


Рис. 3. Компоновочная схема и общий вид ТКС (ТРДДФ+1 ПВРД)

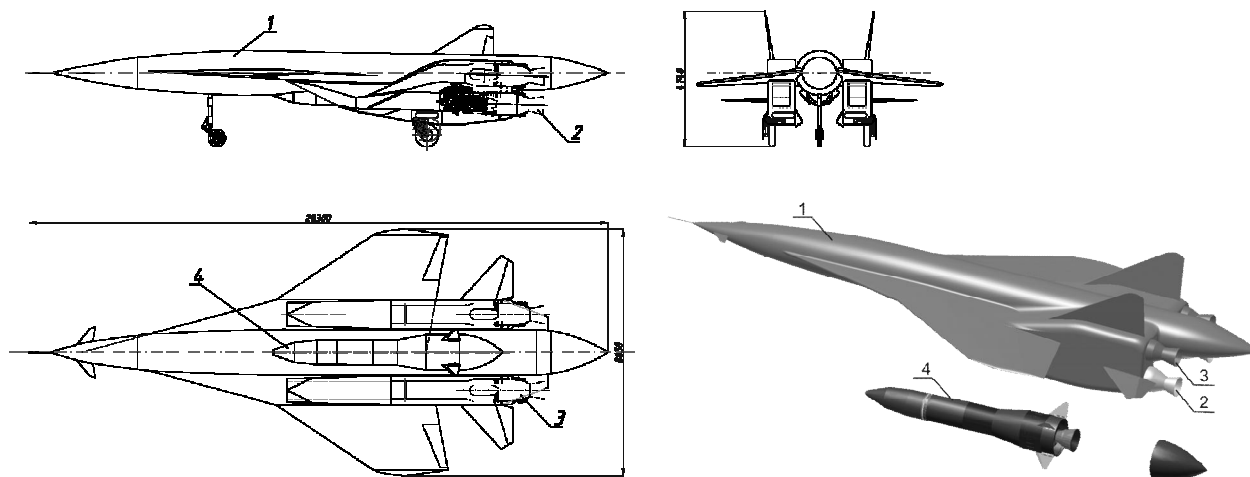


Рис. 4. Компоновочная схема и общий вид ТКС (ТРДДФ+2 ПВРД)

Таблица 1

Сравнение вариантов

	ТКС ТРДДФ+ЖРД	ТКС ТРДДФ + 1 ПВРД	ТКС ТРДДФ +2 ПВРД
Работа двигателей	Независимая	Зависимая (так как общий воздухозаборник)	Зависимая (так как общий воздухозаборник)
Пассивный вес неработающего двигателя	Вес всей двигательной установки	Вес двигателя	Вес двигателя
Запасы окислителя на борту	Превышающие запасы топлива	Отсутствуют	Отсутствуют
Средний удельный импульс	Низкий	Значительный	Значительный
Простота компоновки	Простая	Умеренная	Усложненная
Конфигурация воздухозаборника	Простая, общеизвестная	Сложная, комбинированная	Усложненная, комбинированная
Готовность двигателей	Наличие готовых образцов	Необходимо создание ПВРД	Необходимо создание ПВРД

1. В условиях отсутствия возможности создания на территории страны космодрома вариант запуска КА с помощью ТКС является наиболее оптимальным и экономически целесообразным для разработки.

2. При проектной оценке вариантов ТКС наиболее приемлемым решением является использование силовой установки с ТРДДФ и одним ПВРД.

3. Дальнейшим направлением научных исследований должна стать оптимизация параметров выбранного варианта транспортно-космической системы.

Литература

1. Овчинников, М.Ю. "Малыши" завоевывают мир [Текст] / М.Ю. Овчинников // Сборник научно-популярных статей – победителей конкурса РФФИ 2007 года / Рос. фонд фундамент. исслед.; под ред. В. И. Конова. – М., 2008. – №11. – С. 17 – 29.

2. Матюшенко, И.Ю. Инновационный механизм развития ракетно-космического комплекса Украины в условиях глобального экономического кризиса [Текст] / И.Ю. Матюшенко, И.В. Макеева // Бизнес Информ. – 2009. – № 10. – С. 40 – 52.

3. Кобелев, В.Н. Средства выведения космических аппаратов [Текст] / В.Н. Кобелев, А.Г. Милованов. – Москва: «РЕСТАРТ», 2009. – 520 с.

4. Кузякин, Ю.П. Воздушный старт ракет-носителей с верхней части фюзеляжа самолета [Текст] / Ю.П. Кузякин // Адаптивні системи автоматичного управління: міжвідомчий науково-технічний збірник. – 2008. – № 13 (33). – С. 45 – 54.

5. Кузякин, Ю.П. Воздушный старт ракет-носителей из грузового отсека фюзеляжа транспортного самолета [Текст] / Ю.П. Кузякин // Адаптивні системи автоматичного управління: міжвідомчий науково-технічний збірник. – 2009. – № 14 (34). – С. 50 – 60.

Поступила в редакцию 25.05.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф., декан физико-технического факультета А.Н. Петренко, Днепрпетровский национальный университет, Днепрпетровск.

МЕТОДОЛОГІЧНИЙ ПІДХІД ДО ПРОЕКТУВАННЯ ТРАНСПОРТНО-КОСМІЧНОЇ СИСТЕМИ

Д.С. Калиниченко, О.В. Аксьоненко, О.Е. Кашанов, М.В. Полуян, В.Е. Тарасов

Запропонована транспортно-космічна система для виводу мікросупутників на низькі навіколоземні орбіти з аеродромної смуги, що складається із багаторазового гіперзвукового безпілотної літального апарату та одноразової ракети космічного призначення. Проведений аналіз існуючих розробок. Розглянуті та проаналізовані різні компоновальні схеми, схеми розташування ракети космічного призначення відносно планера та силові установки для безпілотної апарату, що повертається. Представлена схема виводу корисного вантажу за допомогою транспортно-космічної системи.

Ключові слова: транспортно-космічна система, комбінована силова установка, гіперзвуковий безпілотний літальний апарат.

THE METHODOLOGICAL APPROACH TO DESIGNING OF SPSC TRANSPORTATION SYSTEM

D.S. Kalinichenko, A.V. Axonenko, A.E. Kashanov, N.V. Poluiian, V.E. Tarasov

This paper presents a runway-launch space transportation system for delivering microsatellites onto low earth orbits. The space transportation system consists of a reusable hypersonic unmanned aerial vehicle and an integrated launch vehicle. The analysis of similar existing projects is carried out. Various layout diagrams, schemes of the arrangement of an integrated launch vehicle relative to a glider and schemes of various power-plants for the returned unmanned aerial vehicle are considered and their analysis is carried out. The flight scheme of delivering a payload via space transportation system is presented.

Keywords: space transportation system, combined power-plant, hypersonic unmanned aerial vehicle.

Калиниченко Дмитрий Сергеевич – инженер проектного отдела, ГП «КБ «Южное им. М.К. Янгеля», Днепрпетровск, Украина.

Аксёненко Александр Владимирович – начальник проектного отдела, ГП «КБ «Южное им. М.К. Янгеля», Днепрпетровск, Украина.

Кашанов Александр Эрикович – канд. техн. наук, начальник проектного отдела, ГП «КБ «Южное им. М.К. Янгеля», Днепрпетровск, Украина.

Полуян Николай Васильевич – начальник сектора проектного отдела, ГП «КБ «Южное им. М.К. Янгеля», Днепрпетровск, Украина.

Тарасов Вячеслав Егорович – ведущий специалист проектного отдела, ГП «КБ «Южное им. М.К. Янгеля», Днепрпетровск, Украина.

УДК 629.74 : 532.53

В.А. КОВАЛЕВ

Национальный технический университет Украины «КПИ», Киев, Украина

ОСОБЕННОСТИ РАСПРЕДЕЛЕНИЯ СКОРОСТЕЙ В ОСЕСИММЕТРИЧНЫХ ТЕЧЕНИЯХ С ПЕРЕГОРОДКАМИ

Представлены результаты измерений полей скорости течений вязкой несжимаемой жидкости в ограниченных объемах с радиальными жесткими пристеночными перегородками. Проведен послойный анализ распределения скоростей течений, характерных зон – пристеночной, в спутном следе за перегородкой, в окрестности внутренних кромок перегородок. Установлено влияние геометрии перегородок на структуру циркуляций в сосудах. Определена структура и характер изменения во времени внутренних осесимметричных течений с перегородками, по которым можно количественно установить круговых моментов воздействия на жидкость.

Ключевые слова: вязкая жидкость, стабилизирующие устройства, числа Рейнольдса, радиальные перегородки, силовые влияния

Введение

При движении тел с жидкостью, например, автомобильных и железнодорожных цистерн, судов-танкеров, космических орбитальных модулей и других объектов жидкость способна оказывать сильное влияние на стенки сосудов, вызывая неустойчивость и даже аварийные ситуации на борту. Наиболее эффективными средствами силового воздействия на неконтролируемые течения жидкости с точки зрения массы и габаритов представляются внутренние жесткие перегородки различной геометрии и расположения в резервуарах [1, 2], пример которых приведен на рис. 1.

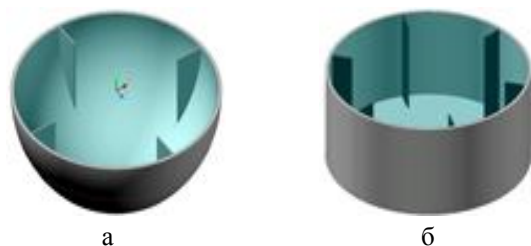


Рис. 1. Внутренние радиальные пристеночные перегородки: а – 4-элементная, б – 6-элементная, в сферическом и цилиндрическом резервуарах

Одним из наиболее перспективных направлений экспериментальных и теоретических исследований гидромеханических явлений при подобных течениях в последнее время является изучение гидродинамических полей в резервуаре и на их базе определение системы силовых влияний на инерционные течения жидкости. Определение картины распределения скоростей и давлений в потоке жидкости позволит уста-

новить величины и направления круговых моментов, которые, в свою очередь, можно ввести в бортовой компьютер и оптимизировать компенсационные мероприятия по стабилизации движения объектов с жидкостью.

1. Постановка задачи исследований

Задачей настоящего исследования является экспериментальное определение влияния внутренних стабилизирующих устройств (ВСУ) в виде жестких радиальных перегородок на течения вязкой несжимаемой жидкости в ограниченных объемах. Определение характера изменения скоростей при инерционном вращении жидкости после резкой остановки оболочки во времени позволяет определить параметры эффективных компенсационных воздействий на возмущения со стороны жидкого топлива в виде круговых моментов, которые реализуются, как правило, посредством включения двигателей системы автоматической стабилизации космического аппарата (КА) [2].

Основными критериями оценки влияния перегородок на течения жидкости представляются известные и специально разработанные числа подобия, например, числа Рейнольдса, Россби, Струхаля и другие. Определение с их помощью нестационарной картины распределения скоростей непосредственно около перегородок и в свободном пространстве течения позволяет установить структуру характерных слоев движущейся жидкости в баках с различными вариантами перегородок. С помощью этих параметров, в свою очередь, можно установить особенности их влияния на инерционные течения при различных

числах подобия и распространить результаты физического моделирования течений на реальные конструкции и режимы движения объектов с жидкостью. Основным числом подобия представляется центробежное число Рейнольдса, построенное по величинам начальной угловой скорости резервуара Ω_0 , расстояния до оси вращения R и кинематического коэффициента вязкости жидкости ν

$$Re = \Omega_0 \cdot R_i / \nu.$$

В качестве базовых приняты конструкции радиальных перегородок, примыкающих к внутренним боковым стенкам модельного сосуда (рис.2,а), которые являются штатными устройствами в топливных резервуарах КА [1, 2]. Это позволяет принять за основу результаты измерений окружной компоненты скорости, полученные при моделировании течений на специально разработанных экспериментальных стендах [3, 4] при измерениях полей скоростей и давлений в сравнении с данными измерений других вариантов конструкций.

Модельная отработка рассматриваемых конструкций ВСУ в сферической и цилиндрической моделях сосудов проводилась в диапазоне начальных чисел Рейнольдса $Re_0=700...12500$ и чисел Струхала $Sh=0...32$. При использовании штатной конструкции ВСУ, изображенной на рис.2,а, наблюдалась исходная картина распределения слоев осесимметричного течения. Зона 1 характеризовала квазитвердую область течения, на которое не распространяется влияние перегородок. Эта зона представляется достаточно устойчивой, в которой в начальные моменты времени профили окружной скорости u зависят линейно от расстояния R_i

$$u = \Omega_0 \cdot R_i.$$

2. Анализ результатов измерений окружной компоненты вектора скорости жидкости

Анализируя результаты измерения поля скоростей можно установить, что для штатной конструкции размеры промежуточной зоны, как правило, составляют $R = 0,73...0,8$, она примыкает к внутренним кромкам перегородок и служит некоей переходной областью между зоной 1 и спутным следом за перегородкой (зона 3). В этой области имеет место диффузия внутренней границы спутного следа за перегородкой и распространение циркуляций к оси вращения, инициируемых внутренними кромками перегородок. По ширине зоны 2 можно установить влияние перегородки на квазитвердую зону 1.

Наиболее характерной для осесимметричного течения представляется зона 3, обозначающая спут-

ный след за плоскостью перегородки. Этот слой течения подвергается сильному влиянию со стороны перегородки и от ее размеров и особенностей формирования поля скорости зависит эффективность влияния ВСУ на течение в целом. При этом существенное влияние на течение в зоне 3 оказывает коэффициент проницаемости η , представляющий собой отношение суммарной площади отверстий перфорации $S_{отв}$ и общей площади перегородок S

$$\eta = S_{отв} / S,$$

так как при использовании перфорированных перегородок можно регулировать как ее размеры, так и характер распределения скоростей в пределах этой области. Кроме того, на ширину этой области течения сильно влияет пристеночное заторможенное течение (зона 4).

Динамика геометрии характерных зон во времени течения представлена на рис.3, где в процентном соотношении к радиусу сосуда в начальные моменты времени процесса ($T = 0,42...2,57$) ширина зон составляла, например, 1 - 76%, 2 - 3%, 3 - 20%, 4 - 1% соответственно. С возрастанием времени затухания скорости ($T=2,57...11,45$) и увеличением толщины пристеночного течения $\delta = 0,098$ в зоне 4, область спутного следа за перегородкой (зона 3) смещается к оси вращения, причем величины скоростей в следе заметно уменьшаются. Эта характеристика инерционного периферийного течения вызвана достаточно сильным влиянием на течение в зоне 3 вязкой диффузии со стороны зоны 4.

Таким образом, как видно из рис.4,б, в основной стадии инерционного течения наблюдается следующее распределение параметров зон: 1 - 66%, 2 - 9%, 3 - 17%, 4 - 8%. В заключительной стадии течения ($T=15...27$) имеет место следующее зонное распределение: 1 - 57%, 2 - 23%, 3 - 7%, 4 - 13%. Увеличение времени и распространение влияния вязкости на большую часть зоны 3, приводит к снижению эффективности ее влияния. При этом возрастает влияние переходной зоны 2 на квазитвердую область течения, размеры которой в течение периода затухания скорости также уменьшаются на 30...35%, а габариты зоны 3, а, следовательно, влияние на инерционное течение, уменьшаются почти в 3 раза.

По результатам измерений окружной компоненты скорости в зазоре можно исследовать структуру слоев в сосудах с отстоящими перегородками [3, 4]. Особенности их распределения в начальной стадии ($T=0,42...2,57$) осесимметричного течения, приведенные на рис.4, заметно отличаются от случая примыкающей перегородки возникновением второй переходной зоны 2*, структура которой аналогична конфигурации зоны 2: 1 - 68%, 2 - 3%, 3 - 20%, 2* - 9% и 4 - 1%.

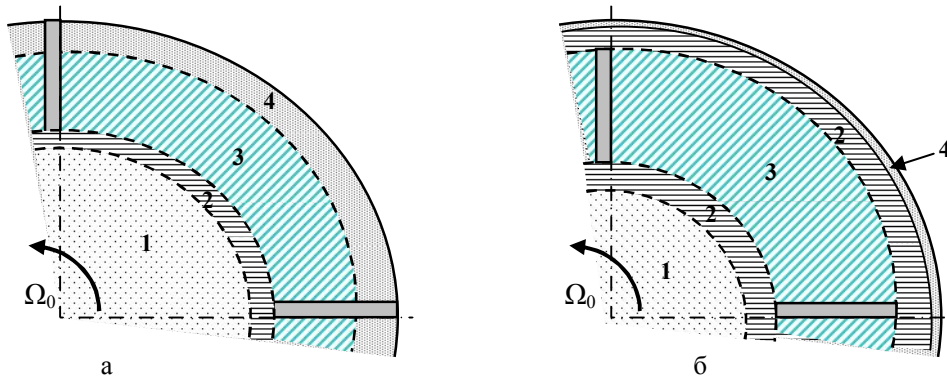


Рис. 2. Характерные зоны течения в цилиндре со сплошными перегородками:
а – примыкающими; б – отстоящими: 1 – квазитвердая область;
2 – переходная зона; 3 – спутный

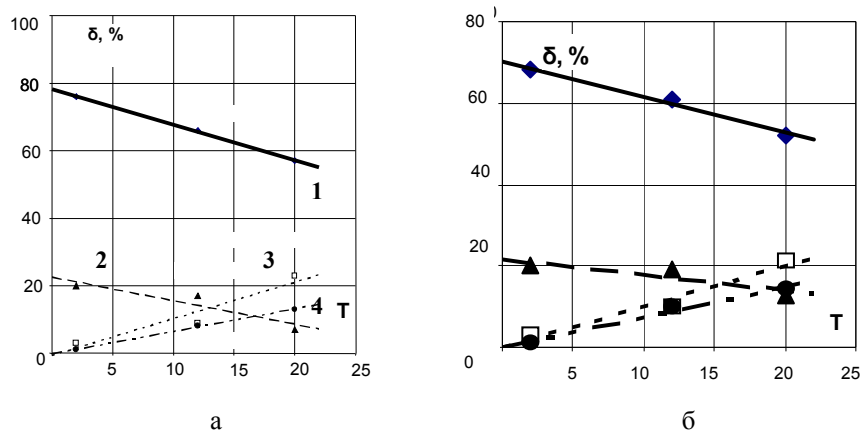


Рис. 3. Динамика послойной структуры течения во времени
в сфере со сплошными перегородками при $Re_0=6350$:
а – примыкающая; б – отстоящая

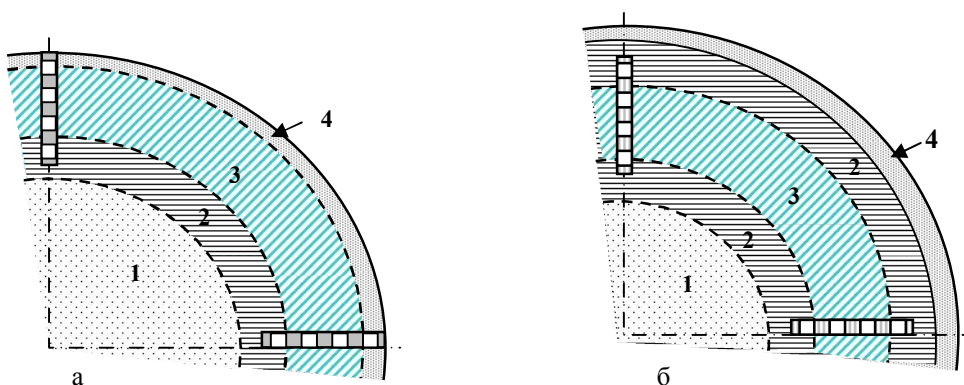


Рис. 4. Характерные зоны течения в цилиндре с перфорированными перегородками:
а – примыкающими; б – отстоящими: 1 – квазитвердое ядро; 2 – переходная зона;
3 – вторичные течения за перегородками; 4 – пристеночное течение

Как видно из рис. 4, в период развития пристеночной заторможенной области достаточно быстро ($T = 2,57 \dots 11,45$) зона 4 охватывает пространство в зазоре, распространяясь на зону 2*. При этом зона 2

почти не изменяет свои размеры и достаточно слабое влияние на зону 1, где располагается квазитвердое ядро течения. Основные параметры характерных зон будут распределяться следующим образом: 1 – 61%,

2 – 10%, 3 – 19%, 4 – 10%. А в заключительной стадии инерционного течения ($T=15...27$) возникает следующее расположение зон:

1 – 52%, 2 – 21%, 3 – 13%, 4 – 14%.

Динамика развития рассматриваемых зон течения представлена на рис. 5 и свидетельствует об уменьшении примерно на 10...12% радиуса квазитвердой области (зона 1), причем характер изменения зон 2 и 3 изменяется немного за исключением отсутствия влияния на зону 3 заторможенного течения в зоне 4. Таким образом, экспериментально установлено, что конструкция ВСУ с отстоящими перегородками более эффективно влияет на формирование и развитие во времени зоны 1 квазитвердой области течения.

В начальной стадии течения, когда велико влияние инерционных свойств жидкости, имеет место следующее процентное распределение: 1 – 77%, 2 – 9%, 3 – 12%, 4 – 2%. При этом размеры переходной зоны 2 значительно больше, чем в случае с непроницаемой примыкающей перегородкой (рис.1), что можно объяснить распространением ее влияния на спутный след за перегородкой.

3. Силовые влияния проницаемых перегородок на течения в ограниченном объеме

Следует отметить, что пристеночное заторможенное течение (зона 4) в начальной стадии не отличается от случая сплошной перегородки, что свидетельствует о слабом влиянии проницаемости в области течения у стенки модельного сосуда. По аналогии с предыдущими случаями, динамика инерционных слоев течения в основной стадии представлена на рис.5 и составляет такую пропорцию: зона 1 – 65%, 2 – 12%, 3 – 15% и 4 – 8%, а в заключительный период, когда градиенты скоростей малы и вязкие свойства течения более выражены, зона 1 составляет 54%, 2 – 21%, 3 – 13% и 4 – 12%. Графическое представление результатов свидетельствует о почти линейном развитии послойной структуры течения.

Анализируя полученные результаты распределения слоев в сосуде с перфорированными перегородками и сравнивая их со случаем сплошных конструкций, можно заключить, что характер развития зон 3 и 4 остается почти одинаковым и изменяется лишь во времени. Как оказалось, достаточно большую роль в распределении скоростей играет переходная зона 2, оказывающая влияние на квазитвердую зону 1.

В результате именно зона 2, увеличиваясь по толщине в 2,2 раза, почти на 40...45% уменьшает размеры зоны 1.

При рассмотрении особенностей обтекания отстоящей проницаемой перегородки, например, в цилиндре, проводилось сравнение с соответствующими данными для сплошной перегородки [3, 4]. Для начальной, основной и заключительной стадий течения имеет место следующее распределение параметров, которые обобщены в графическом виде на рис. 5:

$T = 0,42...2,57$ 1 зона – 73%, 2 – 7%, 3 – 11%, 2* – 8% и 4 – 1%;

$T = 2,57...11,45$ 1 зона – 62%, 2 – 14%, 3 – 15%, 2* – 3% и 4 – 9%;

$T = 15...27$ 1 зона – 49%, 2 – 22%, 3 – 16% и 4 – 13%.

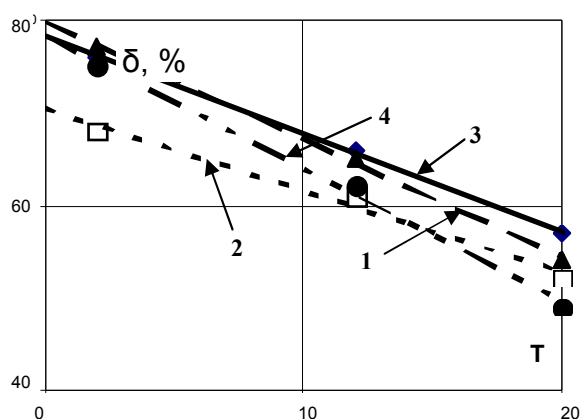


Рис. 5. Сравнение влияния конструкций и расположения радиальных перегородок в потоке на размеры квазитвердой области (зона 1):

1 – примыкающая проницаемая; 2 – отстоящая сплошная; 3 – примыкающая сплошная; 4 – отстоящая проницаемая

В данном случае следует отметить достаточно продолжительное существование внешней переходной зоны 2*, поскольку она находится на большом расстоянии от стенок, а значит, пристеночное заторможенное течение слабо влияет на эту зону. Возникающие на кромках проницаемых перегородок вихревые структуры диффундируют как в область спутного следа за перегородкой, так и в сторону стенок модельного сосуда, существенно затухая только в заключительной стадии нестационарного течения.

Что касается структуры квазитвердой области течения, обозначенной зоной 1, следует отметить четко выраженную динамику снижения ее размеров благодаря распространению влияния перегородок, в частности, вихревых структур из зоны 2. В заключительной стадии переходного течения, при значительно более сильном влиянии сил вязкости в инерционном течении, зона 1, где это влияние еще слабое, составляет менее половины расстояния до оси вращения, по сравнению со штатной примыкающей сплошной конструкцией радиальной перегородки.

Выводы

Сравнение полученных данных относительно квазитвердой области течения позволяет сделать вывод о более сильном влиянии на нее проницаемых отстоящих перегородок, у которых характер затухания скорости происходит намного быстрее, чем в отстоящей сплошной конструкции. Изменение коэффициента проницаемости перегородки η оказывает некоторое влияние только в начальной стадии инерционного течения, когда велики градиенты окружной скорости в спутном следе и около стенки. В заключительной же стадии течения, при больших значениях времени T процесс облитерации отверстий перфорации заметно снижает эффект проницаемости перегородок и параметр η слабо влияет на распределение скорости во всех характерных зонах течения.

Анализ результатов экспериментальных изменений позволил сделать вывод о достаточной сложности картины гидродинамических полей при течении вязкой несжимаемой жидкости в ограниченных объемах различной геометрии с внутренними перегородками. Это, в свою очередь, необходимо учитывать при составлении номограммы силовых воздействий, которая вводится в бортовой компьютер сис-

темы стабилизации космического аппарата для оптимизации компенсационных мероприятий при его орбитальном движении.

Литература

1. Колесников, К.С. Динамика ракет [Текст] / К.С. Колесников. – М.: Машиностроение, 1980. – 316 с.
2. Микишев, Г.Н. Экспериментальные методы в динамике космического аппарата [Текст] / Г.Н. Микишев. – М.: Машиностроение, 1978. – 247 с.
3. Ковалев, В.А. Влияние внутрибаковых перегородок на течение жидкого топлива в баках космического аппарата [Текст] / В.А. Ковалев // Вестник Нац. техн. ун-та Украины «КПИ», Серия «Машиностроение»: сб. науч. тр. – 2006. – № 48. – С. 73 – 79.
4. Ковалев, В.А. Определение гидродинамического сопротивления стабилизаторов в топливных баках космического летательного аппарата [Текст] / В.А. Ковалев // Вестник Нац. техн. ун-та Украины «КПИ», Серия «Машиностроение»: сб. науч. тр. – 2002. – Вып. 42, Т. 1. – С. 107 – 111.

Поступила в редакцию 25.05.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф. О.М. Яхно, Национальный технический университет Украины «Киевский политехнический институт», Киев, Украина.

ОСОБЛИВОСТІ РОЗПОДІЛУ ШВИДКОСТЕЙ У ВІСЕСИМЕТРИЧНИХ ТЕЧІЯХ З ПЕРЕГОРОДКАМИ

В.А. Ковальов

Представлено результати вимірювань полів швидкості течій в'язкої нестисливої рідини в обмежених об'ємах з радіальними жорсткими пристінними перегородками. Проведено пошаровий аналіз розподілу швидкостей течій, характерних зон – пристінної, у супутньому сліді за перегородкою, в околі внутрішніх крайок перегородок. Встановлено вплив геометрії перегородок на структуру циркуляцій у посудинах. Визначено структуру і характер зміни за часом внутрішніх вісесиметричних течій з перегородками, за якими можна кількісно встановити крутні моменти дії на рідину.

Ключові слова: в'язка рідина, стабілізуючі пристрої, число Рейнольдса, радіальні перегородки, силові впливи.

THE VELOCITY DISTRIBUTION FEATURES IN AXISYMMETRIC FLOWS WITH BAFFLES

V.A. Kovalev

The results of measurements are presented speed fields of flows of viscous incompressible fluid in the limited volumes with radial hard nearwall baffles. The layer analysis of distributing of flow speeds is conducted, characteristic areas – nearwall, after the baffle, near the internal edges of baffles. Influence of geometry of baffles is set on the structure of circulations in vessels. A structure and character of time-history is certain internal axisymmetric flows with baffles in which it is possible in number to set circular moments of affecting liquid.

Key words: viscous fluid, stabilizing devices, Reynolds number, radial baffles, dynamic affects.

Ковалев Василий Анатольевич – д-р техн. наук, доц., доц. каф. прикладной гидроаэромеханики и механотроники Национального технического университета Украины «Киевский политехнический институт», Киев, Украина, e-mail: vaskovalev@gmail.com.

УДК 539.3.01

В.Б. МИНТЮК

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

ИССЛЕДОВАНИЕ ГЕОМЕТРИЧЕСКИ И ФИЗИЧЕСКИ НЕЛИНЕЙНОГО ОБОБЩЕННОГО ПЛОСКОГО НАПРЯЖЕННОГО СОСТОЯНИЯ

Задача обобщенного плоского напряженного состояния при конечных перемещениях формулируется для физически линейных материалов первого и второго порядков, а также для физически нелинейного несжимаемого материала Муни. Разрешающие уравнения физически линейных материалов оказываются вполне определенными для несжимаемого материала, что позволяет провести сравнительный анализ решений всех поставленных задач. На примере задачи растяжения тонкой пластины показана быстрая сходимость приближенных численных решений, построенных методом Рунца. По результатам исследований сделан вывод о том, что использование геометрически нелинейных соотношений и физически линейного закона только усугубляет погрешность линейной теории упругости.

Ключевые слова: обобщенное плоское напряженное состояние, мера деформации, физически и геометрически нелинейная задача

Введение

Нелинейная теория упругости в расчетах прочности силовых конструкций аэрокосмической техники наиболее востребована при определении разрушающих нагрузок. Среди задач, которые требуют привлечения этой теории, достаточно упомянуть, например, определение закритического поведения тонкостенных силовых конструкций или же их поведение при напряжениях, превышающих предел пропорциональности материала, развитие трещин, контактные задачи и др.

Становление и активное развитие нелинейной теории упругости, берущей свое начало от работ Б. де Сен-Венана, Г. Кирхгофа, И. Фингера, приходится на начало прошлого века. Научные наработки этого периода подытожены в работах [1, 2]. В настоящее время она вполне сформировалась, что отражено в монографиях различных научных школ [3 – 7]. Актуальной задачей, существующей здесь и отмечаемой различными авторами, является получение достоверных численных результатов, удовлетворяющих нуждам практики. Проблема заключается, во-первых, в исследовании и обосновании неизбежно принимаемых упрощений в самой теории: неоднозначность выбора меры деформаций, закона состояния, применение технических гипотез и др. Во-вторых, существует настоятельная потребность в разработке надежных, точных и быстросходящихся численных процедур получения приближенных решений нелинейных задач. Наиболее развитый на сегодня метод конечного элемента (МКЭ) не вполне удовлетворяет перечисленным требованиям.

Ниже используется ряд теоретических положений монографий [5, 8].

В работе приведен явный вид разрешающих соотношений в терминах функций перемещений, исследовано влияние на напряженно-деформированное состояние пластины выбора типа материала, который продиктован принимаемой мерой деформации и видом закона упругости. Численные расчеты выполнены с использованием метода Рунца в сочетании с методом Ньютона.

1. Постановка задачи

Поместим прямоугольную декартову систему координат x_1, x_2, x_3 с единичными ортами $\mathbf{i}_1, \mathbf{i}_2, \mathbf{i}_3$ в тело пластины таким образом, чтобы в отсчетной конфигурации орты $\mathbf{i}_1$ и $\mathbf{i}_2$ лежали в срединной плоскости пластины. Пусть $\xi_i = x_i + u_i$ ($i = 1, 2, 3$) – координаты частиц пластины, претерпевающие перемещения $u_i(x_1, x_2)$ при переходе из отсчетной конфигурации в актуальную, являются также параметрами материальной системы координат. Тензор-градиент перемещения¹⁾, характеризующий изменение элементарного отрезка²⁾,

$$\mathbf{F} = \frac{\partial \xi_i}{\partial x_j} \mathbf{i}_i \mathbf{j}$$

с учетом кинематической гипотезы о неизменяе-

¹⁾ В отечественной литературе нет определенности в названии этого тензора, так, в работе [5] используется термин "транспонированный градиент места", в [6] – "градиент перемещения", в [7] – "градиент деформации". В зарубежной литературе он называется "deformation gradient".

²⁾ Здесь и далее подразумевается правило суммирования по повторяющемуся индексу, причем латинские индексы пробегают значения 1, 2, 3, а греческие – 1, 2.

мости направления нормали к срединной поверхности можно записать

$$\mathbf{F} = u_{\alpha,\beta} \mathbf{i}_\alpha \mathbf{i}_\beta + \lambda \mathbf{i}_3 \mathbf{i}_3, \quad (1)$$

где введено обозначение $u_{\alpha,\beta} = \delta_{\alpha\beta} + \frac{\partial u_\alpha}{\partial x_\beta}$;

$\delta_{\alpha\beta}$ – символ Кронекера;

λ – удлинение волокон пластины в направлении x_3 , т.е. относительное изменение толщины.

Компоненты правого тензора кратности удлинений $\mathbf{U}$ в полярном разложении тензор-градиента перемещения

$$\mathbf{F} = \mathbf{Q} \cdot \mathbf{U} \quad (2)$$

можно определить непосредственно из уравнения $\mathbf{U} = \sqrt{\mathbf{F}^T \cdot \mathbf{F}}$, как в работе [5], или, как в работе [9], с помощью кругов Мора:

$$\begin{aligned} U_{11} &= \frac{1}{q} [u_{1,1}(u_{1,1} + u_{2,2}) + u_{2,1}(u_{2,1} - u_{1,2})]; \\ U_{22} &= \frac{1}{q} [u_{2,2}(u_{2,2} + u_{1,1}) + u_{1,2}(u_{1,2} - u_{2,1})]; \\ U_{12} = U_{21} &= \frac{1}{q} [u_{1,1}u_{1,2} + u_{2,2}u_{2,1}]; \\ U_{33} &= \lambda; \\ U_{13} = U_{23} = U_{31} = U_{32} &= 0, \end{aligned} \quad (3)$$

где $q = \sqrt{(u_{1,1} + u_{2,2})^2 + (u_{1,2} - u_{2,1})^2}$.

Ненулевые компоненты ортогонального тензора поворота, сопровождающего деформацию, $\mathbf{Q} = \mathbf{F} \cdot \mathbf{U}^{-1}$ получаются равными

$$\begin{aligned} Q_{11} = Q_{22} &= \frac{1}{q} (u_{1,1} + u_{2,2}); \\ Q_{12} = -Q_{21} &= \frac{1}{q} (u_{1,2} - u_{2,1}); \\ Q_{33} &= 1. \end{aligned} \quad (4)$$

Необходимые в дальнейшем при определении уравнений состояния инварианты тензора кратности удлинений и метрического тензора актуального состояния $\mathbf{G} = \mathbf{F}^T \cdot \mathbf{F} = \mathbf{U}^2$ имеют вид

$$\begin{aligned} I_1(\mathbf{U}) &= q + \lambda; \\ I_2(\mathbf{U}) &= q\lambda + J; \\ I_3(\mathbf{U}) &= \text{Det}(\mathbf{F}) = J\lambda; \end{aligned} \quad (5)$$

$$\begin{aligned} I_1(\mathbf{G}) &= q^2 - 2J + \lambda^2; \\ I_2(\mathbf{G}) &= \lambda^2 (q^2 - 2J) + J^2; \\ I_3(\mathbf{G}) &= J^2 \lambda^2, \end{aligned} \quad (6)$$

здесь введено обозначение $J = u_{1,1}u_{2,2} - u_{1,2}u_{2,1}$.

Далее, используя любую из энергетически сопряженных пар тензоров напряжений и деформаций

семейства Хилла [10], приведенных в табл. 1, или номинальную пару $\mathbf{J}\Sigma\mathbf{F}^{-T}$ и $\mathbf{F}$, получим выражение приращения плотности работы напряжений на вариациях перемещений

$$\begin{aligned} \delta W &= \lambda [\sigma_{11}(u_{2,2}\delta u_{1,1} - u_{2,1}\delta u_{1,2}) + \\ &+ \sigma_{12}(u_{1,1}\delta u_{1,2} - u_{1,2}\delta u_{1,1} + u_{2,2}\delta u_{2,1} - u_{2,1}\delta u_{2,2}) + \\ &+ \sigma_{22}(u_{1,1}\delta u_{2,2} - u_{1,2}\delta u_{2,1})] + J\sigma_{33}\delta\lambda, \end{aligned} \quad (7)$$

где σ_{ij} – компоненты тензора истинных напряжений Коши Σ .

Таблица 1

Сопряженные пары тензоров

№ п/п	Тензор напряжений $\mathbf{T}$	Тензор деформаций $\mathbf{E}$
1	$\mathbf{F}^{-1} \cdot \mathbf{J}\Sigma \cdot \mathbf{F}^{-T}$ второй тензор Пиола-Кирхгофа	$\frac{1}{2}(\mathbf{U}^2 - \mathbf{1})$ Грина
2	$\mathbf{F}^T \cdot \mathbf{J}\Sigma \cdot \mathbf{F}$ Грина-Ривлина	$\frac{1}{2}(\mathbf{1} - \mathbf{U}^{-2})$ Альманзи
3	$\mathbf{Q}^T \cdot \mathbf{J}\Sigma \cdot \mathbf{Q}$	$\ln \mathbf{U}$ Генки
4	$\frac{1}{2}(\mathbf{F}^{-1} \cdot \mathbf{J}\Sigma \cdot \mathbf{Q} + \mathbf{Q}^T \cdot \mathbf{J}\Sigma \cdot \mathbf{F}^{-T})$ симметричный тензор Био	$\mathbf{U} - \mathbf{1}$ Коши
5	$\frac{1}{2}(\mathbf{F}^T \cdot \mathbf{J}\Sigma \cdot \mathbf{Q} + \mathbf{Q}^T \cdot \mathbf{J}\Sigma \cdot \mathbf{F})$	$\mathbf{1} - \mathbf{U}^{-1}$ Кёрбера-Свейнга

Путем применения основной леммы вариационного исчисления к уравнениям равновесия в отсчетной конфигурации (без учета инерционных и массовых сил)

$$\nabla \cdot [\mathbf{F}^{-1} \cdot \mathbf{J}\Sigma] = 0, \quad (8)$$

где $\nabla = \mathbf{i}_k \frac{\partial}{\partial x_k}$ – набла вектор;

с последующим устранением производных под знаком вариации с помощью формулы Остроградского-Гаусса приходим к выражению приращения плотности работы (7) и набору граничных условий на торцах пластины

$$\begin{cases} (\sigma_{11}u_{2,2} - \sigma_{12}u_{1,2})n_1 + \\ + (\sigma_{12}u_{1,1} - \sigma_{11}u_{2,1})n_2 = 0 \vee \delta u_1 = 0; \\ (\sigma_{22}u_{1,1} - \sigma_{12}u_{2,1})n_2 + \\ + (\sigma_{12}u_{2,2} - \sigma_{22}u_{1,2})n_1 = 0 \vee \delta u_2 = 0, \end{cases} \quad (9)$$

где n_1, n_2 – направляющие косинусы внешней нормали к границе.

Из всего многообразия материалов рассмотрим гиперупругие изотропные материалы, являющиеся

обобщением закона Гука на большие деформации, – материал первого рода (Джона, гармоничный), материал второго рода и один из наиболее простых физически нелинейных материалов – материал Муни. Связь напряжений с деформациями, выраженными через перемещения, для них имеют вид [5, 6]:

– материал первого рода

$$\Sigma^I = \frac{E}{J\lambda(1+\nu)} \mathbf{F} \cdot \left[\left(\frac{(I_1(\mathbf{U})-3)\nu}{1-2\nu} - 1 \right) \mathbf{Q}^T + \mathbf{F}^T \right], \quad (10)$$

где E , ν – модуль упругости и коэффициент Пуассона;

– материал второго рода

$$\Sigma^{\text{II}} = \frac{E}{2J\lambda(1+\nu)} \left[\left(\frac{(I_1(\mathbf{G})-3)\nu}{1-2\nu} - 1 \right) \hat{\mathbf{G}} + \hat{\mathbf{G}}^2 \right], \quad (11)$$

где $\hat{\mathbf{G}} = \mathbf{F} \cdot \mathbf{F}^T$ – мера деформации Альманзи;

– материал Муни

$$\Sigma^{\text{III}} = \frac{E}{6} \left[(1+\beta + I_1(\mathbf{G})(1-\beta)) \hat{\mathbf{G}} - (1-\beta) \hat{\mathbf{G}}^2 \right] - p \mathbf{1}, \quad (12)$$

здесь β – постоянная материала, при $\beta = 1$ материал переходит в неогуковский;

p – всестороннее давление;

$\mathbf{1}$ – единичный тензор.

Из определений (10) – (12) нормальные напряжения в направлении x_3 в явном виде соответствуют типам перечисленных материалов представляются формулами:

$$\begin{aligned} \sigma_{33}^I &= \frac{E[(1-\nu)\lambda - 1 + \nu(q-1)]}{J(1+\nu)(1-2\nu)}; \\ \sigma_{33}^{\text{II}} &= \frac{E\lambda[(1-\nu)\lambda^2 - 1 + \nu(q^2 - 2J + 1)]}{2J(1+\nu)(1-2\nu)}; \\ \sigma_{33}^{\text{III}} &= \frac{E[1 + \beta + (q^2 - 2J)(1-\beta)]}{6J^2} - p. \end{aligned} \quad (13)$$

Из условия равенства нулю этих напряжений определяются следующие величины:

– для материала первого рода

$$\lambda = 1 + \frac{\nu(2-q)}{1-\nu}; \quad (14)$$

– для материала второго рода

$$\lambda^2 = 1 + \frac{\nu(2(1+J) - q^2)}{1-\nu}; \quad (15)$$

– для материала Муни

$$p = 1 + \beta + (q^2 - 2J)(1-\beta). \quad (16)$$

Относительное уменьшение толщины λ для материала Муни определяется из условия несжимаемости $I_3(\mathbf{G}) = 1$:

$$\lambda = J^{-1}. \quad (17)$$

С учетом значений удлинений для сжимаемых материалов и всестороннего давления для материала Муни потенциалы напряжений в явном виде запишутся так:

$$w^I = \frac{E[q^2 - 2(1-\nu)J + 2(1+\nu)(1-q)]}{2(1-\nu^2)}; \quad (18)$$

$$w^{\text{II}} = \frac{E[(q^2 - 2J - 2)^2 + 2(1-\nu)(q^2 - (1+J)^2)]}{8(1-\nu^2)}; \quad (19)$$

$$\begin{aligned} w^{\text{III}} &= \frac{E}{12} \left[(1+\beta) \left(q^2 - 2J - 3 + \frac{1}{J^2} \right) + \right. \\ &\quad \left. + (1-\beta) \left(J^2 - 3 + \frac{q^2 - 2J}{J^2} \right) \right]. \end{aligned} \quad (20)$$

Оставшиеся ненулевые компоненты тензора истинных напряжений для перечисленных материалов принимают вид:

$$\sigma_{11}^I = \frac{E[(J + u_{1,1}^2 + u_{1,2}^2)(q-1+\nu) - (1+\nu)Jq]}{Jq(1+\nu(1-q))(1+\nu)};$$

$$\sigma_{22}^I = \frac{E[(J + u_{2,2}^2 + u_{2,1}^2)(q-1+\nu) - (1+\nu)Jq]}{Jq(1+\nu(1-q))(1+\nu)}; \quad (21)$$

$$\sigma_{12}^I = \frac{E(u_{1,1}u_{2,1} + u_{2,2}u_{1,2})(q-1-\nu)}{Jq(1+\nu(1-q))(1+\nu)};$$

$$\sigma_{11}^{\text{II}} = \frac{E[(u_{1,1}^2 + u_{1,2}^2)(q^2 - 2J - 1 - \nu) - (1-\nu)J^2]}{2J(1+\nu)\sqrt{(1-\nu)(1+(1-q^2+2J)\nu)}};$$

$$\sigma_{22}^{\text{II}} = \frac{E[(u_{2,2}^2 + u_{2,1}^2)(q^2 - 2J - 1 - \nu) - (1-\nu)J^2]}{2J(1+\nu)\sqrt{(1-\nu)(1+(1-q^2+2J)\nu)}}; \quad (22)$$

$$\sigma_{12}^{\text{II}} = \frac{E(u_{1,1}u_{2,1} + u_{2,2}u_{1,2})(\nu + 1 - q^2 + 2J)}{2J(1+\nu)\sqrt{(1-\nu)(1+(1-q^2+2J)\nu)}};$$

$$\begin{aligned} \sigma_{11}^{\text{III}} &= \frac{E}{6J^2} \left[((u_{1,1}^2 + u_{1,2}^2)J^2 - 1)(1+\beta) + \right. \\ &\quad \left. + (J^4 - u_{2,2}^2 - u_{2,1}^2)(1-\beta) \right]; \\ \sigma_{22}^{\text{III}} &= \frac{E}{6J^2} \left[((u_{2,2}^2 + u_{2,1}^2)J^2 - 1)(1+\beta) + \right. \\ &\quad \left. + (J^4 - u_{1,1}^2 - u_{1,2}^2)(1-\beta) \right]; \end{aligned} \quad (23)$$

$$\sigma_{12}^{\text{III}} = \frac{E}{6} (u_{1,1}u_{2,1} + u_{2,2}u_{1,2}) \left((1+\beta) + \frac{1-\beta}{J^2} \right).$$

Заметим, что при значении коэффициента Пуассона $\nu = 0,5$ (условие несжимаемости) материалы

первого и второго порядков вполне определены (см. формулы (18), (19), (21), (22)).

Если выражения потенциальных энергий (18), (19) и (20) разложить в ряд Тейлора в окрестности точки $u_{1,1} = 1$, $u_{2,2} = 1$, $u_{1,2} = 0$, $u_{2,1} = 0$ с удержанием квадратичных слагаемых, а функции напряжений (21), (22) и (23) и относительного изменения толщины (14), (15), (17) – только линейных, то приходим к соответствующим выражениям линейной теории упругости (материал Муни переходит в линейный при $\nu = 0,5$ и $\beta = 1$)

$$w^{IV} = \frac{E}{2(1-\nu^2)} \left[\left(\frac{\partial u_1}{\partial x} + \frac{\partial u_2}{\partial y} \right)^2 + \frac{1-\nu}{2} \left(\left(\frac{\partial u_2}{\partial x} + \frac{\partial u_1}{\partial y} \right)^2 - 4 \frac{\partial u_1}{\partial x} \frac{\partial u_2}{\partial y} \right) \right]; \quad (24)$$

$$\sigma_{11}^{IV} = \frac{E}{1-\nu^2} \left(\frac{\partial u_1}{\partial x_1} + \nu \frac{\partial u_2}{\partial x_2} \right);$$

$$\sigma_{22}^{IV} = \frac{E}{1-\nu^2} \left(\frac{\partial u_2}{\partial x_2} + \nu \frac{\partial u_1}{\partial x_1} \right); \quad (25)$$

$$\sigma_{21}^{IV} = \frac{E}{2(1+\nu)} \left(\frac{\partial u_2}{\partial x_1} + \nu \frac{\partial u_1}{\partial x_2} \right);$$

$$\lambda = 1 - \frac{\nu}{1-\nu} \left(\frac{\partial u_1}{\partial x_1} + \frac{\partial u_2}{\partial x_2} \right). \quad (26)$$

2. Численный эксперимент

В качестве численного эксперимента рассматривается сравнительно простая задача о поведении двухосных полос, т.е. растяжения тонкой пластины, две стороны которой смещаются вдоль оси x_1 с сохранением длины, а две другие свободны, как показано на рис. 1.

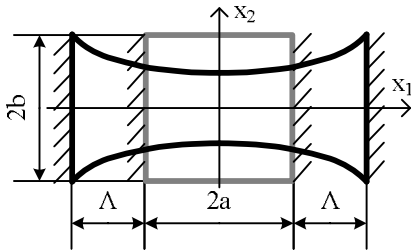


Рис. 1. Растяжение тонкого прямоугольного листа

Функции перемещений ищутся в виде рядов

$$u_1 = \frac{\Lambda x_1}{a} + \sum_{m=1}^M \sum_{n=1}^N V_{mn} \varphi_{2m}(x_1) \psi_{2n-1}(x_2);$$

$$u_2 = \sum_{m=1}^M \sum_{n=1}^N V_{mn} \varphi_{2m-1}(x_1) \psi_{2n}(x_2), \quad (27)$$

где Λ – смещение краев (см. рис. 1);

$$\varphi_n(x_1) = P_{n+1}\left(\frac{x_1}{a}\right) - P_{n-1}\left(\frac{x_1}{a}\right);$$

$$\psi_m(x_2) = P_{m-1}\left(\frac{x_2}{b}\right),$$

P – полиномы Лежандра.

Индексы координатных функций в суммах (27) выбраны с учетом симметрии задачи.

Неизвестные коэффициенты V_{mn}^α определяются методом Ньютона из системы нелинейных алгебраических уравнений, к которой приводит условие минимума полной потенциальной энергии

$$\frac{\partial W}{\partial V_{mn}^\alpha} = 0,$$

где $W = \int_{-a}^a \int_{-b}^b w dx_1 dx_2$ – полная потенциальная

энергия, а вид плотности энергии w определяется одним из выражений (18) – (20) или (24) в зависимости от решаемой задачи.

Пример решения такой задачи приведен в работе [11] при следующих данных (значения переведены в метрическую систему мер): размеры пластины в плане $a = b = 10,16$ см, толщина $t = 1,27$ мм, модуль упругости $E = 1,055$ МПа, постоянная Муни $\beta = 0,882$.

На рис. 2 показана сходимость величины результирующей силы P , которую необходимо приложить, чтобы достичь двойного увеличения длины пластины. С увеличением плотности конечно-элементной сетки сходимость значения силы P носит монотонный характер. Здесь заключение о точности численного решения можно сделать после введения 420 неизвестных. Сходимость приближенного решения (27) носит колебательный характер, разброс значений величины силы P во всем диапазоне изменения числа слагаемых в суммах (27) не превышает 2%. Это свидетельствует о более быстрой сходимости решения, построенного на аналитических функциях, чем конечно-элементного решения.

Необходимо отметить, что сходимость решений существенно ухудшается из-за наличия в угловых точках особенностей, связанных со сменой типа граничных условий. Вследствие этого с увеличением количества слагаемых в суммах (27) в самих угловых точках значения напряжений неограниченно растут, а их окрестности, где на границе $x_2 = \pm a$ нарушаются уравнения равновесия, уменьшаются. На рис. 3 показаны линии уровня относительных компонент симметричного тензора Био, т.е. относительных напряжений и относительного изменения толщины λ при $\Lambda = a$.

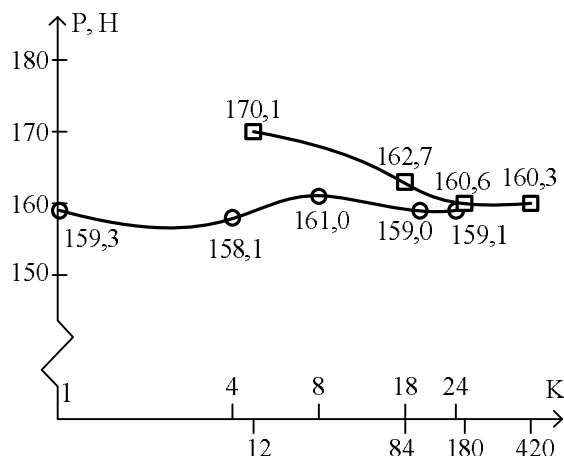


Рис. 2. Сходимость величины результирующей силы P , необходимой для получения перемещения $\Lambda = a$, от количества неизвестных K в приближенных решениях:
 —○— сходимость решения (27) (верхняя шкала на оси абсцисс),
 —□— сходимость МКЭ по [11] (нижняя шкала на оси абсцисс)

Изменение величины результирующей силы P с увеличением удлинения пластины, заполненной различными материалами, показано на рис. 4. Для моделирования несжимаемого материала дополнительно необходимо положить $\nu = 0,5$.

Как можно видеть при растяжении пластины, когда первоначальный размер увеличивается в два раза ($\Lambda/a = 1$), величины значений результирующей силы P , подсчитанные для различных материалов, значительно разнятся, за исключением материала Муни (5, рис. 4) и неогукоского (4, рис. 4). Поведение пластины из материала первого порядка (1, рис. 4) близко к линейному решению (2, рис. 4) и гораздо ближе к истинному, в качестве которого принимается подтвержденная экспериментально зависимость 5 [11], чем пластины из материала второго порядка (4, рис. 3).

Как и следовало ожидать, при малых удлинениях все зависимости близки к линейной. Так, при $\Lambda/a = 0,05$, превышающем для большинства негиперупругих материалов предельное значение, погрешность определения результирующей силы по отношению к величине, определенной для материала Муни, составляет: 15% для материала второго порядка, 13% для материала первого порядка, 5% для линейной теории и 0,3% для неогукоского материала.

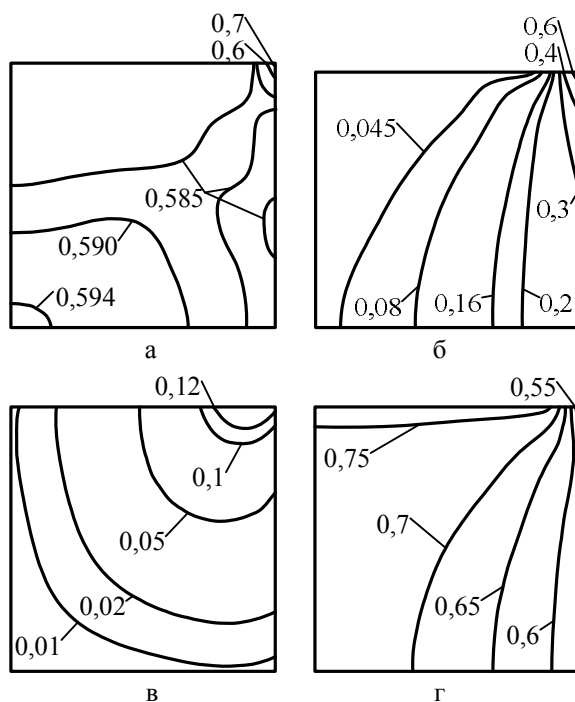


Рис. 3. Распределение относительных условных напряжений и изменение толщины:

а – напряжения $\frac{\sigma_{11}}{E}$; б – напряжения $\frac{\sigma_{22}}{E}$;
 в – напряжения $\frac{\sigma_{12}}{E}$; г – изменение толщины λ

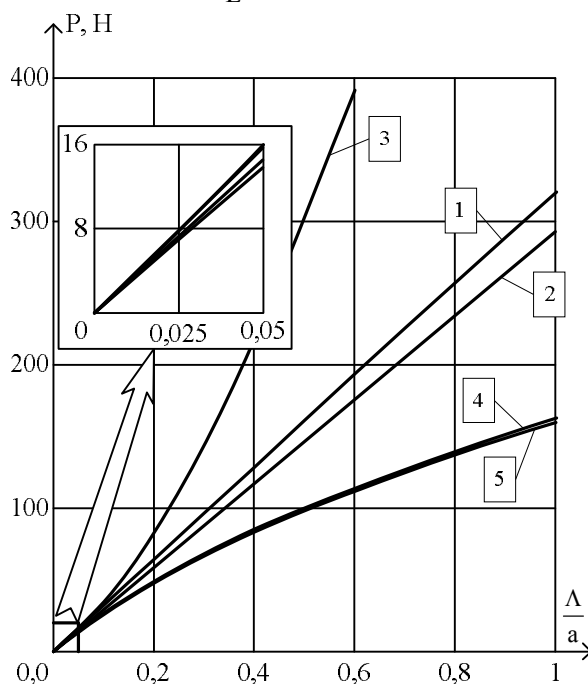


Рис. 4. Зависимость величины результирующей силы P от величины удлинения пластины:

- 1 – материал первого порядка (18), (21);
- 2 – линейные соотношения (24), (25);
- 3 – материал второго порядка (198), (22);
- 4 – неогукоский материал (20), (23) при $\beta = 1$;
- 5 – материал Муни (20), (23)

Аналогичные зависимости можно наблюдать и для пластины, выполненной из сжимаемого материала. На рис. 5 прослежено изменение относительных величин:

$$- \text{силы } \bar{P} = \frac{P}{atE};$$

- уменьшения толщины в центре пластины $s = 1 - \lambda$;

- уменьшения ширины при $x_1 = 0$

$$\bar{v} = \frac{u_2|_{x_2=-a} - u_2|_{x_2=a}}{a}.$$

Рассмотрена пластина с размерами $a = b = 100t = 1$, коэффициент Пуассона материала $\nu = 1/3$. Заметим, что приведенные величины не зависят от значения модуля упругости, так как сила P зависит от E линейно.

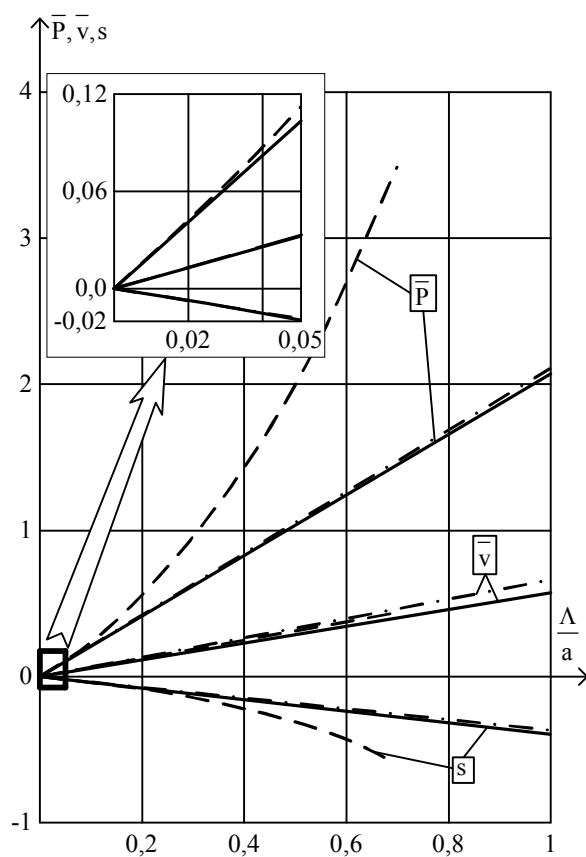


Рис. 5. Зависимость относительной результирующей силы $\bar{P}$, сужения $\bar{v}$ и уменьшения толщины s от удлинения пластины:

- — — материал второго порядка (19), (22), (15);
- · — · — материал первого порядка (18), (21), (14);
- — — линейные соотношения (24), (25), (26)

Здесь результаты, полученные с использованием соотношений для материала первого порядка, практически полностью совпадают с результатами,

доставляемыми линейной теорией упругости, во всем диапазоне изменения удлинения. С этими данными при малых значениях удлинения совпадают результаты, полученные с использованием соотношений для материала второго порядка. Так, при значении $\Lambda = 0,05$ относительная разница величин силы $\bar{P}$ составляет 8%, $\bar{v}$ — 0,7%, s — 5%. С ростом удлинения эта разница увеличивается, и при достижении $\Lambda \approx 0,4$ относительное изменение толщины пластины λ (15) в зонах угловых точек становится минимальным. При значении $\Lambda \approx 0,7$ эти зоны распространяются практически на всю область, занимаемую пластиной, и дальнейшие вычисления становятся невозможными. Это свидетельствует о нефизичности данного материала, отмечаемой также другими авторами.

Качественно зависимости, приведенные на рис. 4 и 5, согласуются с результатами, полученными в работе [12], где рассмотрены различные меры деформаций для физически линейной задачи о растяжении цилиндрического стержня.

Заключение

1. Уравнения обобщенной плоской задачи для физически линейных материалов первого и второго порядков, порождаемые соответственно тензором кратности удлинений и метрическим тензором, вполне определены для несжимаемого материала.

2. На примере задачи растяжения пластины показана быстрая сходимость приближенных решений, аппроксимируемых аналитическими функциями.

3. В задаче растяжения-сжатия пластины решение линейной теории упругости оказывается ближе к истинному, чем решения, построенные с использованием геометрически нелинейных соотношений и физически линейного закона. Это объясняется тем, что в данной задаче деформации и углы поворота оказываются одного порядка, а малость деформаций влечет за собой малость перемещений. Отклонение поведения решения от линейного связано именно с физической нелинейностью.

Автор выражает искреннюю благодарность С. А. Халилову за ряд ценных замечаний.

Литература

1. Ляв, А. Математическая теория упругости [Текст] / А. Ляв. — М.-Л.: ОНТИ. 1935. — 676 с.
2. Кутилин, Д.И. Теория конечных деформаций [Текст] / Д.И. Кутилин. — М.: Гостехиздат, 1947. — 275 с.
3. Новожилов, В.В. Теория упругости [Текст] / В.В. Новожилов. — Л.: Судпромгиз, 1958. — 372 с.
4. Грин, А. Большие упругие деформации и не-

линейная механика сплошной среды [Текст]/ А. Грин, Дж. Адкинс. – М.: Мир, 1965. – 456 с.

5. Лурье, А.И. Нелинейная теория упругости [Текст]/ А.И. Лурье. – М.: Наука, 1980. – 512 с.

6. Черных, К.Ф. Нелинейная теория упругости в машиностроительных расчетах [Текст]/ К.Ф. Черных. – Л.: Машиностроение, Ленингр. отделение, 1986. – 336 с.

7. Коробейников, С.Н. Нелинейное деформирование твердых тел [Текст]/ С.Н. Коробейников. – Новосибирск: СО РАН, 2000. – 262 с.

8. Черных, К.Ф. Введение в физически и геометрически нелинейную теорию трещин [Текст]/ К.Ф. Черных. – М.: Наука, Физматлит, 1996. – 288 с.

9. Садаков, О.С. Использование круга Мора для решения задачи полярной декомпозиции при плоском

напряженном состоянии [Текст]/ О.С. Садаков, А.О. Щербакова, С.И. Шульженко // Серия «Математика. Механика. Физика»: Вестник ЮУрГУ. Выпуск 2. – 2010. – № 9. – С. 21 – 26.

10. Хилл, Р. Об определяющих неравенствах для простых материалов [Текст]/ Р. Хилл // Механика : периодический сборник переводов иностранных статей. – М.: Мир, 1969. – Вып. 4(116). – С. 94 – 109.

11. Оден, Дж. Конечные элементы в нелинейной механике сплошных сред [Текст]/ Дж. Оден. – М.: Мир, 1976. – 464 с.

12. Farahani, K. Hyper-elastic constitutive equations of conjugate stresses and strain tensors for the Seth-Hill strain measures [Text]/ K. Farahani, H. Bahai // International Journal of Engineering Science. – 2004. – V. 42. – P. 29 – 41.

Поступила в редакцию 23.04.2012

Рецензенты: д-р физ.-мат. наук, проф., зав. каф. высшей математики А.Г. Николаев, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ДОСЛІДЖЕННЯ ГЕОМЕТРИЧНО ТА ФІЗИЧНО НЕЛІНІЙНОГО УЗАГАЛЬНЕНОГО ПЛОСКОГО НАПРУЖЕНОГО СТАНУ

В.Б. Минтюк

Задача узагальненого плоского напруженого стану при кінцевих переміщеннях формулюється для фізично лінійних матеріалів першого та другого порядків, а також для фізично нелінійного матеріалу, що не стискається, Муні. Всі рівняння, необхідні для розв'язання фізично лінійних задач, виявляються цілком визначеними для матеріалу, який не стискається, що дозволяє провести порівняльний аналіз розв'язків всіх поставлених задач. На прикладі задачі розтягнення тонкої пластини показано швидку збіжність наближених розв'язків, побудованих методом Рітца. За результатами досліджень зроблено висновок про те, що використання геометрично лінійних співвідношень і фізично лінійного закону не уточнює результати лінійної теорії пружності.

Ключові слова: узагальнений плоский напружений стан, міра деформації, фізично та геометрично нелінійна задача.

RESEARCH OF GEOMETRICALLY AND PHYSICALLY NONLINEAR GENERALIZED PLANE STRESS

V.B. Mintyuk

The problem of generalized plane stress state with finite displacements is formulated for physically linear material of the first and second orders, as well as for physically nonlinear Mooney's incompressible material. Resolving equations of physically linear materials are found to be fully determined for an incompressible material, which allows a comparative analysis of solutions to all assigned tasks. By using the example of thin plate stretching problem the rapid convergence of approximate numerical solutions constructed by means of Ritz method is shown. Due to the results of the current research the conclusion is made that application of geometrically nonlinear equations with linear constitutive law only makes the error of linear elasticity theory being worse.

Keywords: generalized plane stress state, measure of strain, materially and geometrically nonlinear problem.

Минтюк Виталий Борисович – канд. техн. наук, докторант кафедры прочности летательных аппаратов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: minvit@mail.ru.

УДК 536.21: 536.48

Г.Г. ЖУНЬ

Национальный технический университет "ХПИ", Харьков, Украина

ВЫЯВЛЕНИЕ И УСТРАНЕНИЕ ДЕФЕКТОВ В КРИОСОСУДАХ

В работе приведены результаты исследований двух- и трехмерных процессов тепломассопереноса в теплозащите криососудов из полос экранно-вакуумной теплоизоляции (ЭВТИ). Установлено, что причинами увеличения ее теплопроводности на криососудах в сравнении с их калориметрическими образцами является образование в них различных дефектов. Определены значения для установленного комплекса из 11 параметров, улучшающих конструкции и технологии для проектирования и изготовления криососудов с теплозащитой из пакетов ЭВТИ без дефектов, теплопроводность которых лишь на 24-27 % превышает калориметрические значения. Изготовленные криососуды с данной теплозащитой имеют ресурс работы при разовом заполнении, превышающий лучшие зарубежные аналоги.

Ключевые слова: экранно-вакуумная теплоизоляция, криососуд, теплозащита, теплопроводность, калориметр, тепломассоперенос.

Введение

Основным резервом повышения ресурса работы современных криососудов, криоёмкостей и криостатов (широко используемых в ракетно-космической технике, энергетике, животноводстве, научных исследованиях и других областях) является совершенствование используемой в них экранно-вакуумной теплоизоляции. Первоначальное использование теплозащитных полос экранно-вакуумной теплоизоляции (ЭВТИ) на различных криоустройствах (монтируемых машинным ускоренным орбитальным способом по научно необоснованным технологиям) оказалось неудачным (как в нашей стране, так и за рубежом), поскольку достигаемые для них теплопроводности ($\lambda_{эф}$) были во много раз выше данных параметров для их калориметрических образцов. Длительное время причины данных различий не были понятными для специалистов, поэтому теплозащита из ЭВТИ на криососудах не совершенствовалась.

Цель работы – разработка методов и исследование процессов тепломассопереноса в многоэлементной теплозащитной конструкции с пакетами ЭВТИ на криоустройствах для выявления различных дефектов, ухудшающих тепловые характеристики, а также разработка конструкций и технологий их устранения.

Результаты исследования

С целью отбора наиболее перспективных материалов вначале проводятся испытания образцов ЭВТИ на плоском калориметре (рис. 1) для определения их коэффициентов теплопроводности $\lambda_{эф}$ в диапазоне температур 78-300 К. При этом тепловой поток определяется в стационарном режиме по тепловой мощности, подводимой к контрольному нагревателю. В исследуемых ЭВТИ в качестве экрана используется алюминизированная полиэтилен-рефталатная пленка ПЭТФ-ДА толщиной 5-12 мкм, а также прокладки из различных материалов.

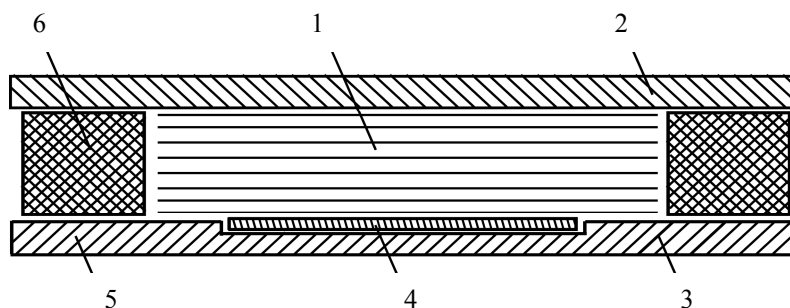


Рис. 1. Принципиальная схема калориметра для определения теплопроводности плоских образцов ЭВТИ:

- 1 – исследуемый образец ЭВТИ; 2 – холодная стенка (77,4 К); 3 – теплая стенка (300 К);
4 – контрольный нагреватель; 5 – компенсирующий нагреватель; 6 – охранный экран

Исследования особенностей процесса тепло-массопереноса в пакетах ЭВТИ, смонтированных машинным способом на криососудах, проводятся на экспериментальном стенде [2].

Первая отечественная композиция ЭВТИ состояла из пленки ПЭТФ-ДА и прокладочной стекловуали ЭВТИ-7, изготовленной из стеклянных волокон, которые скрепляются между собой клеевой эмульсией из ПВА. На плоском калориметре непрогретаемые образцы данной ЭВТИ характеризуются низкой теплопроводностью $\lambda_{эф}$, составляющей $3,1 \cdot 10^{-5}$ Вт/(м·К) (табл. 1).

В начале изоляционные полосы из ПЭТФ-ДА+ЭВТИ-7 шириной 70-100 мм монтировались на криососуды машинным эмпирическим методом. Затем они (согласно технологического регламента) помещаются в специальные электропечи для осуществления термовакuumной дегазации их изоляционных полостей (вакуумирование с одновременным нагревом) при температуре 370-390 К в течение 7-10 суток. При этом, кроме температуры в электропечах и давления в общем коллекторе вакуумирования, другие параметры не определялись. Изготовленная таким образом на криососудах теплозащита имела теплопроводность $(34-40) \cdot 10^{-5}$ Вт/(м·К), которая превышала значения аналогичного параметра для калориметрического образца в 11-13 раз (см. табл. 1). Из данных результатов следовала важная задача – необходимость выявления дефектов, которые обуславливают ухудшение теплозащиты из пакетов ЭВТИ на криососудах, а также разработки способов их устранения.

С этой целью партия данных малоэффективных криососудов после тепловых испытаний с жидким азотом демонтировалась для исследования состояния их теплозащитных слоев ЭВТИ. В результате

было установлено, что смонтированная на криососудах теплоизоляция в процессе термовакuumной дегазации превращалась в сплошную рыхлую массу. Проведенные исследования позволили выявить причину этого. Оказалось, что во время нагрева криососудов в электропечах при температуре ~ 360 К клеевая основа в прокладочной стекловуали размягчается и происходит склеивание слоев в пакете ЭВТИ. Это обуславливает резкое увеличение их плотности (ρ) и теплопереноса по материалу теплоизоляции [3]. Кроме того, происходит ухудшение условий вакуумирования пакетов ЭВТИ, что препятствует достижению в них оптимального вакуума ($P_0 \leq 10^{-3}$ Па) и способствует повышению теплопереноса по газу [4].

Анализ теплоизоляции возле горловины криососудов позволил установить, что между торцами смонтированных полос ЭВТИ и поверхностью образуются щели в результате недостаточного их прижатия при монтаже. Это обуславливает увеличение лучистого теплопереноса вдоль горловины.

Послойный демонтаж пакета ЭВТИ выявил значительную запыленность его слоев вдоль внутреннего резервуара угольной пылью из адсорбционного вакуумного насоса. В результате значительно увеличивается степень черноты данной теплоизоляции, что способствует возрастанию лучистого теплопереноса в слоях ЭВТИ.

Проведенное исследование технологии машинного изолирования криососудов дало возможность установить значительную электризацию полос пленки ПЭТФ-ДА при их сматывании из плотного мотка (бобины). Образующиеся заряды статического электричества на поверхности пленки обуславливают притяжение потока пыли из окружающей запыленной среды цеха, а также повышенное ее уп-

Таблица 1

Тепловые характеристики различных пакетов ЭВТИ на калориметре и криососуде в интервале 78-300 К

№№ п/п	Исследуемый прокладочный материал ЭВТИ	Предел прочности прокладки на растяже- ние σ_{p2} кг/мм ²	Теплопроводность пакетов ЭВТИ с пленкой ПЭТФ-ДА толщиной 5 мкм и различными прокладками, $\lambda_{эф} \cdot 10^5$, Вт/(м·К)		
			На плос- ком кало- риметре	Для исходного пакета ЭВТИ на криососуде	Для нового пакета ЭВТИ на криососуде
1	ЭВТИ-7 в состоянии поставки	0,35	3,1	34-40	13-13,7
2	ЭВТИ-7 после предва- рительной термоваку- умной дегазации	-	-	22-25	8,8-9,3
3	СНТ-10	0,37	3,5	14-17,5	4,5-4,8
4	УСНТ-10	0,33	3,4	12-15	4,0-4,3
5	НТ-10	0,1	3,0	15-18	3,8-4,2
6	АНТ-10	0,09	2,9	14,5-17	3,6-3,7
7	УНТ-10	0,08	3,3	16,5-20	4,0-4,4

лотнение с прокладочной ЭВТИ-7. Указанные дефекты способствуют увеличению лучистого и контактно-кондуктивного теплопереноса в пакете ЭВТИ.

В связи с этим предложен метод улучшения характеристик прокладочной стекловуали ЭВТИ-7, состоящий в ее предварительной (перед использованием в пакете ЭВТИ) термовакуумной дегазации в отдельной камере при температуре 380-390 К. В результате ЭВТИ-7 из бесцветной становится желто-кремовой, что свидетельствует об ухудшении ее оптических характеристик. Пакет теплоизоляции с данной прокладкой не склеивается, но его теплопроводность $\lambda_{\text{эф}}$ (равная $(22-25) \cdot 10^{-5}$ Вт/(м·К)) еще значительно превышает (в 7-8 раз) calorиметрическую характеристику (см. табл. 1).

Выявленные недостатки отечественной прокладки на основе стекловуали ЭВТИ-7 стимулировали работы по созданию новых более эффективных материалов. Методом инфракрасной спектроскопии было установлено, что материалы с минимальным отношением коэффициента поглощения излучения к коэффициенту его отражения являются наиболее перспективными для пакетов ЭВТИ [5]. По этому критерию наилучшими такими материалами являются целлюлозные (Ц), лавсановые (Л), базальтовые (Б), вязкозные (В) и хлопковые (Х) волокна.

Из данных волокон по бумагоделательной технологии "мокрым" способом были изготовлены композиционные прокладочные бумаги СНТ-10 из смеси 70%Ц+30%Л, УСНТ-10 из 65%Ц+30%Л+5% углеродных (У) волокон и другие. Бумаги СНТ-10 и УСНТ-10 оказались прочными, что позволяло использовать их в машинной технологии изолирования криососудов пакетами ЭВТИ. Смонтированные с ними пакеты ЭВТИ на криососудах по аналогичной исходной технологии характеризовались меньшими коэффициентами теплопроводности $(12-17) \cdot 10^{-5}$ Вт/(м·К). Но и они значительно превышали (в 3,5-4,5 раза) их calorиметрические величины (см. табл. 1).

Новые прокладочные композиционные бумаги типа НТ-10, АНТ-10 и УНТ-10, изготовленные с использованием базальтовых, ацетохлориновых и целлюлозных волокон оказались малопрочными (с $\sigma < 0,30$ кг/мм²). Поэтому при машинном изолировании они часто обрываются. В результате теплопроводность пакетов ЭВТИ с данными прокладками составляет $(15-20) \cdot 10^{-5}$ Вт/(м·К), что в 5-6 раз выше их calorиметрических характеристик.

Проведенные таким образом исследования позволили установить, что причиной ухудшения тепловых характеристик пакетов ЭВТИ, смонтированных на криососудах по эмпирической технологии является образование 13 дефектов, которые систе-

матизированы на рис. 2. Они обуславливают увеличение эффективной теплопроводности ($\Delta\lambda_{\text{эф}}$) данной теплоизоляции со стекловуалью ЭВТИ-7 в 11-13 раз, а с новыми композиционными прокладками – в 3,5-6 раз от повышения молекулярной ($\Delta\lambda_{\text{м}}$), лучистой ($\Delta\lambda_{\text{л}}$) и контактно-кондуктивной ($\Delta\lambda_{\text{к.к.}}$) составляющих и в результате образования новой лучисто-контактно-кондуктивной проводимости ($\lambda_{\text{л.к.к.}}$) согласно соотношения:

$$\Delta\lambda_{\text{эф}} = \Delta\lambda_{\text{м}} + \Delta\lambda_{\text{л}} + \Delta\lambda_{\text{к.к.}} + \lambda_{\text{л.к.к.}} \quad (1)$$

Из этого следует, что дальнейшей задачей настоящей работы должна быть разработка (на основании проведенных исследований) конструкций и технологий, которые исключают образование в изготавливаемых на криососудах пакетах ЭВТИ дефектов. В связи с этим были разработаны новые научные подходы, создано 28 оригинальных методик, изготовлены необходимые установки и использованы в экспериментах около 7000 криососудов. Они позволили впервые исследовать новые особенности двух- и трехмерных процессов тепломассопереноса в сопряженных многоэлементных конструкциях теплозащиты, а также газообмена в системе свободный объем - адсорбированный слой – газ, растворенный в материалах ЭВТИ при температурах от 4,2 до 390 К и долгосрочных (до 10 лет) процессах.

В результате разработана технология изолирования криососудов пакетами ЭВТИ с использованием малопрочных прокладочных бумаг (типа НТ-10, УНТ-10, АНТ-10 и других) путем использования искусственных зарядов статического электричества величиной $(6...8) \cdot 10^{-7}$ Кл/м². При этом устранялся разрыв полос данного материала в процессе машинного изолирования криососудов. Установлены также значения для комплекса из 11 следующих параметров, положительно влияющих на конструкции и технологии для проектирования и изготовления теплозащиты на криососудах без дефектов с минимальной ($\lambda_{\text{эф. min}}$) теплопроводностью:

$$\lambda_{\text{эф. min}} = f(T_o, T_{\text{min}}, \delta_{\text{ср.и.}}, P_o, W_o, \rho_o, A_o, I_o, Z_y, n_{\text{г.о.}}, M_{\text{и}}), \quad (2)$$

где I_o – улучшенная конструкция пакета ЭВТИ, исключаяющая образование слоев криоконденсата; Z_y – заземляющее устройство для снятия зарядов статического электричества, возникающих при изолировании; A_o – улучшенная конструкция вакуумного адсорбционного насоса; T_o, P_o, W_o, ρ_o – оптимальные значения температуры, давления газа, газоотделения, плотности слоев ЭВТИ, соответственно; $\delta_{\text{ср.и.}}$ – среднеинтегральная толщина слоев ЭВТИ на криососудах; T_{min} – минимальная температура охлаждения слоя адсорбента в адсорбционном вакуумном

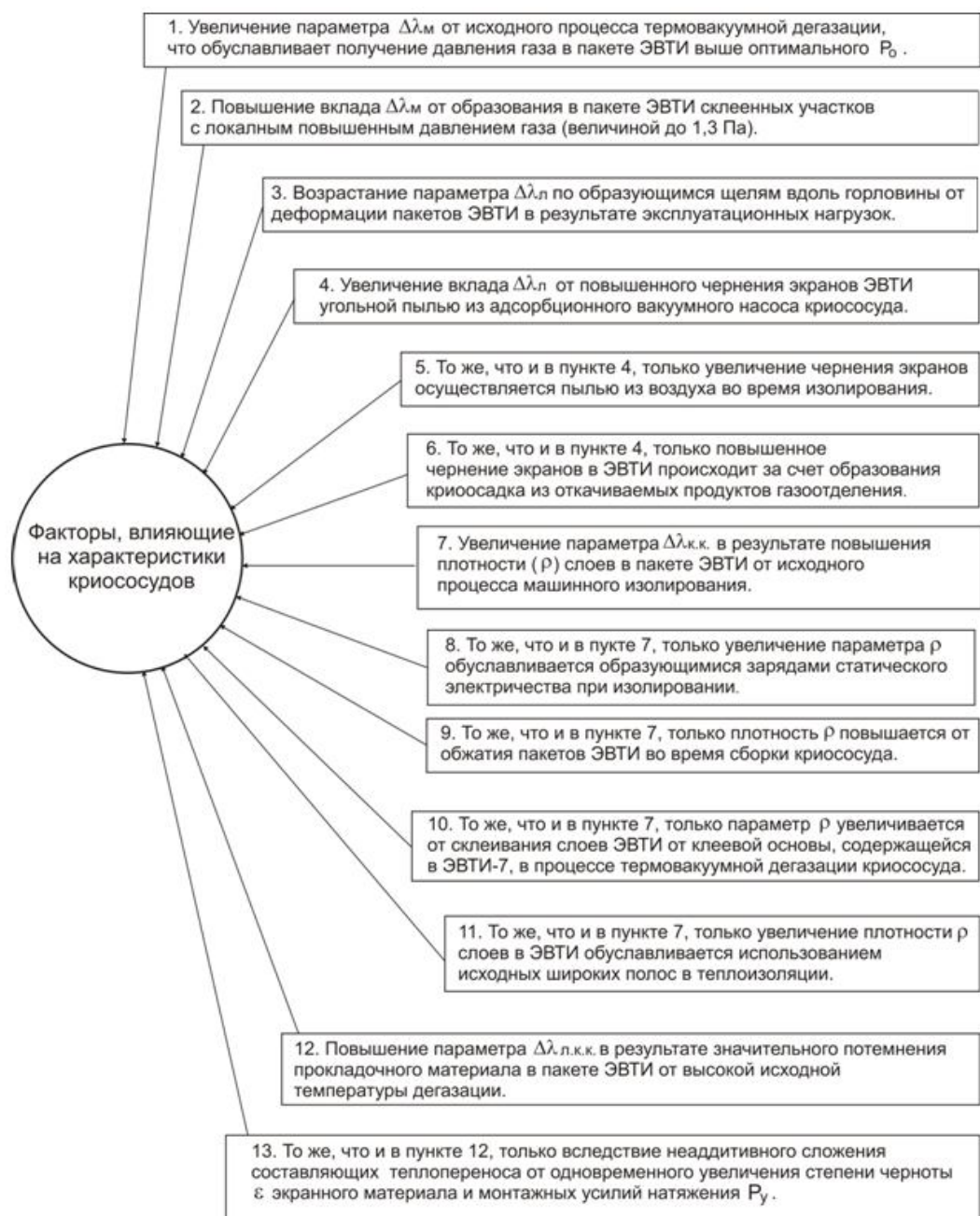


Рис. 2. Факторы, ухудшающие тепловые характеристики первоначально смонтированных пакетов ЭВТИ на криососудах

насосе; M_n – выбранный высокоэффективный современный изоляционный материал для пакетов ЭВТИ.

Полученные таким образом минимальные коэффициенты теплопроводности $\lambda_{эф.мин}$ для новых пакетов ЭВТИ на криососудах представлены в табл. 1. Их анализ показывает, что для теплозащиты с прокладочной стекловалью ЭВТИ-7 коэффициенты теплопроводности уменьшились до значений $(9-14) \cdot 10^{-5}$ Вт/(м·К) (в $\sim 2,8$ раза). Однако, они являются еще высокими. Поэтому использование в криососудах теплозащитной композиции ПЭТФ-ДА+ЭВТИ-7 является нецелесообразным.

Для улучшенных пакетов ЭВТИ с новыми композиционными прокладочными материалами (СНТ-10, УСНТ-10 и другими, перечисленными в табл. 1) впервые получены коэффициенты теплопроводности на криососудах, равные $(3,6-4,8) \cdot 10^{-5}$ Вт/(м·К), которые лишь на 24-27 % оказались большими за калориметрические значения. Их использование, например, в криососуде Х-34Б (емкостью 35 л) позволило увеличить ресурс работы (при разовом заполнении жидким азотом) со 100-110 суток до 390-400 суток (в $\sim 3,6$ раза). Данная характеристика оказалась в 1,6 раза выше лучшего зарубежного аналога – французского криососуда RSV-35А.

Заклучение

Проведенные экспериментальные исследования позволили установить, что причиной низкой эффективности серийных криососудов с теплозащитными полосами ЭВТИ, смонтированными машинным орбитальным способом по эмпирическим технологиям, являются 13 дефектов. Они обуславливают склеивание слоев ЭВТИ, увеличение степени черноты экранного материала до 10 раз, давления газа на 2-4 порядка, плотность слоев ЭВТИ в 3...4 раза, а также другие ухудшения. Это обеспечивает увеличение молекулярного, лучистого, контактно-кондуктивного теплопереноса и эффективной теплопроводности в 11-13 раз.

Разработанные новые научные подходы и экспериментальные методики (более 20) позволили исследовать особенности двух- и трехмерных процессов теплопереноса в теплозащите криососуда. Это дало возможность установить значения для из 11 параметров, обуславливающих проектирование и изготовление криососудов с теплозащитными пакетами ЭВТИ, которые лишь на 24-27 % превышают теплопроводность их калориметрических образцов.

Использование усовершенствованных пакетов ЭВТИ с новыми композиционными прокладочными материалами на криососудах позволило получить

для них тепловые характеристики, превышающие лучшие мировые аналоги.

Литература

1. Выбор и реализация путей снижения теплопритоков в криососуде с жидким азотом [Текст] / Р.С. Михальченко, В.Ф. Гетманец, Г.Г. Жунь [и др.] // Инж.-физ. журнал. – 1989. – Т.57, № 1. – С. 95-100.
2. Кробиологические сосуды с улучшенными тепловыми характеристиками [Текст] / Г.Г. Жунь, А.Г. Подольский, В.И. Шалаев [и др.] // Межвузовский сборник научных трудов: Процессы и аппараты криогенной технологии и кондиционирования. – Л.: ЛТИ им. Ленсовета. – 1985. – С. 59-64.
3. Жунь, Г.Г. Повышение эффективности промышленных криососудов [Текст] / Г.Г. Жунь // Придніпровський науковий вісник. Сер.: "Машинобудування". – 1998. - №28 (95). – С. 30-40.
4. Жунь, Г.Г. Разработка оптимальной технологии вакуумирования криососудов [Текст] / Г.Г. Жунь // Придніпровський науковий вісник. Сер.: "Машинобудування". – 1998. - №43 (116). – С. 43–51.
5. Мильман, С.Б. Исследование оптических характеристик и лучистого теплообмена в волокнистых теплоизоляционных материалах методом ИК-спектроскопии [Текст] / С.Б. Мильман, М.Г. Каганер, Н.Г. Селюков // Журнал прикладной спектроскопии. – 1976. – Т.25, Вып. 2. – С. 277–283.

Поступила в редакцию 23.03.2012

Рецензент: д-р физ.-мат наук, проф., ведущий научный сотрудник А.И. Прохвятилов, Физико-технический институт низких температур НАНУ, Харьков, Украина.

ВИЯВЛЕННЯ ТА УСУНЕННЯ ДЕФЕКТІВ У КРІОПОСУДАХ

Г.Г. Жунь

В роботі наведені результати дослідження двох – та трьохмірних процесів тепломасопереносу в теплозахисті кріопосудів із смуг екрано-вакуумної теплоізоляції (ЕВТІ). Встановлено, що причинами збільшення її теплопровідності на кріопосудах в порівнянні з їх калориметричними зразками являється виникнення в них різних дефектів. Визначені значення для встановленого комплексу з 11 параметрів, які поліпшують конструкції і технології для проектування та виготовлення кріопосудів з теплозахистом із пакетів ЕВТІ без дефектів, теплопровідність яких лише на 24-27 % перевищує калориметричні значення. Виготовлені кріопосуди з даним теплозахистом мають ресурс роботи при разовому заповненні, який перевершує кращі закордонні аналоги.

Ключові слова: екрано-вакуумна теплоізоляція (ЕВТІ); кріопосуд; теплопровідність, калориметр; тепломасопереніс.

REVEALING AND ELIMINATION DEFECTS IN CRYOVESSELS

G.G. Zhun'

The paper reports results of studies of 2D- and 3D-processes of heat and mass transfer in cryovessels heat shielding consisting of bands of thermal superinsulation. It was established that the increase of its thermal conductance in cryovessels compared to their calorimetric samples is caused by various damages. The values for established set of 11 parameters were determined which optimized construction and technology of designing and manufacturing cryovessels with enhanced, damage-free, superinsulation heat shielding whose thermal conductivity was only by 24-27 per cent over the calorimetric values. The cryovessels made using such heat shielding have operation time per one filling with liquid nitrogen that exceeds best worldwide known prototypes.

Key words: thermal superinsulation, cryovessel, heat shielding, heat conductance, calorimeter, heat and mass transfer

Жунь Георгий Григорьевич – д-р техн. наук, доцент, проф. кафедры технической криофизики, Национальный технический университет "Харьковский политехнический институт", Харьков, Украина, e-mail: zhun2010@rambler.ru

УДК 621.793.6

А.Ю. НЕЖВЕДІЛОВ

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

РОЗРАХУНОК НАПРУЖЕНО-ДЕФОРМОВАНОГО СТАНУ ЛОПАТКИ КОМПРЕСОРА АВІАЦІЙНОГО ГАЗОТУРБІННОГО ДВИГУНА ЗІ ЗМІЦНЕННЯМ ПОВЕРХНЕВИМ ШАРОМ МЕТОДОМ КІНЦЕВО-ЕЛЕМЕНТНОГО АНАЛІЗУ

У статті розглянуто кінцево-елементний аналіз, який дозволяє встановити поля еквівалентних напружень у моделі зразка зі зміцненням поверхневим шаром, отриманого методом вакуумного термоциклічного азотування у плазмі пульсуючого тліючого розряду. Вказан програмний комплекс який розраховує напружено-деформований стан зразка за допомогою методу кінцево-елементного аналізу. Визначені тривимірні скінченні елементи які будуються на основі побудованої об'ємної геометричної моделі зразка. Вказана схема проведення дослідження напружено-деформованого стану за допомогою методу кінцево-елементного аналізу та визначена величина еквівалентних напруг, а також, послідовність обробки результатів.

Ключові слова: програмне забезпечення, розрахунки, лопатка, напружено-деформований стан, кінцеві елементи.

Вступ

Статична міцність (СМ) авіаційних конструкцій - здатність конструкції сприймати однократно прикладені максимальні зовнішні сили, не руйнуючись і не одержуючи неприпустимих залишкових деформацій. Основні вимоги до СМ сформульовані в Нормам міцності літальних апаратів. Роботи по забезпеченню СМ проводяться на всіх стадіях створення літального апарату і включають проектування і загальний розрахунок конструкції планера; експериментальні відпрацювання нових конструктивних і технологічних рішень на моделях і зразках; вибір і обґрунтування критеріїв міцності; аналіз і підтвердження СМ натурної конструкції статичними випробуваннями.

З ускладненням авіаційних конструкцій завдання досліджень в області СМ розширилися. Поява тонкостінних елементів викликало необхідність розгляду явища втрати стійкості конструкцій; зростання швидкості польоту висунув на передній план вивчення питань жорсткості авіаційних конструкцій; польоти на надзвукових швидкостях призвели до розгляду дії високих температур і впливу нерівномірного нагрівання на міцність, стійкість і жорсткість конструкції. Виникла необхідність дослідження температурних напружень, викривлення, так званої довготривалої міцності та повзучості матеріалу. Для літального апарату поряд з СМ повинні бути забезпечені вимоги безпеки за умовами аеропружності, експлуатаційної живучості та опору втомі.

Основна вимога до авіаційних конструкцій –

висока надійність при мінімальній масі - обумовлює специфіку досліджень по забезпеченню СМ літальних апаратів. Для цього проводяться розрахунок і експериментальна перевірка СМ. У розрахунках використовуються методи, що дозволяють враховувати велику кількість чинників, що впливають на напружено-деформований стан (НДС), що забезпечує високу точність одержуваних результатів.

Розрахунок СМ включає наступні етапи: вибір розрахункової моделі; визначення її геометричних і пружних характеристик; приведення діючих зовнішніх навантажень до розрахункової моделі; складання і рішення рівнянь, що описують розрахункову модель; порівняння отриманих розрахункових даних з результатами експериментів; формування рекомендацій на проектування літального апарату. При розрахунках СМ використовуються основні положення теорії пружності і пластичності, теорії пластин та оболонок, будівельної механіки та механіки руйнування.

Для розрахунків НДС, використовується метод кінцевих елементів, коли дискретний еквівалент конструкції набирається з кінцевих елементів із задалегідь заданими пружними зв'язками між вузловими навантаженнями і переміщеннями (записаними у формі матриці жорсткості і пружності). Елементи з'єднуються між собою у вузлах, до яких прикладається зовнішнє навантаження. Система рівнянь рівноваги або спільності деформацій може нараховувати кілька тисяч невідомих. Точність методу залежить від обраного числа і типів кінцевих елементів і способів приведення зовнішніх навантажень.

Метод дозволяє автоматизувати розрахунок (від підготовки вихідних даних до візуалізації вхідної інформації), роблячи його комплексним, об'єднуючим у взаємозалежну систему розрахунки зовнішніх навантажень, проектувальні і перевірочні розрахунки, розрахунки втомних характеристик, критичних швидкостей явищ аеропружності (флаттер, бафтинг та ін.).

Для конструкцій, що працюють в умовах підвищених температур, проводяться розрахунки температурних полів і напружень. Для оцінки міцності необхідно також знати критерії руйнування конструкції. Експериментальні та теоретичні дослідження критеріїв руйнування є обов'язковими в комплексі робіт по забезпеченню СМ авіаційних конструкцій. Складність силових схем і конфігурацій деталей, велика різноманітність і складність режимів їх навантаження і умов експлуатації не дозволяють отримати достовірні результати при використанні тільки теоретичних методів вирішення задач. Тому дослідження із забезпечення СМ авіаційних конструкцій вимагають великого обсягу експериментальних робіт, які проводяться на стадії проектування і будівництва літального апарату, при оцінці його експлуатаційних характеристик та льотної придатності. Завершальний етап в дослідженнях СМ - аналіз достатності міцності натурних конструкцій і підтвердження її статичними випробуваннями. Характеристикою, що визначає СМ авіаційних конструкцій, служить запас міцності. Зведення запасів міцності для основних агрегатів і силових елементів конструкцій літального апарату, що містить значення більші або рівні одиниці по відношенню до розрахункових навантажень, є підтвердженням СМ. Для частин літального апарату, схильних значним температурним впливам, запас міцності визначається з урахуванням цих впливів.

Метод кінцевих елементів є потужним чисельним методом вирішення різноманітних інженерних задач та має вирішальне місце в прогнозуванні працездатності конструктивних елементів при дії експлуатаційних факторів [1].

Кінцево-елементний аналіз

В залежності від виду розрахунку, складності задачі та направленості того, чи іншого програмного забезпечення для конкретного розрахунку використовуємо програмний продукт NASTRAN, який має спільну розрахункову базу на основі методу кінцевих елементів і є однією з програм кінцево-елементного аналізу. Ці програми обумовлені використанням їх для розрахунку складних задач механіки деформованого твердого тіла, задач теплопровідності, теорії коливань та інших специфічних роз-

рахунків таких як розрахунок елементів конструкції на міцність, або оптимізація конструкції за граничними напруженнями та поперечним перетином деталі. При цьому є можливість моделювати практично всі типи матеріалів, включаючи композитні.

Оскільки лопатки компресора авіаційного газотурбінного двигуна працюють у важких температурних режимах і складних статичних і динамічних умовах навантаження, та мають складні геометричні форми, то для розрахунку напружено-деформованого стану використовували програмний комплекс – MSC NASTRAN for WINDOWS [2]. Для розрахунку напружено-деформованого стану необхідно врахувати особливості геометричних параметрів лопатки, властивості конструктивного матеріалу, вид розрахунку (статичний, тепловий, та ін.), та умови силового й температурного навантаження, що діють на неї. Розрахунок проводили з використанням реальних експериментальних зразків.

Важливим етапом у скінчено-елементному аналізі є побудова розрахункової моделі і її кінцево-елементної сітки. Дискретизація досліджуваної області на кінцеві елементи є складною і відповідальною процедурою, від якої суттєво залежить якість одержаного рішення. Програмний комплекс NASTRAN дозволяє без використання допоміжних CAD-програм будувати геометрію та кінцево-елементну сітку у своєму середовищі, або імпортувати з інших програм, таких як AutoCAD, ACIS, Parasolid та ін. Генерація кінцево-елементної сітки по твердотільній моделі проводиться автоматично.

Побудована об'ємна геометрична модель зразка перетворюється в кінцево-елементну сітку у вигляді просторових кінцевих елементів, які з'єднані між собою у вузлах. Кінцеві елементи в NASTRAN можуть мати перший або другий порядок апроксимації. Для розв'язання задачі використовуємо гексагональні та тетраїдальні типи кінцевих елементів першого порядку апроксимації – без проміжних вузлів (рис. 1, 1) та кінцеві елементи другого порядку – з проміжними вузлами (рис. 1, 2). Гексагональний кінцевий елемент першого порядку апроксимації має вісім вузлів (1, 2, ... 7, 8) та шість поверхонь (F1, F2, ... F5, F6), а другого порядку апроксимації – двадцять вузлів (1, 2, ... 7, 8, 9, 10, ... 19, 20) за рахунок проміжних вузлів та шість поверхонь. Таким же чином, тетраїдальний кінцевий елемент першого порядку апроксимації має чотири вузли (1, 2, 3, 4) та чотири поверхні (F1, F2, F3, F4), а другого порядку апроксимації – десять вузлів (1, 2, ... 8, 9, 10) та чотири поверхні (F1, F2, F3, F4).

При створенні кінцево-елементної сітки зразків необхідно врахувати, що найбільш густа сітка необхідна там, де градієнт температур, деформацій або напружень є ймовірно більшим. Менш густа сітка

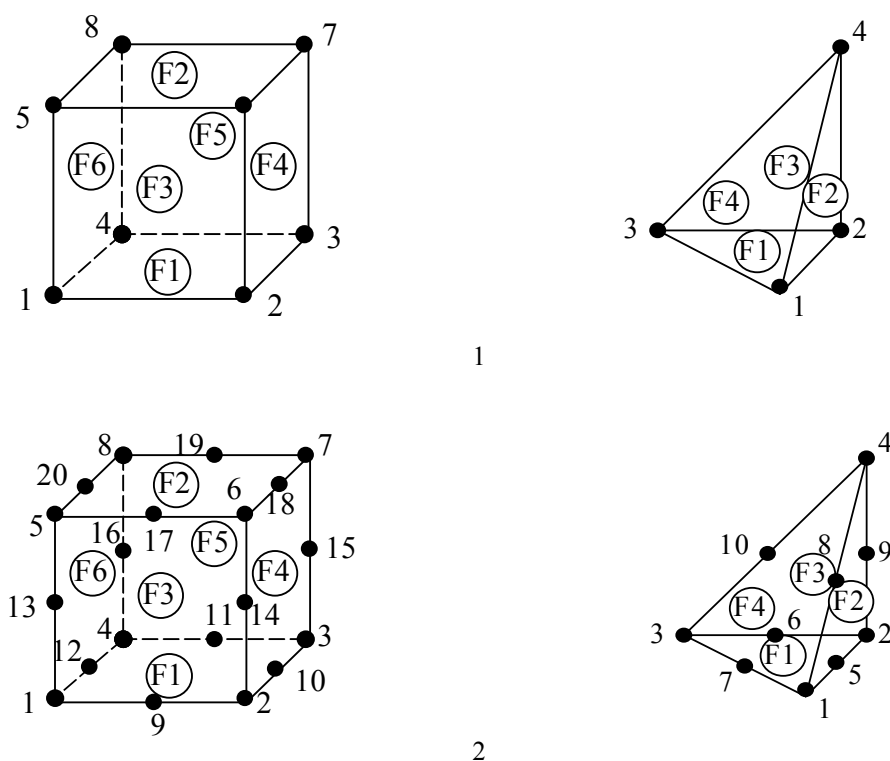


Рис. 1. Тривимірні скінченні елементи та шаблони нумерації вузлів і поверхонь (F_i):
1 – першого (лінійні) порядку апроксимації; 2 – другого (параболічні) порядку апроксимації

використовується в зонах із більш або менш постійними деформаціями або напруженнями, а також в областях, які не потребують детального аналізу. Також, лінійні елементи 1-го порядку наближення вимагають більш густої сітки, ніж квадратичні з його апроксимацією.

На рис. 2 представлено схему дослідження напружено-деформованого стану за допомогою методу кінцево-елементного аналізу з використанням програмного пакету NASTRAN.

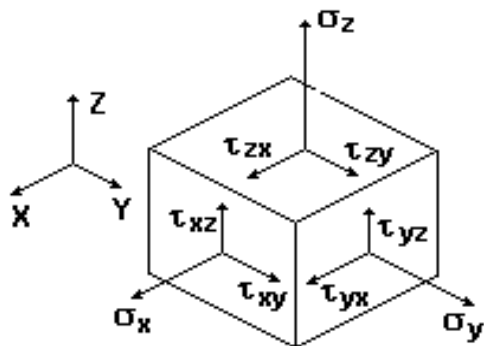


Рис. 2. Компоненти еквівалентної напруги

Обробку результатів здійснювали в наступній послідовності:

- ідентифікували навантаження шляхом візуалізації переміщень;

- визначали величину еквівалентних напруг у будь-якій точці зразка й одержували картину розподілу напруг по його поверхні.

Згідно із теорією октаедричних дотичних напружень або питомої енергії формозміни для сталевих зразків, еквівалентна напруга знаходиться так:

$$\sigma_{\text{екв}} = \left\{ \frac{1}{2} \left[(\sigma_x - \sigma_y)^2 + (\sigma_y - \sigma_z)^2 + (\sigma_z - \sigma_x)^2 + 6 \cdot (\tau_{xy}^2 + \tau_{yz}^2 + \tau_{xz}^2) \right] \right\}^{\frac{1}{2}},$$

де σ_x , σ_y , σ_z , τ_{xy} , τ_{yz} , τ_{xz} – компоненти еквівалентної напруги, Па.

Схема проведення дослідження напружено-деформованого стану за допомогою методу кінцево-елементного аналізу, складається з таких пунктів:

- 1) створення геометрії тіла (поверхні);
- 2) задання розміру сітки та розбиття на кінцеві елементи;
- 3) введення початкових даних: модуль пружності, навантаження, умови закріплення і т.п.
- 4) розрахунок та аналіз моделі за методом кінцевих елементів;

5) вивід отриманих результатів на екран монітору ЕОМ.

Порівняльну оцінку напружено-деформованого стану зразка зі сталі ЕІ961 як без зміцненого поверхневого шару (ЗПШ) так із зміцненим поверхневим шаром вакуумним термоциклічним азотуванням у плазмі пульсуючого тліючого розряду (ВТАПТР) в умовах одночасного впливу циклічного навантаження та температури проводили за схемою (рис. 2) з використанням методу кінцево-елементного аналізу.

Модель напружено-деформованого стану зразка розбито на кінцеві елементи з полями переміщень

від дії циклічного навантаження та температури. В якості циклічного навантаження до зразка використовували робочу частоту установки 10 кГц, що прикладена в точці його закріплення. При розрахунках враховувалася рівномірність розподілу температурного поля по площі зразка [3]. Модель зразка без ЗПШ складається із 460 вузлів та має 264 елементи, а із ЗПШ – 690 вузлів та 440 елементів.

Після проведення досліджень програмний комплекс дозволяє побачити поля еквівалентних напружень у моделі зразка зі ЗПШ та зразка без ЗПШ.

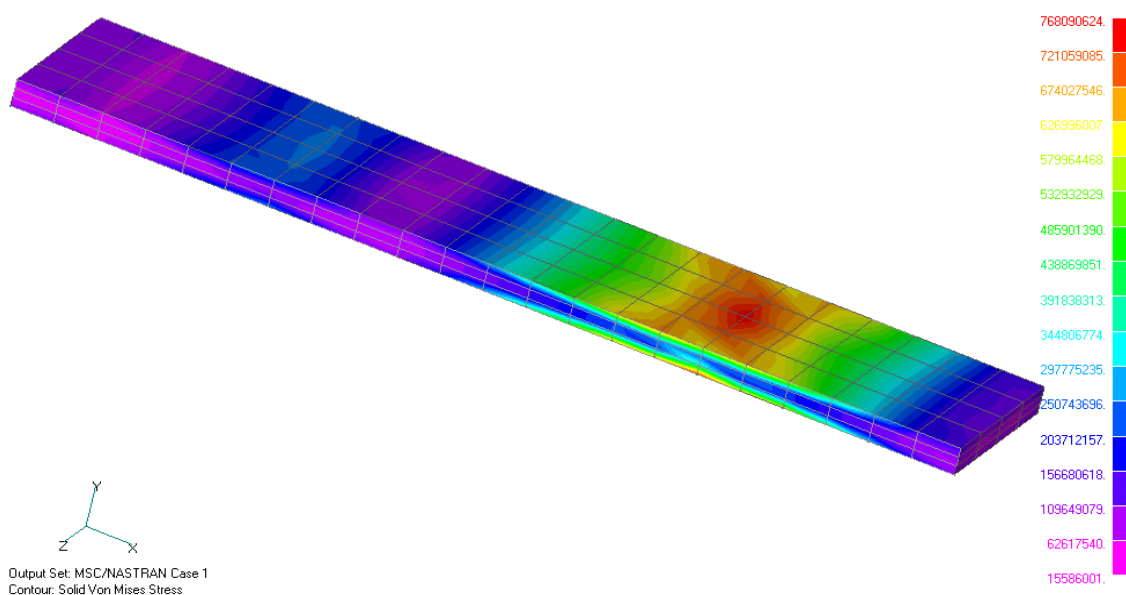


Рис. 3. Поля еквівалентних напружень у моделі зразка без ЗПШ при середньому напруженні циклу та температури, Па

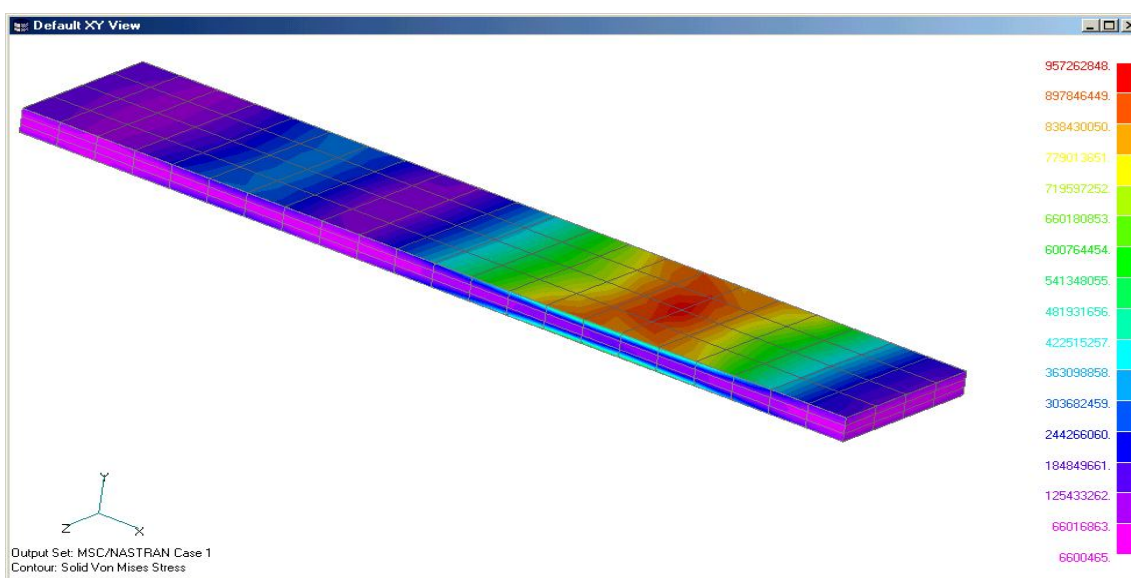


Рис. 4. Поля еквівалентних напружень у моделі зразка із ЗПШ при середньому напруженні циклу та температурі, Па

Висновки

За допомогою методу кінцево-елементного аналізу можна передбачити роботу конструктивних елементів із ЗППШ в умовах одночасної дії циклічних навантажень та температури, а саме межі витривалості, кількість циклів до руйнування та місце руйнування.

На основі полів еквівалентних напружень, можна побудувати криві, які характеризуватимуть усереднене значення напружень та провести їх аналіз.

Література

1. Расчеты машиностроительных конструкций методом конечных элементов [Текст] / В.И. Мяченков, В.П. Мальцев, В.П. Майборода и др. – М.: Машиностроение, 1989. – 576 с.
2. Шимкович, Д.Г. Расчет конструкций в MSC. visualNastran for Windows [Текст] / Д.Г. Шимкович. – М.: ДМК Пресс, 2004. – 704 с.
3. Нежведілов, А.Ю. Розробка експериментального комплексу для термомеханічних випробувань матеріалів за критерієм циклічної міцності [Текст] / А.Ю. Нежведілов // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2012. – № 3 (90). – С. 26 – 29.

Надійшла до редакції 19.06.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедри интегрированных технологий А.Я. Мовшович, Национальный технический университет «ХПИ», Харьков, Украина.

**РАСЧЕТ НАПРЯЖЕННО-ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ
ЛОПАТКИ КОМПРЕССОРА АВИАЦИОННОГО ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ
МЕТОДОМ КОНЕЧНО-ЭЛЕМЕНТНОГО АНАЛИЗА**

А.Ю. Нежведилов

В статье рассмотрен конечно-элементный анализ, который позволяет установить поля эквивалентных напряжений в модели образца с упрочненным поверхностным слоем, полученным методом вакуумного термомоциклического азотирования в плазме пульсирующего тлеющего разряда. Указан программный комплекс, который рассчитывает напряженно-деформированное состояние образца с помощью метода конечно-элементного анализа. Определены трехмерные конечные элементы, которые строятся на основе построенной объемной геометрической модели образца. Указана схема проведения исследования напряженно-деформированного состояния при помощи метода конечно-элементного анализа и определена величина эквивалентных напряжений, а также последовательность обработки результатов.

Ключевые слова: программное обеспечение, расчеты, лопатка, напряженно-деформированное состояние, конечные элементы.

**CALCULATION OF THE STRESS-DEFORMATION OF COMPRESSOR BLADES
AIRCRAFT GAS TURBINE ENGINE THE FINITE-ELEMENT ANALYSIS**

A. Y. Nezhvedilov

This article describes the finite-element analysis, which allows you to set a field of equivalent stresses in the model sample with hardened surface layer obtained by vacuum-ter in the plasma nitriding motsiklicheskogo pulsating glow. These software package that calculates the stress-strain state of the sample by the method of finite-element analysis. Defined three-dimensional finite elements which are based on geometric models constructed bulk sample. The above scheme of the stressed-deformed state by the method of finite-element analysis and determined the value of equivalent stress and the sequence of processing results.

Keywords: software, calculations, scoop, stressed-deformed state, finite elements.

Нежведилов Артур Юсуфович – младший научный сотрудник кафедры технологии производства двигателей летательных аппаратов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: nezhvedilov77@mail.ru.

УДК 681.5.015:629.7.05

С.Н. ФИРСОВ

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

АНАЛИТИЧЕСКИЙ МЕТОД ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ УПРАВЛЕНИЯ СИСТЕМЫ ОРИЕНТАЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Предложен аналитический метод определения параметров закона управления спутниковой системы ориентации и стабилизации космического аппарата, позволяющий по диагностической информации о функциональном состоянии элементов системы стабилизации и самого космического аппарата корректировать параметры законов управления, обеспечивая при этом асимптотическую устойчивость замкнутой системы. Определены граничные значения параметров управления, обеспечивающие максимальную степень устойчивости, как функции начальных условий углового движения космического аппарата и максимальных значений исполнительных систем, а также допустимого значения угловой скорости вращения спутника.

Ключевые слова: космический аппарат, функция Ляпунова, степень устойчивости, спутниковая система ориентации и стабилизации.

Введение

В системах ориентации и стабилизации (СОС) космическими аппаратами (КА) традиционно применяют блоки с тремя двигателями маховиками (ДМ), у которых оси вращения коллинеарны главным осям инерции КА [1 – 3]. Подобная компоновка использовалась, например, на спутнике «Электро (GOMS)», спутниках серии «Метеор», «Ресурс-О», «Канопус», спутнике «Татьяна-2», поздних версиях «Meteosat», малых спутниках «BIRD», «SNAP», «RapidEye», «Сич», «Сич-1», «МС-1», «Eggsat» и других [4 – 6]. Применение ДМ в СОС обусловлено, прежде всего, тем, что такая система работает при отсутствии силовых полей или тогда, когда эти поля являются возмущающими факторами. Кроме того, ДМ не расходуют рабочее тело, как это делают реактивные двигатели, а применение в качестве привода маховика бесконтактного двигателя постоянно-го тока позволяет использовать свойство рекуперации электроэнергии ДМ с целью минимизации потребления энергии СОС.

Анализ применения такой компоновки показал, что такое расположение ДМ обеспечивает выполнение поставленной перед блоком задачи с требуемыми показателями качества только в штатном режиме функционирования блока, а при появлении аварийных ситуаций такая компоновка оказывается частично работоспособной. При этом, одним из основных средств парирования возникшей ситуации является подстройка параметров регулятора. Именно поэтому задача определения аналитических зависимостей коррекции параметров закона управления СОС КА с ДМ является актуальной.

Постановка задачи исследования

С целью получения аналитических зависимостей подстройки параметров закона управления, реализуемого в СОС КА, необходимо проанализировать влияние формируемого управления на динамику всей системы в целом, используя ее математическую модель движения, полученную применением законов изменения кинетического момента (динамические уравнения Эйлера) и кинематических уравнений:

$$\frac{d\bar{K}}{dt} + \bar{\omega}_{абс} \times \bar{K} = \bar{M}_{внш} + \bar{M}_{упр}; \quad (1)$$

$$\dot{A} = WA; \Rightarrow \begin{cases} \dot{\psi} = \frac{1}{\cos \psi} (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma); \\ \dot{\psi} = \omega_y \sin \gamma + \omega_z \cos \gamma; \\ \dot{\gamma} = \omega_x - \operatorname{tg} \psi (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma), \end{cases} \quad (2)$$

где $\bar{K} = J\bar{\omega}_{абс}$ – кинетический момент аппарата;

$\bar{\omega}_{абс} = \bar{\omega}_{отн} + A\bar{\omega}_0$ – вектор абсолютной угловой скорости вращения КА;

J – тензор инерции КА;

$\bar{M}_{внш}$ – результирующий момент внешних сил, действующих на КА;

$\bar{M}_{упр}$ – результирующий момент управления;

$\bar{\omega}_{отн} = [\omega_x \quad \omega_y \quad \omega_z]^T$ – вектор угловой скорости вращения связанной системы координат с корпусом КА относительно базовой (опорная не вращающаяся система координат, у которой одна из осей направлена перпендикулярно плоскости эклип-

тики, другая – направлена в точку весеннего равноденствия, а третья дополняет до правильного триэдра);

$\bar{\omega}_0$ – абсолютная угловая скорость опорной системы координат;

A – матрица направляющих косинусов, определяемая через углы Эйлера-Крылова, описывающая переход от опорной системы координат в связанную с КА систему координат;

$$W = \begin{bmatrix} 0 & \omega_z & -\omega_y \\ \omega_z & 0 & \omega_x \\ \omega_y & -\omega_x & 0 \end{bmatrix}.$$

Используя полученные уравнения (1) – (2) определим аналитическое выражение для управления $\bar{M}_{упр}$ в (1), обеспечивающее совмещение связанной системы координат с опорной. При этом управляющий момент $\bar{M}_{упр}$ должен создавать такое положение равновесия, в котором $\omega_{отн} = 0$, а $A = I$ – единичная. Сформированные требования эквивалентны не только выполнению условий $\gamma = \psi = \psi = 0$, а и обеспечению их асимптотической устойчивости. Управляющее воздействие $\bar{M}_{упр}$ определим с помощью второго метода А.М. Ляпунова [7], позволяющего получить условия асимптотической устойчивости в некоторой области или в целом. Вторым методом Ляпунова, как известно, заключается в формировании специальной вспомогательной скалярной функции, называемой функцией Ляпунова V , и исследовании её свойств, а также свойств её первой производной $\dot{V}$.

Определение функции Ляпунова

Поскольку в качестве цели управления принято асимптотически устойчивое выполнение условия $\gamma = \psi = \psi = 0$, то для достижения поставленной цели принимаем функцию Ляпунова в следующем виде:

$$V = \frac{1}{2}(\bar{\omega}_{отн}, J\bar{\omega}_{отн}) + k_a [(1-a_{11}) + (1-a_{22}) + (1-a_{33})], \quad (3)$$

где $(\bar{\omega}_{отн}, J\bar{\omega}_{отн})$ – скалярное произведение векторов, являющееся физическим эквивалентом работы, необходимой для устранения вращения связанной системы координат относительно опорной;

$a_{ii}, i = \overline{1,3}$ – диагональные элементы матрицы направляющих косинусов;

$k_a > 0$ – коэффициент пропорциональности (размерность коэффициента $[k_a] = \text{Hm}$).

Функция (3) удовлетворяет требованиям, которые накладываются на функцию Ляпунова, при следующих условиях: $V = 0$ при $\omega_{отн} = 0$ и единичной матрице A ; $V > 0$ при всех остальных значениях $\omega_{отн}$ и A .

Учитывая выше сказанное, первая производная функции Ляпунова будет иметь следующий вид:

$$\dot{V} = \frac{1}{2}(\bar{\omega}_{отн}, [\bar{M}_{упр} + \bar{M}_{внш} - \bar{\omega}_{абс} \times K - \dot{A}W - A\dot{W}]) - k_a (\dot{a}_{11} + \dot{a}_{22} + \dot{a}_{33}). \quad (4)$$

На основании кинематических уравнений (2), исключаем из правой части выражения (4) производные по времени элементов матрицы направляющих косинусов ($\dot{a}_{ii}, i = \overline{1,3}$):

$$\dot{V} = \frac{1}{2} \left(\bar{\omega}_{отн}, \begin{bmatrix} \bar{M}_{упр} + \bar{M}_{внш} - \bar{\omega}_{абс} \times K - \\ -WA\bar{\omega}_0 - A\dot{\bar{\omega}}_0 \end{bmatrix} \right) - k_a \left[\omega_x (a_{32} - a_{23}) + \omega_y (a_{13} - a_{31}) + \right. \\ \left. + \omega_z (a_{21} - a_{12}) \right]. \quad (5)$$

Введя в выражение (5) вспомогательный вектор $\wp = [a_{32} - a_{23} \quad a_{13} - a_{31} \quad a_{21} - a_{12}]^T$, получим следующее тождество:

$$\dot{V} = \frac{1}{2} \left(\bar{\omega}_{отн}, \begin{bmatrix} \bar{M}_{упр} + \bar{M}_{внш} - \bar{\omega}_{абс} \times \bar{K} - \\ -WA\bar{\omega}_0 - A\dot{\bar{\omega}}_0 - k_a \wp \end{bmatrix} \right). \quad (6)$$

С целью гарантированного выполнения условия $\dot{V} = 0$ при $\omega_{отн} = 0$ и единичной матрице A , а также удовлетворению неравенства $\dot{V} < 0$ при всех остальных значениях $\omega_{отн}$ и A , как того требует теорема Барбашина-Красовского, принято следующее

$$\bar{M}_{упр} + \bar{M}_{внш} - \bar{\omega}_{абс} \times \bar{K} - WA\bar{\omega}_0 - A\dot{\bar{\omega}}_0 - k_a \wp = -k_\omega \bar{\omega}_{отн}, \quad (7)$$

где $k_\omega > 0$ – коэффициент пропорциональности, который также как и k_a является параметром управления (размерность коэффициента $[k_\omega] = \text{Hmc}$).

Анализ выражения (7) показывает, что выражение для управления, обеспечивающее асимптотическую устойчивость положения равновесия $\omega_{отн} = 0$ и A – единичная матрица, будет иметь следующий вид:

$$\bar{M}_{упр} = -k_\omega \bar{\omega}_{отн} + \bar{\omega}_{абс} \times \bar{K} + WA\bar{\omega}_0 + A\dot{\bar{\omega}}_0 + k_a \wp - \bar{M}_{внш}. \quad (8)$$

Заменив управление в (1) на выражение (8), получим:

$$J\bar{\omega}_{отн} + k_\omega \bar{\omega}_{отн} + k_a \wp = 0. \quad (9)$$

Дополняя уравнение (9) кинематическими уравнениями, получаем систему уравнений управляемого движения замкнутой системы:

$$\begin{aligned} J\ddot{\omega}_{\text{отн}} + k_{\omega}\dot{\omega}_{\text{отн}} + k_a\varphi &= 0; \\ \dot{A} &= WA. \end{aligned} \quad (10)$$

Исследование движения системы ориентации и стабилизации космическими аппарата с двигателями маховиками

Используя полученные уравнения управляемого движения замкнутой системы (10) проведем исследование движения СОС КА с ДМ. С целью конкретизации решаемой задачи рассматривается один из основных режимов СОС – совмещение осей инерции КА с соответствующими осями опорной системы координат. В качестве опорной системы координат выбрана орбитальная система координат. Следовательно, угловая скорость опорной системы координат будет представлять собой следующее значение: $\bar{\omega}_0 = (0 \quad \omega_{\text{орб}} \quad 0)^T$, где $\omega_{\text{орб}}$ – угловая скорость орбитального движения. Управляющие моменты создаются тремя коллинеарными маховиками. Для такой компоновки маховиков, суммарный кинетический момент будет определяться следующим векторным равенством:

$$\bar{K} = J\bar{\omega}_{\text{абс}} + \bar{H}, \quad (11)$$

где $\bar{H}$ – вектор кинетического момента маховика в связанной с КА системе координат.

Учитывая уравнения (1) и (11), управляющий векторное уравнение для определения управляющего момента примет вид:

$$\bar{M}_{\text{упр}} = -\bar{H} - [\bar{\omega}_{\text{абс}}, \bar{H}]. \quad (12)$$

Применив к уравнению (12), описанную выше методику, получаем систему уравнений, описывающую движение замкнутой системы, в контуре которой находится КА:

$$\begin{aligned} J\ddot{\omega}_{\text{отн}} + k_a\varphi + k_{\omega}\dot{\omega}_{\text{отн}} &= 0; \\ \ddot{H} + [(A\bar{\omega}_0 + \bar{\omega}_{\text{отн}}), \bar{H}] &= M + k_a S - \\ - [A\bar{\omega}_0, JA\bar{\omega}_0] + k_{\omega}\dot{\omega}_{\text{отн}} - [\bar{\omega}_{\text{отн}}, J\bar{\omega}_{\text{отн}}] - \\ - [\bar{\omega}_{\text{отн}}, JA\bar{\omega}_0] - J\Omega A\bar{\omega}_0 - [A\bar{\omega}_0, J\bar{\omega}_{\text{отн}}] - JA\ddot{\omega}_0; \\ \dot{A} &= WA, \end{aligned} \quad (13)$$

где $\varphi = [a_{23} - a_{32} \quad a_{31} - a_{13} \quad a_{12} - a_{21}]^T$.

При классическом синтезе систем стабилизации КА, целью исследования является определение параметров закона управления k_a и k_{ω} , обеспечивающих максимальную степень устойчивости характеристического полинома линеаризованной сис-

темы, а при синтезе законов параметрической подстройки необходимо решать обратные задачи. Рассмотрим решение классической постановки задачи, при этом перейдем к безразмерным величинам введением следующих обозначений:

$$H_0 = H_{\text{max}}; \quad m = \dot{H}_{\text{max}}; \quad t_0 = \frac{H_0}{m}, \quad (14)$$

где H_{max} и $\dot{H}_{\text{max}}$ – максимальные кинетический и реактивный моменты, создаваемые маховиком, соответственно, представляющие собой его паспортные характеристики.

Осуществляем дальнейший переход к безразмерным величинам:

$$\begin{aligned} \bar{\omega}_{\text{отн}} &= \frac{1}{t_0} \bar{\Omega}; \quad \bar{H} = H_0 \bar{h}; \quad \dot{\bar{H}} = m \dot{\bar{h}}; \quad t = t_0 \bar{t}; \\ I &= I_x \text{diag}(1 \quad \theta_1 \quad \theta_2); \quad \bar{\omega}_0 = \omega_{\text{орб}} \bar{\Omega}_0, \end{aligned} \quad (15)$$

где $\theta_1 = \frac{J_y}{J_x}$; $\theta_2 = \frac{J_z}{J_x}$; J_x, J_y, J_z – моменты инерции

симметричного КА относительно соответствующих осей связанной с его корпусом системой координат.

В безразмерных величинах первое векторное уравнение системы (13) представим следующим образом:

$$J\dot{\bar{\Omega}} + K_a\bar{\varphi} + K_{\omega}\bar{\Omega} = 0, \quad (16)$$

где $K_a = \frac{t_0^2 k_a}{J_x}$; $K_{\omega} = \frac{t_0 k_{\omega}}{J_x}$.

Для дальнейшего определения параметров закона управления, обеспечивающего требуемые параметры движения КА, линеаризуем уравнение (16) в окрестности положения равновесия, т.е., когда

$$A = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad \text{и} \quad \Omega = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}.$$

Дополняя векторное уравнение (16), линеаризованными кинематическими уравнениями углового движения, получим:

$$\begin{aligned} \dot{\bar{\Omega}}_1 + 2K_a\bar{\varphi} + K_{\omega}\bar{\Omega}_1 &= 0; \\ \theta_1\dot{\bar{\Omega}}_2 + 2K_a\bar{\varphi} + K_{\omega}\bar{\Omega}_2 &= 0; \\ \theta_2\dot{\bar{\Omega}}_3 + 2K_a\bar{\varphi} + K_{\omega}\bar{\Omega}_3 &= 0; \\ \dot{\bar{\psi}} &= \bar{\Omega}_2; \\ \dot{\bar{\varphi}} &= \bar{\Omega}_3; \\ \dot{\bar{\psi}} &= \bar{\Omega}_1. \end{aligned} \quad (17)$$

Характеристическое уравнение системы (17) имеет следующий вид:

$$\begin{aligned} (\lambda^2 + K_{\omega}\lambda + 2K_a) &(\theta_1\lambda^2 + K_{\omega}\lambda + 2K_a) \times \\ &\times (\theta_2\lambda^2 + K_{\omega}\lambda + 2K_a) = 0. \end{aligned} \quad (18)$$

Поскольку необходимым условием работоспособности СОС КА является его устойчивость, то

анализ на устойчивость осуществим по корням характеристического полинома (18):

$$\begin{aligned}\lambda_{1,2} &= -\frac{1}{2}K_{\omega} \pm \frac{1}{2}\sqrt{K_{\omega}^2 - 8K_{\alpha}}; \\ \lambda_{3,4} &= -\frac{1}{2}\frac{K_{\omega}}{\theta_1} \pm \frac{1}{2\theta_1}\sqrt{K_{\omega}^2 - 8\theta_1 K_{\alpha}}; \\ \lambda_{5,6} &= -\frac{1}{2}\frac{K_{\omega}}{\theta_2} \pm \frac{1}{2\theta_2}\sqrt{K_{\omega}^2 - 8\theta_2 K_{\alpha}}.\end{aligned}\quad (19)$$

В теории автоматического управления известно, что действительные части комплексных корней (19) определяют устойчивость системы управления.

При формировании требований к корням характеристического уравнения с целью обеспечения выполнения условия устойчивости необходимо, чтобы они как можно левее располагались от мнимой оси в плоскости комплексного переменного. Следовательно, условие устойчивости для корней (19) формируется следующим образом: необходимо найти такие значения параметров закона управления K_{α} и K_{ω} , чтобы самый правый корень полинома (18) лежал как можно левее от мнимой оси в плоскости комплексного переменного, т.е. достигалась максимальная степень устойчивости. С целью выполнения сформированного условия для определения K_{α} и K_{ω} , область параметров разделим на четыре части для случая выполнения условия $\theta_2 > \theta_1 > 1$, что вполне соответствует большинству проектируемых и эксплуатируемых симметричных космических летательных аппаратов:

$$\begin{aligned}0 < K_{\omega}^2 &\leq 8K_{\alpha}; \\ 8K_{\alpha} < K_{\omega}^2 &\leq 8\theta_1 K_{\alpha}; \\ 8\theta_1 K_{\alpha} < K_{\omega}^2 &\leq 8\theta_2 K_{\alpha}; \\ 8\theta_2 K_{\alpha} < K_{\omega}^2.\end{aligned}\quad (20)$$

Учитывая введенные ограничения на моменты инерции ($\theta_2 > \theta_1 > 1$) и при выполнении первого условия системы (20), степень устойчивости будет определяться следующим выражением:

$$\xi_1 = \frac{1}{2}\frac{K_{\omega}}{\theta_2}.\quad (21)$$

Для варианта выполнения последнего условия системы (20), степень устойчивости определяется выражением:

$$\xi_2 = \frac{1}{2}K_{\omega} \pm \frac{1}{2}\sqrt{K_{\omega}^2 - 8K_{\alpha}}.\quad (22)$$

При выполнении второго неравенства, степень устойчивости будет либо ξ_1 , либо ξ_2 . Равенство степеней устойчивости $\xi_1 = \xi_2$ будет достигаться при выполнении следующего условия:

$$K_{\omega}^2 = \frac{8\theta_2^2}{2\theta_2 - 1}K_{\alpha}.\quad (23)$$

С целью полноты анализа на степени устойчивости необходимо наложить ограничения, связанные с величиной управляющего момента, записываемые следующим аналитическим выражением:

$$\frac{H_0 t_0}{J_1} = 2\delta_{\max} K_{\alpha} + \Omega_{\max} K_{\omega},\quad (24)$$

где $\delta_{\max}$ и $\Omega_{\max}$ – максимальные отклонения по ориентации и угловой скорости.

Зависимость (24) представляет собой нагрузочную характеристику, поэтому в плоскости параметров закона управления (K_{ω}, K_{α}) все точки должны лежать левее прямой, описываемой функцией (24). Следовательно, искомые значения параметров закона управления будут располагаться на пересечении кривой (23) и прямой (24), а значение K_{ω} определено следующими выражениями:

$$\begin{aligned}K_{\omega} &= -\frac{2\Omega_{\max}}{\delta_{\max}}\frac{\theta_2^2}{2\theta_2 - 1} + \\ &+ \frac{1}{\delta_{\max}}\sqrt{\left(2\Omega_{\max}\frac{\theta_2^2}{2\theta_2 - 1}\right)^2 + 4\frac{H_0 t_0}{J_1}\frac{\theta_2^2}{2\theta_2 - 1}}.\end{aligned}\quad (25)$$

Заключение

В результате проведенных исследований определены параметры управления СОС КА с диагональным тензором инерции, обеспечивающие максимальную степень устойчивости. Кроме того, полученные аналитические выражения необходимы в последующем для параметрической подстройки параметров законов управления по полученной диагностической информации.

Литература

1. Экспериментальная отработка систем управления объектов ракетно-космической техники [Текст]: учеб. пособие / А.И. Батырев, Б.И. Батырев, Г.К. Бандарев и др.; под общ. ред. Ю.М. Златкина, В.С. Кривцова, А.С. Кулика, В.И. Чумаченко. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. Ин-т», НПП «Хартон-Арко», 2008. – 501 с.
2. Ахметов, Р.Н. Методы и модели автономного управления живучестью автоматических космических аппаратов дистанционного зондирования Земли [Текст] // Р.Н. Ахметов. – Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. Академика С.П. Королева. – 2008. – № 2. – С. 194 – 210.

3. Бортвые системы управления космическими аппаратами [Текст]: учебное пособие / А.Г. Бровкин, Б.Г. Бурдычев, С.В. Гордийко и др.; под ред. А.С. Сырова. – М.: Изд-во МАИ – ПРИНТ, 2010. – 340 с.

4. Лученко, О.А. Формирование избыточного блока двигателей-маховиков системы ориентации и стабилизации симметричного малогабаритного космического аппарата [Текст] / О.А. Лученко, А.Н. Таран, С.Н. Фирсов. // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2010. – № 6 (73). – С. 44 – 48.

5. Определение параметров установки двигателей-маховиков системы ориентации и стабили-

зации несимметричного малогабаритного космического аппарата [Текст] / О.А. Лученко, А.Н. Таран, С.Н. Фирсов, В.Н. Постников // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2011. – №1 (78). – С. 63 – 68.

6. Кулик, А.С. Концепция обеспечения живучести спутниковых систем управления ориентацией и стабилизацией [Текст] / А.С. Кулик, О.А. Лученко, С.Н. Фирсов // *Радиоэлектроника, информатика, управління*. – 2011. – №2. – С. 10 – 22.

7. Кунцевич, В.М. Синтез систем автоматического управления с помощью функций Ляпунова [Текст] / В.М. Кунцевич, М.М. Лысак. – М.: Наука, 1977. – 400 с.

Поступила в редакцию 31.05.2012

Рецензент: д-р техн. наук проф., заведующий кафедрой авиационных систем и измерений Н.Д. Кошевой, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е.Жуковского «ХАИ», Харьков.

АНАЛІТИЧНИЙ МЕТОД ВИЗНАЧЕННЯ ПАРАМЕТРІВ УПРАВЛІННЯ СИСТЕМИ ОРІЄНТАЦІЇ КОСМІЧНОГО АПАРАТУ

С.М. Фірсов

Запропоновано аналітичний метод визначення параметрів закону управління супутникової системи орієнтації та стабілізації космічного апарату, що дозволяє за діагностичною інформацією про функціональний стан елементів системи стабілізації і самого космічного апарату коректувати параметри законів управління, забезпечуючи при цьому асимптотичну стійкість замкнутої системи. Визначено граничні значення параметрів управління, що забезпечують максимальну ступінь стійкості, як функції початкових умов кутового руху космічного апарату і максимальних значень виконавчої системи, а також допустимого значення кутової швидкості обертання супутника.

Ключові слова: космічний апарат, функція Ляпунова, ступінь стійкості, супутникова система орієнтації та стабілізації.

ANALYTICAL METHOD FOR THE DETERMINATION OF THE PARAMETERS OF ORIENTATION OF SPACECRAFT

S.N. Firsov

An analytical method for determining the parameters of the control law of satellite attitude control and stabilization system of the spacecraft is offered. It allows by diagnostic information about the functional state of the elements of the stabilization system and information of the spacecraft itself to correct the parameters of control laws, while ensuring the asymptotic stability of the closed-loop system. The boundary values of control parameters to ensure maximum degree of stability as a function of the initial conditions of angular movement of the spacecraft and the maximum values of the executive system, and the allowable values of angular velocity of rotation of the satellite are determined.

Keywords: spacecraft, Lyapunov function, the degree of stability, satellite attitude control and stabilization system.

Фирсов Сергей Николаевич – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры систем управления летательными аппаратами Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

UDC 681.5.09

A.S. KULIK, J.P. MARTINEZ-BASTIDA

National Aerospace University named after N.E. Zhukovzky «KhAI», Ukraine

AN IMPROVED FAULT-TOLERANT ALGORITHM FOR A GYROSCOPIC SENSORS UNIT

An improved fault tolerant algorithm is presented. Its mathematical models as well as its implementation are discussed in this work. The algorithm's effectiveness has been proved by means of computer program and applied to a gyroscopic sensors unit (GSU). The improved fault-tolerant algorithm has the ability to perform a complete diagnosis of the GSU, constantly monitoring its state by means of several mathematical models, determining the possible existence of a fault in the unit. Once a fault in the unit has occurred, the algorithm is able to find where the fault is located; allowing us to define what kind of fault has appeared in the unit and this diagnosis can lead us to perform the proper corrective actions to recover the optimal performance in the GSU.

Keywords: fault-tolerant system, fault-tolerant algorithm, gyroscopic sensors unit.

Introduction

Building reliable systems is one of the main challenges that is faced by software developers and they have been concerned with dependability issues since the first day a system was built and deployed [1]. Many changes in this matter have been occurred, including the nature of faults and failures, the complexity of systems, the services that they deliver, the way society uses them and obviously, in theory, approaches, and technology [2]. But the need to deal with various threats such as failed components, deteriorating environments, human mistakes, intrusions, components mismatches or software bugs; is in the core of software, research, and development. Errors always happen in spite of all the efforts to eliminate faults that might cause them, so several fault tolerant mechanisms and approaches have been investigated by researchers and used in various fields of technology and applied industrial solutions [3-5]. Unfortunately, these solutions are more focused on the implementation, ignoring other development phases as a fault tolerant support system. This creates a dangerous gap between the implementation and the reliability of a system. As consequence of this, there is an increasing number of situations in which fault tolerant support has been undermined, decreasing gravely the systems' reliability.

Fault tolerant support needs to be explicitly included into every design but especially where any malfunction in the system could lead to seriously have economical lost but even worst to have lost of human lives.

As current software engineering practices tend to think only about normal behavior, assuming that all faults can be removed during development phase, improved algorithms or methods must be developed to support explicit handling of abnormal situation. Fur-

thermore, every developed system should be enriched with a fault tolerant support means.

Looking forward to meet this challenge, this work presents an improved fault tolerant algorithm support with the specific task to increase the reliability of a gyroscopic sensors unit (GSU).

1. Diagnostic model for the GSU

The GSU is built by three gyroscopic sensors, two angular velocity sensors, angular velocity sensor 1 (AVS₁) and angular velocity sensor 2 (AVS₂), and one angle sensor (AS) in order to guaranty a diagnosis in the GSU, as it is shown in Fig. 1.

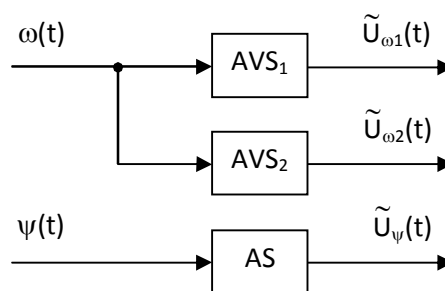


Fig. 1. Structural scheme of GSU

The sensors' characteristic equations are represented in (1):

$$\begin{aligned}\tilde{U}_{\omega 2}(t) &= \tilde{K}_{\omega 2} \cdot \omega(t) + U_0^{\omega 2}, \\ \tilde{U}_{\omega 1}(t) &= \tilde{K}_{\omega 1} \cdot \omega(t) + U_0^{\omega 1}, \\ \tilde{U}_{\psi}(t) &= \tilde{K}_{\psi} \cdot \psi(t) + U_0^{\psi},\end{aligned}\quad (1)$$

where $\tilde{U}_{\omega 2}(t)$ – AVS₂ output;

$\tilde{U}_{\omega 1}(t)$ – AVS₁ output;

$\tilde{U}_\psi(t)$ – AS output;
 $\tilde{K}_{\omega 2}, \tilde{K}_{\omega 1}, \tilde{K}_\psi$ – sensors' transfer-coefficient;
 $\omega(t)$ – angular velocity;
 $\psi(t)$ – angle position;
 $U_0^{\omega 2}, U_0^{\omega 1}, U_0^\psi$ – drift values from zero.

The fact of detecting the existence of a fault in the GSU leads to find its place (which sensor is the faulty one), class and kind of the fault, in Fig. 2 is shown the general scheme for the implemented methodology.

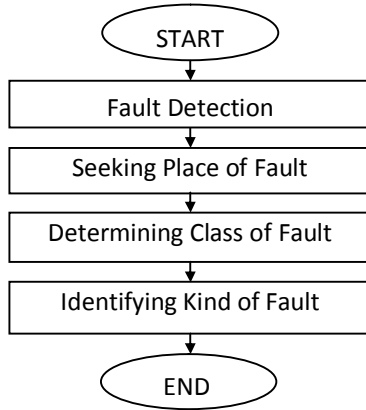


Fig. 2. Methodology's general scheme

The fault tolerant algorithm can identify 32 kinds of faults, classified in 4 classes. According to the study and analysis of the GSU in [6], there are very specific faults in the unit, leading us to understand the behavior of the system or even better, the sensors' behavior and improve and extend the algorithm shown in [7]. The kinds of faults are determined by the letter “d” and are following defined:

- d1 – positive power supply cable broken;
- d2 – negative power supply cable broken;
- d3 – signal cable broken;
- d4 – irremovable positive voltage drift;
- d5 – removable positive voltage drift;
- d6 – removable negative voltage drift;
- d7 – irremovable negative voltage drift;
- d8 – removable decreased transfer coefficient;
- d9 – irremovable decreased transfer coefficient;
- d10 – reoriented transfer coefficient;
- d11 – reoriented and removable decreased transfer coefficient;
- d12 – reoriented and irremovable decreased transfer coefficient;
- d13 – removable decreased transfer coefficient with irremovable positive voltage drift;
- d14 – removable decreased transfer coefficient with removable positive voltage drift;
- d15 – irremovable decreased transfer coefficient with irremovable positive voltage drift;
- d16 – irremovable decreased transfer coefficient with removable positive voltage drift;

- d17 – reoriented transfer coefficient with irremovable positive voltage drift;
- d18 – reoriented transfer coefficient with removable positive voltage drift;
- d19 – reoriented and removable decreased transfer coefficient with irremovable positive voltage drift;
- d20 – reoriented and removable decreased transfer coefficient with removable positive voltage drift;
- d21 – reoriented and irremovable decreased transfer coefficient with irremovable positive voltage drift;
- d22 – reoriented and irremovable decreased transfer coefficient with removable positive voltage drift;
- d23 – removable decreased transfer coefficient with irremovable negative voltage drift;
- d24 – removable decreased transfer coefficient with removable negative voltage drift;
- d25 – irremovable decreased transfer coefficient with irremovable negative voltage drift;
- d26 – irremovable decreased transfer coefficient with removable negative voltage drift;
- d27 – reoriented transfer coefficient with irremovable negative voltage drift;
- d28 – reoriented transfer coefficient with removable negative voltage drift;
- d29 – reoriented and removable decreased transfer coefficient with irremovable negative voltage drift;
- d30 – reoriented and removable decreased transfer coefficient with removable negative voltage drift;
- d31 – reoriented and irremovable decreased transfer coefficient with irremovable negative voltage drift;
- d32 – reoriented and irremovable decreased transfer coefficient with removable negative voltage drift.

The following hypothesizes have been defined in developing the diagnostic process for the GSU.

1. Only can be one faulty sensor at the moment of diagnose.
2. Each sensor could present one or two kind of faults at a time.
3. Only “Shift” and “Coefficient” fault type can occur at a time in one sensor.
4. The input signal must be of the kind to determine the types of faults above described.
5. A kind of fault can independently appear from each others.

2. Algorithm's Mathematical Model

2.1. Fault and Place Detection

The GSU is constantly monitored. The mathematical model for this monitoring is following discussed. Fig. 3 shows the block diagram for the monitoring procedure and its specific stages to detect a fault and its place.

Diagram application is ahead explained.

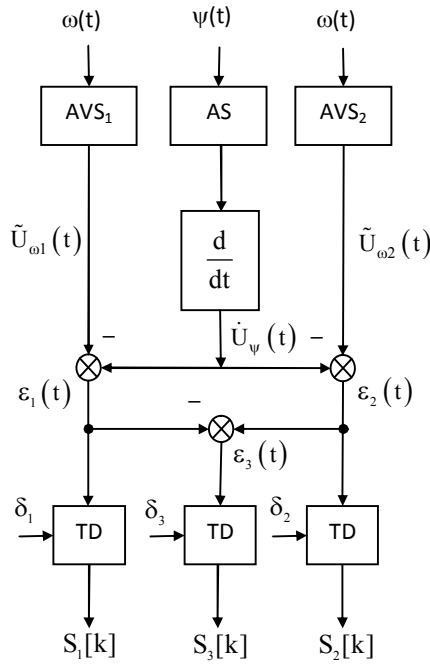


Fig. 3. Fault and place detection diagram

The errors in Fig. 3 are represented by (2).

$$\begin{aligned}\varepsilon_1(t) &= \tilde{U}_{\omega 1}(t) - \dot{U}_{\psi}(t), \\ \varepsilon_2(t) &= \tilde{U}_{\omega 2}(t) - \dot{U}_{\psi}(t), \\ \varepsilon_3(t) &= \tilde{U}_{\omega 2}(t) - \tilde{U}_{\omega 1}(t),\end{aligned}\quad (2)$$

where $\varepsilon_1(t)$ – error between AVS₁ and AS;

$\varepsilon_2(t)$ – error between AVS₂ and AS;

$\varepsilon_3(t)$ – error between AVS₂ and AVS₁;

$\tilde{U}_{\omega 2}(t)$ – AVS₂ output;

$\tilde{U}_{\omega 1}(t)$ – AVS₁ output;

$\dot{U}_{\psi}(t)$ – derived AS output.

Threshold Device (TD) is in charge to determine the existence of a fault in the GSU, monitoring the errors and a threshold value δ_{si} , represented in (3).

$$\begin{aligned}S_1[k] &= \left\{ \left| \tilde{U}_{\omega 1}[k] - \dot{U}_{\psi}[k] \right| > \delta_{s1} \right\}, \\ S_2[k] &= \left\{ \left| \tilde{U}_{\omega 2}[k] - \dot{U}_{\psi}[k] \right| > \delta_{s2} \right\}, \\ S_3[k] &= \left\{ \left| \tilde{U}_{\omega 2}[k] - \tilde{U}_{\omega 1}[k] \right| > \delta_{s3} \right\},\end{aligned}\quad (3)$$

where $S_i[k]$ – indicator of presence of fault;

$\tilde{U}_{\omega 1}[k]$, $\tilde{U}_{\omega 2}[k]$, $\dot{U}_{\psi}[k]$ – sensor's output;

δ_{si} – threshold value.

Table 1

Indicator of faults' place			
	$\tilde{U}_{\omega 2}$	$\tilde{U}_{\omega 1}$	$\dot{U}_{\psi}$
S_1	0	1	1
S_2	1	0	1
S_3	1	1	0

The subscript i refers to each sensor according to S_1 , S_2 and S_3 . In order to find the place of fault, we use the S_i indicators; the Table 1 shows the possible combinations of the indicators when a fault has occurred.

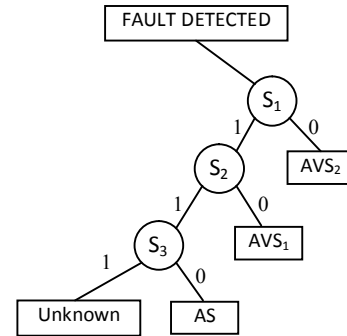


Fig. 4. Dichotomic tree to find the place of fault

The dichotomic tree for this procedure is shown in Fig. 4. According to Table 1 three statements are defined for determining the faults' place.

If $S_1 = 0$ THEN fault is in AVS₂,

If $S_2 = 0$ THEN fault is in AVS₁,

If $S_3 = 0$ THEN fault is in AS.

2.2. Determining the Class of Fault

The fault tolerant algorithm can identify 32 kinds of faults for each sensor, classified into four classes following explained.

Class "Broken"

This class is characterized by constants voltages at the output of the faulty sensor, the mathematical model for determining this class is shown in (4) and (5).

$$Z_{Bi}(n) = \left\{ \sum_{n=1}^k \tilde{U}_{Bi}(n+1) - \tilde{U}_{Bi}(n) > \delta_{Bi} \right\}, \quad (4)$$

where $Z_{Bi}(n)$ – indicator of class "Broken";

$\tilde{U}_{Bi}(n)$ – output sample of the faulty sensor;

δ_{Bi} – threshold value for class "Broken".

$$Z'_{Bi} = \{N > \rho_B\}, \quad (5)$$

where Z'_{Bi} – indicator of reliability for class "Broken";

N – counter of truly results of Z'_{Bi} ;

ρ_B – threshold of reliability for class "Broken".

Class "Drift"

This class is defined by a constant voltage drift in the output of the faulty sensor. First it is calculated the mean value of the error signals with (6).

$$\Delta \varepsilon_D = \frac{\varepsilon_{D1} + \varepsilon_{D2}}{2}, \quad (6)$$

where $\Delta\epsilon_D$ – average value of the error out of tolerance;

ϵ_{D1} – first error signal out of tolerance;

ϵ_{D2} – second error signal out of tolerance.

Then, we apply (7) in order to know if the drift voltage is constant.

$$Z_{Di}(n) = \left\{ \sum_{n=1}^k |\Delta\epsilon_D(n+1) - \Delta\epsilon_D(n)| > \delta_{Di} \right\}, \quad (7)$$

where $Z_{Di}(n)$ – indicator of class “Drift”;

$\Delta\epsilon_D$ – sample of the average value of the two errors out of tolerance;

δ_{Di} – threshold value for class “Drift”.

After that, we use (8) as indicator of reliability for this class.

$$Z'_{Di} = \{N > \rho_D\}, \quad (8)$$

where Z'_{Di} – indicator of reliability for class “Drift”;

N – counter of truly results of Z'_{Di} ;

ρ_D – threshold of reliability for class “Drift”.

Classes “Coefficient” and “Drift–Coefficient”

These classes are characterized by a constant or variable difference value between the right transfer coefficient and that one that is wrong. For obtaining $\tilde{U}_c$ we apply (9).

$$\tilde{U}_c = \frac{U_1 + U_2}{2}, \quad (9)$$

where $\tilde{U}_c$ – average value of the two sensors that do work well;

U_1 – value of the first sensor that works well;

U_2 – value of the second sensor that works well.

It is necessary to obtain the average change in the transfer coefficient by means of (10).

$$K(n) = \frac{\hat{U}_i(n)}{\tilde{U}_c(n)}, \quad n \in 1 \dots k, \quad (10)$$

where $K(n)$ – change in transfer coefficient values;

$\tilde{U}_c(n)$ – average values of the two sensors that do work well;

$\hat{U}_i(n)$ – values of the faulty sensor.

The average of $K(n)$ is obtained by (11), besides obtaining the indicators for each class of fault by (12) and (13).

$$\Delta K = \frac{1}{k} \sum_{n=1}^k K(n), \quad (11)$$

where ΔK – average value of changed coefficient;

$K(n)$ – changed transfer coefficient values.

$$Z_{Ci}(n) = \{-\delta_{Ci} < |K(n) - \Delta K| < \delta_{Ci}\}, \quad n \in 1 \dots k, \quad (12)$$

where $Z_{Ci}(n)$ – indicator of class “Coefficient”;

δ_{Ci} – threshold value for class “Coefficient”.

$$Z_{Mi}(n) = \{-\delta_{Mi} < |K(n) - \Delta K| < \delta_{Mi}\}, \quad n \in 1 \dots k, \quad (13)$$

where $Z_{Mi}(n)$ – indicator of class “Drift–Coefficient”;

δ_{Mi} – threshold value for class “Drift–Coefficient”.

Finally, indicators of reliability for these classes are applied, represented by (14) and (15).

$$Z'_{Ci} = \{N > \rho_C\}, \quad (14)$$

where Z'_{Ci} – indicator of reliability for “Coefficient”;

N – counter of truly results of Z'_{Ci} ;

ρ_C – threshold of reliability for class “Coefficient”.

$$Z'_{Mi} = \{N > \rho_M\}, \quad (15)$$

where Z'_{Mi} – indicator of reliability for “Drift–Coefficient”;

N – counter of truly results of Z'_{Mi} ;

ρ_M – threshold of reliability for class “Drift–Coefficient”.

The dichotomic tree for defining the class of fault is depicted in Fig. 5.

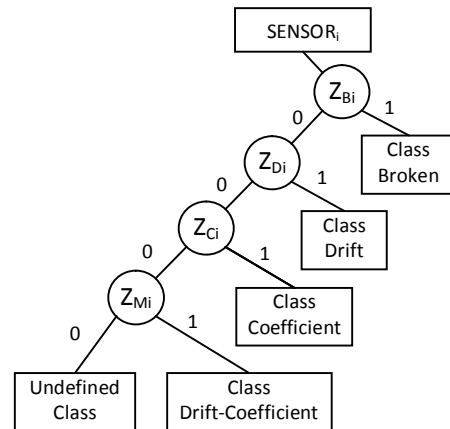


Fig. 5. Dichotomic tree to determine fault's class

2.3. Defining the Kind of Fault

According to the general scheme shown in Fig. 2, identification of the kind of fault should carry out after defining the class of fault.

Type of fault “Broken”

In this kind of fault, we have three different types (d1, d2 and d3) and they are represented by the statements in (16) which define the corresponding kind of fault. We use a tolerance value called δ_{tb} .

$$\begin{aligned} Z_{1+} &= \{U_{\min} + \delta_{tb} > U_{\delta} > U_{\min} - \delta_{tb}\}, \\ Z_{1-} &= \{U_{\max} + \delta_{tb} > U_{\delta} > U_{\max} - \delta_{tb}\}, \\ Z_{1s} &= \{\delta_{tb} > U_{\delta} > -\delta_{tb}\}, \end{aligned} \quad (16)$$

where Z_{1+} – indicator for positive power supply fault;

Z_{1-} – indicator for negative power supply fault;

Z_{1s} – indicator for signal power supply fault;

U_{δ} – faulty sensor output voltage value;

$U_{\max}$ – maximum voltage value;

$U_{\min}$ – minimum voltage value;

δ_{tb} – threshold value for this kind of fault.

The Fig. 6 shows the dichotomic tree to define what kind of fault “Broken” is. This kind of fault is unrecoverable.

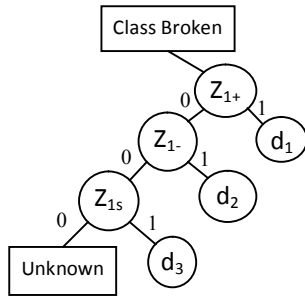


Fig. 6. Dichotomic Tree for faults in class “Broken”

Type of fault “Drift”

This kind of fault has four different types (d4–d7) as it is depicted in the dichotomic tree for this kind of fault in Fig. 7.

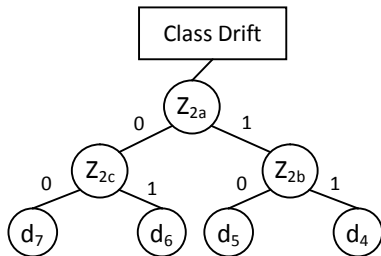


Fig. 7. Dichotomic Tree for faults in class “Drift”

The statements in (17) represent each case and their indicators for determining this kind of fault.

$$\begin{aligned} Z_{2a} &= \{\Delta\varepsilon > 0\}, \\ Z_{2b} &= \{\Delta\varepsilon > \delta_D\}, \\ Z_{2c} &= \{\Delta\varepsilon < -\delta_D\}, \end{aligned} \quad (17)$$

where Z_{2a} – positive drift indicator;

Z_{2b} – irremovable positive drift indicator;

Z_{2c} – irremovable negative drift indicator;

δ_D – threshold value for irremovable drift;

$\Delta\varepsilon$ – average value of ε_1 and ε_2 .

Type of fault “Change in Transfer Coefficient”

In this kind of fault, there are five different cases defined by d8 – d12.

Their corresponding statements are shown in (18).

$$\begin{aligned} Z_{3a} &= \{-K_i + 1\%K_i^3\Delta K^3 - K_i\}, \\ Z_{3b} &= \{0 < \Delta K < K_i - 1\%K_i\}, \\ Z_{3c} &= \{\Delta K < 10\%K_i\}, \\ Z_{3d} &= \{\Delta K > -10\%K_i\}, \end{aligned} \quad (18)$$

where Z_{3a} – reorientation of transfer coeff. indicator;

Z_{3b} – decreased transfer coefficient indicator;

Z_{3c} – removable decreased coefficient indicator;

Z_{3d} – reoriented and removable decreased transfer coefficient indicator;

K_i – coefficient value of the faulty sensor in normal state.

The dichotomic tree for this process is shown in Fig. 8.

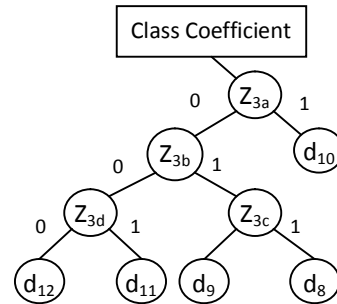


Fig. 8. Dichotomic Tree for faults in class “Coefficient”

Type of fault “Drift-Coefficient”

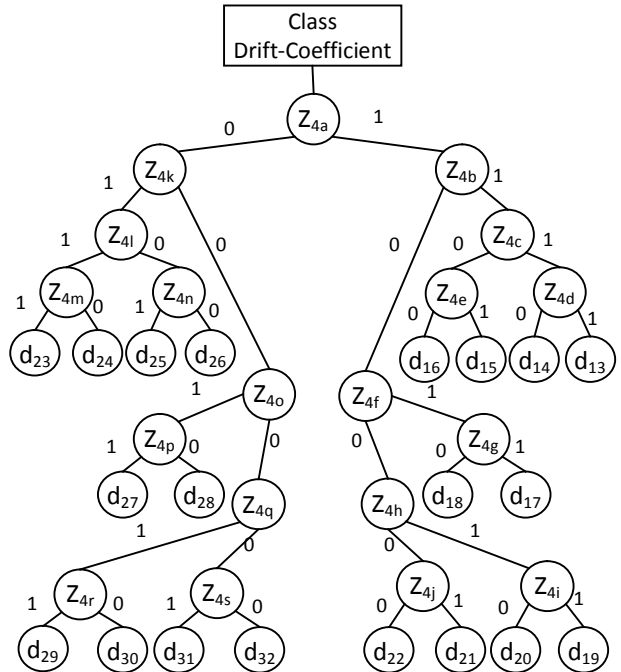


Fig. 9. Dichotomic Tree for faults in class “Drift-Coefficient”

Dichotomic tree for determining these kinds of faults is depicted in Fig.9. A test for the algorithm can be seen in Fig. 10, it was used the platform in [3].

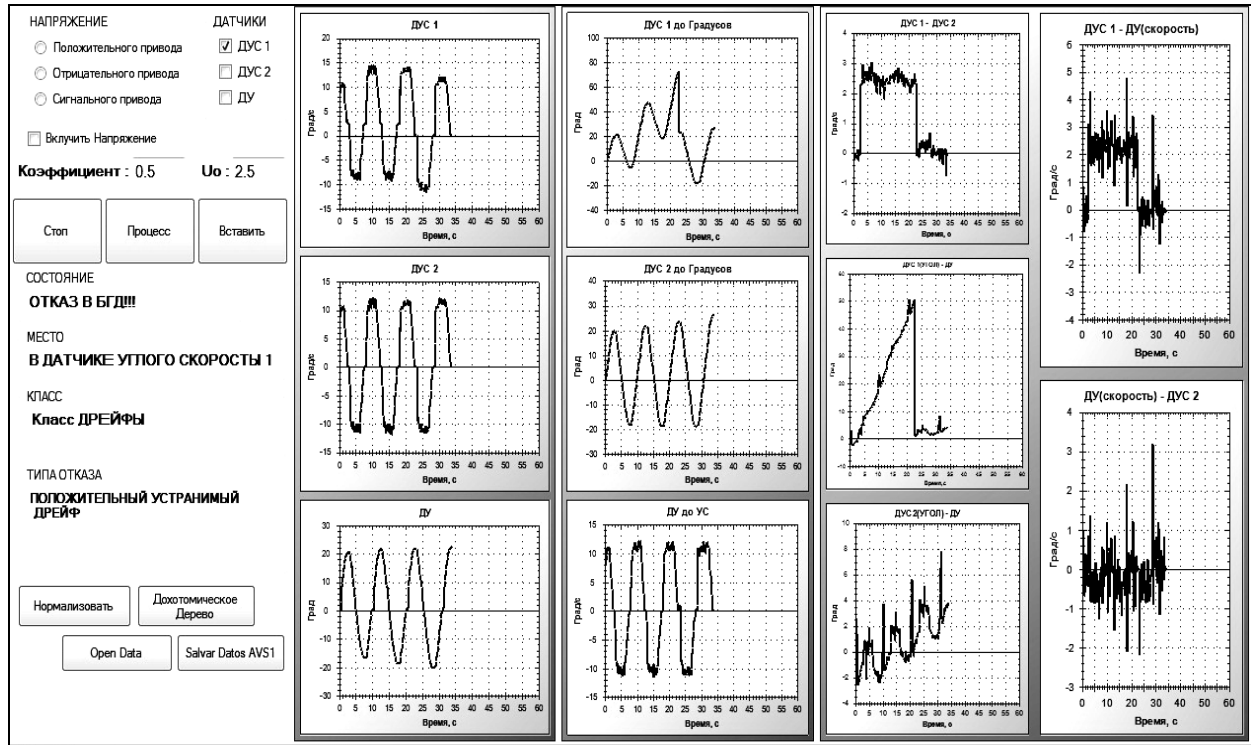


Fig. 10. Fault tolerant algorithm in a working situation

Drift-Coefficient faults are the union of these two classes of faults; therefore, twenty faults can be determined (d13-d32). In order to identify which kind of fault has occurred, it must be applied (19) and then apply statements in (20).

$$\Delta \hat{U}_i = \frac{1}{k} \sum_{n=1}^k \hat{U}_i(n), \quad (19)$$

where $\hat{U}_i(n)$ - values of the signal in the faulty sensor;

$\Delta \hat{U}_i$ - average value of $\hat{U}_i(n)$.

$$\begin{aligned} Z_{4a} &= \{\Delta \hat{U}_i > 0\}, \\ Z_{4b} = Z_{4k} &= \left\{ \frac{\Delta K}{2} > 0 \right\}, \\ Z_{4c} = Z_{4l} &< \left\{ 10\% \cdot \frac{\Delta K}{2} \right\}, \\ Z_{4e} = Z_{4d} = Z_{4g} = Z_{4j} = Z_{4i} &> \{\delta_M\}, \\ Z_{4f} = Z_{4o} &= \left\{ -\delta_{M \min} \geq \frac{\Delta K}{2} \geq -\delta_{M \max} \right\}, \\ Z_{4h} = Z_{4q} &< \left\{ -10\% \cdot \frac{\Delta K}{2} \right\}, \\ Z_{4m} = Z_{4n} = Z_{4p} = Z_{4r} = Z_{4s} &> \{-\delta_M\}, \end{aligned} \quad (20)$$

where Z_{4a} – positive drift indicator;

Z_{4b}, Z_{4k} – positive changed coefficient indicators;

Z_{4c}, Z_{4l} – recoverable positive decreased coefficient indicators;

$Z_{4e}, Z_{4d}, Z_{4g}, Z_{4j}, Z_{4i}$ – recoverable positive drift indicators;

Z_{4f}, Z_{4o} – reoriented coefficient indicators;

Z_{4h}, Z_{4q} – recoverable negative decreased coefficient indicators;

$Z_{4m}, Z_{4n}, Z_{4p}, Z_{4r}, Z_{4s}$ – recoverable negative drift indicators;

δ_M – threshold value for unrecoverable drift;

$\delta_{M \max, \min}$ – threshold values for reoriented coefficient.

Conclusions

An extended fault tolerant algorithm has been presented. The algorithm brings up a diagnostic model for different kind of possible faults that can occur in the gyroscopic sensors unit. The algorithm has been jointly tested by a developed computer program and a gyroscopic sensors unit, obtaining the expected results and diagnosing a total of 96 kinds of faults for a gyroscopic sensors unit compounded by two angular velocity sensors and one angle sensor.

The fault tolerant algorithm can recover the system when the kind of fault diagnosed permitted it.

References

1. Stengel, Robert F. *Intelligent Failure-Tolerant Control* [Text]/ Robert F. Stengel // *IEEE Control Systems*. – June 1991. – P. 14 – 23.
2. Guillaume, J.J. *Fault-Tolerant flight Control and Guidance Systems* [Text]/J. J. Guillaume. – Springer-Verlag London Limited, 2009. – P. 3 – 16.

3. Kulik, A.S. *A Teaching Platform For Fault Tolerant Systems Developers* [Text]/ A.S. Kulik, A.G. Chukhray, J.P. Martinez Bastida, // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2012. – № 1 (88). – С. 52 – 60.

4. Kulik, A.S. *Fault Diagnosis in Dynamic Systems via Signal-Parametric Approach*[Text]/ A.S. Kulik // *IFAC / IMACS Symposium of fault detection, supervision and a technical process – SAFE PROCESS 91, Baden-Baden*. –1991. – Vol. 1. – P. 157 – 162.

5. . *Systems Fault-Tolerant support for a Gyroscopic-Sensor Unit*[Text]/ A.S. Kulik, F. Kozij //

Engineering Simulation. – 1996. – Vol. 13. – P. 955 – 965.

6. Кулик, А.С. *Восстановление измерений навигационной системы в режиме реального времени* [Text]/ А.С. Кулик, С.Н. Фирсов, Куок Туан До, О.Ю. Златкин // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2008. – № 5 (52). – С. 28 – 33.

7. Кулик, А.С. *Концепция активной отказоустойчивости спутниковых систем ориентации и стабилизации* [Text]/ А.С. Кулик // *Радіоелектронні і комп'ютерні системи*. – 2009. – № 2 (36). – С. 101–108.

Поступила в редакцию 22.05.2012

Рецензент: д-р техн. наук, профессор, заведующий кафедрой информатики А.Ю. Соколов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

УСОВЕРШЕНСТВОВАННЫЙ АЛГОРИТМ ОТКАЗОУСТОЙЧИВОСТИ ДЛЯ БЛОКА ГИРОСКОПИЧЕСКИХ ДАТЧИКОВ

А.С. Кулик, Х.П. Мартинес-Бастид

В данной статье представлен усовершенствованный алгоритм отказоустойчивости. Усовершенствование данного алгоритма, также как и его применение, рассмотрены в данной работе. Эффективность данного алгоритма была проверена с помощью компьютерной программы и применена на блоке гироскопических датчиков (БГД). Усовершенствованный алгоритм гироскопических датчиков может осуществлять диагностику БГД, постоянно отслеживая его состояние с помощью нескольких математических моделей, определяя возможность существования ошибки в блоке. Как только ошибка была обнаружена в блоке, алгоритм может найти место ошибки, позволяя нам определить, тип ошибки в блоке, а данная диагностика может помочь нам осуществить правильные действия для восстановления оптимального функционирования БГД.

Ключевые слова: система отказоустойчивости, алгоритм отказоустойчивости, блок гироскопических датчиков.

УДОСКОНАЛЕНИЙ АЛГОРИТМ ВІДМОВСТІЙКОСТІ ДЛЯ БЛОКУ ГІРОСКОПІЧНИХ ДАТЧИКІВ

А.С. Кулік, Х.П. Мартінес-Бастіда

У цій статті представлено удосконалений алгоритм відмовостійкості. Удосконалення цього алгоритму, як і його застосування представлено у цій роботі. Ефективність цього алгоритму була перевірена за допомогою комп'ютерної програми та застосована на блоці гіроскопічних датчиків (БГД). Удосконалений алгоритм гіроскопічних датчиків може здійснювати діагностику БГД, постійно відстежуючи його стан за допомогою декількох математичних моделей, визначаючи можливість існування помилки у блоці. Як тільки помилка була виявлена у блоці алгоритм може знайти місце помилки, даючи нам можливість визначити тип помилки у блоці, а ця діагностика може допомогти нам здійснити правильні дії для відновлення найліпшого функціонування БГД.

Ключові слова: система відмовостійкості, алгоритм відмовостійкості, блок гіроскопічних датчиків.

Кулик Анатолий Степанович – д-р техн. наук, проф., заведующий кафедрой «Системы управления летательными аппаратами», Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: kulik@d3.khai.edu.

Мартинес-Бастид Хуан Пабло – аспирант кафедры «Системы управления летательными аппаратами», Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail:jpbastida@hotmail.com.

УДК 629.7.054.001

О.Г. ГОРДИН, Є.А. ГУБА

Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського «ХАІ», Україна

ВИМІРЮВАЛЬНИЙ БЛОК БЕЗКАРДАННОЇ ІНЕРЦІАЛЬНОЇ НАВІГАЦІЙНОЇ СИСТЕМИ

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. В безкарданних інерціальних навігаційних системах традиційно використовують прецизійні акселерометри для отримання інформації про компоненти вектора уявного прискорення корпусу рухомого об'єкта. Для отримання інформації про уявне прискорення об'єкта (уявну швидкість) використовують також гіроскопічні інтегратори лінійного прискорення. В роботі показана можливість отримання інерціальної інформації за допомогою вимірювального блоку безкарданної навігаційної системи, який містить три гіроскопічних датчика кутової швидкості і три гіроскопічних інтегратора лінійних прискорень при орієнтації їх осей чутливості певним чином відносно системи координат, зв'язаної з рухомих об'єктом. Розроблені відповідні алгоритми визначення інерціальних параметрів для вимірювального блоку, який представлений.

Ключові слова: безкарданна навігаційна система, інерціальний вимірювач, датчик кутової швидкості, гіроскопічний інтегратор лінійних прискорень, алгоритм.

Вступ

Система управління будь-яким рухомих об'єктом містить систему навігації, за допомогою якої визначають поточний стан об'єкта з відповідною точністю. Один з класів систем навігації – інерціальні системи [1, 2], в яких використовують вимірювачі компонентів вектора абсолютної кутової швидкості певної платформи та уявного прискорення цієї платформи. В якості останніх використовують акселерометри різних видів. Інерціальні системи навігації містять обчислювальні засоби, за допомогою яких у відповідності до спеціальних алгоритмів вирішується задача визначення навігаційних параметрів. В останній час все більшого розвитку набувають безкарданні інерціальні навігаційні системи, в яких вимірювачі розміщені безпосередньо на корпусі рухомого об'єкта. В цьому випадку необхідно розробляти спеціальне програмно-алгоритмічне забезпечення для вирішення задачі отримання навігаційних параметрів. Традиційно в подібних системах використовують прецизійні акселерометри для отримання інформації про компоненти вектора уявного прискорення корпусу рухомого об'єкта.

Відомі схеми інерціальних систем навігації (наприклад, системи управління дальністю балістичних ракет), в яких в якості вимірювачів широко використовують гіроскопічні інтегратори лінійних прискорень (ГІП). Основне призначення подібного пристрою – формувати інтеграл від уявного прискорення, тобто – сигнал у вигляді уявної швидкості.

ГІП є ідеальним фільтром високочастотних завад, обумовлених вібраціями корпусу, він також позбавлений суттєвих методичних похибок, дозволяє спростити обчислювальні алгоритми інерціальної системи. ГІП у порівнянні з акселерометрами маятникового, струнного та інших типів мають значно більш високу лінійність статичної характеристики та практично необмежений діапазон вимірювання уявного прискорення.

Особливості ГІП такі, що в якості вимірювача уявних прискорень їх встановлюють на гіростабілізованих платформах, які є ізольованими від будь-яких кутових рухів корпусу об'єкта в цілому [3]. Таким чином, використати в безкарданних інерціальних системах навігації начебто не можливо.

Постановка задачі побудови вимірювального блоку безкарданної інерціальної системи навігації з використанням гіроскопічних інтеграторів лінійних прискорень

Усунути вказане протиріччя можливо шляхом використання трьох гіроскопічних вимірювачів кутової швидкості (двохступеневих гіроскопів) і трьох гіроскопічних інтеграторів лінійних прискорень і розміщення їх осей чутливості певним чином відносно системи координат OXYZ, зв'язаної з рухомих об'єктом. При цьому основна задача – розробка спеціального алгоритму обробки інформації з вимірю-

вачів кутової швидкості і гіроскопічних інтеграторів лінійних прискорень з урахуванням розміщення останніх на корпусі, який здійснює кутовий рух відносно усіх осей зв'язаної з ним системи координат.

Таким чином, вирішення поставленої задачі обумовлює збільшення точності визначення навігаційних параметрів рухомого об'єкта, спрощення загальної структури обчислювальних алгоритмів за рахунок безпосереднього отримання компонентів вектора уявної швидкості об'єкта та можливість уніфікації типів інерціальних вимірювачів, які використовуються.

Схема вимірювального блоку

На рис. 1 наведена структурно-кінематична схема вимірювального блоку, на рис. 2 – його структурно-функціональна схема [4].

Інерціальний вимірювальний блок містить три однокомпонентних гіроскопічних датчика кутової

швидкості 1, 2, 3 і три гіроскопічних інтегратори лінійних прискорень 4, 5, 6, які нерухомо встановлені на корпусі 7 об'єкта. З корпусом об'єкта нерухомо з'єднана ортогональна система координат OXYZ.

Кожна з осей триєдрів $O_iX_iY_iZ_i$ ($i=1,\dots,6$), зв'язаних з кожним із однокомпонентних гіроскопічних датчиків кутової швидкості 1, 2, 3 та гіроскопічним інтегратором лінійних прискорень 4, 5, 6, розміщена паралельно кожній з осей зв'язаної з об'єктом ортогональної системи координат OXYZ відповідно.

Кожний з однокомпонентних гіроскопічних датчиків кутової швидкості 1, 2, 3 містить рухомі елементи – рами 8, 9, 10, які відхиляються на певні кути. У кожній рамі 8, 9, 10 розташовані ротори 11, 12, 13 відповідно. До складу однокомпонентних гіроскопічних датчиків кутової швидкості 1, 2, 3 також входять датчики 14, 15, 16 кутів відхилення рухомих елементів і датчики моментів 17, 18, 19.

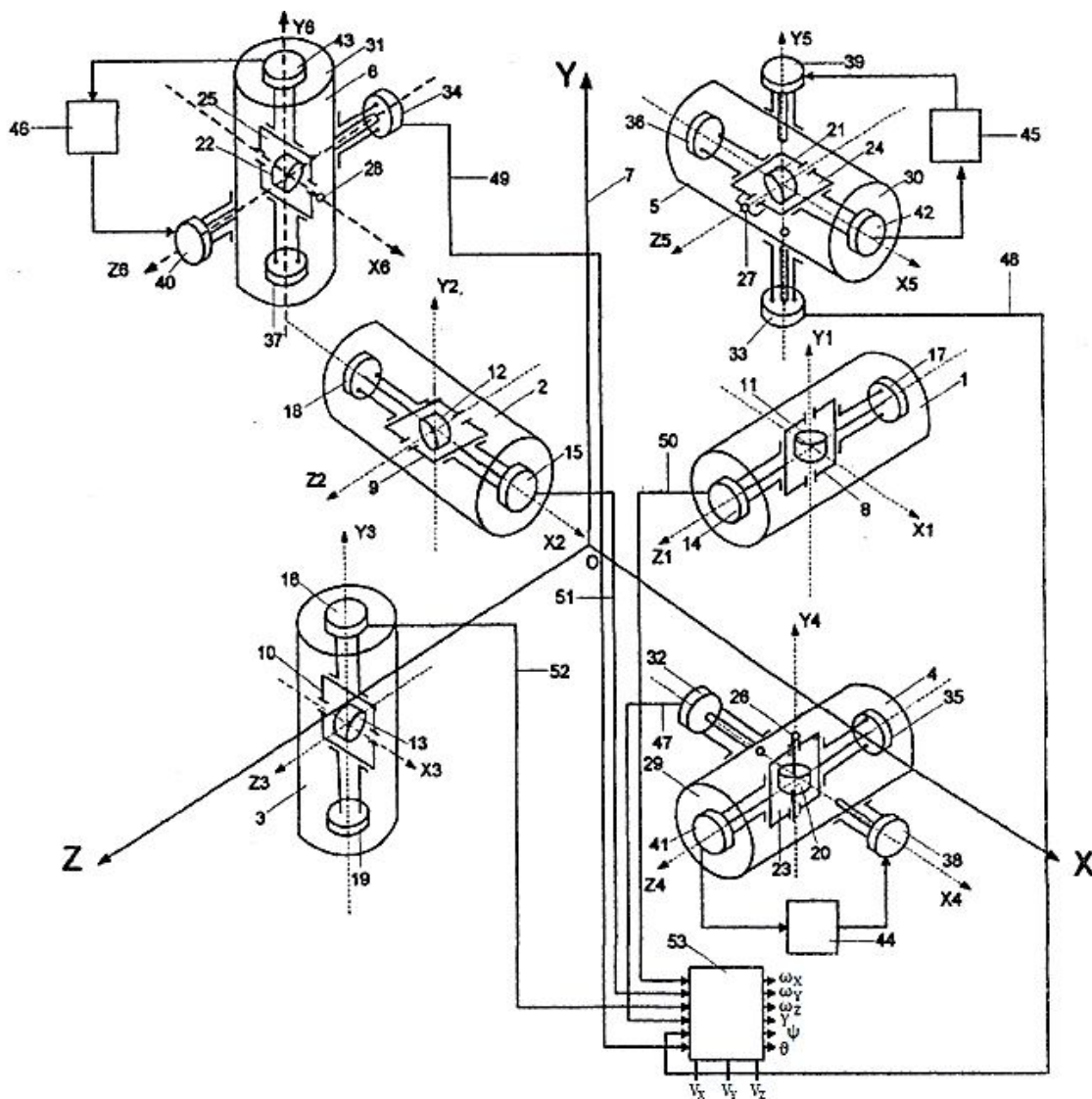


Рис. 1. Структурно-кінематична схема вимірювального блоку

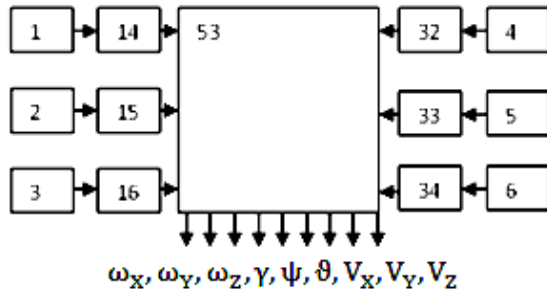


Рис. 2. Структурно-функціональна схема вимірювального блоку

Кожний гіроблок гіроскопічних інтеграторів лінійних прискорень 4, 5, 6 включає в себе ротор 20, раму 29, 30, 31. На рамах гіроблоків розміщені датчики кутів 32, 33, 34, датчики моментів 35, 36, 37, 21, 22 внутрішню раму 23, 24, 25, яка характеризується зміщенням центра мас 26, 27, 28 та зовнішню датчики моментів системи міжрамочної корекції 38, 39, 40, датчики кутів системи міжрамочної корекції 41, 42, 43. Система міжрамочної корекції вміщує підсилювачі-перетворювачі 44, 45, 46. Виходи 47, 48, 49, 50, 51, 52 кожного з датчиків кутів гіроскопічних інтеграторів

рів лінійних прискорень та датчиків кутової швидкості відповідно з'єднані з обчислювальним пристроєм 53, за допомогою якого реалізується алгоритм визначення інерціальних параметрів на основі інформації про кути відхилення рам 8, 9, 10 однокомпонентних гіроскопічних датчиків кутової швидкості 1, 2, 3 та кути відхилення рам 29, 30, 31 гіроскопічних інтеграторів лінійних прискорень 4, 5, 6.

Виходи однокомпонентних гіроскопічних датчиків кутової швидкості та гіроскопічних інтеграторів лінійних прискорень з'єднані з обчислювальним пристроєм таким чином, що вхідні сигнали обчислювального пристрою є вихідними сигналами датчиків кутів однокомпонентних гіроскопічних датчиків кутової швидкості та датчиків кутів повороту зовнішньої рами гіроскопічних інтеграторів лінійних прискорень.

Алгоритми функціонування вимірювального блоку

Рівняння динаміки двохступеневих гіроскопів як однокомпонентних датчиків кутової швидкості можна представити наступним чином:

$$\begin{aligned}
 I_{Z1}\ddot{\beta}_1 + b_1\dot{\beta}_1 + c_1\beta_1 &= \\
 &= (I_{X1} - I_{Y1})[(\omega_Y^2 - \omega_X^2)\sin\beta_1\cos\beta_1 + \omega_X\omega_Y\cos 2\beta_1] - H_1\omega_X\cos\beta_1 - H_1\omega_Y\sin\beta_1 - I_{Z2}\dot{\omega}_Z; \\
 I_{X2}\ddot{\beta}_2 + b_2\dot{\beta}_2 + c_2\beta_2 &= \\
 &= (I_{Y2} - I_{Z2})[(\omega_Z^2 - \omega_Y^2)\sin\beta_2\cos\beta_2 + \omega_Y\omega_Z\cos 2\beta_2] - H_2\omega_Y\cos\beta_2 - H_2\omega_Z\sin\beta_2 - I_{X2}\dot{\omega}_X; \\
 I_{Y3}\ddot{\beta}_3 + b_3\dot{\beta}_3 + c_3\beta_3 &= \\
 &= (I_{Z3} - I_{X3})[(\omega_X^2 - \omega_Z^2)\sin\beta_3\cos\beta_3 + \omega_X\omega_Z\cos 2\beta_3] - H_3\omega_Z\cos\beta_3 - H_3\omega_X\sin\beta_3 - I_{X3}\dot{\omega}_Y;
 \end{aligned} \tag{1}$$

де I_{Z1}, I_{X2}, I_{Y3} – сумарні моменти інерції рами та ротора гіроскопа відносно осі підвісу рами першого, другого, третього двохступеневих гіроскопів відповідно;

I_{X1}, I_{Y2}, I_{Z3} – сумарні моменти інерції рами та ротора гіроскопа відносно осі чутливості першого, другого та третього двохступеневих гіроскопів відповідно;

I_{Y1}, I_{Z2}, I_{X3} – сумарні моменти інерції рами та ротора гіроскопа відносно полярної осі ротора першого, другого та третього двохступеневих гіроскопів відповідно;

H_1, H_2, H_3 – кінетичні моменти ротора першого другого та третього двохступеневих гіроскопів;

b_1, b_2, b_3 – коефіцієнти демпфірування відносно осі підвісу рами першого, другого та третього двохступеневих гіроскопів відповідно;

c_1, c_2, c_3 – коефіцієнти пружності відносно осі підвісу рами першого, другого та третього двохступеневих гіроскопів відповідно;

$\beta_1, \beta_2, \beta_3$ – кути відхилення рами відносно їх осей підвісу першого, другого та третього двохступеневих гіроскопів відповідно;

$\omega_X, \omega_Y, \omega_Z$ – проекції вектора абсолютної кутової швидкості корпусу об'єкта на осі, зв'язаної з ним ортогональної системи координат OXYZ.

У сталому режимі стан двохступеневих гіроскопів можна описати рівнянням у такому вигляді:

$$\begin{aligned}
 \dot{\omega}_X &= \frac{1}{I_{X2}} \left[-H_2\omega_Y\cos\beta_2 - H_2\omega_Z\sin\beta_2 - c_2\beta_2 + (I_{Y2} - I_{Z2}) \times (\omega_Z^2 - \omega_Y^2)\sin\beta_2\cos\beta_2 + (I_{Y2} - I_{Z2})\omega_Y\omega_Z\cos 2\beta_2 \right]; \\
 \dot{\omega}_Y &= \frac{1}{I_{Y3}} \left[-H_3\omega_Z\cos\beta_3 - H_3\omega_X\sin\beta_3 - c_3\beta_3 + (I_{Z3} - I_{X3}) \times (\omega_X^2 - \omega_Z^2)\sin\beta_3\cos\beta_3 + (I_{Z3} - I_{X3})\omega_X\omega_Z\cos 2\beta_3 \right]; \\
 \dot{\omega}_Z &= \frac{1}{I_{Z1}} \left[-H_1\omega_X\cos\beta_1 - H_1\omega_Y\sin\beta_1 - c_1\beta_1 + (I_{X1} - I_{Y1}) \times (\omega_Y^2 - \omega_X^2)\sin\beta_1\cos\beta_1 + (I_{X1} - I_{Y1})\omega_X\omega_Y\cos 2\beta_1 \right].
 \end{aligned} \tag{2}$$

У відповідності до рівняння Пуассона формуються співвідношення для кутів γ, ψ, ϑ повороту корпусу об'єкта (ортогональної системи координат OXYZ) відносно відповідних осей зв'язаної системи координат OXYZ:

$$\begin{aligned}\dot{\gamma} &= \omega_X + \frac{\sin \gamma \sin \psi}{\cos \psi} \omega_Y + \frac{\sin \psi \cos \gamma}{\cos \psi} \omega_Z; \\ \dot{\psi} &= \cos \gamma \omega_Y - \sin \gamma \omega_Z; \\ \dot{\vartheta} &= \frac{\cos \gamma}{\cos \psi} \omega_Z + \frac{\sin \gamma}{\cos \psi} \omega_Y,\end{aligned}\quad (3)$$

де γ – кут крену, ψ – кут рискання, ϑ – кут тангажа.

Гіроскопічний інтегратор лінійних прискорень видає сигнал, пропорційний уявній швидкості. Вихідним сигналом є кут повороту зовнішньої рами відносно корпусу.

Уявна швидкість корпусу об'єкта знаходиться за допомогою рівнянь:

$$\begin{aligned}V_X &= \frac{1}{k_1} (\alpha_{d1} + \gamma); \\ V_Y &= \frac{1}{k_2} (\alpha_{d2} + \psi); \\ V_Z &= \frac{1}{k_3} (\alpha_{d3} + \vartheta),\end{aligned}\quad (4)$$

де $\alpha_{d1}, \alpha_{d2}, \alpha_{d3}$ – сигнали з датчиків кутів 32, 33, 34 на осях підвісу зовнішніх рам гіроскопічних інтеграторів лінійних прискорень 4, 5, 6 відповідно, пропорційні кутам повороту зовнішніх рам відносно корпусу об'єкта.

При постійних масах $m_{BP4}, m_{BP5}, m_{BP6}$ внутрішніх рам, відхилення центра мас від осі $\varepsilon_{BP3}, \varepsilon_{BP4}, \varepsilon_{BP5}$ та кінетичних моментах гіроінтеграторів H_4, H_5, H_6 можна представити в такому вигляді:

$$\begin{aligned}k_1 &= \frac{m_{BP4} \varepsilon_{BP4}}{H_4}; \\ k_2 &= \frac{m_{BP5} \varepsilon_{BP5}}{H_5}; \\ k_3 &= \frac{m_{BP6} \varepsilon_{BP6}}{H_6}.\end{aligned}\quad (5)$$

У результаті розв'язання диференціальних рівнянь системи (2) відносно абсолютної кутової швидкості корпусу об'єкта, системи (3) відносно кутів

повороту корпусу об'єкта та системи (4) відносно уявної швидкості корпусу об'єкта формується система вихідних параметрів:

$$\omega_X, \omega_Y, \omega_Z, \gamma, \psi, \vartheta, V_X, V_Y, V_Z.$$

Параметри датчиків кутової швидкості та гіроскопічних інтеграторів лінійних прискорень визначаються після калібровки пристрою і задаються в обчислювальній схемі як постійні числа. Початкові умови для вирішення диференціальних рівнянь визначаються на момент розташування гіроскопічних інтеграторів лінійних прискорень. При цьому початкові умови для кутових швидкостей визначаються за допомогою системи початкової виставки інерціальної навігаційної системи. Для кутів γ, ψ, ϑ , початкові умови нульові в будь-якому випадку.

Відповідно до рис. 3 структурна схема алгоритму визначення інерціальних параметрів на основі інформації від однокомпонентних гіроскопічних датчиків кутової швидкості та гіроскопічних інтеграторів уявного прискорення, який реалізується за допомогою обчислювача, містить блоки дії (функції «синус», «косинус», додавання, множення, ділення, возведення в квадрат), блоки-коефіцієнти рівнянь, що реалізують константи (моменти інерції, кінетичні моменти, коефіцієнти пружності, масові характеристики, параметри відхилення центра мас інтегратора уявних прискорень), блоки-інтегратори, блоки-початкові умови.

Висновки

В роботі показана можливість побудови вимірювального блоку безкарданної інерціальної навігаційної системи з використанням гіроскопічних датчиків кутової швидкості та гіроскопічних інтеграторів лінійного прискорення. Всі вимірювачі розташовані безпосередньо на корпусі рухомого об'єкта. Наведені схеми і алгоритми функціонування інерціального вимірювального блоку. Подібна система дозволяє в значній мірі реалізувати позитивні якості ГЛП. Окрім того в вимірювальному блоці використані гіроскопічні датчики кутової швидкості, які характеризуються порівняно великими кутами відхилення рам. При цьому обчислювальні алгоритми, які представлені в роботі, дозволяють забезпечити необхідну точність визначення інерціальних параметрів.

Схема, яка пропонується, дозволяє використовувати уніфіковані двохступеневі гіроблоки як для датчиків кутової швидкості, так і для гіроскопічних інтеграторів лінійних прискорень.

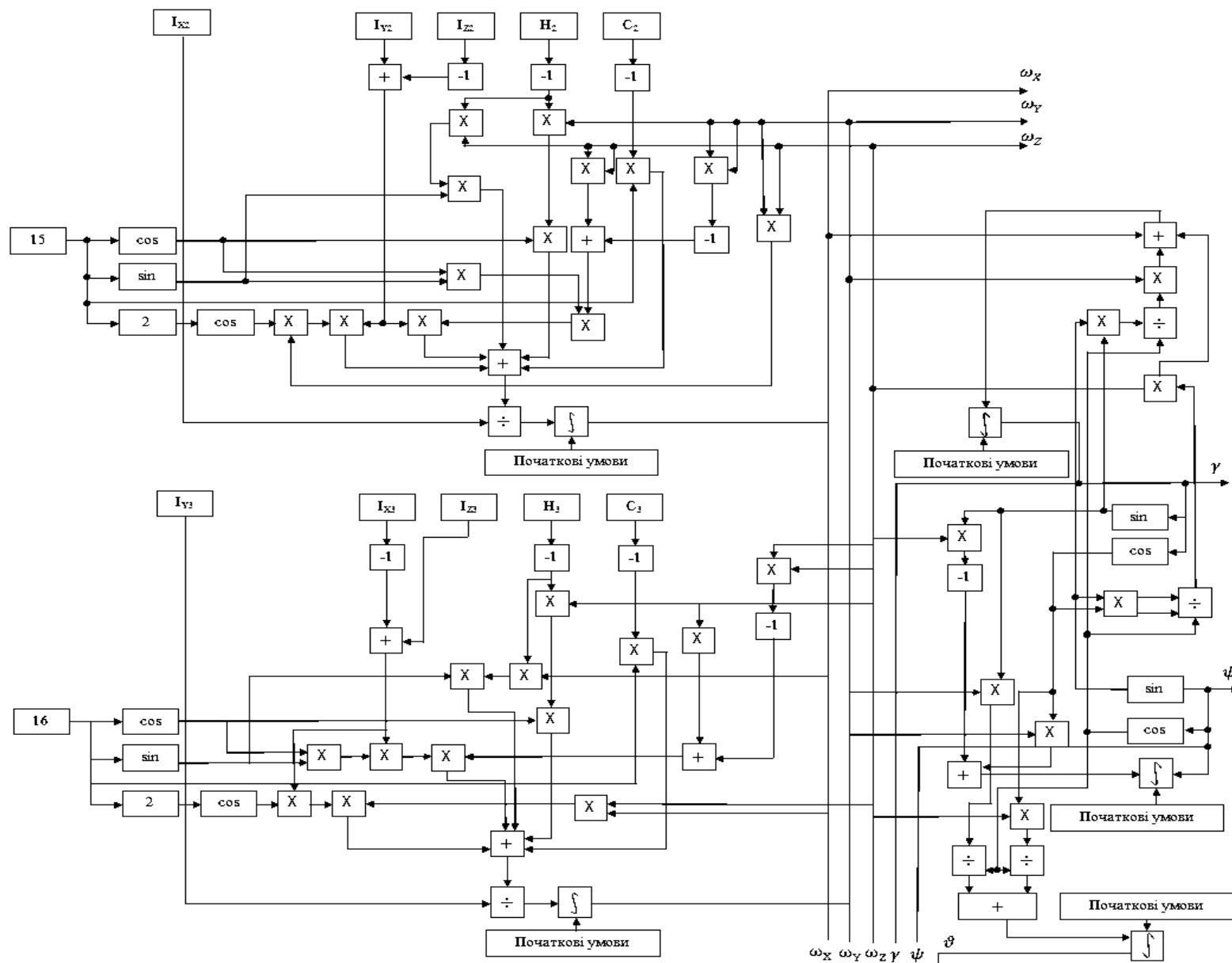


Рис. 3. Структурна схема алгоритму функціонування вимірювального блоку

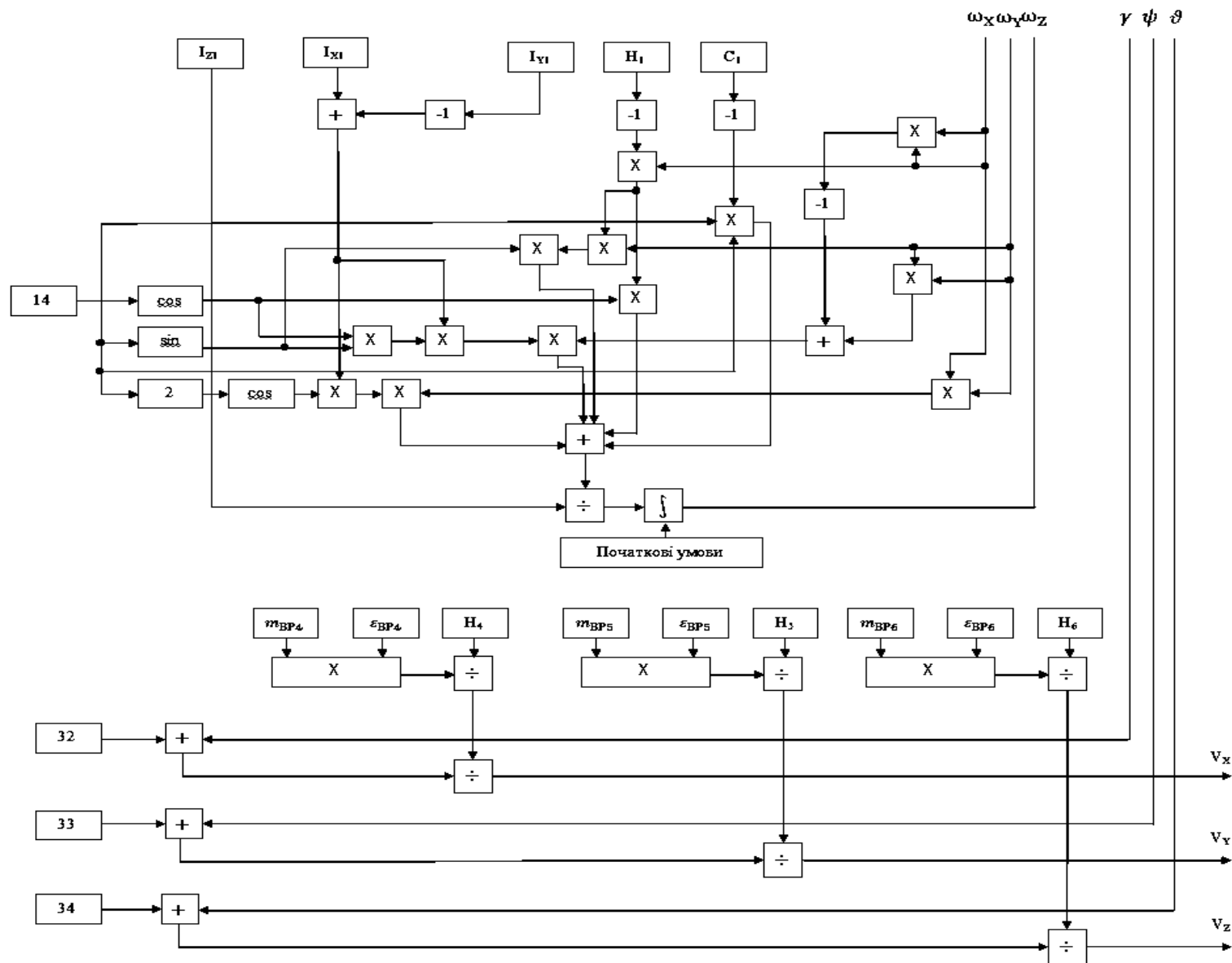


Рис. 3. Структурная схема алгоритма функционирования измерительного блока (завершения)

Література

1. Кавинов, И.Ф. Инерциальная навигация в околоземном пространстве [Текст] / И.Ф. Кавинов. – М.: Машиностроение, 1998. – 142 с.
2. Ишлинский, А.Ю. Ориентация, гироскопы и инерциальная навигация [Текст] / А.Ю. Ишлинский. – М.: Наука, 1976. – 671 с.

3. Карпачев, Ю.А. Некоторые задачи инерциального управления [Текст] / Ю.А. Карпачев, Д.Г. Корневский. – Наук. думка, 1977. – 152 с.
4. Пат. 46952 України, МПК G01P9/04. Инерциальный измерительный блок/ Гордін О.Г., Тамбова О.С.; Заявник Нац. аерокосм. ун-т ім. М.Є. Жуковського «ХАІ». – № U200907792 заява 24.07.2009, опубл. 11.01.2010, бюл. № 1. – 6 с.

Надійшла до редакції 18.06.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. кафедрою «Авіаційні прилади та вимірювання» М.Д. Кошевий, Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського «ХАІ», Харків, Україна.

ИЗМЕРИТЕЛЬНЫЙ БЛОК БЕЗКАРДАННОЙ ИНЕРЦИАЛЬНОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ

А.Г. Гордин, Е.А. Губа

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. В бескарданных инерциальных навигационных системах традиционно используют прецизионные акселерометры для получения информации о компонентах вектора кажущегося ускорения корпуса подвижного объекта. Для получения информации о мнимом ускорении объекта (мнимой скорости) используют также гироскопические интеграторы линейных ускорений. В работе показана возможность получения инерциальной информации с помощью измерительного блока бескарданной навигационной системы, который содержит три гироскопических датчика угловой скорости и три гироскопических интегратора линейных ускорений при ориентации их осей чувствительности определенным образом относительно системы координат, связанной с подвижным объектом. Разработаны соответствующие алгоритмы определения инерциальных параметров измерительного блока, который представлен.

Ключевые слова: бескарданная навигационная система, инерциальный измеритель, датчик угловой скорости, гироскопический интегратор линейных ускорений, алгоритм.

MEASURING UNIT OF STRAPDOWN INERTIAL NAVIGATION SYSTEM

A.G. Gordin, Y.A. Guba

The main index of quality navigation systems of moving objects – getting navigational accuracy of the parameters. For inertial navigation systems, this index is largely determined by the accuracy of the inertial measuring devices in the system. In strapdown inertial navigation systems traditionally used high-precision accelerometers to obtain information about the components of vector of the apparent acceleration of the body of a moving object. For more information about the alleged acceleration of the object (the imaginary speed) use gyroscopic integrators and linear accelerations. The paper shows the possibility of obtaining information through inertial measuring unit strapdown navigation system, which contains three gyroscopic angular velocity sensor and three gyro integrator of linear accelerations in the orientation of their axes of sensitivity in a certain way with respect to the coordinate system associated with the mobility nym object. Develop appropriate algorithms for determining the inertial parameters of the measuring unit, which is presented.

Key words: strapdown navigation system, inertial sensor, angular velocity sensor, gyroscopic integrator of linear accelerations, algorithm.

Гордін Олександр Григорович – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедри систем управління літальних апаратів, Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського «ХАІ», Харків, Україна.

Губа Євген Анатолійович – магістрант кафедри систем управління літальних апаратів, Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського «ХАІ», Харків, Україна, e-mail: eugene_guba@i.ua.

УДК 533.69.04

С.М. ЕРЁМЕНКО, А.Б. КАСЬЯНЕНКО, В.И. КУЛЕШОВ

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

РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЙ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ
ХАРАКТЕРИСТИК НЕПЛОСКИХ КРЫЛЬЕВ

Обсуждаются результаты модельного исследования нелинейных нестационарных аэродинамических характеристик неплоских крыльев в широком диапазоне углов атаки при их дозвуковом обтекании. Приведена постановка задачи и алгоритм решения методом дискретных вихрей. Проведен анализ влияния кривизны неплоского крыла по размаху на его аэродинамические характеристики, в частности коэффициенты подъемной силы и продольного момента. Приведены картины обтекания в виде вихревых пелен для различных углов кривизны. Получена зависимость коэффициента подъемной силы неплоского крыла от его кривизны по размаху, которая показала его существенную несимметричность для положительных и отрицательных углов атаки.

Ключевые слова: неплоское крыло, вихревой след, вихревая пелена, линия схода пелены, метод дискретных вихрей.

Широкое использование несущих систем, представляющих собой неплоские крылья, в различных областях авиакосмической техники, требует знания их аэродинамических характеристик. Получить характеристики неплоских крыльев возможно, в частности, с использованием математических моделей, базирующихся на методе дискретных вихрей (МДВ) [1 – 3].

Формы неплоских крыльев получены изгибом прямоугольного крыла $\lambda = 1$ по образующей цилиндра на угол $\varphi = 60^\circ \dots 180^\circ$ (рис. 1). Где R – радиус цилиндра, φ – центральный угол (в градусах), длина дуги l , равная размаху плоского крыла $\lambda = 1$. Длина дуги l , центральный угол φ и радиус цилиндра R связаны известным соотношением:

$$l = 2\pi R \varphi.$$

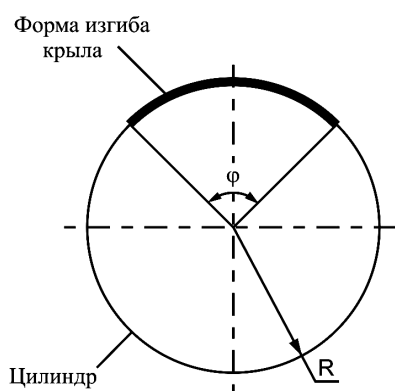


Рис. 1. К определению формы неплоского крыла

Считается, что крыло движется с малой дозвуковой скоростью, поэтому решается задача об его обте-

кании потоком идеальной несжимаемой жидкости. Предполагается, что массовые силы в жидкости отсутствуют. За движущимся крылом существует развивающийся со временем вихревой след, который образован вихревыми пеленами σ_p (поверхностями тангенциального разрыва скорости), непрерывно сходящими с поверхностями крыла σ_T . Считается, что положение линий схода вихревых пелен с поверхности крыла в каждый момент времени заранее задано.

Предполагается, что течение вне поверхностей крыла и его следа является безвихревым ($\vec{\nabla} \times \vec{V} = 0$). В этом случае существует функция $\Phi(\vec{r}, t)$ – потенциал, такая, что $\nabla \Phi = \vec{V}$. Тогда из уравнения неразрывности для несжимаемой среды ($\vec{\nabla} \cdot \vec{V} = 0$) следует, что потенциал течения удовлетворяет уравнению Лапласа:

$$\Delta \Phi(\vec{r}, t) = 0, \quad \vec{r} \notin \sigma_T \cup \sigma_p. \quad (1)$$

Поле давлений в пространстве определяется интегралом Коши-Лагранжа:

$$\frac{p(\vec{r}, t) - p_\infty}{\rho} = - \left(\frac{V(\vec{r}, t)^2}{2} + \frac{\partial \Phi(\vec{r}, t)}{\partial t} \right), \quad (2)$$

$$\vec{r} \notin \sigma_T \cup \sigma_p,$$

где p – давление на бесконечном удалении от тела и вихревой пелены.

Интегрированием нагрузки на поверхности крыла можно определить аэродинамические силу $\vec{R}_A(t)$ и момент $\vec{M}(t)$.

Таким образом, решение задачи расчёта обтекания крыла в каждый момент времени состоит в оты-

скании потенциала скорости $\Phi(\vec{r}, t)$, удовлетворяющего уравнению Лапласа и граничным условиям:

- непротекания на поверхности крыла σ_T :

$$\vec{\nabla}\Phi(\vec{r}, t) \cdot \vec{n}(\vec{r}, t) = \vec{V}_*(\vec{r}, t) \cdot \vec{n}(\vec{r}, t), \quad \vec{r} \in \sigma_T, \quad (3)$$

где: $\vec{V}_*(\vec{r}, t) = \vec{V}_k + \vec{\Omega} \times \vec{r}$, $\vec{r} \in \sigma_T$ – скорости движения точек поверхностей σ_T ;

$\vec{n}(\vec{r}, t)$, $\vec{r} \in \sigma_T$ – внешние нормали к поверхности крыла; в случае если поверхность крыла описывается уравнением $\sigma_T(\vec{r}, t) = 0$ и в процессе его движения меняют свою форму со скоростью $\vec{V}_D$, то $\vec{V}_*(\vec{r}, t) = \vec{V}_k + \vec{\Omega} \times \vec{r} + \vec{V}_D$;

- убывания возмущений на бесконечном удалении от σ_T и σ_P

$$\Phi(\vec{r}, t) \rightarrow 0, \quad |\nabla\Phi(\vec{r}, t)| \rightarrow 0, \quad |\vec{r}| \rightarrow \infty; \quad (4)$$

- на вихревых пеленах σ_P – кинематическому условию совместности течений и условию отсутствия перепада давлений

$$(\vec{V}(\vec{r}, t) \cdot \vec{n}(\vec{r}, t))_+ = (\vec{V}(\vec{r}, t) \cdot \vec{n}(\vec{r}, t))_-, \quad p(\vec{r}, t)_+ = p(\vec{r}, t)_-, \quad \vec{r} \in \sigma_P; \quad (5)$$

- на линиях схода вихревых пелен L – условие Чаплыгина-Жуковского о конечности скорости

$$p(\vec{r}, t)_+ = p(\vec{r}, t)_-, \quad \nabla\Phi \cdot \vec{n}(\vec{r}, t)_+ = \nabla\Phi \cdot \vec{n}(\vec{r}, t)_-, \quad \vec{r} \in L; \quad (6)$$

- граничные условия (3)...(6) дополняются условием (следующим из теоремы Томсона) о постоянстве циркуляции по замкнутому контуру, охватывающему крыло и его вихревой след:

$$\frac{d}{dt} \oint \vec{V} \cdot d\vec{l} = 0. \quad (7)$$

Решение задачи (1)...(7) позволяет определить поля скоростей и давлений, а, следовательно, и реакцию среды на крыло.

Для решения поставленной задачи об определении аэродинамических характеристик крыла использована модификация МДВ, а именно метод дискретных вихрей с замкнутыми вихревыми рамками.

Задача решается в безразмерном виде. Линейные размеры определяются соотношениями:

$$x = X/b_{\text{сax}}, \quad y = Y/b_{\text{сax}}, \quad z = Z/b_{\text{сax}}.$$

Введены безразмерные скорости, циркуляции и потенциал скорости:

$$v_{x,y,z} = V_{x,y,z}/V, \quad \omega_{x,y,z} = b_{\text{сax}} \Omega_{x,y,z}/V,$$

$$\Gamma = \Gamma_+/Vb_{\text{сax}}, \quad \Delta = \delta/Vb_{\text{сax}}, \quad \varphi = \Phi/Vb_{\text{сax}},$$

где $V, \Omega, \Gamma_+, \delta, \Phi$ – обозначения размерных скоростей, циркуляций и потенциала.

Безразмерное время есть величина

$$\tau = \frac{1}{b_{\text{сax}}} \int_0^t V(\zeta) d\zeta.$$

Коэффициенты аэродинамических сил и моментов вводятся через следующие соотношения:

$$R_{x,y,z} = C_{x,y,z} \rho \frac{V^2}{2} S, \quad M_x = m_x \rho \frac{V^2}{2} S b_{\text{сax}},$$

$$M_{y,z} = m_{y,z} \rho \frac{V^2}{2} S l,$$

где ρ – плотность среды;

l – характерный размер (для самолета – размах крыла).

Полагается, что поверхности σ_T и σ_P являются вихревыми поверхностями, которые в МДВ моделируются системами вихревых отрезков.

Граничное условие непротекания в контрольных точках T_i , с радиус-векторами

$\vec{r}_{0j}$ ($j = 1, \dots, N_{\sigma_T}$), имеет вид:

$$\sum_1^{N_{\sigma_T}} w_{n\sigma i}(\vec{r}_{0j}, \tau) \Gamma_i + \sum_1^{N_{\sigma_P}} w_{n\sigma i}(\vec{r}_{0j}, \tau) \Delta_i = 4\pi v_{*n}(\vec{r}_{0j}, \tau), \quad (8)$$

это же уравнение в матричном виде:

$$W_{\sigma_T} \Gamma + W_{\sigma_P} \Delta = B, \quad (9)$$

где:

$$\Gamma = \begin{pmatrix} \Gamma_1 \\ \vdots \\ \Gamma_{N_{\sigma_P}} \end{pmatrix}, \quad \Delta = \begin{pmatrix} \Delta_1 \\ \vdots \\ \Delta_{N_{\sigma_P}} \end{pmatrix}, \quad B = \begin{pmatrix} 4\pi v_{*n}(\vec{r}_{01}, \tau) \\ \vdots \\ 4\pi v_{*n}(\vec{r}_{0N_{\sigma_P}}, \tau) \end{pmatrix},$$

$$W_{\sigma_T} = \left\{ w_{n\sigma Tj}(\vec{r}_{0i}, \tau) \right\}_{i=1, N_{\sigma_T}}^{j=1, N_{\sigma_T}},$$

$$W_{\sigma_P} = \left\{ w_{n\sigma Tj}(\vec{r}_{0i}, \tau) \right\}_{i=1, N_{\sigma_T}}^{j=1, N_{\sigma_P}}. \quad (10)$$

Равенство (9) является системой линейных алгебраических уравнений (СЛАУ) и используется для определения циркуляций на теле, являющихся компонентами вектора $\vec{\Gamma}$.

Начало связанной системы координат совпадает с носком корневой хорды b_0 крыла, за характерную площадь принята площадь омываемой поверхности $S_{\text{ом}}$, характерный размер – b_A . Поверхность крыла – бесконечно тонкая пластина. Из предположения, что, как правило, рассматриваемые крылья имеют малую относительную толщину профиля ($\bar{c} \approx 1,5 \dots 3\%$) и острые кромки, моделировалось отрывное обтекание передней кромки.

Алгоритм решения задачи нестационарного обтекания с началом образования вихревого следа заключается в следующем:

1) вычисляются элементы матрицы $W\sigma_T$, которые остаются неизменными, если в процессе расчёта геометрия тела остается неизменной.

2) вычисляется обратная матрица $W\sigma_T^{-1}$.

3) предполагается, что на нулевом расчётном шаге вихревой след отсутствует. Другими словами, на нулевом шаге рассчитывается бесциркуляционное обтекание крыла.

4) для расчётного момента времени τ_k рассчитывается вектор $B(\tau_k)$.

5) решением системы (9) определяются значения циркуляций на σ_T :

$$\Gamma(\tau_k) = W\sigma_T^{-1} (B(\tau_k) - W\sigma_P(\tau_k)\Delta(\tau_k)); \quad (11)$$

6) рассчитываются распределенные и суммарные аэродинамические нагрузки.

7) при известном поле скоростей определяется положение точек вихревой пелены к следующему расчетному моменту безразмерного времени τ_{k+1} и циркуляции вновь образующихся вихрей на ней.

8) вычисляется матрица $W\sigma_P(\tau_{k+1})$.

9) при моделировании деформации крыла вычисляются новые координаты присоединенных вихревых рамок и контрольных точек. В этом случае следующий временной шаг выполняется с пункта 1.

Таким образом, реализация вышеприведенного алгоритма позволяет рассчитать аэродинамические характеристики крыла.

На рис. 2 представлены зависимости $c_{ya}(\alpha)$ и $m_z(\alpha)$ в диапазоне $\varphi = 60^\circ \dots 180^\circ$. Видно, что при увеличении угла φ несущие свойства, оцениваемые через c_{ya} , уменьшаются по отношению к плоскому крылу $\lambda = 1$ как при положительных, так и при отрицательных значениях угла атаки α . При этом, при малых положительных α различия в c_{ya} несущественны вплоть до кривизны $\varphi = 90^\circ$, чего не скажешь о картине при отрицательных α , когда уже малая кривизна приводит к ощутимому падению несущих свойств. Снижение коэффициента момента тангажа m_z также особенно заметно на отрицательных α , что объясняется смещением координаты центра давления $\bar{x}_d$ к передней кромке (рис. 3). Изменения $\bar{x}_d$ в положительном диапазоне углов α , а следовательно, и m_z , менее значительны за счёт интерференции боковых вихревых пелен и кормовой части крыла (рис. 4 – 8), тогда как при отрицательных значениях α , боковая пелена практически не интерфе-

рирует с поверхностью крыла, смещаясь при этом вниз по вектору скорости невозмущённого потока.

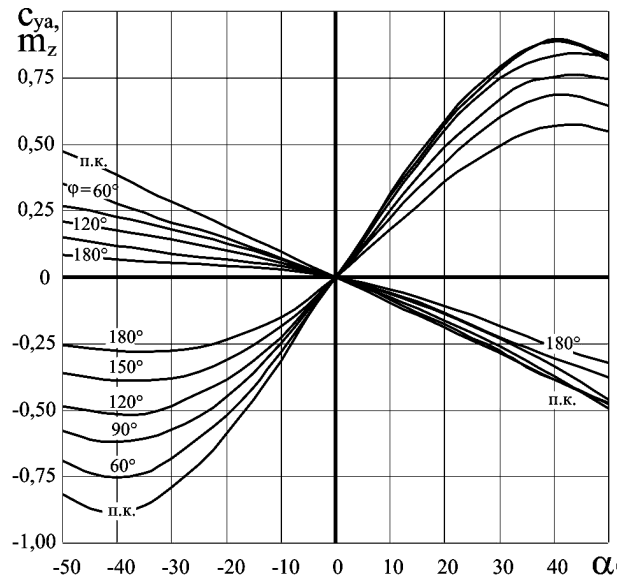


Рис. 2. Зависимости $c_{ya}(\alpha)$, $m_z(\alpha)$, $\varphi = 60^\circ \dots 180^\circ$

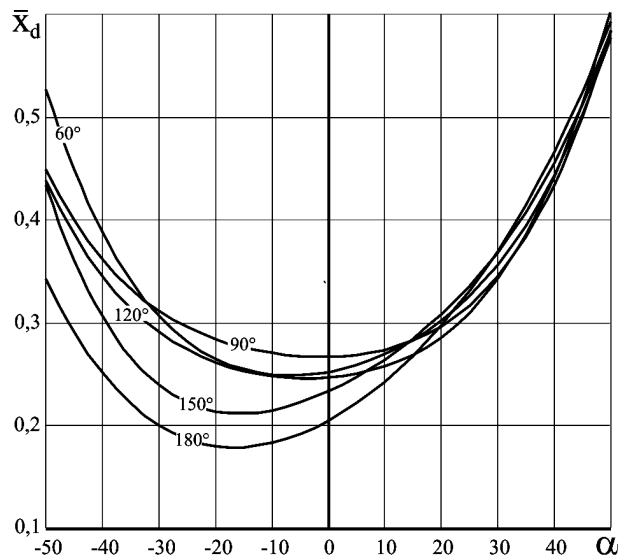
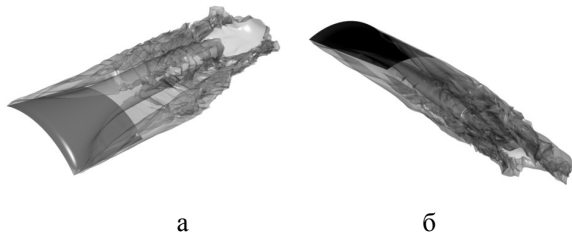
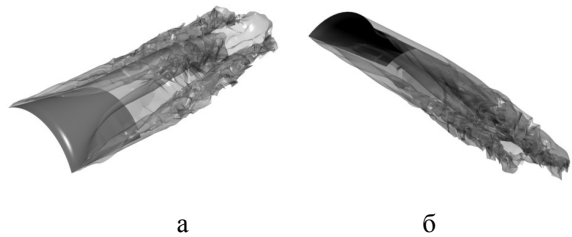
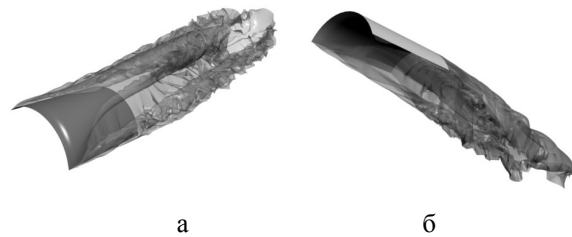
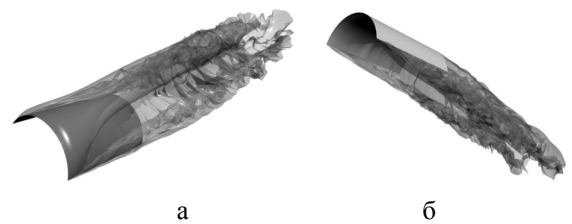
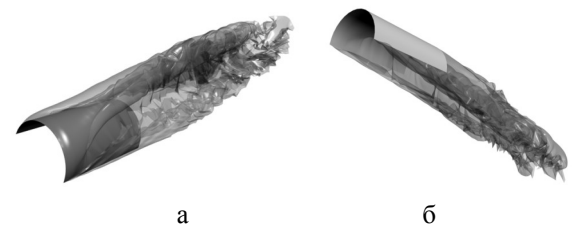


Рис. 3. Зависимость $\bar{x}_d(\alpha)$, $\varphi = 60^\circ \dots 180^\circ$

На рис. 9 представлены индуктивные поляры крыльев различных форм ($\varphi = 60^\circ \dots 180^\circ$) в диапазоне углов атаки $\alpha = -50^\circ \dots 50^\circ$, откуда видно несимметричное изменение коэффициентов c_{ya} и c_{xi} от угла атаки α .

Практический интерес представляет влияние изменения формы крыла по размаху на его аэродинамические характеристики, например, на c_{ya} . На рис. 10 представлена зависимость:

$$\bar{c}_{ya}^\varphi(\varphi) = \sum_{l=1}^n \left[\frac{c_{ya}^\varphi}{c_{ya}^{п.к.}} \right] / n,$$

Рис. 4. Вихревая пелена крыла, $\varphi = 60^\circ$:а - $\alpha = 15^\circ$; б - $\alpha = -15^\circ$; $\tau = 3,5$ Рис. 5. Вихревая пелена крыла, $\varphi = 90^\circ$:а - $\alpha = 15^\circ$; б - $\alpha = -15^\circ$; $\tau = 3,5$ Рис. 6. Вихревая пелена крыла, $\varphi = 120^\circ$:а - $\alpha = 15^\circ$; б - $\alpha = -15^\circ$; $\tau = 3,5$ Рис. 7. Вихревая пелена крыла, $\varphi = 150^\circ$:а - $\alpha = 15^\circ$; б - $\alpha = -15^\circ$; $\tau = 3,5$ Рис. 8. Вихревая пелена крыла, $\varphi = 180^\circ$:а - $\alpha = 15^\circ$; б - $\alpha = -15^\circ$; $\tau = 3,5$

где c_{ya}^φ – коэффициент подъемной силы неплоского крыла с центральным углом φ ;

$c_{ya}^{п.к.}$ – коэффициент подъемной силы плоского крыла;

n – количество точек осреднения по углам атаки.

Видна потеря несущих свойств неплоских крыльев, которая возрастает при увеличении центрального угла φ , при этом падение $\bar{c}_{ya}^\varphi$ составляет до 50% ($\varphi = 180^\circ$) на положительных углах атаки α , и до 70% – на отрицательных α (рис. 10).

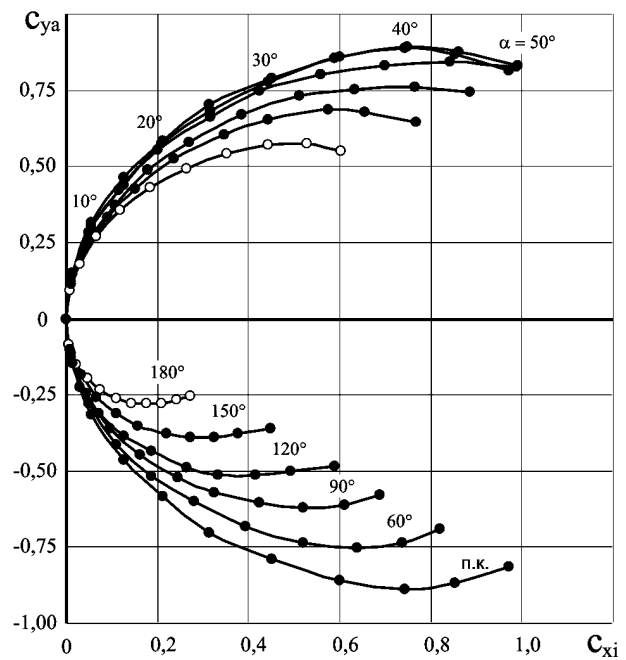


Рис. 9. Индуктивные поляры крыльев различных форм

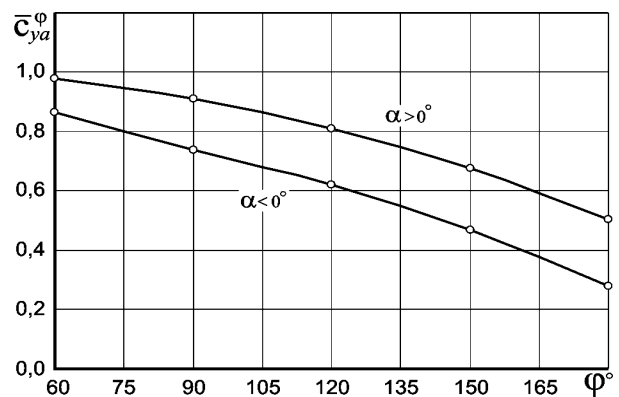


Рис. 10. Влияние кривизны крыла по размаху на его аэродинамические характеристики

Немалый практический интерес представляет влияние удлинения λ , стреловидности по передней и задней кромкам на аэродинамические характери-

стики неплоских несущих и стабилизирующих поверхностей, а также, влияние зазоров между ними и поверхностью фюзеляжа, т.к. такие несущие поверхности, как правило, используются на слабооперённых ЛА в различных комбинациях их аэродинамической компоновки.

Поэтому необходимы систематические исследования в этом направлении, что позволит выявить особенности аэродинамических характеристик, как несущих систем такого рода, так и наиболее распространённых аэродинамических компоновок слабооперённых ЛА.

Таким образом, при аэродинамическом проектировании летательных аппаратов с неплоскими несущими или стабилизирующими поверхностями необходимо учитывать влияние кривизны по размаху на их аэродинамические характеристики, исполь-

зуя для этого, в первом приближении, полученные зависимости, приведенные на рис. 10.

Литература

1. Белоцерковский, С.М. *Линейные и нелинейные модели аэродинамики летательных аппаратов [Текст] / С.М. Белоцерковский, М.И. Ништ // Труды ВВИА: сб. науч. тр. ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского. – Вып. 1310. – М., 1981. – С. 5 – 10.*
2. Белоцерковский, С.М. *Отрывное и безотрывное обтекание тонких крыльев идеальной жидкостью [Текст] / С.М. Белоцерковский, М.И. Ништ. – М.: Наука, 1978. – 352 с.*
3. *Нелинейная теория крыла и её приложения [Текст] / Т.О. Аубакиров, С.М. Белоцерковский, А.И. Желанников, М.И. Ништ. – Алматы: ГИЛЫМ, 1997. – 448 с.*

Поступила в редакцию 8.06.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. каф. аэрогидродинамики В.В. Тюрёв, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

РЕЗУЛЬТАТИ ДОСЛІДЖЕНЬ АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК НЕПЛОСКИХ КРИЛ

С.М. Єрьоменко, О.Б. Касьяненко, В.І. Кулешов

Обговорюються результати модельованого дослідження нелінійних нестационарних аеродинамічних характеристик неплоских крил у широкому діапазоні кутів атаки та дозвуковому обтіканні. Наведена постановка задачі та алгоритм рішення методом дискретних вихорів. Проведений аналіз впливу кривизни неплоского крила по розмаху на його аеродинамічні характеристики, зокрема коефіцієнти підйомної сили і повздовжнього моменту. Приведені картини обтікання у вигляді вихрових пелен для різних кутів кривизни. Отримана залежність коефіцієнта підйомної сили неплоского крила від його кривизни по розмаху, яка показала його істотну асиметрію для позитивних та негативних кутів атаки.

Ключові слова: неплоске крило, вихровий слід, вихрова пелена, метод дискретних вихорів.

RESULTS OF RESEARCHES OF AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF NON-PLANAR WINGS

S.M. Yeryomenko, O.B. Kasianenko, V.I. Kuleshov

The results of model researches of nonlinear non-stationary aerodynamic characteristics of non-planar wings in the wide range of angles of attack and subsonic streamlining come into question. Problem statement and it's solving algorithm by the method of discrete vortexes are given. The analysis of influence of non-planar wing camber along the span on its aerodynamic characteristics, in particular coefficients of lift force and longitudinal moment, is conducted. The streamline pictures in the form of vortex wakes for the different degrees of camber are shown. Dependence of lift force coefficient of non-planar wing on its camber along the span is gotten, which revealed its significant asymmetry for the positive and negative angles of attack.

Key words: non-planar wing, vortical track, vortex wake, method of discrete vortexes.

Еременко Сергей Михайлович – канд. техн. наук, науч. сотр. проблемной научно-исследовательской лаборатории аэрогидродинамики и акустики Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ».

Касьяненко Александр Борисович – ст. науч. сотр. проблемной научно-исследовательской лаборатории аэрогидродинамики и акустики Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ».

Кулешов Виктор Иванович – ст. науч. сотр. проблемной научно-исследовательской лаборатории аэрогидродинамики и акустики Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ».

УДК 536.24

Ю.А. СКОБ

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

ЧИСЛЕННОЕ РЕШЕНИЕ СОПРЯЖЕННОЙ ЗАДАЧИ ТЕПЛООБМЕНА В КАМЕРАХ ТЕРМООБРАБОТКИ

На основе единого конечно-разностного алгоритма выполнено численное моделирование процессов нестационарного теплообмена в твердых телах формы, обдуваемых теплопроводной газообразной средой в камере термообработки. Проведен анализ термического состояния рассматриваемой системы для корректной постановки граничных и начальных условий. Проведены тестовые расчеты сопряженного теплообмена в пространственных твердых телах кубической формы. Полученные трехмерные поля температуры можно использовать для оценки теплонапряженного состояния обрабатываемых твердых тел и эффективности работы используемых камер термообработки.

Ключевые слова: численное моделирование, сопряженный теплообмен, теплопроводность, твердое тело сложной формы, изотермы

Введение

Нестационарные режимы работы камер термической обработки деталей авиационных двигателей в процессе их изготовления, а также переходные тепловые режимы других энергетических и теплотехнических установок характеризуются резкими изменениями температурного состояния, что может приводить к недопустимым изменениям технологических зазоров в их рабочей части из-за неодинакового расширения (сжатия) или к чрезмерным термическим напряжениям в деталях.

Для оптимального управления такими нестационарными режимами теплообменных устройств необходимо иметь изменяющиеся во времени трехмерные температурные поля не только в элементах оборудования, но и в газовой среде, окружающей обрабатываемые твердые объекты. Прогнозирование и анализ трехмерных тепловых полей позволяет избежать недопустимого превышения температуры или возникновения критических ее перепадов.

Целью данной работы является численное моделирование трехмерных полей температуры в однородных многосвязных твердых телах в процессе их нагревания (охлаждения) в движущейся с заданной скоростью газообразной теплопроводной среде. Как правило, исследователи пренебрегают теплопроводностью газа [1], что не позволяет адекватно оценить пространственный характер термического состояния обрабатываемых деталей и окружающей их газовой среды. Кроме того, имеющиеся аналитические методы решения такого рода задач оказываются эффективными только для тел простой формы [2, 3]. В этом случае расчетные нестационарные зависимости поля температур выражаются в виде экс-

поненциальных рядов, сходимость которых зависит от местоположения контрольной точки внутри тела и времени с момента начала процесса. Численные методы на базе современной вычислительной техники позволяют преодолеть данные проблемы и решать поставленную задачу уже без применения комплексных иерархических методов, таких как поэтапное моделирование [4]. Ряд работ предлагают способ моделирования, который базируется на применении конечно-разностного метода и метода конечных элементов [5], однако, как правило, расчеты проводятся без учета многомерности процесса [6] или только для бесконечно больших интенсивностей теплообмена твердых тел с окружающей средой [7]. Поэтому создание новой математической модели, адекватно описывающей переходные тепловые процессы в твердых телах, окруженных теплопроводной газовой средой, построение эффективного метода решения поставленной задачи и реализация его в виде современного программного продукта, который можно использовать в инженерных целях для анализа и прогноза, является актуальной задачей.

1. Математическая модель

1.1. Основные уравнения

Для описания процессов движения окружающей твердое тело газообразной среды (в общем случае, многокомпонентной смеси газов) используются усеченные уравнения Навье-Стокса, полученные путем отбрасывания вязких членов (приближение Эйлера с источниками членами) с допущением о том, что основное влияние на процесс оказывает конвективный обмен массой, импульсом и энергией [8].

Расчетной областью Ω является параллелепипед с прямолинейными образующими, расположенный в правой декартовой системе координат (X, Y, Z) с основанием в плоскости XOZ (ось Y ориентирована в направлении, противоположном действию сил тяжести Земли) (рис. 1). Расчетная область разбивается на пространственные ячейки, причем размеры граней подбираются из условия достаточно полной передачи объема и поверхностей твердого тела.

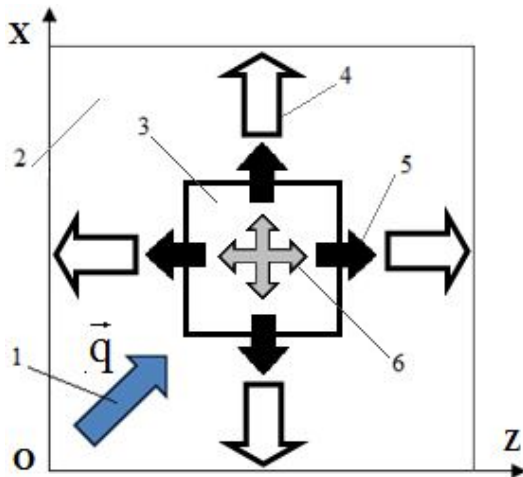


Рис. 1. Общая расчетная схема теплообмена: 1 – набегающий газ; 2 – рабочая зона камеры термообработки; 3 – твердое тело; 4 – тепловые потоки в газовой среде; 5 – теплоотдача от твердого тела к газу; 6 – тепловые потоки внутри твердого тела

Закон сохранения энергии для каждой расчетной «твердой» ячейки (без источников тепла) может быть представлен в интегральной форме:

$$\iiint_V \rho \frac{d(C_v T)}{dt} dV = \iiint_V \operatorname{div}(-\lambda \operatorname{grad} T) dV. \quad (1)$$

Применим теорему Остроградского-Гаусса к правой части уравнения (1):

$$\iiint_V \operatorname{div}(-\lambda \operatorname{grad} T) dV = \oint_{\sigma} (-\lambda \operatorname{grad} T, \vec{n}) d\sigma, \quad (2)$$

где V – объем элементарной расчетной ячейки; σ – ограничивающая поверхность данной ячейки, которая имеет внешнюю нормаль $\vec{n}$ ($\sigma \vec{n}$); λ – коэффициент теплопроводности; T – температура; q – тепловой поток, определяемый по закону Фурье $q = -\lambda \operatorname{grad} T$.

1.2. Граничные условия

Тепловой поток на границе твердой ячейки, сопряженной с газовой ячейкой (рис. 2) можно определить согласно закону Ньютона:

$$q_w = \alpha(T_w - T_e) = -\lambda \frac{\partial T}{\partial n}, \quad (3)$$

где T_w – температура на стенке, T_e – температура в сопряженной газовой ячейке, α – коэффициент теплоотдачи.

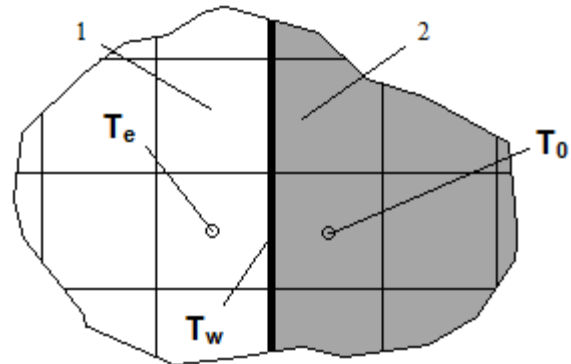


Рис. 2. Расчетная схема теплоотдачи на границе «газ-тело»: 1 – газ; 2 – твердое тело

Предположив одинаковый размер h ячеек по всем направлениям, уравнение (3) можно упростить:

$$\alpha(T_w - T_e) \cong -\lambda(T_w - T_0)/h/2. \quad (4)$$

Выполнив ряд тождественных преобразований, получим соотношение для температуры на стенке:

$$T_w = (h\alpha T_e + 2\lambda T_0)/(h\alpha + 2\lambda). \quad (5)$$

Коэффициенты температуропроводности для материала твердого тела и газовой среды с теплоемкостью C_v и плотностью ρ определяется так:

$$a = \lambda/(C_v \rho), \quad (6)$$

где C_v – теплоемкость среды, ρ – плотность среды.

Введем безразмерный параметр Bi теплообмена для ячейки (число Био):

$$\overline{Bi} = (\alpha h)/\lambda. \quad (7)$$

Тогда соотношение (5) можно преобразовать к виду, удобному для вычислений:

$$T_w = (T_e \overline{Bi}/2 + T_0)/(\overline{Bi}/2 + 1). \quad (8)$$

При постановке граничных условий для «газовых» граней полагается, что расходная составляющая скорости не превосходит скорость звука. Граничные условия на входе будем задавать на поверхностях тех граней, примыкающих к границам расчетной области, через которые в расчетную область поступает атмосферный воздух. Набегающий поток на входе определяется величинами полной энтальпии, функции энтропии, направлением вектора скорости потока, относительной массовой плотностью примеси.

Параметры потока на входе определяются с привлечением соотношения для «левого» инвариан-

та Римана [8]. На непроницаемых участках, ограничивающих расчетную область поверхностей, выполняются условия «непротекания». Граничные условия на выходе будем задавать на поверхностях тех граней конечно-разностных ячеек, которые примыкают к границам расчетной области и через которые предполагается вытекание или втекание газовой смеси. В выходных областях, кроме атмосферного давления использовались соотношения для «правого» инварианта Римана [8].

1.3. Начальные условия

В начальный момент времени во всех «газообразных» ячейках расчетной области принимались параметры окружающей среды, а распределение температуры в твердом теле предполагалось равномерным по объему. При интенсивном воздействии температуры внешней среды, что соответствует значению коэффициента теплоотдачи равному бесконечности, температура поверхности тела мгновенно принимала значение, равное температуре среды.

В начальный момент времени во всех «газообразных» ячейках расчетной области принимаются параметры окружающей среды. В ячейках, занимаемых облаком газообразной примеси, которое образовалось в результате мгновенного выброса, относительная массовая концентрация примеси принимается равной $Q=1$ (100%). В ячейках с испарением или истечением газа задается закон изменения расхода примеси.

1.4. Метод численного решения

Законы сохранения массы, импульса, энергии окружающего газа в интегральной форме для каждой расчетной газовой ячейки численно решались с использованием схемы распада произвольного разрыва (метод С.К. Годунова [7]), которая обеспечивает построение разрывных решений без выделения разрывов. Совокупность газодинамических параметров во всех ячейках в момент времени t^n представляет собой известное решение на временном слое с индексом n . Параметры в следующий момент времени $t^{n+1} = t^n + \tau$ рассчитывались посредством применения явных конечно-разностных аппроксимаций. Устойчивость конечно-разностной схемы обеспечивается за счет выбора величины шага по времени τ .

Для твердой ячейки с размерами h_x , h_y , h_z вдоль осей координат условие устойчивости конечно-разностной схемы выглядит так:

$$2a\tau \leq 1 / \left(1/h_x^2 + 1/h_y^2 + 1/h_z^2 \right). \quad (9)$$

Тогда шаг по времени для явной схемы расчета можно определить из соотношения:

$$\tau \leq \frac{1}{2a \left(1/h_x^2 + 1/h_y^2 + 1/h_z^2 \right)}. \quad (10)$$

Так как шаг по времени для газовых ячеек на порядок меньше, чем шаг для твердых ячеек, в случае неподвижной или установившейся теплопроводной окружающей твердое тело газовой среды, целесообразно «заморозить» по времени параметры газа. Это позволяет значительно снизить временные затраты на выполнение расчета.

На основе математической модели создана компьютерная подсистема инженерного анализа теплопроводности в многосвязных твердых телах с однородными теплофизическими свойствами, подвергающихся охлаждению (нагреву) при мгновенном погружении их в теплопроводную газовую среду. Эта подсистема является составной частью исследовательского программного комплекса «Fire» [9]. Программа позволяет прогнозировать изменение температуры во времени и пространстве в расчетной области камеры термообработки с использованием персональных компьютеров в практически приемлемое время.

2. Апробация численной модели

Адекватность разработанной математической модели сопряженного теплообмена проводилась на основе численного решения тестовой задачи охлаждения горячего (373 К) твердого тела кубической формы потоком теплопроводного газа (273 К), набегающего под углом 45° со скоростью 10 м/с. Для ускорения расчета предполагалось, что уровень интенсивности теплоотдачи, а также теплопроводность газовой среды и твердого тела значительно превышают физические значения реальных величин.

Нестационарный процесс остывания кубического твердого тела в центральном сечении камеры термообработки изображен на рис. 3.

Результаты численных расчетов с приемлемой точностью согласуются с ожидаемой физической картиной. Необходимо отметить неравномерный характер полученных температурных полей, определяемых наличием более холодной газовой среды со стороны набегающего потока, по сравнению с полями, полученными для тел, окруженных нетеплопроводным неподвижным газом [1]. Учет теплопроводности газа приближает модельную картину к физической. Это позволяет использовать математическую модель для оценки эффективности функционирования камер термообработки твердых тел.

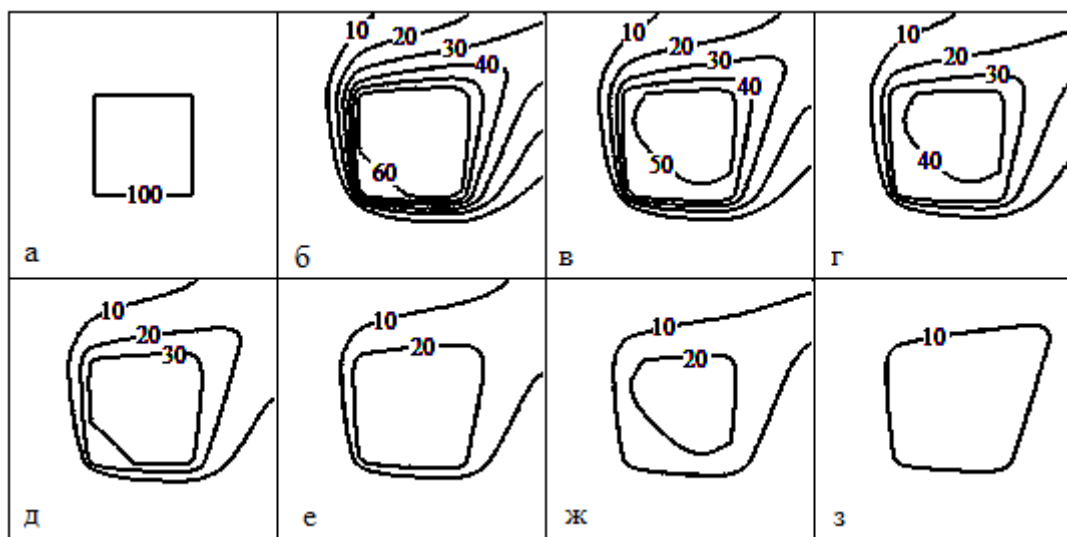


Рис. 3. Изотермы в сечении камеры охлаждения в разные моменты времени:
а – 0 с; б – 20 с; в – 30 с; г – 40 с; д – 50 с; е – 60 с; ж – 70 с; з – 80 с

Заключение

Разработана трехмерная математическая модель нестационарных процессов сопряженного теплообмена в однородных многосвязных твердых телах произвольной формы обдуваемые теплопроводной газообразной средой в камерах термической обработки. Конечно-разностная схема разработана для случая трехмерной системы уравнений движения газовой динамики, дополненной законом сохранения внутренней энергии для твердого тела. Разработан единый алгоритм сквозного счета для нахождения теплофизических параметров газа и сплошного твердого тела на основе явной конечно-разностной схемы первого порядка аппроксимации. Разработана компьютерная система, моделирующая нестационарные процессы теплообмена в твердых телах произвольной формы. Апробация математической модели показала приемлемую ее точность, в сравнении с известными решениями для тестовой задачи сопряженного теплообмена в твердом теле кубической формы, помещенном в камеру охлаждения.

Полученные результаты численного моделирования могут быть использованы для последующего расчета напряженного состояния твердого тела, которое подвергается термической нагрузке.

Литература

1. Скоб, Ю.А. Численное моделирование процессов теплообмена в твердых телах сложной формы [Текст] / Ю.А. Скоб // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2010. – № 4 (71). – С. 75 – 83.

2. Пехович, А.И. Расчеты теплового режима твердых тел [Текст] / А.И. Пехович, В.М. Жидких. – Л.: Энергия, 1976. – 352 с.

3. Карслоу, Г. Теплопроводность твердых тел [Текст] / Г. Карслоу, Д. Егер. – М.: Наука, 1964. – 302 с.

4. Дульнев, Г.Н. Методы расчета теплового режима приборов [Текст] / Г.Н. Дульнев, В.Г. Парфенов, А.В. Сигалов. – М.: Радио и связь, 1990. – 312 с.

5. Дульнев, Г.Н. Применение ЭВМ для решения задач теплообмена [Текст] / Г.Н. Дульнев, В.Г. Парфенов, А.В. Сигалов. – М.: Высшая школа, 1990. – 207 с.

6. Ярышев, Н.А. Приближенный анализ одномерных процессов теплопроводности [Текст] / Н.А. Ярышев // *Изв. Вузов. Приборостроение*. – 2000. – Т. 43, № 3 – С. 54 – 61.

7. Золотухин, Ю.А. Моделирование и расчет температурных полей в переходных процессах теплопроводности [Текст] / Ю.А. Золотухин // *Современные технологии: Сб. научных статей Санкт-Петербургского государственного университета информационных технологий, механики и оптики*. – СПб: ГИТМО (ТУ), 2001. – №1(15). – С. 249 – 256.

8. Numerical Modeling of Hydrogen Release, Mixture and Dispersion in Atmosphere [Электронный ресурс] / E.A. Granovski, V.A. Lyfar, Yu.A. Skob, M.L. Ugryumov // *1-st International Conference on Hydrogen Safety*. – Pisa (Italy). – 2005. – 10 p. – Режим доступа: <http://conference.ing.unipi.it/ichs2005/Papers/110021.pdf>. – 3.06.2011 г.

9. Численное решение многомерных задач газовой динамики [Текст] / С.К. Годунов, А.В. Забродин, М.Я. Ивано и др. – М.: Наука, Гл. ред. физ.-мат. лит-ры, 1976. – 400 с.

10. Свідомство про реєстрацію авторського права на твір № 30079 (Україна). Комп'ютерна програма «Комп'ютерна інтерактивна система інженерного аналізу та прогнозу руху хімічно реа-

гуючих газоповітряних сумішей в задачах промислової аеродинаміки та екології атмосфери «FIRE» [Текст] / Ю.А. Скоб, М.Л. Угрюмов, К.П. Коробчинський. – Дата реєстрації 28.08.2009.

Поступила в редакцію 25.07.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедри інформатики М.Л. Угрюмов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ЧИСЕЛЬНЕ РОЗВ'ЯЗАННЯ СПРЯЖЕНОЇ ЗАДАЧІ ТЕПЛООБМІНУ В КАМЕРАХ ТЕРМООБРОБКИ

Ю.О. Скоб

На основі єдиного кінцево-різницевого алгоритму виконано чисельне моделювання процесів нестационарного теплообміну в твердих тілах, які обдуваються теплопровідним газоподібним середовищем у камері термообробки. Проведено аналіз термічного стану складної технічної системи для коректної постановки граничних і початкових умов. Проведено тестові розрахунки спряженого теплообміну в просторових твердих тілах кубічної форми. Отримані тривимірні поля температури можна використовувати для оцінки теплонпруженого стану оброблюваних твердих тіл і ефективності роботи камер термообробки.

Ключові слова: чисельне моделювання, спряжений теплообмін, теплопровідність, тверде тіло складної форми, ізотерми

HEAT TRANSFER NUMERICAL MODELING IN COMPLEX SHAPED SOLIDS IN THERMAL CAMERAS

Y.A. Skob

A time-dependent heat transfer processes numerical modeling in solids surrounded by heat-conducting gaseous environment in thermal cameras is carried out. An analysis of the thermal state of a complex technical system for correct formulation of boundary and initial conditions is fulfilled. Test calculations of the conjugate heat transfer in spatial solid bodies of cubic form are carried out. These three-dimensional temperature fields can be used to measure heat-stressed state of solids and the efficiency of thermal cameras.

Key words: numerical modeling, conjugate heat transfer, thermal conductivity, complex shape solid, isotherm

Скоб Юрій Алексеевич – канд техн. наук, доцент, доцент кафедри інформатики Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: yuriy.skob@gmail.com.

УДК 629.7.036.3

В.И. БЛОХИН¹, В.К. МЕРКУШИН¹, Н.П. ВЕЛИКАНОВА², П.В. ИВАНОВ²¹ *ОАО КПП «Авиамотор» Казань, Российская Федерация*² *Казанский национальный исследовательский технический университет (КАИ)
им. А.Н. Туполева, Казань, Российская Федерация*

ОПТИМИЗАЦИЯ КОНСТРУКЦИИ ГОРЕЛКИ ДЛЯ РЕГУЛИРОВКИ ПАРАМЕТРОВ ХАРАКТЕРИСТИКИ ТЕМПЕРАТУРНОГО ПОЛЯ БЕЗ РАЗБОРКИ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ И СЪЁМА ГОРЕЛОК

Приведена конструкция горелочного устройства кольцевой камеры сгорания наземной газотурбинной установки газоперекачивающего агрегата для регулировки параметров характеристик температурного поля без частичной разборки камеры сгорания и съёма горелок при доводке на испытательном стенде. Предложенная конструкция одноконтурной горелки позволяет уменьшить окружную неравномерность температурного поля кольцевой камеры сгорания наземной газотурбинной установки и регулировать температурное поле с помощью дроселирующих шайб без разборки с меньшими затратами на проведение работ.

Ключевые слова: горелка, кольцевая камера сгорания, температурное поле, регулировка параметров.

Введение

Развитие современных газотурбинных двигателей определяется требованиями надежности, экологии и экономичности их работы, которые во многом зависят от рациональности конструкции камеры сгорания и оптимальной организации рабочего процесса в ней, а также характеризуется процессом конвертирования авиационных двигателей для наземных установок. Камера сгорания газотурбинного двигателя является одним из основных его элементов, и в большой степени определяет в целом экологические характеристики и эффективность работы двигателя. В газотурбинных двигателях камеры сгорания отличаются тем, что, несмотря на относительную простоту конструкции, в них происходят сложные, многообразные процессы, трудно поддающиеся расчётам и прогнозированию. Одновременное протекание таких процессов, как смесеобразование, массотеплообмен и горение, существенно усложняет возможность получения достаточно простых расчётных зависимостей для практической деятельности.

Совершенствование камер сгорания газотурбинных двигателей неразрывно связано с дальнейшим изучением рабочего процесса, поиском новых оптимальных конструкций, обеспечивающих повышение эффективности сжигания топлива на всех режимах работы и его экологической чистоты.

В направлении по совершенствованию основных камер сгорания входит много задач, главными из которых являются: улучшение смесеобразования

и подготовки топливовоздушной смеси, повышение эффективности процесса горения, обеспечение равномерности полей температур на выходе из камеры, снижение эмиссии вредных веществ. К настоящему времени многими исследованиями установлено, что решение указанных задач возможно путём совершенствования рабочего процесса в первичной зоне камеры сгорания, в особенности при увеличении температуры перед турбиной и степени повышения давления в компрессоре, что характерно для двигателей нового поколения.

В связи с этим процессы подачи топлива и дальнейшего смесеобразования играют большую роль в обеспечении требуемых характеристик процесса горения. Поэтому в последнее время наметилась тенденция в пристальном изучении течения и смесеобразования за перспективными фронтными устройствами. Фронтные устройства перспективных камер сгорания служат не только для организации необходимой структуры течения, но и соответствующей подготовки смеси. Поэтому в составе фронтного устройства применяются различные топливopодающие устройства, обеспечивающие высокую тонкость распыливания топлива и его смешение с первичным воздухом. С целью улучшения процессов смешения применяются различные вихревые устройства, двухступенчатые системы подачи топлива и регулирующие устройства для поддержания оптимальных значений составов смеси при различных режимах работы камеры сгорания.

Улучшение экологических характеристик стало в последние годы одним из основных направлений

развития и совершенствования газотурбинных двигателей, наиболее широко используемых в качестве привода нагнетателей природного газа на магистральных газопроводах. В связи с возросшими требованиями к экологической чистоте окружающей среды становится актуальной проблема снижения выбросов загрязняющих веществ. Известно, что основными загрязняющими веществами в продуктах сгорания являются окись углерода CO , несгоревшие углеводороды C_nH_m , окислы азота NO_x , сажистые частицы в виде дыма. Уровни концентраций большей части загрязняющих веществ в выхлопе газотурбинных двигателей непосредственно связаны с распределениями температуры, составов смеси и скоростей потоков в первичной зоне. С ростом значений параметров на входе и необходимостью снижения выбросов возрастают и требования к организации рабочего процесса в первичной зоне. С точки зрения прогнозирования характеристик камеры сгорания необходимую информацию несёт газодинамическая структура течения и распределение топлива в топливовоздушном факеле за горелочным устройством [1].

Расчет горелочного устройства модернизированной камеры сгорания выполнен в работе [2]. В ней приведены результаты исследований камеры сгорания газотурбинной установки, работающей на природном газе, исследовано влияние конструктивных особенностей горелочных устройств с целью оптимизации рабочих характеристик камер сгорания, обеспечивающих допустимые уровни эмиссии вредных веществ в условиях богато-бедного сжигания и сжигания заранее перемешанной смеси. Проведённые исследования отражают характерное влияние закрутки потока в горелочном устройстве и установки шайбы на организацию рабочего процесса в камерах сгорания газотурбинных двигателей и эмиссионные характеристики. В данной работе моделирование процессов горения и эмиссии токсичных выбросов рассмотрено с позиции статических моделей турбулентности. Разработан ряд эффективных моделей, обеспечивающих возможность проведения расчетов процесса горения с приемлемыми затратами компьютерного времени и точности результатов [2].

При модернизации не должны ухудшаться эксплуатационные свойства агрегата, т.е. основные характеристики модернизированной камеры сгорания, такие как неравномерность температурного поля газа за камерой, полнота сгорания топлива, гидравлическое сопротивление, надежность зажигания топливо-воздушной смеси при запуске, границы "бедного" и "богатого" срывов факела, должны быть близки к характеристикам штатной камеры сгорания.

Для возможной регулировки параметров характеристик температурного поля при испытаниях на испытательном стенде без демонтажа форсунок и частичной разборки камеры сгорания рассматривается конструктивная схема горелки.

Описание конструкции

Конструкция форсунки (горелки) кольцевой камеры сгорания двигателя НК-16-18СТ [3], содержащая (рис. 1): завихритель 1 с цельными лопатками; сопло 2; пустотелый корпус 3, на внешней поверхности которого выполнены отверстия 4 для подвода газа к распылителю 5 с дросселирующей шайбой 6, размещенные внутри корпуса 3; шлицевую гайку 7 с уплотнительными кольцами 8 для крепления форсунки к газораспределительному устройству 9 (головка кольцевая камеры сгорания).

Недостатком указанного устройства является отсутствие возможности регулировки параметров характеристики температурного поля при испытаниях на испытательном стенде, без съема форсунок и частичной разборки камеры сгорания, что приводит к значительным материальным затратам и увеличению времени по доводке характеристики температурного поля.

Устранение указанного недостатка осуществляется регулировкой расхода газа через горелку и параметров характеристики температурного поля путем замены дросселирующей шайбы без съема горелки с газораспределительного устройства и частичной разборки камеры сгорания.

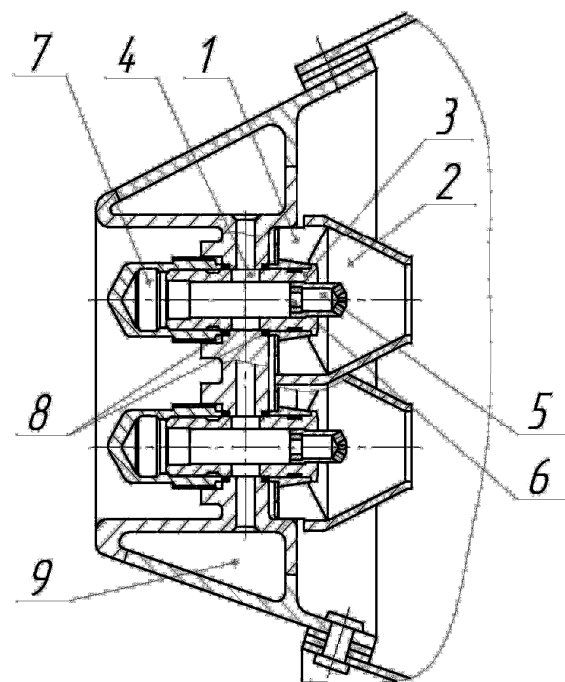


Рис. 1. Конструкция форсунки кольцевой камеры сгорания двигателя НК-16-18СТ

Техническое решение достигается тем, что в конструкцию горелки вводятся завихритель, в полых лопатках которого выполнены отверстия для подвода газа в межлопаточные полости завихрителя; сопло; пустотелый корпус с отверстиями на внешней цилиндрической поверхности для подвода газа к сменной дросселирующей шайбе, расположенной внутри корпуса и далее к пустотелым лопаткам завихрителя; шлицевая гайка и уплотнительные кольца для крепления горелки к газораспределительному устройству, в частности, к головке кольцевой камеры сгорания. Для регулировки расхода газа через горелку и параметров характеристики температурного поля без съема горелки с газораспределительного устройства шлицевая гайка выполнена в виде полого цилиндра с резьбой в передней части и цилиндрическим выступающим пояском для размещения в шлицевой гайке заглушки с уплотнительным кольцом.

На рис. 2 изображен общий вид горелки.

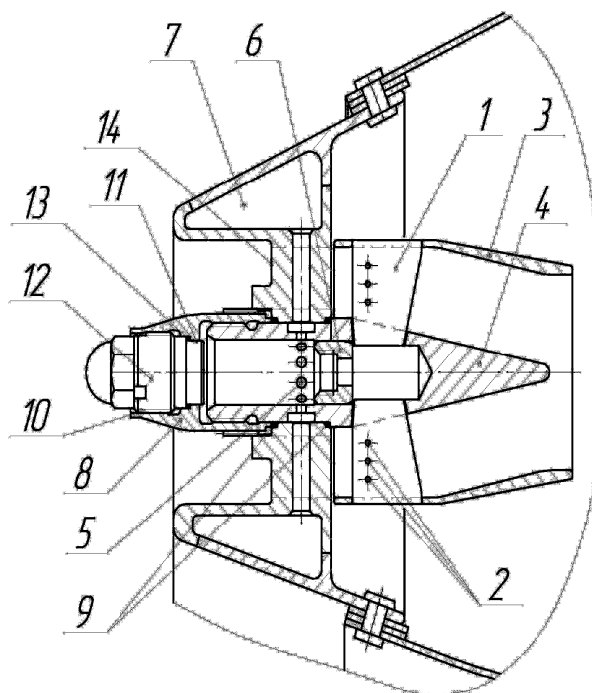


Рис. 2. Конструкция предлагаемой горелки

Горелка состоит из завихрителя 1 с полыми лопатками, в которых выполнены отверстия 2 для подвода газа в межлопаточные полости завихрителя, сопла 3, пустотелого корпуса 4 с отверстиями 5 на внешней цилиндрической поверхности для подвода газа к сменной дросселирующей шайбе 6 и далее к пустотелым лопаткам завихрителя. Для крепления горелки к газораспределительному устройству 7 горелка содержит шлицевую гайку 8 с уплотнительными кольцами 9. Для регулировки расхода газа через горелку без съема горелки с газораспреде-

тельного устройства шлицевая гайка выполнена в виде полого цилиндра с резьбой 10 и выступающим цилиндрическим пояском 11 для размещения в шлицевой гайке заглушки 12 с уплотнительным кольцом 13.

Для подвода воздуха к горелкам в газораспределительном устройстве 7 между ребрами с каналами для подвода газа к горелкам выполнены воздухоподводящие окна 14.

Устройство работает следующим образом: сжатый воздух через воздухоподводящие окна 14 в газораспределительном устройстве 7 поступает в горелки, где в завихрителях 1 смешивается с газом и далее газозвушная смесь поступает в зону горения, где и сгорает.

В связи с действующими допусками на изготовление воздухоподводящих окон 14, топливных каналов в газораспределительном устройстве 7 и отверстий 2 в полых лопатках, углах установки лопаток завихрителей, соотношение газ – воздух в отдельных горелках может значительно отличаться и приводит к изменению температуры горения отдельно за каждой горелкой, что отмечается на диаграмме характеристики температурного поля при испытаниях камеры сгорания на испытательном стенде.

При завышении или занижении местной температуры относительно средней регулировка температуры за каждой горелкой производится следующим образом.

Придерживая шлицевую гайку 8 ключом демонтируют из неё заглушку 12 с уплотнительным кольцом 13. Далее специальным съемником извлекают из корпуса 4 сменную дросселирующую шайбу 6 и устанавливают другую дросселирующую шайбу с меньшим или большим диаметром, затем устанавливают уплотнительное кольцо 13 с заглушкой 12. Изменение диаметров дросселирующих шайб приводит к уменьшению или увеличению расхода газа через горелки, а, следовательно, к уменьшению или увеличению температуры горения за отдельными горелками и приведению параметров характеристики температурного поля к нормам технических условий.

Вывод

Таким образом, в предлагаемой конструкции одноконтурной горелки, достигается следующий технический результат: низкая окружная неравномерность температурного поля и регулировка параметров характеристики температурного поля без частичной разборки кольцевой камеры сгорания и съема горелок с газораспределительного устройства на испытательном стенде.

Литература

1. Мингазов, Б.Г. Камеры сгорания газотурбинных двигателей. Конструкция, моделирование процессов и расчет: учеб. пособие [Текст] / Б.Г. Мингазов; Мин-во образования и науки Рос. Федерации, Казан. гос. техн. ун-т. – Казань: изд-во Казан. гос. техн. ун-та, 2006. – 220 с.
2. Численное исследование влияния конструктивных особенностей горелочного устройства на эмиссионные характеристики камеры сгорания ГТД на газообразном топливе [Текст] / А.Н. Сабирзянов,

Ю.Б. Александров, В.Б. Явкин, В.И. Блохин, Е.И. Жильцов, В.К. Меркушин // Проблемы и перспективы развития авиации, наземного транспорта и энергетики АНТЭ – 2011: матер. VI Междунар. науч.-техн. конф. 12 – 14 октября 2011 г. – Казань, 2011. – С. 402 – 412.

3. Конструкция и проектирование авиационных газотурбинных двигателей: учеб. для вузов [Текст] / С.А. Вьюнов, Ю.Н. Гусев, А.В. Карпов и др.; под общ. ред. Д.В. Хромина. – М.: Машиностроение, 1989. – 368 с.

Поступила в редакцию 1.06.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры авиационных двигателей и энергетических установок Б.Г. Мингазов, Казанский национальный исследовательский технический университет (КАИ) им. А.Н. Туполева, Казань.

ОПТИМІЗАЦІЯ КОНСТРУКЦІЇ ПАЛЬНИКА ДЛЯ РЕГУЛЮВАННЯ ПАРАМЕТРІВ ХАРАКТЕРИСТИКИ ТЕМПЕРАТУРНОГО ПОЛЯ БЕЗ РОЗБИРАННЯ КАМЕРИ ЗГОРЯННЯ І ЗНІМАННЯ ПАЛЬНИКІВ

В.І. Блохін, В.К. Меркушін, Н.П. Великанова, П.В. Іванов

Наведено конструкція пальникового пристрою кільцевої камери згоряння наземної газотурбінної установки газоперекачувального агрегату для регулювання параметрів характеристик температурного поля без часткового розбирання камери згоряння і знімання пальників при доведенні на випробувальному стенді. Запропонована конструкція одноконтурного пальника дозволяє зменшити окружну нерівномірність температурного поля кільцевої камери згоряння наземної газотурбінної установки і регулювати температурне поле за допомогою дроселюючих шайб без розбирання з меншими витратами на проведення робіт.

Ключові слова: пальник, кільцева камера згоряння, температурне поле, регулювання параметрів.

OPTIMIZING THE DESIGN PARAMETERS OF THE BUMER TO ADJUST THE CHARACTERISTICS OF THE TEMPERATURE FIELD WITHOUT DISMANTLING AND REMOVAL OF THE COMBUSTION CHAMBER BURNERS

V.I. Blokhin, V.K. Merkushin, N.P. Velikanova, P.V. Ivanov

Shows the design of the burner ring combustor gas turbine ground pumping unit to adjust the parameters of the characteristics of the temperature field without partial disassembly and removal of the combustion chamber burners for fine-tuning on the test bench. The proposed construction of single-burner to reduce the circumferential non-uniformity of the temperature field of an annular combustion chamber of terrestrial gas turbine and to regulate the temperature field with throttling washers without disassembly with less to carry out works.

Key words: burner, annular combustion chamber, temperature field, adjustment of parameters.

Блохин Виктор Иванович – начальник бригады камер сгорания ОАО КПП «Авиамотор», Казань, Россия.

Меркушин Валентин Константинович – ведущий инженер-конструктор бригады камер сгорания ОАО КПП «Авиамотор», Казань, Российская Федерация.

Великанова Нина Петровна – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры авиационных двигателей и энергетических установок Казанского национального исследовательского технического университета (КАИ) им. А.Н. Туполева, Казань, Российская Федерация, e-mail: adeu@adeu.kstu-kai.ru.

Иванов Петр Васильевич – аспирант кафедры авиационных двигателей и энергетических установок Казанского национального исследовательского технического университета (КАИ) им. А.Н. Туполева, Казань, Российская Федерация, e-mail: ivanovpetrvas@mail.ru.

УДК 269.7.05,681.5.09

А.М. СУББОТА, О.В. РЕЗНИКОВА, Т.Н. АНДРУЩЕНКО

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

ОСОБЕННОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ ДВИГАТЕЛЕЙ-МАХОВИКОВ
НА МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТАХ

В данной статье рассматриваются особенности использования на микроспутниках (МКС) двигателей-маховиков (ДМ). Показано, что при установке одного ДМ по оси тангажа, с целью ориентации и стабилизации МКС, его функционирование приводит к появлению нутационных колебаний относительно осей крена и курса. С целью разгрузки ДМ предложено вместо широко применяемых реактивных двигателей малой тяги и магнитных исполнительных органов использовать аналогичный двигатель-маховик, установленный на оси тангажа с противоположно направленным кинетическим моментом. Исключение первого позволяет увеличить срок активного существования космического аппарата на орбите, исключение вторых позволяет исключить наличие магнитометров и исполнительных электромагнитных катушек, что обеспечивает единообразие и унификацию проектируемых систем ориентации и стабилизации.

Ключевые слова: двигатель-маховик, динамическое уравнение Эйлера, нутационные колебания, системы координат, разгон, торможение, разгрузка.

Введение

Требования длительного существования КА на орбите накладывают свой отпечаток на выбор исполнительных органов систем ориентации и стабилизации. Существуют различные принципы действия исполнительных органов (ИО), получивших широкое применение на КА. Это, в первую очередь, реактивные двигатели малой тяги, реактивные двигатели-маховики, силовые гироскопы и магнитные исполнительные органы. Применение реактивных двигателей малой тяги ограничен запасом рабочего тела – объемом газа, хранящегося на борту МКС. Силовые гироскопы из-за наличия карданного подвеса, увеличивающего вес и габариты как самого ИО, так и КА не желательно применять на МКС. Таким образом, наиболее целесообразным является применение на МКС в качестве ИО реактивных двигателей-маховиков (ДМ) и магнитных исполнительных органов (МИО) [1].

1. Постановка задачи исследования

В качестве объекта исследования выбраны двигатели-маховики и их особенности использования на МКС. Исполнительные органы рассматриваемого типа создают управляющий момент $M_{упр}$ за счет динамической реакции, возникающей при разгоне или торможении маховика. Основное их достоинство состоит в том, что управление ими может быть как релейным, так и линейным. Кроме того, как источники управляющих моментов, ДМ являются

лучшими с точки зрения эксплуатации, сложности, срока службы и гарантированной точности. На КА нашли применение различные конфигурации маховичных систем [2] как с точки зрения их расположения на КА, так и в количественном их отношении, начиная с одного ДМ и заканчивая шестью. Для МКС наиболее заманчивым является применение одного или двух ДМ, установленных по оси тангажа, скорости которых могут либо меняться (в режиме ориентации), либо поддерживаться постоянной (в режиме стабилизации).

Для выяснения вопроса влияния динамики ДМ на динамику КА рассмотрим пример использования одного ДМ, установленного относительно оси тангажа КА (рис. 1).

При этом введем следующие обозначения:

OXYZ – систему координат, связанную с КА,

OX₀Y₀Z₀ – геоцентрическую систему координат,

Ω , ω_0 – соответственно угловую скорость вращения ротора ДМ и орбитальную скорость.

Для описания динамики КА воспользуемся динамическими уравнениями Эйлера:

$$\frac{\partial \bar{G}_i}{\partial t} + \bar{\omega}_{pi} \times \bar{G}_i = \bar{M}_i, i = x, y, z, \quad (1)$$

$$\text{где} \quad \bar{G}_i = \begin{bmatrix} G_X \\ G_Y \\ G_Z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} I_X P_{a\delta c} \\ I_Y q_{a\delta c} \\ I_Z r_{a\delta c} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} I_X (P_{отн} + P_{п}) \\ I_Y (q_{отн} + q_{п}) \\ I_Z (r_{отн} + r_{п}) \end{bmatrix};$$

$$\overline{\omega_{pi}} \times \overline{G_i} = \begin{bmatrix} G_Z q_{pi} - G_Y r_{pi} \\ G_X r_{pi} - G_Z p_{pi} \\ G_Y p_{pi} - G_X q_{pi} \end{bmatrix}; \quad (2)$$

$$\overline{\omega_{pi}} = \begin{bmatrix} p_{pi} \\ q_{pi} \\ r_{pi} \end{bmatrix}; \overline{M_i} = \begin{bmatrix} M_X \\ M_Y \\ M_Z \end{bmatrix};$$

где $P_{abc}, q_{abc}, r_{abc}, P_{отн}, q_{отн}, r_{отн}, P_{п}, q_{п}, r_{п}$ – соответственно абсолютное, относительное и переносное значения угловых скоростей в проекциях на оси X, Y и Z связанной с КА системы координат;

M_X, M_Y, M_Z – моменты (управляющие, возмущающие), действующие относительно осей X, Y, Z ;

I_X, I_Y, I_Z – осевые моменты инерции КА относительно осей X, Y, Z .

При этом считаем, что оси X, Y и Z являются главными осями инерции КА.

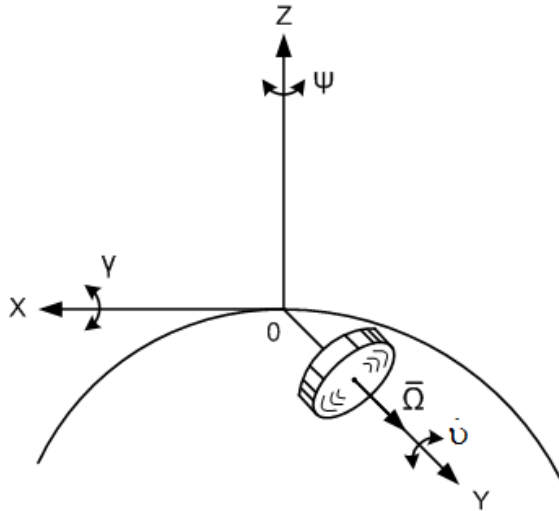


Рис. 1. Расположение двигателей-маховиков на КА

Для получения выражений угловых скоростей $P_{п}, q_{п}$ и $r_{п}$ воспользуемся графическим способом, для чего приняв геоцентрическую систему координат $OX_0Y_0Z_0$ за неподвижную и выполнив соответственно последовательность поворотов соответствующих осей на углы $\nu \rightarrow \psi \rightarrow \gamma$, получим положение осей связанной системы координат $OXYZ$ (рис. 2)

Согласно рис. 2 находим соответствующие выражения для переносных угловых скоростей:

$$\begin{cases} p_{п} = \dot{\gamma} + (\dot{\nu} + \omega_0) \sin \psi; \\ q_{п} = (\dot{\nu} + \omega_0) \cos \psi \cos \gamma + \dot{\psi} \sin \gamma; \\ r_{п} = \dot{\psi} \cos \gamma - (\dot{\nu} + \omega_0) \cos \psi \sin \gamma. \end{cases} \quad (3)$$

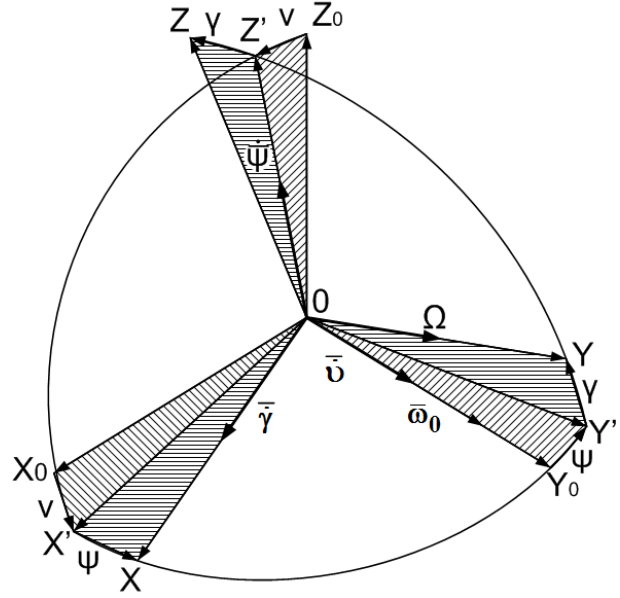


Рис. 2. Положение системы координат $OXYZ$ относительно $OX_0Y_0Z_0$

Считая углы ψ, ν, γ малыми, полагаем косинусы этих углов равными единице, а синусы – их аргументом, т. е.

$$\begin{cases} p_{п} = \dot{\gamma} + (\dot{\nu} + \omega_0) \psi; \\ q_{п} = (\dot{\nu} + \omega_0) \psi \gamma; \\ r_{п} = \dot{\psi} - (\dot{\nu} + \omega_0) \gamma. \end{cases} \quad (4)$$

Тогда абсолютные значения угловых скоростей и соответствующие выражения кинетических моментов примут вид:

$$\begin{cases} p_{abc} = \dot{\gamma} + (\dot{\nu} + \omega_0) \psi; \\ q_{abc} = (\dot{\nu} + \omega_0) \psi \gamma; \\ r_{abc} = \dot{\psi} - (\dot{\nu} + \omega_0) \gamma. \end{cases} \quad (5)$$

$$\begin{cases} G_X = I_X [\dot{\gamma} + (\dot{\nu} + \omega_0) \psi]; \\ G_Y = I_Y [(\dot{\nu} + \omega_0) \psi \gamma]; \\ G_Z = I_Z [\dot{\psi} - (\dot{\nu} + \omega_0) \gamma]. \end{cases} \quad (6)$$

Поскольку относительно оси OY двигатель-маховик создает кинетический момент $G'_Y = I_{ym} \Omega$, направленный в сторону положительного направления оси OY , то результирующий кинетический момент КА относительно оси OY примет вид:

$$\begin{aligned}
 G_Y + G'_Y &= \\
 &= I_Y [(\dot{\psi} + \omega_0)\psi\gamma] + I_{YM} \left[(\dot{\psi} + \omega_0)\psi\gamma + \Omega \right] = \\
 &= (I_Y + I_{YM})[(\dot{\psi} + \omega_0)\psi\gamma] + I_{YM}\Omega = \\
 &= I_Y' [(\dot{\psi} + \omega_0)\psi\gamma] + I_{YM}\Omega,
 \end{aligned} \quad (7)$$

где $I_Y' = I_Y + I_{YM}$.

Далее, выполнив все математические операции в соответствии с выражением (1), получим исходную математическую модель КА с одним двигателем-маховиком. Считая углы ν , ψ , γ малыми, скорости $\dot{\nu}$, $\dot{\psi}$, $\dot{\gamma}$, ω_0 малыми, а их произведения второго порядка малости, получим следующую систему уравнений:

$$\begin{cases} \ddot{\gamma} + \frac{I_{YM}}{I_X} \Omega \omega_0 \gamma = \frac{1}{I_X} (M_X + I_{YM} \Omega \dot{\psi}); \\ \ddot{\nu} = \frac{1}{I_Y'} M_Y; \\ \ddot{\psi} + \frac{I_{YM}}{I_Z} \Omega \omega_0 \psi = \frac{1}{I_Z} (M_Z + I_{YM} \Omega \dot{\gamma}). \end{cases} \quad (8)$$

Проанализируем каждое из уравнений системы (8). Первое и третье уравнения запишем в следующем виде:

$$\begin{cases} \ddot{\gamma} + \nu_1^2 \gamma = \frac{1}{I_X} (M_X + H \dot{\psi}) = \frac{1}{I_X} (M_X + M_r^Y); \\ \ddot{\psi} + \nu_2^2 \psi = \frac{1}{I_Z} (M_Z + H \dot{\gamma}) = \frac{1}{I_Z} (M_Z + M_r^X), \end{cases} \quad (9)$$

где M_r^Y и M_r^X – гироскопические моменты;

ν_1 , ν_2 – частоты нутационных колебаний КА относительно осей X и Y

$$\nu_1 = \sqrt{\frac{I_{YM}}{I_X}} \Omega \omega_0, \quad \nu_2 = \sqrt{\frac{I_{YM}}{I_Z}} \Omega \omega_0. \quad (10)$$

Поскольку положение КА относительно оси OY регулируется ДМ, стоящим на его оси, то его управляющий момент можно представить в виде $M_Y = I_{YM} \dot{\Omega}$, тогда второе уравнение системы (8) можно записать так:

$$\ddot{\Omega} = \frac{I_{YM}}{I_{YM} + I_Y} \dot{\Omega} = K \dot{\Omega}, \quad (11)$$

откуда видно, что чем больше K, тем более чувствительнее система управления по тангажу к изменению скорости вращения маховика.

2. Управление и взаимная разгрузка при наличии двух двигателей-маховиков

На рис. 3 дана схема установки двух ДМ на КА относительно оси тангажа OY.

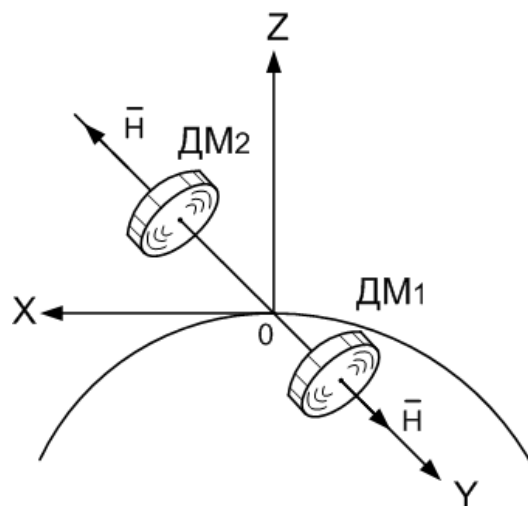


Рис. 3. Расположение двигателей-маховиков на КА

Предположим, что двигатели-маховики ДМ1 и ДМ2 имеют совершенно идентичные характеристики. Далее предположим, что при создании управляющего момента путем разгона маховика ДМ1 в течение времени t_1 , после его выключения включается на некоторое время ДМ2, имеющего противоположное направление вращения (рис. 4). Заштрихованные области представляют собой взаимную компенсацию реактивной составляющей управляющего импульса ДМ1 реактивной составляющей разгрузочного ДМ2 в момент времени t_1 и выключаемого в момент времени t_2 .

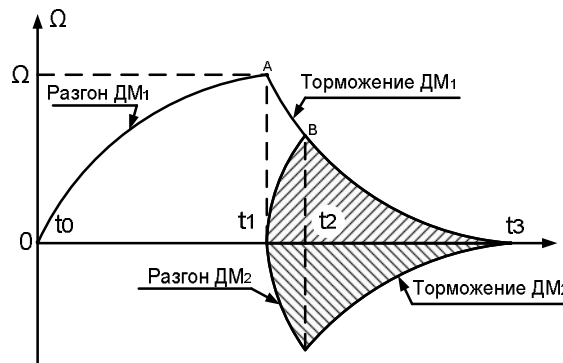


Рис. 4. Графики моментов включения и выключения двигателей-маховиков ДМ1 и ДМ2

Изменения угловой скорости ДМ при его включении (разгоне) и выключении (торможении) соответственно могут быть описаны в виде следующих выражений:

$$\Omega_P = \Omega_H \left(1 - e^{-\frac{t}{T_P}} \right), \quad \Omega_T = \Omega_H e^{-\frac{t}{T_T}}, \quad (12)$$

где Ω_P , Ω_T – угловые скорости разгона и торможения;

Ω_H – номинальное значение угловой скорости,

T_P , T_T – соответственно периоды времени разгона и торможения.

В дальнейшем примем $T_P = T_T = T_0$.

Как видно из рис. 4, выработка управляющего момента двигателем-маховиком ДМ₁ осуществляется только на участках разгона (t_1-t_0) и торможения (t_2-t_1), поскольку реактивная составляющая момента маховика ДМ₁ на участке (t_3-t_2) полностью компенсируется реактивной составляющей момента двигателя-маховика ДМ₂, играющего на этом участке роль разгрузочного двигателя.

На основании выражения (12) найдем ускорение, развиваемое маховиком ДМ₁ на участках разгона и торможения:

$$\dot{\Omega}_P = -\frac{\Omega_H}{T_0} e^{-\frac{t_1}{T_0}}, \quad \dot{\Omega}_T = -\frac{\Omega_H}{T_0} e^{-\frac{(t_2-t_1)}{T_0}}. \quad (13)$$

Тогда развиваемый реактивный момент ДМ₁ может быть найден как

$$\begin{aligned} M_P &= I_{DM} \left(-\frac{\Omega_H}{T_0} e^{-\frac{t_1}{T_0}} + \frac{\Omega_H}{T_0} e^{-\frac{(t_2-t_1)}{T_0}} \right) = \\ &= I_{DM} \frac{\Omega_H}{T_0} \left(e^{-\frac{(t_2-t_1)}{T_0}} - e^{-\frac{t_1}{T_0}} \right). \end{aligned} \quad (14)$$

Под действием момента M_P со стороны КА возникает противодействующий момент

$$M_{KA} = I_{KA} \frac{d\dot{\omega}}{dt} = I_{KA} \ddot{\omega} = I_{KA} \dot{\omega}_Y. \quad (15)$$

После приравнивания выражений (14) и (15) и решения полученного выражения относительно $\dot{\omega}_Y$, получим

$$\dot{\omega}_Y = \frac{I_{DM}}{I_{KA}} \frac{\Omega_H}{T_0} \left(e^{-\frac{(t_2-t_1)}{T_0}} - e^{-\frac{t_1}{T_0}} \right). \quad (16)$$

Если принять, что начальные условия нулевые, т. е. $\vartheta(t_0) = 0$, $\dot{\vartheta}(t_0) = \omega_Y(t_0) = 0$, то, выполнив двойное интегрирование выражения (16), получим зависимость угла поворота ϑ космического аппарата в функции включения и выключения двигателей-маховиков ДМ₁ и ДМ₂, обеспечивающих высокую точность ориентации КЛА, с одновременной их разгрузкой.

Заключение

Анализ полученных исследований показывает, что применение на КА одного двигателя-маховика, установленного по оси тангажа, при его функционировании приводит к нутационным колебаниям КА относительно осей крена и курса, что, естественно, влияет на положение КА на орбите. Кроме того, для разгрузки такого одиночного ДМ все равно необходимы дополнительные исполнительные органы, например, в виде реактивных двигателей малой тяги или магнитные исполнительные органы (МИО). Применение реактивных двигателей малой тяги уменьшает срок активного существования КА на орбите. Использование МИО требует решения дополнительных конструктивных задач, связанных с наличием измерителей составляющих магнитного поля Земли и обеспечения работы таких исполнительных органов в импульсном режиме. Альтернативным вариантом МИО, как показали исследования, может быть другой аналогичный ДМ, установленный по оси тангажа на одинаковом расстоянии от центра масс с противоположной стороны. При этом, подбирая соответствующие моменты включения и выключения обоих двигателей-маховиков можно решить вопрос как управления необходимой ориентацией и стабилизацией КА, так и разгрузку самих двигателей-маховиков. При этом не требуются никакие другие исполнительные органы, что приводит к единообразию и унификации проектируемых систем ориентации и стабилизации КА.

Литература

1. Лебедев, Д.В. Навигация и управление ориентацией малых космических аппаратов [Текст] / Д.В. Лебедев, А.И. Ткаченко. – К.: Наукова думка, 2006. – 298 с.
2. Кулик, А.С. Эффективность избыточных систем стабилизации и ориентации космических аппаратов с двигателями-маховиками [Текст] / А.С. Кулик, А.М. Суббота, О.В. Резникова // Авиационно-космическая техника и технология. – 2008. – №3 (50). – С. 18-25.

3. Пат. 42893 Україна, МПК В64G 1/24. Надлишковий блок двигунів-маховиків [Текст]/ Кулік А.С., Субота А.М, Резнікова О.В.; Заявитель и патентообладатель

Нац. аерокосмічний ун-т ім. М.С. Жуковського "ХАІ". - № u200901755; заявл. 27.02.09; опубл. 27.07.09, Бюл. №14. - 4 с.: ил.

Поступила в редакцию 25.04.2012

Рецензент: канд. техн. наук, доцент, начальник сектора Ю.А. Кузнецов, НПП «Хартрон-Аркос», Харьков.

ОСОБЛИВОСТІ ЗАСТОСУВАННЯ ДВИГУНІВ-МАХОВИКІВ НА МАЛИХ КОСМІЧНИХ АПАРАТАХ

А.М. Суббота, О.В. Резнікова, Т.М. Андрущенко

У даній статті розглядаються особливості використання на мікросупутниках (МКС) двигунів-маховиків (ДМ). Показано, що при установці одного ДМ по осі тангажа, з метою орієнтації та стабілізації МКС, його функціонування призводить до появи нутаційних коливань відносно осей крену і курсу. З метою розвантаження ДМ запропоновано замість широко застосовуваних реактивних двигунів малої тяги і магнітних виконавчих органів використовувати аналогічний двигун-маховик, встановлений на осі тангажа з протилежно направленим кінетичним моментом. Вилучення першого дозволяє збільшити термін активного існування космічного апарату на орбіті, вилучення другого дозволяє виключити наявність магнітометрів та виконавчих електромагнітних котушок, що забезпечує однаковість і уніфікацію проєктованих систем орієнтації і стабілізації.

Ключові слова: двигун-маховик, динамічне рівняння Ейлера, нутаційне коливання, системи координат, розгін, гальмування, розвантаження.

FEATURES OF MOTOR-REACTION WHEELS ON SMALL SPACECRAFT

A.M. Subota, O.V. Reznikova, T.N. Andruschenko

This article discusses the features use motor-reaction wheels (MRW) on microsatellites (MS). It is shown that the installation of the MRW on pitch axis, to orient and stabilize the MS, its function leads to the appearance of nutation oscillations relative to the roll and rate axes. In order to unload MRW instead of the widely used jet thrusters and magnetic executives proposed to use the same motor-reaction wheel mounted on the pitch axis with oppositely directed angular momentum. Exclusion of the first allows you to increase period of active existence of a spacecraft in orbit, the second exception allows to exclude the presence of magnetometers and executive electromagnetic coils, which provides uniformity and standardization of designed orientation and stabilization systems.

Key words: motor-reaction wheel, Euler equation, nutational oscillations, coordinate system, acceleration, braking, unloading.

Суббота Анатолий Максимович – канд. техн. наук, профессор, профессор кафедры систем управления летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

Резникова Ольга Викторовна – аспирант кафедры систем управления летательных аппаратов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: amanauz@d3.khai.edu.

Андрущенко Татьяна Николаевна – магистрант кафедры систем управления летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: andryshchenkotanya@gmail.com.

UDC 533.9.07

A.V. LOYAN, S.U. NESTERENCO, S. ROSHANPOUR

*Zhukovskiy National Aerospace University "KhAI", Kharkiv, Ukraine***NON-EMISSION ELECTRON SOURCE WITH HIGH FREQUENCY IONIZATION**

Mathematical model of the processes in inductive high frequency sources of plasma and electrons is represented in single component magnetic hydrodynamics approximation. Equations are written in two-dimension form in the supposition about axial symmetry of task. Motion transition is described by viscosity equation considering magnetic field influence on dissipative processes in rarified substance. Preliminary estimations of magnetic skin layer and current layer thickness are represented. Boundary conditions are written considering particles, motion and energy flow on device surfaces. The results of source testing operating on argon and nitrogen are represented.

Key words: *high frequency ionization, plasma source, electrons source.*

Introduction

Electric propulsion thrusters now are widely used for spacecraft orbit correction. As a rule, plasma-ion or Hall thrusters with xenon are used for these purposes. However, the cost of xenon is currently quite high. It is proposed to use the residual atmosphere or interplanetary or near-planet space to reduce the mass and the cost of spacecraft.

Implementation of this scheme requires the development of cathodes, operating on "collected" propellant. According to the diversity of planetary atmospheres structure the development of "omnivorous" cathode is urgent and necessary task for the immediate future [1].

Widely used scheme of hollow activated cathodes with special substances for reducing of work function at work on the inert gases, may be vulnerable when working in the aggressive environment – the oxygen of Earth's atmosphere, methane and ammonia atmosphere of Venus, etc. The problem is solved when of high-frequency discharge induced by non-stationary magnetic field is used as electron source.

Helicon electron source scheme is represented, including the inductor fed by a sinusoidal voltage, an external coil fed by constant voltage and the discharge circuit, in which a cathode is one of the end surfaces with external location of the anode – a simulator of thruster ion beam.

Helicon Electron Source Mathematic Modeling and Testing**Mathematical model of processes inside the hollow**

The equations are written down in two-dimensions form with supposition about axial symmetry of a task.

The transport of motion is described by the equation of viscosity, where the influences of a magnetic field on dissipative processes in rarefied substance are taken into consideration.

The operation of induction high-frequency sources of the charged particles - electrons, plasma – is based firstly on ionization of gas in the high-frequency discharge. Axially symmetric magnetic field of inductor, created by a source $\sim U_c$ of variable (periodic) in time of voltage, induces in volume the periodic angular electrical field. Under action of last one periodic angular current of electrons arises, which collisions with atoms of gas cause their ionization.

In the circuit submitted on a fig. 1 the device operates as electrons (mainly) source.

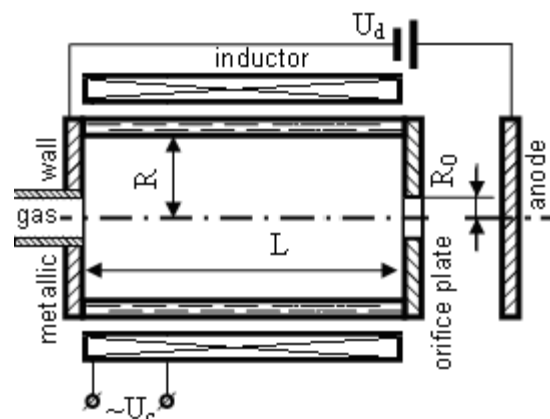


Figure 1. Induction high-frequency electrons source

Electrons emitted outside achieve the anode directly or through the discharge in the device served by a source. Then through a circuit of a source of a direct discharge voltage U_d they flow to metallic back wall of ionizer and come back into discharge volume inside the

electrons shells of atoms formed at a metallic wall as a result of surface recombination of ions born in volume of a source.

Orifice plate here can be as well dielectric as metallic. Presence of an additional voltage source displacing orifice plate potential according to potential of a metallic wall is possible in the latter case. All surfaces of a source can be dielectric in a mode of plasma generation that automatically provides a total current equal to zero from a source – with currents on source structure elements equal to zero.

Preliminary estimations

The inductor voltage source frequency usual for called devices is $\nu \sim 10$ MHz. The preliminary estimations (with neglect of viscosity in electrons movement) for linear sizes of 1 cm order had shown as follows:

- skin layer depth δ (the depth of magnetic field penetration into plasma) and current layer depth (current attenuation depth) make ~ 1 mm;
- field tension in skin layer $E \sim 10$ V/m;
- electrons cyclotron frequency $\omega_c \sim 10^7$ 1/s;
- electrons cyclotron radius $r_c \sim 0.1$ m;
- electrons angular velocity $V_{e\psi} \sim 10^4$ m/s.

The consideration of electrons motion viscous transition can some increase the skin layer depth and significantly increase the current layer depth. In any case the preliminary estimation show that the screening of inductor field by plasma own magnetic field is significant but not extreme one – the enough precision with finite elements method use is achievable with hollow radial size division in several hundreds elements. The great value of r_c there allows to neglect Hall effect in the transition of particles, motion and energy.

Initial equations set

Let us consider the plasma inside the hollow like three component substance including electrons, single charge positive ions and neutral atoms. Each of components is described by substance, motion and energy equations:

$$\frac{\partial n_e}{\partial t} + \nabla \cdot (n_e \vec{V}_e) = \frac{\partial n_e}{\partial t} + \nabla \cdot (n_e \vec{V}_i) =$$

$$= -\frac{\partial n_a}{\partial t} - \nabla \cdot (n_a \vec{V}_a) = -n_e n_a v_{ia} \sigma_{ia} = n_e n_a v_{ei} \sigma_{ei}; \quad (1)$$

$$m_e \frac{\partial}{\partial t} (n_e \vec{V}_e) + m_e n_e \vec{V}_e \cdot \nabla \vec{V}_e + m_e \vec{V}_e \nabla \cdot (n_e \vec{V}_e) +$$

$$+ \nabla (n_e k T_e) + \nabla \cdot \pi_e + e n_e (\vec{E} + \vec{V}_e \times \vec{B}) =$$

$$= -v_e \left[n_a \left(\sigma_{ea} + \sigma_i \frac{\Delta_i p_e}{m_e V_e} \right) + n_e \sigma_{ei} \right] m_e n_e \vec{V}_e; \quad (2)$$

$$m_i \frac{\partial}{\partial t} (n_e \vec{V}_i) + m_i n_e \vec{V}_i \cdot \nabla \vec{V}_i +$$

$$+ m_i \vec{V}_i \nabla \cdot (n_e \vec{V}_i) + \nabla (n_e k T_i) - e n_e \vec{E} =$$

$$= -\frac{m_i}{2} n_e n_a v_{ia} \sigma_{ia} \vec{V}_i + m_e n_e^2 v_{ei} \sigma_{ei} \vec{V}_e; \quad (3)$$

$$m_i \frac{\partial}{\partial t} (n_a \vec{V}_a) + m_i n_a \vec{V}_a \cdot \nabla \vec{V}_a + m_i \vec{V}_a \nabla \cdot (n_a \vec{V}_a) +$$

$$+ \nabla (n_a k T_a) = \frac{m_i}{2} n_e n_a v_{ia} \sigma_{ia} \vec{V}_i +$$

$$+ m_e n_e n_a v_e \left(\sigma_{ea} + \sigma_i \frac{\Delta_i p_e}{m_e V_e} \right) \vec{V}_e; \quad (4)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} \left[n_e \left(\frac{m_e V_e^2}{2} + \frac{3}{2} k T_e \right) \right] + \nabla \cdot \vec{q}_e +$$

$$+ e n_e \vec{V}_e \cdot \vec{E} = -n_e n_a v_{ei} \sigma_{ei} \phi_i; \quad (5)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} \left[n_e \left(\frac{m_i V_i^2}{2} + \frac{3}{2} k T_i \right) \right] + \nabla \cdot \vec{q}_i - e n_e \vec{V}_i \cdot \vec{E} =$$

$$= n_e n_a v_{ei} \sigma_{ei} \frac{3}{2} k T_a - \frac{1}{2} n_e n_a v_{ia} \sigma_{ia} \times$$

$$\times \left[\frac{m_i V_i^2}{2} + \frac{3}{2} k (T_i - T_a) \right]; \quad (6)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} \left[n_a \left(\frac{m_i V_a^2}{2} + \frac{3}{2} k T_a \right) \right] + \nabla \cdot \vec{q}_a =$$

$$= \frac{1}{2} n_e n_a v_{ia} \sigma_{ia} \left[\frac{3}{2} k (T_i - T_a) + \frac{m_i (V_i^2 - V_a^2)}{2} \right] -$$

$$- n_e n_a v_{ei} \sigma_{ei} \frac{3}{2} k T_a, \quad (7)$$

where T_e , T_i , T_a – electrons, ions and atoms temperatures;

$\vec{q}_e$, $\vec{q}_i$, $\vec{q}_a$ – electrons, ions and atoms energy flow densities;

π_e – electrons viscosity tensor.

Rarify discharge substance requires the use of unwrapped expressions¹:

$$\frac{\partial \pi_e}{\partial t} + \nabla \cdot (\vec{V}_e \pi_e) + \overbrace{n_e k T_e \nabla \vec{V}_e} +$$

$$+ \frac{e}{m_e} (\pi_e \times \vec{B} - \vec{B} \times \pi_e) \approx -\frac{3}{2} v_e n_e \sigma_{ee} \pi_e; \quad (8)$$

$$\frac{\partial \vec{g}_e}{\partial t} + (\vec{V}_e \cdot \nabla) \vec{g}_e + \frac{7}{5} \vec{g}_e \nabla \cdot \vec{V}_e +$$

$$+ \frac{9}{5} (\vec{g}_e \cdot \nabla) \vec{V}_e + \frac{2}{5} \vec{g}_e \times (\nabla \times \vec{V}_e) +$$

$$+ \frac{e}{m_e} \vec{g}_e \times \vec{B} + \frac{5}{2} \frac{n_e k^2 T_e}{m_e} \nabla T_e = -n_e v_e \sigma_{ee} \vec{g}_e, \quad (9)$$

where $\bar{g}_e$ – conductive component of electrons energy flow density (heat conduction).

Tensor $\hat{\bar{D}}$ in (8) relates to initial tensor D as:

$$\hat{\bar{D}} = D + D^* - \frac{2}{3} \delta \text{Tr} D, \quad (10)$$

where D^* – then tensor, connected with tensor D ;

$\text{Tr} D$ – tensor D track;

δ – trivial (unitary) second rank tensor:

For mn element $\hat{\bar{D}}^{(mn)}$ of the tensor $\hat{\bar{D}}$ the expression (10) means:

$$\hat{\bar{D}}^{(mn)} = D^{(mn)} + D^{(nm)} - \frac{2}{3} \delta_{mn} \sum_k D^{(kk)}, \quad (11)$$

$$\text{where } \delta_{mn} = \begin{cases} 0, & m \neq n \\ 1, & m = n \end{cases}. \quad (12)$$

Discharge non-stationary mode

Ions flow through Langmuir border near all the surfaces of the hollow is realized with ion-sonic velocity. With ion-sonic velocity value $V_{is} \sim 10^3$ m/s the characteristic time of ions reaction on conditions change thus has the order:

$$t_i \sim \frac{R}{V_{is}}, \frac{L}{V_{is}} \sim 10^{-6} \text{ s}, \quad (13)$$

which is sufficiently higher then temporary scale of external descriptions change $T \sim 10^{-8}$ s.

So the distribution of ions parameters can be considered like stationary one. Thus the electrons movement in axial and radial directions is caused (through self-contained electric field) by ions movement – axial and radial projections of electrons mass flow velocity do not exceed in order the ion-sonic velocity and are sufficiently lower than electrons individual sonic velocity. It means that:

- non-stationary mode of process requires the consideration only in angular projection of equations (2) and (9) as well as in axial-angular and radial-angular components of equation (8);

- only angular projection of electrons mass flow velocity (not limited by self-contained field in closed movement but caused only by inducted angular electric field) as well as in axial-angular components of viscosity tensor are of our interest in electrons motion transition.

Besides this, with consider of $r_c \gg R, L$ it is possible to neglect by composed with magnetic field in equations (8), (9). So the equations (1), (2), (3), (8) и (9) in projection (and components) achieve the forms:

$$\frac{\partial}{\partial x} (n_e V_{ex}) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} (n_e V_{er} r) = v_e^{(i)} n_e; \quad (14)$$

$$k T_e \frac{\partial n_e}{\partial x} + e n_e E_x \approx 0; \quad (16)$$

$$k T_e \frac{\partial n_e}{\partial r} - \frac{m_e n_e V_{e\psi}^2}{r} + e n_e E_r + e n_e V_{e\psi} B \approx 0; \quad (17)$$

$$m_e n_e \frac{\partial V_{e\psi}}{\partial t} + \frac{\partial \pi_e^{(x\psi)}}{\partial x} + \frac{1}{r^2} \frac{\partial}{\partial r} \left(\pi_e^{(r\psi)} r^2 \right) + e n_e E_\psi \approx -v_e^{(p)} m_e n_e V_{e\psi}; \quad (18)$$

$$m_i n_e V_{ix} \frac{\partial V_{ix}}{\partial x} + k T_i \frac{\partial n_e}{\partial x} - e n_e E_x = -v_e^{(i)} m_i n_e V_{ix}; \quad (19)$$

$$m_i n_e V_{ir} \frac{\partial V_{ir}}{\partial r} + k T_i \frac{\partial n_e}{\partial r} - e n_e E_r = -v_e^{(i)} m_i n_e V_{ir}; \quad (20)$$

$$\frac{\partial \pi_e^{(x\psi)}}{\partial t} + n_e k T_e \frac{\partial V_{e\psi}}{\partial x} + \frac{2}{5} \frac{\partial g_{e\psi}}{\partial x} \approx -v_e^{(\pi)} \pi_e^{(x\psi)}; \quad (21)$$

$$\frac{\partial \pi_e^{(r\psi)}}{\partial t} + n_e k T_e r \frac{\partial}{\partial r} \left(\frac{V_{e\psi}}{r} \right) + \frac{2}{5} r \frac{\partial}{\partial r} \left(\frac{g_{e\psi}}{r} \right) \approx -v_e^{(\pi)} \pi_e^{(r\psi)}; \quad (22)$$

$$V_{ex} \frac{\partial g_{ex}}{\partial x} + V_{er} \frac{\partial g_{ex}}{\partial r} + \frac{5}{2} \frac{n_e k^2 T_e}{m_e} \frac{\partial T_e}{\partial x} = -v_e^{(g)} g_{ex}; \quad (23)$$

$$V_{ex} \frac{\partial g_{er}}{\partial x} + V_{er} \frac{\partial g_{er}}{\partial r} + \frac{5}{2} \frac{n_e k^2 T_e}{m_e} \frac{\partial T_e}{\partial r} = -v_e^{(g)} g_{er}; \quad (24)$$

$$\frac{\partial g_{e\psi}}{\partial t} + \left(\frac{3}{5} \frac{V_{e\psi}}{r} - \frac{2}{5} \frac{\partial V_{e\psi}}{\partial r} \right) g_{er} = -v_e^{(g)} g_{e\psi}, \quad (25)$$

where:

$$v_e^{(i)} = n_a v_e \sigma_i; \quad (26)$$

$$v_e^{(p)} = v_e \left[n_a \left(\sigma_{ea} + \sigma_i \left(1 + \frac{\Delta_i p_e}{m_e V_e} \right) \right) + n_e \sigma_{ei} \right]; \quad (27)$$

$$v_e^{(\pi)} = 3 v_e \left[n_a \left(\sigma_{ea} + \sigma_i \frac{\Delta_i p_e}{m_e V_e} \right) + n_e \left(\sigma_{ei} + \frac{\sigma_{ee}}{2} \right) \right]; \quad (28)$$

$$v_e^{(g)} = n_e v_e \left(\sigma_{ee} + \frac{7}{5} \sigma_i \right) g_{ex}. \quad (29)$$

Boundary conditions for viscosity and heat conduction

Dissipative transition of motion (viscosity) means the motion transition without mass transition and is connected in our conditions with electrons motion loss during the reflection from heterogeneities of potential barrier near dielectric and back metallic borders of hollow.

Dissipative transition of energy (heat conduction) means energy transition without mass transition or with the last one but not in proportion to value $\frac{5}{2}kT_e + \frac{m_e V_e^2}{2}$. The first circumstance is also connected with energy loss during the reflection from heterogeneities of potential barrier near dielectric and back metallic borders of hollow. The second one – with non-equilibrium energy transport by electrons overcoming the barrier:

$$q_{en} = n_e V_{en} \left(e\Delta\phi + 2kT_e + \frac{m_e V_e^2}{2} \right), \quad (30)$$

where $\Delta\phi$ – potential barrier near the surface;

index n means the normal to the surface.

So the boundary conditions for axial-angular and radial-angular components of viscosity can be written as:

$$\begin{aligned} \pi_e^{(x\psi)} \Big|_{x=0} &= -m_e n_e \frac{V_e}{4} V_{e\psi} \eta_e^{(p)}, \\ \pi_e^{(x\psi)} \Big|_{x=L, r>R_0} &= m_e n_e \frac{V_e}{4} V_{e\psi} \eta_e^{(p)}, \\ \pi_e^{(r\psi)} \Big|_{r=R} &= m_e n_e \frac{V_e}{4} V_{e\psi} \eta_e^{(p)}, \end{aligned} \quad (31)$$

where $x=0$ и $x=L$ – axial coordinates of metallic wall and orifice plate;

R_0 – orifice radius;

$\eta_e^{(p)}$ – the share of electrons motion losing in the scattering on the barrier near the surfaces.

Boundary conditions for heat conduction can be written as:

$$\begin{aligned} g_{ex} \Big|_{x=0} &= g_{er} \Big|_{r=R} = \\ &= -n_e \left[\frac{V_e}{4} \frac{m_e V_{e\psi}^2}{2} \eta_e^{(\varepsilon)} + V_{is} \left(e\Delta\phi - \frac{1}{2} kT_e \right) \right], \end{aligned} \quad (32)$$

where $\eta_e^{(\varepsilon)}$ – the share of electrons energy losing in the scattering on the barrier near the surfaces.

It is possible to show considering equations (23) – (25) and (32):

$$\begin{aligned} \left| \frac{\partial T_e}{\partial x} \right| &\sim \left| \frac{\partial T_e}{\partial r} \right| \sim \frac{2}{5} \frac{m_e}{n_e k^2 T_e} v_e^{(g)} n_e \times \\ &\times \left[\frac{V_e}{4} \frac{m_e V_{e\psi}^2}{2} \eta_e^{(\varepsilon)} + V_{is} \left(e\Delta\phi - \frac{1}{2} kT_e \right) \right]. \end{aligned} \quad (33)$$

The potential barrier in this case is equal near the dielectric surfaces and closed near the metallic one to the flown potential:

$$e\Delta\phi_f = \frac{1}{2} kT_e \ln \frac{m_i}{2\pi m_e}. \quad (34)$$

Electron source testing with argon

The circuit of testing with external magnetic field and high frequency antenna and experimental stand are shown on figs. 2, 3. RF antenna generates the harmonic magnetic field, which in turn induces the electric field accelerating the electrons producing the plasma. The anode is the collector of electrons beam. The optimization here means the finding of operation mode with the highest value of anode current.

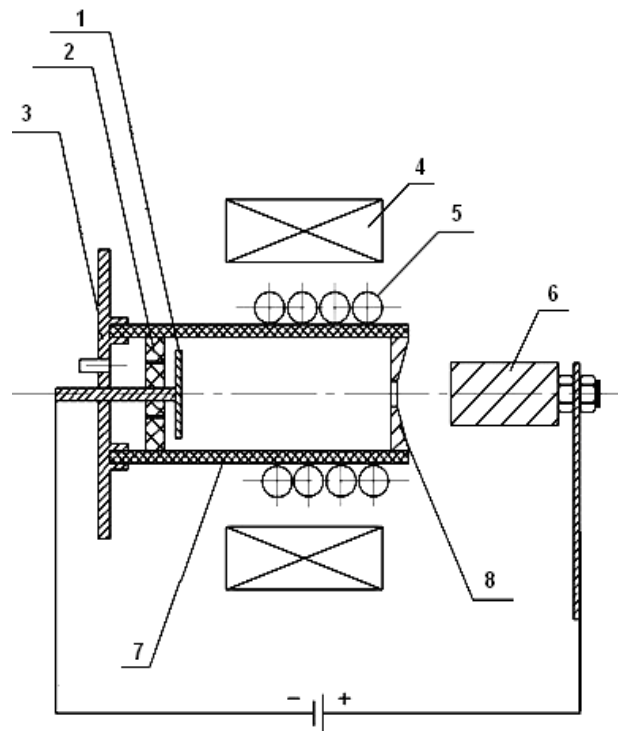


Figure 2. The circuit of testing with external magnetic field and high frequency antenna:
1 – cathode; 2 – gas distribution aperture;
3 – bearing flange; 4 – magnetic coil;
5 – RF antenna; 6 – anode;
7 – glass discharge tube; 8 – nozzle orifice

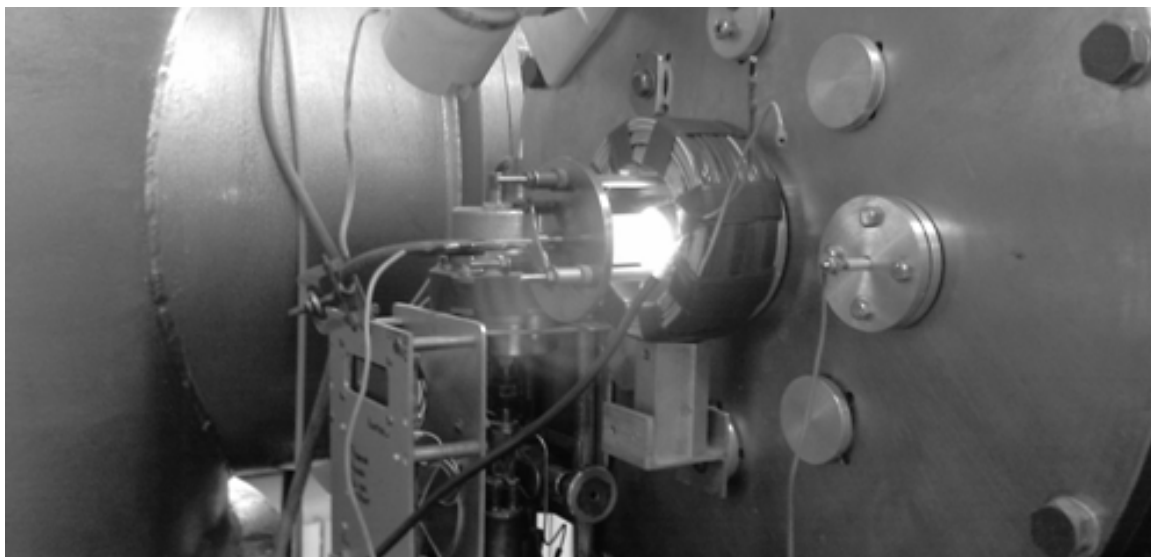


Figure 3. Experimental stand with a helicon electron source
(cathode neutralize)

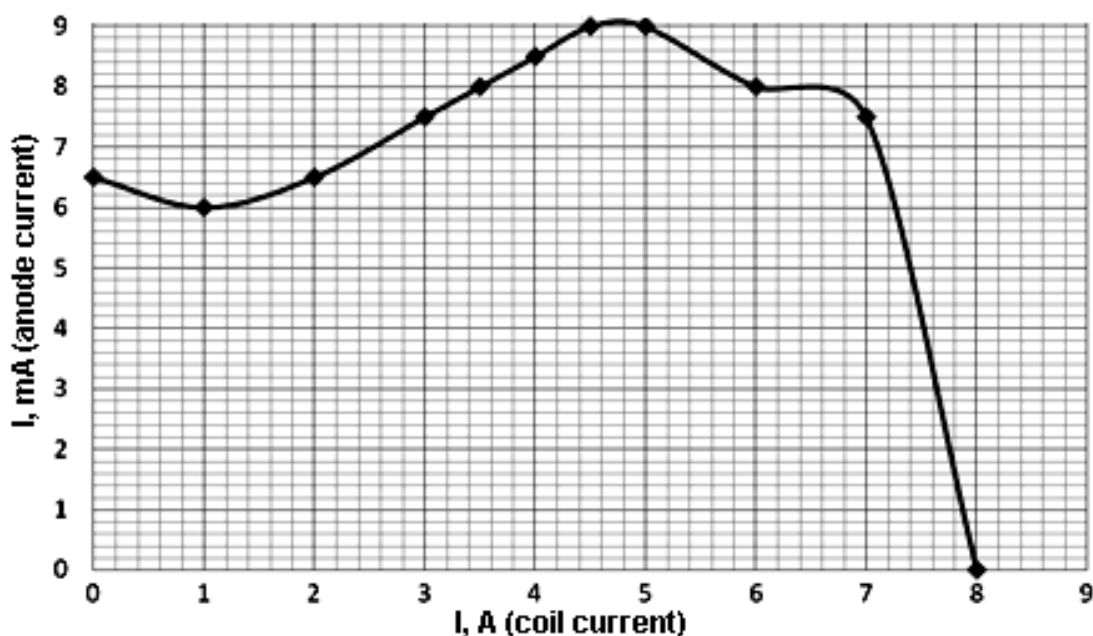
The following typical source operation modes were found during the tests while operation on argon and nitrogen, depending on the mass flow rate and inductor frequency:

- low-intensity mode with same type of an external magnetic field influence, with increase of which the increase in the intensity of the glow discharge was observed

served with the appearance of a well seen exhaust beam and electron current value rise;

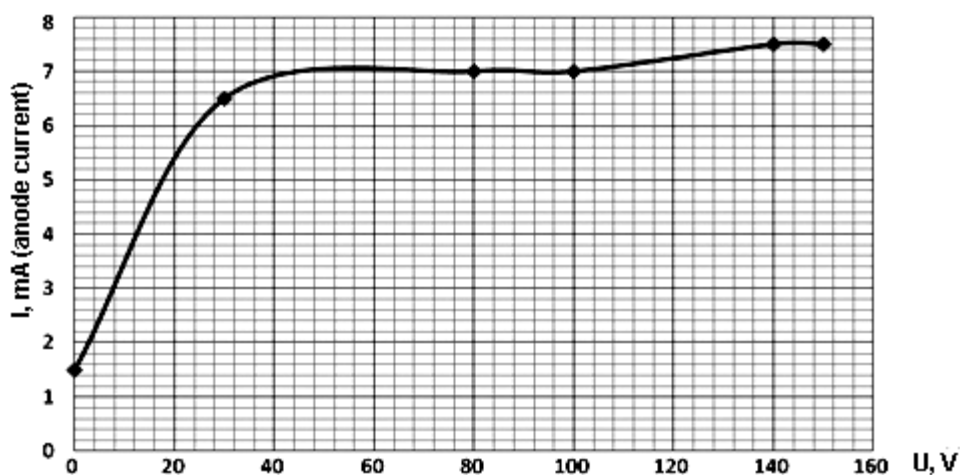
- "bright" mode (only when operation on argon) with initial increase in emission intensity following by its decrease was observed with the increase of the magnetic field.

Test results are represented lower on figs. 4 – 7.



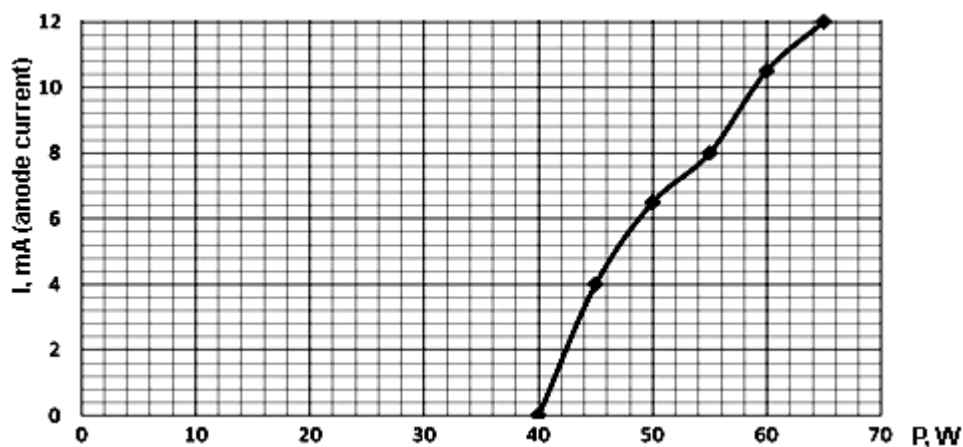
Discharge voltage (cathode – anode) = 150 V,
antenna voltage=50 V, mass flow rate=0.2 mg/s

Figure 4. The dependence of anode current on coil current



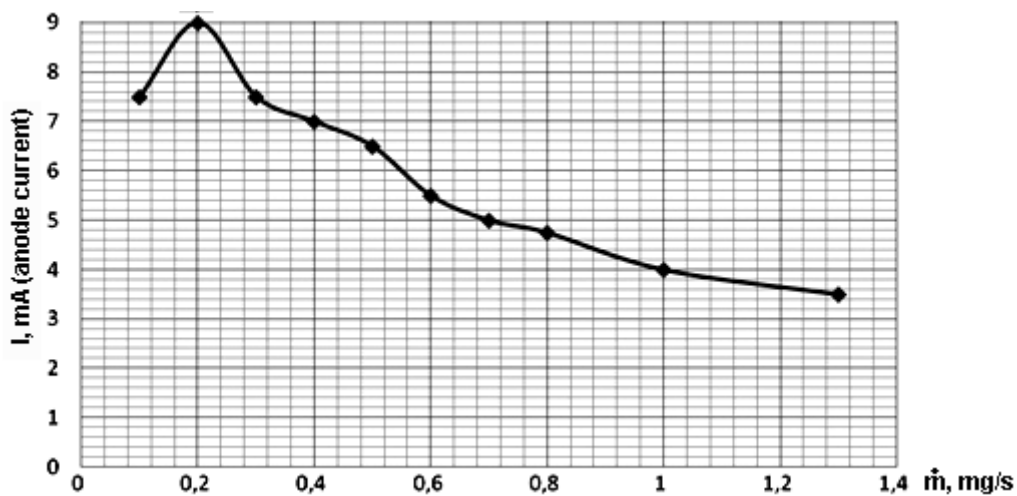
External magnetic coil current=2.2 A,
antenna voltage=50 V, mass flow rate=0.2 mg/s

Figure 5. The dependence of anode current on discharge voltage



Discharge voltage (cathode – anode) = 150 V,
mass flow rate=0.2 mg/s, without external field

Figure 6. The dependence of anode current on RF antenna power supply



Discharge voltage (cathode – anode) = 150 V,
antenna voltage=50 V, external magnetic coil current=4.5 A

Figure 7. The dependence of anode current on mass flow rate

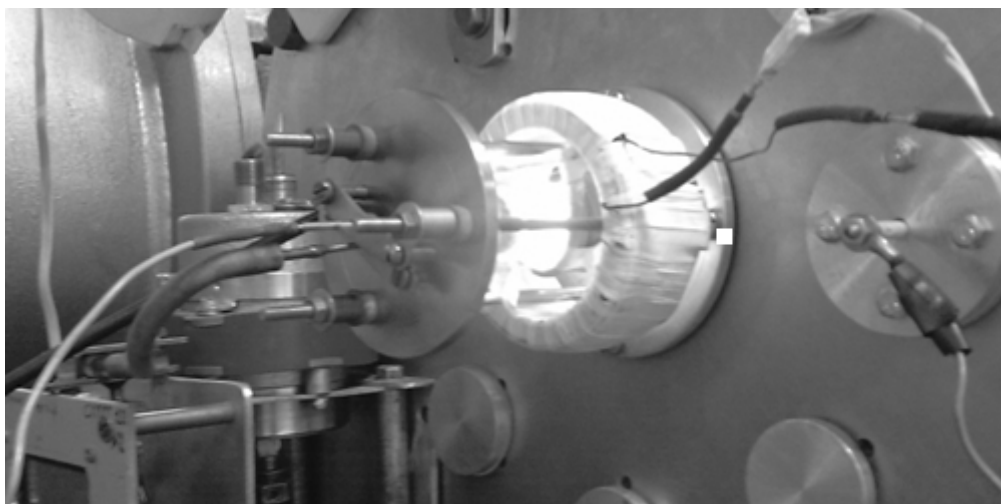
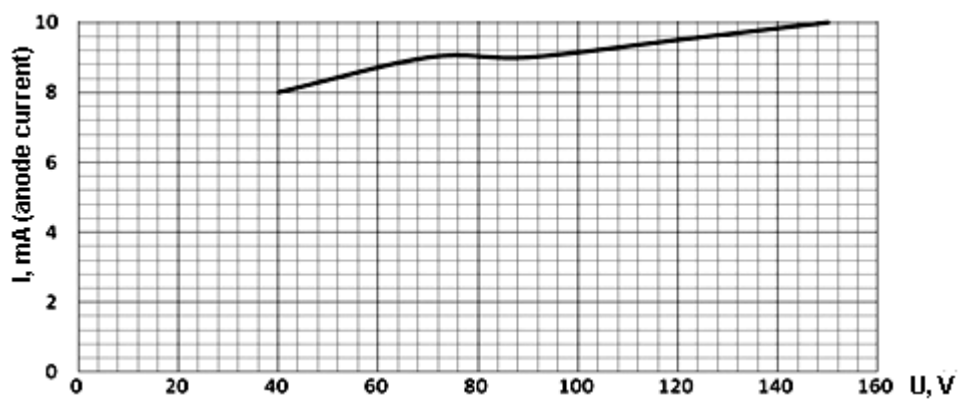


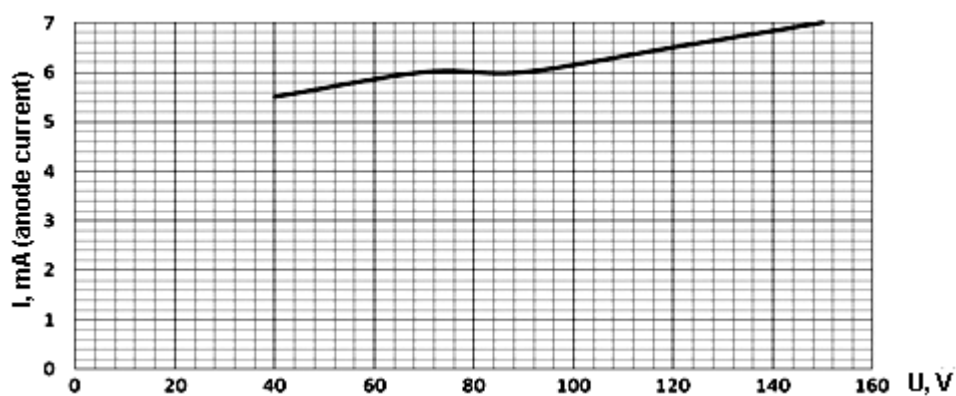
Figure 8. Experiment with a helicon electron source

Other test results are represented lower on figs. 9 – 13.



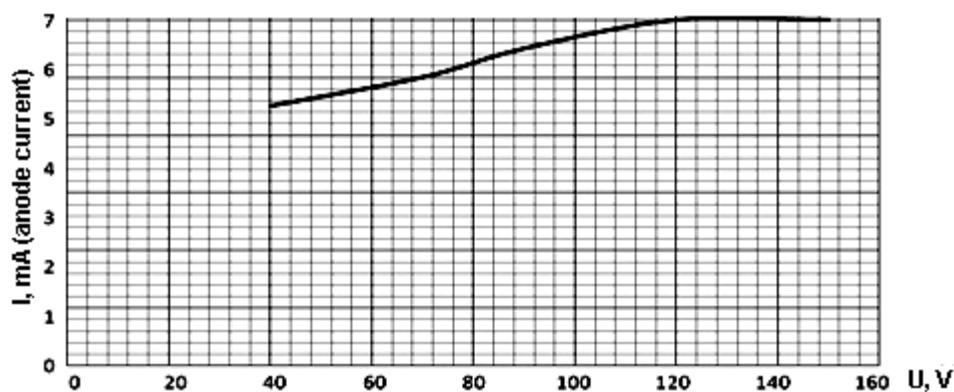
Antenna voltage=60 V, external magnetic coil current=6 A,
mass flow rate=0.1 mg/s

Figure 9. The dependence of anode current on discharge voltage



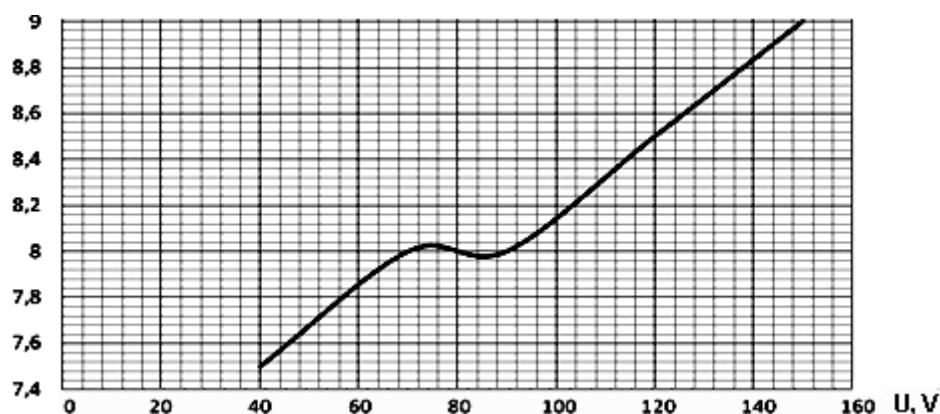
Antenna voltage=60 V, external magnetic coil current=6 A,
mass flow rate=0.3 mg/s

Figure 10. The dependence of anode current on discharge voltage



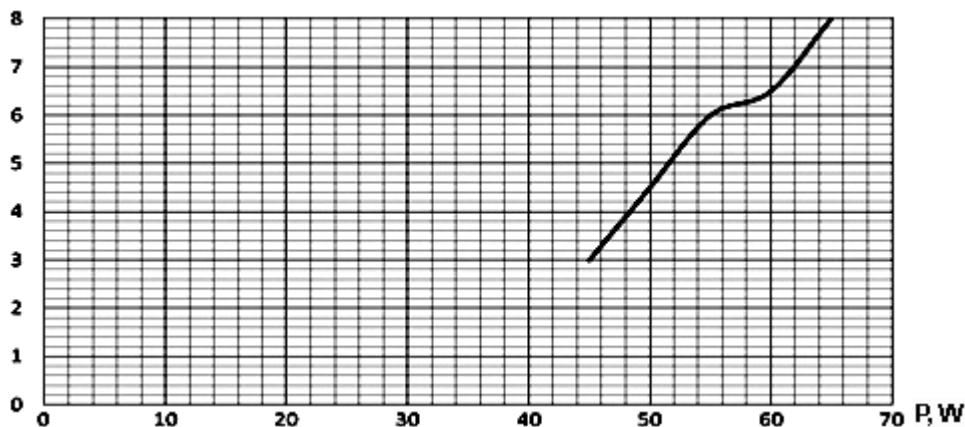
Antenna voltage=60 V, external magnetic coil current=6 A, mass flow rate=0.5 mg/s

Figure 11. The dependence of anode current on discharge voltage



Antenna voltage=60 V, external magnetic coil current=6 A, mass flow rate=0.7 mg/s

Figure 12. The dependence of anode current on discharge voltage



Discharge voltage=100 V, mass flow rate=0.1 mg/s, without external field

Figure 13. The dependence of anode current on antenna power supply

Electron source testing with nitrogen

While testing with nitrogen with discharge voltage 100 V, RF antenna power supply ~80 W and mass flow rate 1.2 mg/s unstable process was observed with red light of plasma luminescence and very low discharge current value ~1 mA.

It can be explained as a result of great resistance of nitrogen plasma because of electrons energy losses on N₂ molecular oscillatory and rotary excited states. The same effects are expected to take place in operation with O₂ (Earth atmosphere), CO₂, H₂SO₄ (Venus), NH₃, CH₄ (Venus, Titan).

"Bright" mode was not observed in tests with nitrogen.

Conclusion

Experimental tests with helicon electron source on Ar and N₂ had shown the principle serviceability of device. At the same time the testing on N₂ results can not be considered yet as satisfactory ones because of extreme high power supply and as a consequence – electron energy cost.

It means the necessity of more detailed research of device operation with great scale of all the factors variation (including device configuration) to find the most optimal combination of them with appropriate value of electrons energy and gas cost.

Calculation with use of represented mathematical model would be of great importance here forecasting the device behavior and being able to reduce sufficiently experiments expenses.

References

1. Nesterenko, S.Yu. *Extended system of distribution function moments equations for rarified plasma description [Text] / S.Yu. Nesterenko // Proc. of the International Conf. and School on Plasma Physics and Controlled Fusion. Book of Abstracts. – Alushta, 2004 – P. 108 – 110.*

Поступила в редакцию 6.06.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф. А.И. Оранский. Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", Харьков, Украина.

БЕЗЕМІСІЙНЕ ДЖЕРЕЛО ЕЛЕКТРОНІВ З ВИСОКОЧАСТОТНОЮ ІОНІЗАЦІЄЮ

А.В. Лоян, С.Ю. Нестеренко, Ш. Рошанпур

Наведено математичну модель процесів в індукційних високочастотних джерелах плазми та електронів в магнітогідродинамічній апроксимації для єдиної компоненти. Рівняння записані у двовимірній формі з урахуванням аксіальної симетрії задачі. Переніс імпульсу описано рівнянням в'язкості, у якому враховано вплив магнітного поля на дисипативні процеси у розрідженому середовищі. Наведено попередні оцінки глибини магнітного скін-шару і струмового шару. Сформульовані граничні умови, що описують потоки часток, імпульсу та енергії на поверхні приладу. Наведено результати випробувань джерела при роботі на аргоні та азоті.

Ключові слова: ВЧ-іонізація, джерело плазми, джерело електронів.

БЕЗЭМИССИОННЫЙ ИСТОЧНИК ЭЛЕКТРОНОВ С ВЫСОКОЧАСТОТНОЙ ИОНИЗАЦИЕЙ

А.В. Лоян, С.Ю. Нестеренко, Ш. Рошанпур

Представлена математическая модель процессов в индукционных высокочастотных источниках плазмы и электронов в магнитогидродинамической аппроксимации для единственной компоненты. Уравнения записаны в двумерной форме с учетом аксиальной симметрии задачи. Перенос импульса описан уравнением вязкости, в котором учтены влияния магнитного поля на диссипативные процессы в разреженной среде. Приведены предварительные оценки глубины магнитного скин-слоя и токового слоя. Сформулированы граничные условия, описывающие потоки частиц, импульса и энергии на поверхности устройства. Приведены результаты испытаний источника при работе на аргоне и азоте.

Ключевые слова: ВЧ-ионизация, источник плазмы, источник электронов.

Лоян Андрей Витальевич – канд. техн. наук, доцент кафедры двигателей и энергоустановок летательных аппаратов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: a.loyan@khai.edu.

Нестеренко Сергей Юрьевич – канд. техн. наук, доцент кафедры двигателей и энергоустановок летательных аппаратов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: thrust@d4.khai.edu.

Рошанпур Шахрам – аспирант кафедры двигателей и энергоустановок летательных аппаратов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: sh.roshan2002@gmail.com.

УДК 621.822.187

Е.Ф. ПАРОВАЙ, В.Б. ГОРДЕЕВ, С.В. ФАЛАЛЕЕВ*Самарский государственный аэрокосмический университет им. С.П. Королёва
(национальный исследовательский университет), Россия*

РАСЧЕТ ГИДРОДИНАМИЧЕСКОГО ПОДШИПНИКА ОПОРЫ АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ

Эффективность современных авиационных газотурбинных двигателей (ГТД) во многом лимитируется ограниченными функциональными возможностями применяемых в них подшипников качения. Использование в ГТД подшипников скольжения «сухого картера» расширяет возможности для оптимизации ГТД. Однако в настоящее время не существует адекватной теории проектирования и методики расчета таких подшипников. В данной статье рассматриваются особенности моделирования и проектирования гидродинамических подшипников с использованием современных программных средств, таких как NX и ANSYS. Представлены результаты расчетов течения рабочей жидкости в зазоре подшипника в ANSYS CFX.

Ключевые слова: ANSYS CFX, гидродинамический подшипник, зазор, колодка, оптимизация, рабочая жидкость, распределение давлений.

Введение

Требования к надёжности подшипников и к динамическим характеристикам роторов постоянно ужесточаются, что заставляет искать альтернативу подшипникам качения, которые при больших окружных скоростях не могут иметь высоких ресурсных характеристик.

Опыт применения гидродинамических подшипников скольжения в современных ГТД говорит о целесообразности и необходимости нахождения и оптимизации технического решения конструкции подшипника, обеспечивающего максимальную экономическую эффективность. Подшипник скольжения «сухого картера» (ПССК) с расточкой вкладышей в радиус вала и силовым замыканием рабочего зазора является наиболее эффективным техническим решением данной задачи, так как обладает максимальными возможностями по обеспечению высоких эксплуатационных характеристик и функциональных свойств при низких требованиях к системе управления, источнику электроснабжения и низким расходом рабочей жидкости [1]. В результате расточки в радиус вала жидкостное трение (или —выход на клин) реализуется сразу с началом вращения вала. Мероприятием по исключению «колодочного флаттера» в условиях «сухого картера» и расточки в радиус вала является силовое замыкание рабочего зазора – принудительное нагружение всех вкладышей. Такой подшипник может работать без

принудительной подачи масла в маслораздаточные канавки (режим «масляного голодания»). В настоящее время, однако, не существует адекватной методики проектирования ПССК, учитывающей особенности их конструкции и максимально использующей современные расчетные средства. Более того, экспериментальная доводка ПССК проблематична из-за многочисленности факторов, определяющих их характеристики. Поэтому разработка достоверных методов расчёта является важнейшей составляющей при создании и развитии теории проектирования ПССК.

В Самарском государственном аэрокосмическом университете ведутся работы по созданию методики проектирования, расчета и технологии производства гидродинамических подшипников экономически эффективной конструкции, в том числе и ПССК.

1. Постановка задачи

В данной статье поставлена задача проектирования нового авиационного двигателя на гидродинамических подшипниках или замены подшипников качения на подшипники скольжения с целью модификации существующего авиационного двигателя. Также необходимо определить требуемые характеристики нового подшипника (величина и направление воспринимаемой нагрузки, геометрия опоры, эксплуатационные характеристики).

2. Выбор геометрии подшипника

Геометрические характеристики подшипника в первом приближении рассчитываются с использованием исходных данных, которыми являются эксплуатационные и геометрические характеристики двигателя (частота вращения ротора, диаметр вала ротора, нагрузка на подшипник, температура смазки на входе в подшипник и т.п.) и характеристики смазки (динамическая вязкость) [2]. Макрогеометрия подшипника определяется исходя из требований к маслосистеме, характеристикам ротора и геометрии опоры. Исходя из этих данных определяются геометрия маслораздаточной канавки, величина относительного зазора и значения коэффициентов нагруженности вкладышей.

3. Компьютерное проектирование

Проектирование с использованием современных программных средств позволяет получить 3-D модель подшипника с рассчитанными рабочими характеристиками, оптимизировать его геометрию в сравнительно короткие сроки, а также значительно сократить длительность доводки.

3.1. Расчет рабочих характеристик подшипника

Включает определение положений равновесия шейки вала и каждого из вкладышей, определения

равновесных углов поворота вкладышей (углы), а так же нагруженности и расхода смазки при заданной и в общем случае произвольной по направлению нагрузке на подшипник. На рис. 1 представлены результаты ручных (с использованием аналитических зависимостей) и программных расчетов.

3.2. Особенности задания граничных условий при расчёте характеристик ПССК

Любой расчет характеристик гидродинамического подшипника включает в себя решение дифференциальных уравнений Навье-Стокса при течении вязкой жидкости в тонких слоях [3].

В процессе исследований было выяснено, что существующие методики расчета и проектирования гидродинамических подшипников используют неприемлемые для ПССК граничные условия, которые не учитывают:

- свойств неразрывности смазки;
- свойств смачиваемости смазки;
- скоростного напора смазки;
- отсутствия барботажных потерь и потерь массообмена (теплообмена);
- отличия от нуля избыточного давления по периметру вкладышей.

3.3. Прочность колодки и демпфирование МР

Подвес вкладышей упорного и переднего опорного подшипников осуществляется на упругих

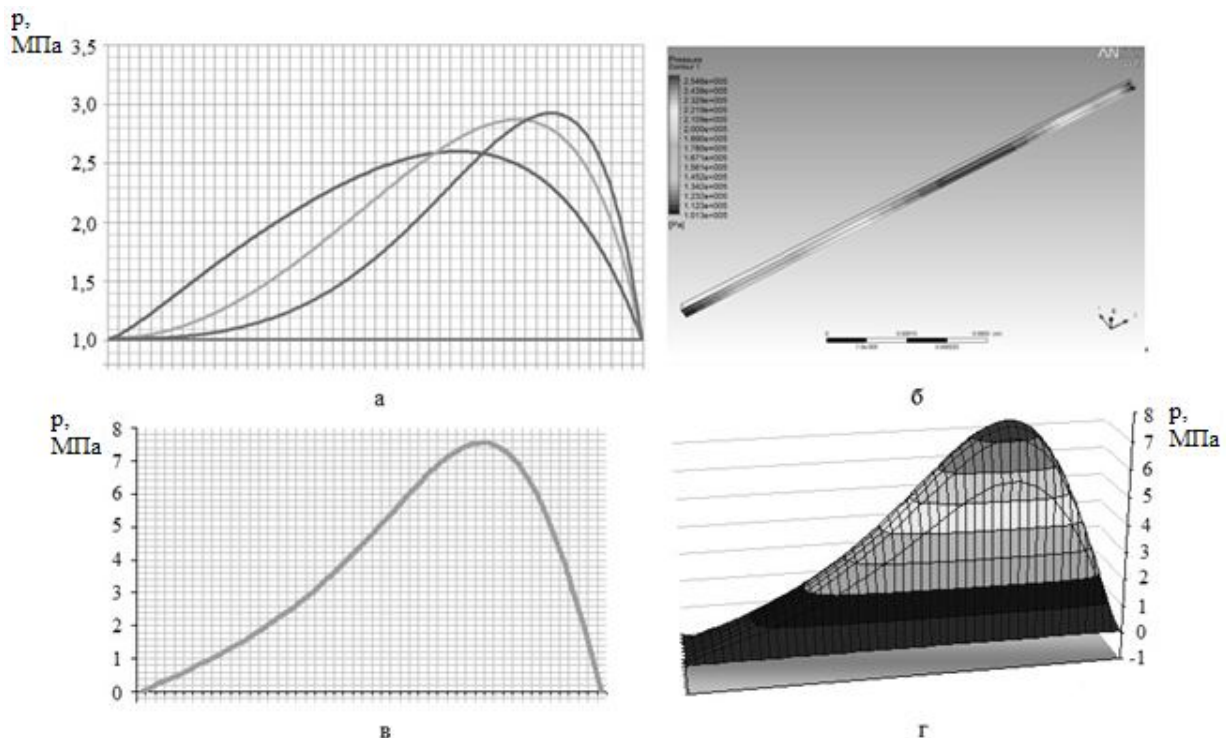


Рис. 1. Распределение давления по зазору гидродинамического подшипника (1 сегмент): а – при сужении зазора от 10 до 40 мкм (снизу вверх) в ANSYS CFX; б – ANSYS CFX; в – график, полученный ручным расчетом с применением аналитических зависимостей; г – 3D-график, полученный ручным расчетом с применением аналитических зависимостей

элементах из пористого упругодемпфирующего материала металлорезина (МР).

Анализ прочности колодки и определение характеристики подвеса осуществляется исходя из значения рабочей нагрузки на подшипник (веса ротора), удельных рабочих нагрузок на вкладыши подшипника, требуемого ресурса упругого подвеса вкладышей, температурного режима, требуемых демпфирующих свойств и свойств (характеристик) демпфирующего материала, работающего на сжатие в координатах σ – ϵ , где $\sigma = N/(ab)$ – напряжения сжатия на элемент демпфера в радиальном направлении, $\epsilon = \Delta H/H$ – радиальная (нормальная) деформация элемента, а H – первоначальная толщина демпфера в радиальном направлении в ненагруженном состоянии; a , b – размеры поперечного сечения элемента.

Выражение для расчета любого процесса нагрузки подвеса с началом, лежащем на граничном процессе петли гистерезиса, имеет вид:

$$\sigma(\epsilon, \epsilon_0, \nu) = \sigma_{cp}(\epsilon) + 0,5 \cdot (-1)^{\nu+1} \cdot \sigma_T(\epsilon) + (-1)^\nu \cdot \sigma_T(\epsilon) \cdot \exp\left[-5 \cdot \frac{|\epsilon - \epsilon_0|}{a_0(\epsilon_0)}\right].$$

3.4. FSI расчеты

Fluid-Structure Interaction (FSI) – связь между анализом напряженно-деформированного состояния (ANSYS Mechanical / Multiphysics) и гидродинамическим расчетом (ANSYS CFX). В зависимости от постановки задачи применяется та или иная схема взаимодействия между решателями.

В случае гидродинамического подшипника FSI-расчеты будут включать:

- расчеты параметров потока смазки в узком зазоре подшипника (CFX, статика);
- расчет теплового и напряженно-деформированного состояния вкладышей подшипника;
- расчёт напряженно-деформированного состояния упругих элементов из МР (ANSYS Mechanical).
- гидродинамические расчеты параметров потока смазки в узком зазоре подшипника с учётом «всплывания» вала (CFX, динамика);
- расчёт напряженно-деформированного состояния вращающегося вала ротора (ANSYS Mechanical).

4. Оптимизация

На рис. 2 показан общий вид подшипника скольжения «сухого картера».

Традиционно в процессе оптимизации подшипника пропорционально варьируются длина и ширина масляного клина при постоянной нагрузке

P , окружной скорости (диаметре подшипника) V , гидродинамическом совершенстве клина G_u , вязкости масла μ , зависящей от температуры [4].

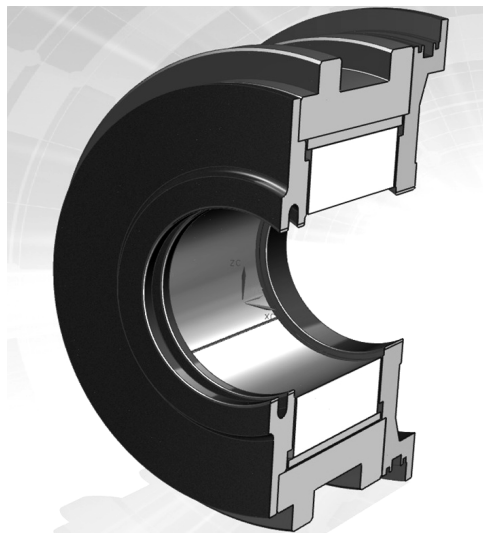


Рис. 2. 3D-модель ПССК в разрезе

Реальная оптимизация предполагает изменение всех параметров (в том числе и конструкции параметров подшипника – количества и геометрии колодок, макрогеометрических характеристик, конструкции упругого подвеса), кроме тех, на которые наложены ограничения (например, диаметр подшипника, температура и вязкость выбранного масла, допускаемая материалом вкладышей удельная нагрузка и т.д.). Оптимизация подразумевает под собой изменение параметров подшипника и последующим за ним полным пересчётом рабочих характеристик.

Заключение

ПССК обладают существенными преимуществами по сравнению как с подшипниками качения, так и с гидродинамическими подшипниками известных конструкций. Это:

- значительно меньший расход смазывающей жидкости;
- упрощение конструкции опоры, в которой применяется ПССК;
- менее жесткие требования к системам управления и электроснабжения;
- динамическая устойчивость;
- высокая несущая способность и пр.

Уровень современных программных средств позволяет полностью автоматизировать процесс создания подшипника скольжения «сухого картера» при условии наличия мощной теоретической базы и четко сформулированной методики проектирования и производства.

На данный момент существуют первые наработки по созданию методики проектирования и производства подшипника скольжения «сухого картера», которые описаны в данной статье.

Направление дальнейших работ:

- программные расчеты динамических характеристик ПССК,
- проведение расчетных исследований с целью определения оптимальных геометрических параметров подшипника;
- расчетное сопровождение экспериментальных исследований,
- разработка и подробное описание методики проектирования и производства подшипника скольжения «сухого картера».

Работа выполнена при финансовой поддержке Правительства Российской Федерации (Министерство образования и науки) на основании Постановления Правительства РФ № 218 от 09.04.2010.

Литература

1. Воскресенский, В.А. Расчет и проектирование опор жидкостного трения [Текст] / В.А. Воскресенский, В.И. Дьяков, А.З. Зиле. – М.: Машиностроение, 1983. – 232 с.
2. Гордеев, В.Б. Сегментные гидродинамические подшипники скольжения – сухого картера с расточкой вкладышей в радиус вала и упругим замыканием рабочего зазора [Текст] / В.Б. Гордеев. – Технический отчет №ТО-44-К-2007. – Самара: ОАО СКБМ, 2007. – 21 с.
3. Камерон, А. Теория смазки в инженерном деле [Текст] / А. Камерон. – М.: МашГИЗ, 1962. – 296 с.
4. Проектирование сегментных гидродинамических подшипников скольжения – сухого картера с расточкой вкладышей в радиус вала и силовым замыканием рабочего зазора [Текст]: технический отчет НИР: исполнитель ОАО СКБМ [и др.]. – Самара: ОАО СКБМ, 2008. – 133 с. – Инв. № ТО-44-К-2008.

Поступила в редакцию 29.05.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф., заведующий кафедрой теории двигателей летательных аппаратов В.Н. Матвеев, Самарский государственный аэрокосмический университет им. С.П. Королёва, Россия.

РОЗРАХУНОК ГІДРОДИНАМІЧНОГО ПІДШИПНИКА ОПОРИ АВІАЦІЙНОГО ДВИГУНА

О.Ф. Паровой, В.Б. Гордеев, С.В. Фалалеев

Ефективність сучасних авіаційних ГТД лімітується обмеженими функціональними можливостями застосування у них підшипників ковзання. Використання в ГТД підшипників ковзання «сухого картера» розширює можливості для оптимізації ГТД. Проте на сьогодні не існує адекватної теорії проектування і методики розрахунку таких підшипників. У даній статті розглядаються особливості моделювання та проектування гідродинамічних підшипників з використанням сучасних програмних засобів, таких як NX і ANSYS. Представлені результати розрахунків течії робочої рідини в зазорі підшипника в ANSYS CFX.

Ключові слова: ANSYS CFX, гідродинамічний підшипник, зазор, колодка, оптимізація, робоча рідина, розподіл тисків.

CALCULATION OF THE AVIATION ENGINE'S HYDRODYNAMIC BEARING

Ye.F. Parovay, V.B. Gordeev, S.V. Falaleev

The efficiency of modern gas turbine engines is severely limited by bearings functionality. GTE "dry sump" sliding bearings expand the possibilities for turbine engine optimizing. However, there are no adequate design theory and calculation methodic of the bearing at present. This article describes the features of hydrodynamic bearings modeling and design using modern software such as NX and ANSYS. The results of calculations of flow hydraulic fluid in the bearing gap in ANSYS CFX are given.

Key words: ANSYS CFX, hydrodynamic bearing, gap, block, optimization, hydraulic fluid, the pressure distribution.

Паровой Елена Фёдоровна – инженер ОНИЛ-1 Самарского государственного аэрокосмического университета им. С.П. Королёва, Россия, e-mail: selena_pa@mail.ru.

Гордеев Владимир Борисович – начальник отдела прочности ОАО «Кузнецов», Самара, Россия, e-mail: sntk@sntk.saminfo.ru.

Фалалеев Сергей Викторович – доктор техн. наук, профессор, заведующий кафедрой «Конструкция и проектирование двигателей летательных аппаратов» Самарского государственного аэрокосмического университета им. С.П. Королёва, Россия, e-mail: kipdla@ssau.ru.

УДК 656.7.08.614.8

О.М. РЕВА¹, В.В. КАМИШИН², Ш.Ш. НАСІРОВ³¹ Кіровоградський національний технічний університет, Україна² Інститут обдарованої дитини НАПН України, Київ³ Головний центр єдиної системи управління повітряним рухом Азербайджанської Республіки, Azans, Баку

МЕДІАНА КЕМЕНІ ЯК ГРУПОВА СИСТЕМА ПЕРЕВАГ АВІАДИСПЕТЧЕРІВ НА МНОЖИНІ ХАРАКТЕРНИХ ПОМИЛОК

Враховуючи сучасні концепції ІКАО щодо контролю чинників загроз і помилок, а також світову і регіональну статистику авіаційних пригод при обслуговуванні повітряного руху, розроблений перелік з $n = 21$ характерних помилок авіадиспетчерів, який на теперішній час найбільш повно і всебічно описує порушення інтерфейсу компонентів «людина – процедури (правила)» моделі SHEL, що рекомендується для визначення впливу людського чинника на безпеку авіаційних систем. За допомогою попарного порівняння і такого способу виявлення систем переваг, як частина сумарної інтенсивності, встановлені індивідуальні ранжирування $m = 65$ авіадиспетчерів азербайджанської аеронавігаційної системи AZANS. Вперше для формування групової системи переваг застосована так звана медіана Кемени, яка узагальнює індивідуальні думки авіадиспетчерів з мінімізацією їх відхилень. Встановлений також проактивний характер опитування: особи, які пройшли тестування до початку тренажерної підготовки, допустили під час тренувань на 34% менше помилок, ніж інші респонденти.

Ключові слова: спектр характерних помилок авіадиспетчерів, індивідуальні і групові переваги, медіана Кемени.

Постановка проблеми.

Вже тривалий час у міжнародній авіаційній спільноті однозначно визнано, що помилка людини є або головним чинником, або таким, що зазвичай сприяє абсолютній більшості авіаційних пригод (АП) [1]. Причому також зазначається, що дуже часто цих помилок допускається абсолютно нормальний і здоровий, достатньо кваліфікований, досвідчений персонал, який до того ж для здійснення професійних функцій має у своєму розпорядженні необхідне і надійне устаткування.

Коли йдеться про помилку, то зазвичай вважається, що людині властиво помилятися, тому помилкових дій припускаються усі. Причому нібито помилки не є результатом якогось типу неправильної поведінки (хоча справедливості постулатів «аварійників» К. Марбе переконливо доведена експертами фірми Boeing: 12% льотного персоналу є винуватцями 92% пригод [2], однак по даним досліджень [3, 4] удільна «вага» цих «аварійників» у загальному випадку зазвичай складає не більше 2 – 4% в будь-якій галузі діяльності людини) та є природним побічним продуктом практично всіх людських дій.

Правильне розуміння того, чому «нормальні» люди здійснюють помилки, є важливим елементом

врахування людського чинника (ЛЧ) в цивільній авіації (ЦА).

Іншими словами, для підвищення безпеки польотів (БП) необхідно добитися адекватного розуміння експлуатаційних і технологічних контекстів, що ведуть до здійснення помилок [5, 6].

Слід зазначити, що вказане «розуміння» було б актуально активно формувати, виявляючи ставлення, насамперед, авіаційних операторів «переднього краю» (авіадиспетчерів (А/Д), пілотів) як осіб, які своєю професійною діяльністю несуть основний тягар відповідальності за забезпечення БП [1, 4 – 8], до відповідних помилок, тобто виявляючи їх системи переваг. При цьому під системою переваг згідно [9 – 13] будемо розуміти будь-яку форму впорядкування (у контексті наших досліджень – від найбільш небезпечних – до найменш) помилок.

Вказаний підхід є цілком доцільним і справедливим, оскільки, з одного боку, переваги – це обов'язковий і головний чинник в процедурі прийняття рішення (ПР), тим більше, що, з іншого боку, професійна діяльність авіаційного оператора зазвичай уявляється як безперервний ланцюг рішень, що виробляються і реалізуються в явних і неявних формах і в умовах впливу різноманітних чинників, особливо різноманітних ризиків і небезпек стохастичного і нестохастичного характеру.

1. Аналіз досліджень і публікацій

Оскільки зниження частоти і тяжкості наслідків людських помилок є дійсно величезним потенціалом в справі підвищення БП, то надзвичайно цікавим в ракурсі вивчення впливу помилок авіаційних операторів на функціонування ЦА є досвід провідних авіакомпаній і наукових установ, що був узагальнений ІКАО у працях [1, 5, 6, 8 та ін.]. Серед них слід особливо виділити метод управління помилками, що був запропонований професором Техаського університету, доктором Робертом Хельмрайхом (рис. 1).

Модель починається із здійснення помилки. Ці помилки можуть бути процедурними, комунікаційними або кваліфікаційними, неправильними експлуатаційними рішеннями або навіть навмисними порушеннями авіаційних правил або експлуатаційних процедур авіакомпанії. Реакцією на помилку може бути її перехоплення (тобто її нейтралізація шляхом виправлення), посилювання, або навмисне чи ненавмисне її ігнорування. Результат цього початкового реагування може бути незначним, здатним створити або посилити небезпечні або небажані умови, або привести до додаткової помилки.

Якщо ж небезпечні або небажані умови, в яких діють авіаційні оператори, продовжуються (не усунуті), то екіпаж (чи А/Д) може зробити кроки щодо пом'якшення ситуації (наприклад, шляхом скорочення або знищення помилки), може посили-

ти її наслідки або ж продовжувати її ігнорувати. Можливими результатами таких дій можуть бути успішне позбавлення від помилки, продовження існування небезпечних умов, що можуть призвести до інцидентів або АП, або ж допущення подальших помилок, що відтворюють новий цикл їх виправлення.

Тим не менше, ефективне управління помилками має починатися з їх ідентифікації в процесі професійної діяльності, тобто формування в авіаційних операторів сталих навичок і вмінь розпізнавання, уявлення небезпеки конкретної помилки та подальшого її запобігання, що є однією з провідних концепцій ІКАО [6]. Тому, враховуючи відповідні рекомендації цієї поважної міжнародної організації, світову та регіональну статистику інцидентів і АП в аеронавігаційних системах, був сформований спектр з $n = 21$ характерних помилок А/Д (табл. 1), який відрізняється від відомих [6, 14, 15] тим, що більш повно і всебічно характеризує неправильну діяльність при управлінні повітряним рухом (УПР).

Методика опитування передбачала застосування попарного порівняння, а також такого способу виявлення систем переваг, як частини сумарної інтенсивності [10, 11]. Опитуванням були охоплені послідовно спочатку 35 [12], а потім ще 15 А/Д-співробітників аеронавігаційної системи Азербайджанської Республіки [16]. На теперішній час загальний вихідний обсяг експериментальної вибірки доведений до величини $m=65$ (табл. 2).

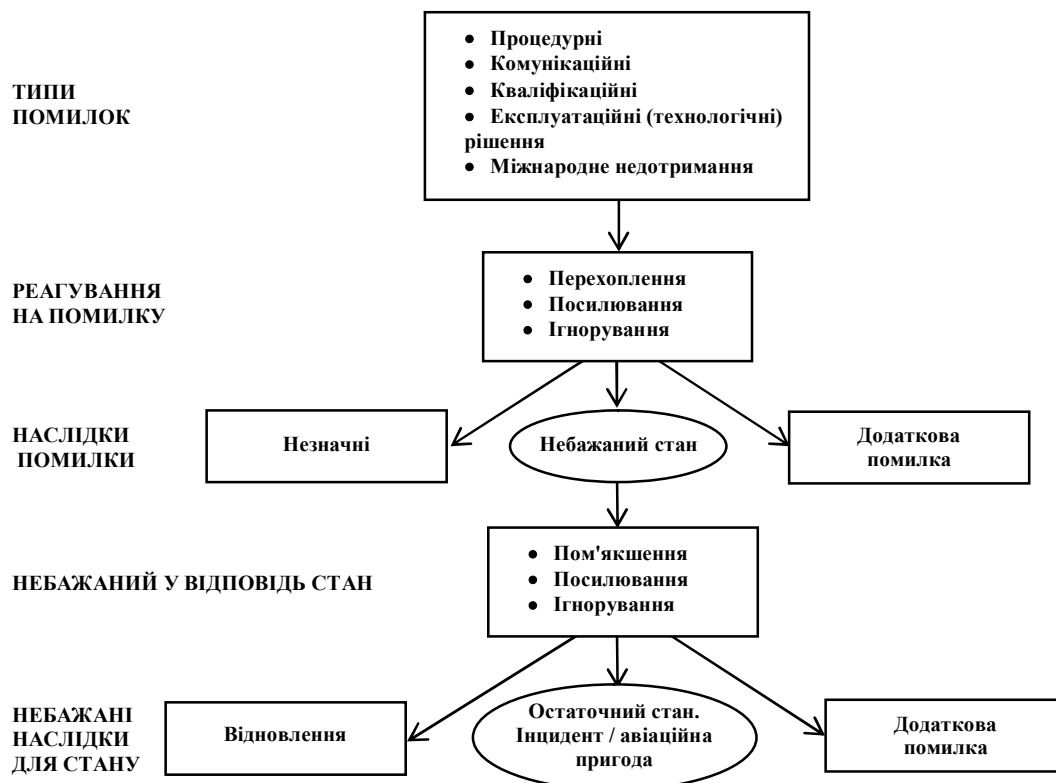


Рис. 1. Модель управління помилками авіаційних операторів (Р. Хельмрайх)

Таблиця 1

Характерні помилки авіадиспетчерів в процесі безпосереднього управління повітряним рухом

П _i	Зміст помилки
П ₁	Порушення фразеології радіообміну
П ₂	Неузгодженість входу повітряного судна в зону суміжного управління повітряним рухом
П ₃	Порушення побіжних часових інтервалів
П ₄	Порушення зустрічних часових інтервалів
П ₅	Порушення інтервалів між повітряними судами, які знаходяться на курсах, що перетинаються
П ₆	Безадресна передача повідомлень авіадиспетчером
П ₇	Помилка у визначенні позивного повітряного судна
П ₈	Помилка в ідентифікації повітряного судна
П ₉	Помилкове використання диспетчерського графіку
П ₁₀	Відсутність на стрипі позначки авіадиспетчера про передачу управління суміжному диспетчерському пункту
П ₁₁	Відсутність на стрипі позначки диспетчера щодо узгодження входу повітряного судна в зону управління повітряним рухом суміжного диспетчерського пункту
П ₁₂	Порушення авіадиспетчером узгодженого географічного рубежу передачі управління повітряним рухом
П ₁₃	Порушення авіадиспетчером узгодженого часового рубежу передачі управління повітряним рухом
П ₁₄	Недбалість в нанесенні на стрип літерно-цифрової інформації (можливість двоякої інтерпретації)
П ₁₅	Неекономічне управління повітряним рухом
П ₁₆	Порушення процедури прийому і здачі чергування
П ₁₇	Не відображення на стрипі виданих команд щодо зміни висоти або напрямку польоту
П ₁₈	Спроба керувати повітряним судном після спрацьовування на ньому системи TCAS режимі resolution advice
П ₁₉	Помилки вводу інформації про повітряне судно в автоматизовану систему
П ₂₀	Порушення технології праці при особливих випадках у польоті
П ₂₁	Порушення в використанні повітряного простору

Таблиця 2

Індивідуальні і групові системи переваг авіадиспетчерів на множині характерних помилок при управлінні повітряним рухом (фрагмент)

П _i	Індивідуальні системи переваг												Групова система переваг, що утворюється:	
	А/Д ₁	А/Д ₂	А/Д ₃	А/Д ₄	А/Д ₅	А/Д ₆	А/Д ₇	А/Д ₈	А/Д ₉	...	А/Д ₆₄	А/Д ₆₅	підсумовуванням рангів	медіаною Кемені
1	2	3	4	5	6	7	8	9		...	65	66	67	68
П ₁	19	21	21	16	13,5	13	19	15,5		...	2	10,5	15	15
П ₂	8	8	11,5	4	8	9	9,5	9		...	19	7,5	7	8
П ₃	4	4	8,5	21	5,5	2,5	17,5	20		...	4	3,5	5	5
П ₄	4	2	4	8	1	2,5	7,5	2,5		...	2	2	3	3
П ₅	4	3	2	5	2,5	2,5	2	2,5		...	2	1	2	2
П ₆	20	19	18	14	18	19	5	5,5		...	16	10,5	19	18,5
П ₇	12,5	6,5	6	11	11	16	5	5,5		...	9	12	11	11
П ₈	10	5	3	13	12	17,5	11,5	7		...	11	7,5	10	10
П ₉	12,5	19	19,5	10	19	21	9,5	13,5		...	13	14	18	17
П ₁₀	16	13	10	18	17	17,5	13,5	19		...	13	18,5	20	18,5
П ₁₁	15	19	19,5	16	13,5	15	3	17,5		...	16	16	16	16
П ₁₂	9	10	7	6,5	10	11	7,5	12		...	16	18,5	12	12
П ₁₃	6	11,5	11,5	6,5	7	10	15	11		...	13	18,5	8	7
П ₁₄	17	17	17	19,5	20	7	11,5	17,5		...	20	13	17	20
П ₁₅	21	11,5	13	12	21	20	21	21,2		...	21	21	21	21
П ₁₆	18	16	16	19,5	5,5	8	17,5	8		...	10	15	14	14
П ₁₇	11	15	15	9	9	12	5	10		...	8	6	9	9
П ₁₈	1	1	1	1	2,5	2,5	20	1		...	5,5	5	1	1
П ₁₉	14	14	14	16	16	14	16	15,5		...	18	18,5	13	13
П ₂₀	2	6,5	5	3	4	5	1	4		...	5,5	3,5	4	4
П ₂₁	7	9	8,5	2	15	6	13,5	13,5		...	7	9	6	6

При цьому підкреслимо, що таке наше прагнення охопити опитуванням якомога більше А/Д не є випадковим і пояснюється необхідністю забезпечення належного рівня БП при УПР, тому що особи, які випадково пройшли наше випробування до початку тренажерної підготовки, допускали під час тренувань на 34% менше помилок, ніж інші респонденти. Таким чином, сам експеримент має яскраво виражені проактивні риси формування в А/Д навичок розпізнавання і запобігання помилкових дій і рішень при УПР, що відповідає концепції ІСАО в напрямку контролю і урахування чинників загроз і помилок [6].

Безумовно, наступним кроком має стати розробка науково-методичних рекомендацій з організації особистісно-орієнтованої тренажерної підготовки А/Д, яка враховує їх переваги на помилкових діях. Однак, в контексті цієї статті ми орієнтовані на виявлення групової системи переваг, яка у загальному випадку вважається більш об'єктивною і досконалою, ніж будь-яка індивідуальна [9, 11, 17–19].

Групова система переваг звичайно будується шляхом застосування такої стратегії групових рішень, як підсумовування та усереднення рангів [9 – 12, 16 – 19 та ін.]. Однак, останнім часом з'явилися дослідження, результати яких доводять, що у гуманістичних системах (у визначенні Л. Заде [20]) можливо застосовувати з зазначеною метою ще і класичні критерії ПР [9, 13, 18, 21 – 23], тим більше, що критерій Байєса-Лапласа фактично дублює зазначену стратегію підсумовування та усереднення рангів, а критерій Севиджа взагалі вважається «демократичним», тому що мінімізує відхилення у думках як умовної «більшості» опитуваних, так і умовної «меншості», яку з різних причин достатньо часто називають «маргальною» [24].

Слід особливо зазначити, що перше, найголовніше питання, яке виникає під час побудови групової системи переваг, стосується визначення ступеня її узгодженості. На теперішній час найбільш розповсюджені три методи, які пов'язані з визначенням [10 – 12, 17 – 19, 24 – 29 та ін.]:

– коефіцієнта рангової кореляції Спірмена для усієї сукупності (в нашому випадку):

$$N = \frac{n(n-1)}{2} = \frac{21(21-1)}{2} = 210$$

попарних порівнянь індивідуальних переваг. І якщо кожне обчислене значення коефіцієнта буде статистично-вірогідним на прийнятому рівні значущості α і при визначеному числі ступенів свободи $k = n - 2$, то групову систему переваг слід вважати узгодженою;

– коефіцієнтів варіації думок по кожній альтернативі-помилці, що впорядковуються, якщо значення кожного з $n = 21$ коефіцієнтів буде менше за критеріально встановлену величину

$$v_i \leq 33\%,$$

то закон розподілу думок буде вважатися гаусівським, а самі думки – узгодженими і по кожній з альтернатив, що впорядковуються, і по усій їх сукупності в цілому;

– коефіцієнта множинної рангової кореляції – коефіцієнта конкордації по Кендаллу; якщо його емпіричне значення статистично-вірогідно на прийнятому рівні значущості α і при визначеному числі ступенів свободи $k = n - 1$, то робиться висновок про узгодженість групової системи переваг.

Для нашого конкретного випадку, котрий ілюструють данні графі 67 табл. 2, отримане емпіричне значення коефіцієнта конкордації дорівнює величині $W = 0,529$ і є статистично-вірогідним, оскільки виконується умова:

$$\chi_{\text{емп.}}^2 = 687,416 \gg \chi_{\alpha=1\%;, n-1=19}^2 = 40,00.$$

Тому вихідну групову систему переваг $m = 65$ А/Д слід вважати узгодженою і можна подати у такому наочному вигляді:

$$\begin{aligned} &P_{18} \underset{m=65}{>} P_5 \underset{m=65}{>} P_4 \underset{m=65}{>} P_{20} \underset{m=65}{>} \\ &\underset{m=65}{>} P_3 \underset{m=65}{>} P_{21} \underset{m=65}{>} P_2 \underset{m=65}{>} P_{13} \underset{m=65}{>} \\ &\underset{m=65}{>} P_{17} \underset{m=65}{>} P_8 \underset{m=65}{>} P_7 \underset{m=65}{>} P_{12} \underset{m=65}{>} \\ &\underset{m=65}{>} P_{19} \underset{m=65}{>} P_{16} \underset{m=65}{>} P_1 \underset{m=65}{>} P_{11} \underset{m=65}{>} \\ &\underset{m=65}{>} P_{14} \underset{m=65}{>} P_9 \underset{m=65}{>} P_6 \underset{m=65}{>} P_{10} \underset{m=65}{>} \\ &\underset{m=65}{>} P_{15}, \end{aligned} \quad (1)$$

де $\underset{m=65}{>}$ – позначка більшої переваги (небезпеки)

однієї помилки перед іншою в груповій системі переваг, що утворена підсумовуванням і усередненням даних індивідуальних ранжирувань $m = 65$ А/Д.

При цьому слід зауважити таке. При виявленні ступеня узгодженості думок за допомогою коефіцієнта конкордації Кендалла перевіряється нульова гіпотеза, згідно якої ранжування незалежні і рівномірно розподілені на множині всіх ранжувань. Якщо ця гіпотеза приймається, то звичайно, ні про яку узгодженість думок експертів говорити не можна. А якщо відхиляється? Теж не можна. Наприклад, може бути два (або більше) центри, біля яких групуються відповіді експертів. В нашому випадку йдеться, скажімо, про вплив на певні групи А/Д досвідченіших представників інструкторського складу, які проводять з ними відповідні тренування, мають, хоча і близькі, але ж неоднакові думки щодо безпеки помилок. Нульова гіпотеза нібито відхиляється. Але хіба можна говорити про узгодженість?

Зауважимо також, що, з одного боку, велика кількість альтернатив, що впорядковуються, і велика кількість А/Д, які були залучені до випробувань,

суттєвим чином вплинули на варіативність думок, що й відбилося на абсолютній величині коефіцієнта конкордації, критеріальне значення якого має дорівнювати величині [30]:

$$W \geq 0,7...0,8. \quad (2)$$

З іншого боку, виникає важливіше питання: яким саме має бути групове ранжирування, коли думки експертів узгоджені?

2. Постановка завдання досліджень

В методах визначення групової системи переваг та ступеня її узгодженості, що були розглянуті, спостерігається поширена помилка, яка полягає в тому, що відповіді експертів прагнуть розглядати як числа, дослідники займаються «оцифруванням» їх думок, приписуючи цим думкам чисельні значення – бали, які потім обробляють за допомогою методів прикладної статистики нібито як результати звичайних фізико-технічних вимірювань.

І оскільки відповіді А/Д в процедурах експертного опиту, що були ним запропоновані, – не числа, а такі об'єкти нечислової природи, як градації якісних ознак, ранжування, розбиття, результати парних порівнянь, нечіткі переваги тощо, то для їх аналізу виявляються корисними методи статистики об'єктів нечислової природи. Це є цілком закономірним, оскільки людина міркує не числами і перехід від прийнятності до неприйнятності якогось об'єкта чи явища відбувається не стрибкоподібно, а повільно [10, 20].

Таким чином, внаслідок наведеного **метою статті** є знаходження остаточної групової системи переваг шляхом непараметричного вирішення оптимізаційної задачі мінімізації сумарної відстані від А/Д-кандидата в «середні» до думок всіх інших експертів. Знайдену у такий спосіб «середню» думку називають «медіаною Кемені» [31, 32].

3. Виявлення медіани Кемені як групової системи переваг авіадиспетчерів на множині характерних помилок

Обчислення медіани Кемені – завдання цілочисельного програмування. Зокрема, для її знаходження використовується різні алгоритми дискретної математики, зокрема, такі, що засновані на методі гілок і границь. Застосовують також алгоритми, засновані на ідеї випадкового пошуку, оскільки для кожного бінарного відношення нескладно знайти множину його сусідів. Однак, як витікає з аналізу праць [32, 33], стосовно цілей досліджень цієї статті найбільш прийнятним є евристичний алгоритм знаходження медіани Кемені. При цьому для побудови медіани Кемені були застосовані індивідуальні системи переваг тих самих $m = 65$ А/Д (табл. 2), які покладені в основу

системи ранжування помилок (1).

Під час опитування експерти здійснювали попарне порівняння усіх $n = 21$ помилок, що досліджуються (табл. 1), яким при обробці надавалися такі порівняльні оцінки ступеня їх небезпеки:

$$P_{ij} = \begin{cases} 1, & \text{якщо } P_i \succ P_j; \\ -1, & \text{якщо } P_i \prec P_j; \\ 0, & \text{якщо } P_i \approx P_j. \end{cases} \quad (3)$$

Наведене сприяло отриманню 65-ти індивідуальних матриць попарних порівнянь, побудова яких є тривіальною, тому в цій статті не подана.

Далі від матриць попарних порівнянь переходимо до матриці втрат. Для її побудови визначається відстань від довільного ранжування до множини всіх інших ранжувань:

$$d_{ij} = \begin{cases} 0, & \text{якщо } P_{ij} = 1; \\ 1, & \text{якщо } P_{ij} = 0; \\ 2, & \text{якщо } P_{ij} = -1. \end{cases} \quad (4)$$

Зразок формування індивідуальної матриці втрат, отриманої згідно виразу (4), поданий у табл. 3.

Наступним кроком є визначення елементів узагальненої матриці втрат згідно такої формули:

$$R_{ij} = \sum_{j=1}^m d_{ij}(P, P_v), \quad (5)$$

де P – довільне ранжування, в якому $p_i = 1$.

При цьому зрозуміло, що діагональні елементи рефлексивні:

$$R_{1-1} = R_{2-2} = \dots = R_{21-21}.$$

Результати відповідних обчислень утворюють узагальнену матрицю втрат (табл. 4).

Підраховуючи дані узагальнених втрат по рядках табл. 4 і аналізуючи відповідні результати у графі 23, отримуємо, що $S_{\min} = S_{18} = 398$. Отже, найменше відхилення у думках експертів-А/Д буде досягнуто за умови надання помилці P_{18} першого рангового місця у груповій системі переваг.

Видаляючи з табл. 4 усі втрати, пов'язані із урахуванням помилки P_{18} (відповідний рядок і графу 19), отримуємо нову, редуковану на один елемент, матрицю втрат (табл. 5), з якої витікає, що мінімум відхилень в думках експертів буде досягнутий за умови, що вже помилка P_5 посідає друге рангове місце у груповій системі переваг.

Виконуючи послідовно аналогічні дії з редукції вихідної розмірності матриці узагальнених втрат, на кожній новій ітерації знаходимо чергове рангове місце для чергової за небезпекою помилки.

Саме таким чином й отримується медіана Кемені, яка є непараметричним вирішенням оптимізаційної задачі з виявлення групової системи переваг для в цілому узгоджених думок респондентів-А/Д (графа 68 табл. 2).

Таблиця 3

Зразок формування індивідуальної матриці втрат за даними опитування авіадиспетчера № 1

П _i	П ₁	П ₂	П ₃	П ₄	П ₅	П ₆	П ₇	П ₈	П ₉	П ₁₀	П ₁₁	П ₁₂	П ₁₃	П ₁₄	П ₁₅	П ₁₆	П ₁₇	П ₁₈	П ₁₉	П ₂₀	П ₂₁
П ₁	0	2	2	2	2	0	2	2	2	2	2	2	2	2	0	2	2	2	2	2	2
П ₂	0	0	2	2	2	0	0	0	0	0	0	0	2	0	0	0	0	2	0	2	2
П ₃	0	0	0	1	1	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	2	0	2	0
П ₄	0	0	1	0	1	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	2	0	2	0
П ₅	0	0	1	1	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	2	0	2	0
П ₆	2	2	2	2	2	0	2	2	2	2	2	2	2	2	0	2	2	2	2	2	2
П ₇	0	2	2	2	2	0	0	2	1	0	0	2	2	0	0	0	2	2	0	2	2
П ₈	0	2	2	2	2	0	0	0	0	0	0	2	2	0	0	0	0	2	0	2	2
П ₉	0	2	2	2	2	0	1	2	0	0	0	2	2	0	0	0	2	2	0	2	2
П ₁₀	0	2	2	2	2	0	2	2	2	0	2	2	2	0	0	0	2	2	2	2	2
П ₁₁	0	2	2	2	2	0	2	2	2	0	0	2	2	0	0	0	2	2	2	2	2
П ₁₂	0	2	2	2	2	0	0	0	0	0	0	0	2	0	0	0	0	2	0	2	2
П ₁₃	0	0	2	2	2	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	2	0	2	0
П ₁₄	0	2	2	2	2	0	2	2	2	2	2	2	2	0	0	0	2	2	2	2	2
П ₁₅	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	0	2	2	2	2	2	2
П ₁₆	0	2	2	2	2	0	2	2	2	2	2	2	2	2	0	0	2	2	2	2	2
П ₁₇	0	2	2	2	2	0	0	2	0	0	0	2	2	0	0	0	0	2	0	2	2
П ₁₈	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
П ₁₉	0	2	2	2	2	0	2	2	2	0	0	2	2	0	0	0	2	2	0	2	2
П ₂₀	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	2	0	0	0
П ₂₁	0	0	2	2	2	0	0	0	0	0	0	0	2	0	0	0	0	2	0	2	0

Таблиця 4

Узагальнена матриця втрат (перша ітерація)

П _i	П ₁	П ₂	П ₃	П ₄	П ₅	П ₆	П ₇	П ₈	П ₉	П ₁₀	П ₁₁	П ₁₂	П ₁₃	П ₁₄	П ₁₅	П ₁₆	П ₁₇	П ₁₈	П ₁₉	П ₂₀	П ₂₁	Σ
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23
П ₁	65	105	118	126	126	54	91	95	57	53	58	90	102	68	41	71	92	124	82	124	122	1864
П ₂	25	65	105	116	118	26	56	67	23	18	22	35	66	20	12	43	55	118	36	112	86	1224
П ₃	12	25	65	107	99	14	24	29	14	15	17	20	23	15	4	19	25	84	18	73	41	743
П ₄	4	14	23	65	71	7	17	16	10	10	9	11	12	11	3	10	18	82	11	47	21	472
П ₅	4	12	31	59	65	4	16	14	8	7	6	6	10	8	4	8	16	77	12	49	21	437
П ₆	76	104	116	123	126	65	109	103	68	66	68	91	108	63	37	74	104	126	86	120	120	1953
П ₇	39	74	106	113	114	21	65	72	37	30	34	54	74	32	17	40	73	118	52	111	88	1364
П ₈	35	63	101	114	116	27	58	65	32	29	38	56	65	30	17	43	67	114	42	100	88	1300
П ₉	73	107	116	120	122	62	93	98	65	47	58	106	112	65	40	77	114	123	89	120	116	1923
П ₁₀	77	112	115	120	123	64	100	101	83	65	93	110	112	65	37	87	112	126	96	125	127	2050
П ₁₁	72	108	113	121	124	62	96	92	72	37	65	98	110	63	34	77	109	124	81	125	118	1901
П ₁₂	40	95	110	119	124	39	76	74	24	20	32	65	95	37	18	55	74	120	50	115	117	1499
П ₁₃	28	64	107	118	120	22	56	65	18	18	20	35	65	28	6	42	57	117	36	109	104	1235
П ₁₄	62	110	115	119	122	67	98	100	65	65	67	93	102	65	36	70	102	126	88	122	116	1910
П ₁₅	89	118	126	127	126	93	113	113	90	93	96	112	124	94	65	103	113	126	104	122	125	2272
П ₁₆	59	87	111	120	122	56	90	87	53	43	53	75	88	60	27	65	93	123	80	116	114	1722
П ₁₇	38	75	105	112	114	26	57	63	16	18	21	56	73	28	17	37	65	121	45	117	89	1293
П ₁₈	6	12	46	48	53	4	12	16	7	4	6	10	13	4	4	7	9	65	14	38	20	398
П ₁₉	48	94	112	119	118	44	78	88	41	34	49	80	94	42	26	50	85	116	65	120	119	1622
П ₂₀	6	18	57	83	81	10	19	30	10	5	5	15	21	8	8	14	13	92	10	65	28	598
П ₂₁	8	44	89	109	109	10	42	42	14	3	12	13	26	14	5	16	41	110	11	102	65	885

Таблиця 5

Узагальнена матриця втрат (друга ітерація)

П _i	П ₁	П ₂	П ₃	П ₄	П ₅	П ₆	П ₇	П ₈	П ₉	П ₁₀	П ₁₁	П ₁₂	П ₁₃	П ₁₄	П ₁₅	П ₁₆	П ₁₇	П ₁₉	П ₂₀	П ₂₁	Σ
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22
П ₁	65	105	118	126	126	54	91	95	57	53	58	90	102	68	41	71	92	82	124	122	1864

Закінчення табл. 5

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22
Π_2	25	65	105	116	118	26	56	67	23	18	22	35	66	20	12	43	55	36	112	86	1224
Π_3	12	25	65	107	99	14	24	29	14	15	17	20	23	15	4	19	25	18	73	41	743
Π_4	4	14	23	65	71	7	17	16	10	10	9	11	12	11	3	10	18	11	47	21	472
Π_5	4	12	31	59	65	4	16	14	8	7	6	6	10	8	4	8	16	12	49	21	437
Π_6	76	104	116	123	126	65	109	103	68	66	68	91	108	63	37	74	104	86	120	120	1953
Π_7	39	74	106	113	114	21	65	72	37	30	34	54	74	32	17	40	73	52	111	88	1364
Π_8	35	63	101	114	116	27	58	65	32	29	38	56	65	30	17	43	67	42	100	88	1300
Π_9	73	107	116	120	122	62	93	98	65	47	58	106	112	65	40	77	114	89	120	116	1923
Π_{10}	77	112	115	120	123	64	100	101	83	65	93	110	112	65	37	87	112	96	125	127	2050
Π_{11}	72	108	113	121	124	62	96	92	72	37	65	98	110	63	34	77	109	81	125	118	1901
Π_{12}	40	95	110	119	124	39	76	74	24	20	32	65	95	37	18	55	74	50	115	117	1499
Π_{13}	28	64	107	118	120	22	56	65	18	18	20	35	65	28	6	42	57	36	109	104	1235
Π_{14}	62	110	115	119	122	67	98	100	65	65	67	93	102	65	36	70	102	88	122	116	1910
Π_{15}	89	118	126	127	126	93	113	113	90	93	96	112	124	94	65	103	113	104	122	125	2272
Π_{16}	59	87	111	120	122	56	90	87	53	43	53	75	88	60	27	65	93	80	116	114	1722
Π_{17}	38	75	105	112	114	26	57	63	16	18	21	56	73	28	17	37	65	45	117	89	1293
Π_{19}	48	94	112	119	118	44	78	88	41	34	49	80	94	42	26	50	85	65	120	119	1622
Π_{20}	6	18	57	83	81	10	19	30	10	5	5	15	21	8	8	14	13	10	65	28	598
Π_{21}	8	44	89	109	109	10	42	42	14	3	12	13	26	14	5	16	41	11	102	65	885

$$\begin{aligned}
 & \begin{matrix} \text{med} & \text{med} & \text{med} & \text{med} & \text{med} \\ >_{m=65} \Pi_{18} & >_{m=65} \Pi_5 & >_{m=65} \Pi_4 & >_{m=65} \Pi_{20} & >_{m=65} \Pi_3 \end{matrix} \\
 & \begin{matrix} \text{med} & \text{med} & \text{med} & \text{med} & \text{med} \\ >_{m=65} \Pi_{21} & >_{m=65} \Pi_{13} & >_{m=65} \Pi_2 & >_{m=65} \Pi_{17} & >_{m=65} \end{matrix} \\
 & \begin{matrix} \text{med} & \text{med} & \text{med} & \text{med} & \text{med} \\ >_{m=65} \Pi_8 & >_{m=65} \Pi_7 & >_{m=65} \Pi_{12} & >_{m=65} \Pi_{19} & >_{m=65} \end{matrix} \\
 & \begin{matrix} \text{med} & \text{med} & \text{med} & \text{med} & \text{med} \\ >_{m=65} \Pi_{16} & >_{m=65} \Pi_1 & >_{m=65} \Pi_{11} & >_{m=65} \Pi_9 & >_{m=65} \end{matrix} \\
 & \begin{matrix} \text{med} & \text{med} & \text{med} & \text{med} \\ >_{m=65} \Pi_6 & \approx_{m=65} \Pi_{10} & >_{m=65} \Pi_{14} & >_{m=65} \Pi_{15}, \end{matrix}
 \end{aligned} \quad (6)$$

де $\begin{matrix} \text{med} \\ >_{m=65} \end{matrix}$ – позначка більшої переваги (небезпеки)

однієї помилки перед іншою в груповій системі переваг, що утворена медіаною Кемені, як непараметричною оптимізацією індивідуальних ранжирувань $m=65$ А/Д;

$\begin{matrix} \text{med} \\ \approx_{m=65} \end{matrix}$ – позначка адекватності помилок за безпекою в груповій системі переваг, що утворена медіаною Кемені, як непараметричною оптимізацією індивідуальних ранжирувань $m=65$ А/Д.

Порівнюючи системи переваг (1) і (6) за допомогою коефіцієнта рангової кореляції Спірмена, отримуємо незвичайно високе його значення $R_s=0,9912$, що свідчить про майже абсолютну їх адекватність. Причому незначні розбіжності в рангах помилок можна вважати випадковістю. Однак, в подальших дослідженнях слід орієнтуватися все ж на систему ранжирувань (6), оскільки медіана Кемені знайдена саме як непараметричне вирішення оптимізаційної задачі.

Ще раз повернемося до даних табл. 2, з яких витікає, що в процесі отримання групової оцінки за допомогою такої стратегії групових рішень, як підсумовування та усереднення рангів, узагальнювалися, у тому числі, і суперечливі думки. Тому, хоча емпіричне значення коефіцієнта множинної рангової кореляції по Кендаллу $W = 0,529$, що було обчислене для системи переваг (1), і є статистично-вірогідним для числа ступенів свободи $k = 20$ і на достатньо високому рівні значущості $\alpha = 1\%$, але ж не задовольняє умові (2). Ось чому були проведені спеціальні дослідження з виявлення і відокремлення маргінальних думок випробуваних А/Д. З цією метою були застосовані методи теорії розпізнавання образів, що пройшли добру апробацію при аналізі експертних оцінок в гуманістичних системах [7, 12, 13, 16 та ін.]. Внаслідок реалізації наведеного остаточно вибірка випробуваних, результати якої будуть розглядатися далі, склала величину $m = 43$.

Застосовуючи ту саму стратегію підсумовування та усереднення рангів для цих А/Д була отримана така групова система переваг:

$$\begin{aligned}
 & \begin{matrix} \text{med} & \text{med} & \text{med} & \text{med} & \text{med} \\ >_{m=43} \Pi_{18} & >_{m=43} \Pi_5 & >_{m=43} \Pi_4 & >_{m=43} \Pi_{20} & >_{m=43} \Pi_3 \end{matrix} \\
 & \begin{matrix} \text{med} & \text{med} & \text{med} & \text{med} & \text{med} \\ >_{m=43} \Pi_{21} & >_{m=43} \Pi_2 & >_{m=43} \Pi_{13} & >_{m=43} \Pi_8 & >_{m=43} \end{matrix} \\
 & \begin{matrix} \text{med} & \text{med} & \text{med} & \text{med} & \text{med} \\ >_{m=43} \Pi_{17} & >_{m=43} \Pi_7 & >_{m=43} \Pi_{12} & >_{m=43} \Pi_{16} & >_{m=43} \end{matrix} \\
 & \begin{matrix} \text{med} & \text{med} & \text{med} & \text{med} & \text{med} \\ >_{m=43} \Pi_{19} & >_{m=43} \Pi_1 & >_{m=43} \Pi_{14} & >_{m=43} \Pi_6 & >_{m=43} \end{matrix} \\
 & \begin{matrix} \text{med} & \text{med} & \text{med} & \text{med} \\ >_{m=43} \Pi_{11} & >_{m=43} \Pi_9 & >_{m=43} \Pi_{10} & >_{m=43} \Pi_{15}, \end{matrix}
 \end{aligned} \quad (7)$$

де $\begin{matrix} \text{med} \\ >_{m=43} \end{matrix}$ – позначка більшої переваги (небезпеки)

однієї помилки перед іншою в груповій системі пе-

реваг, що утворена підсумовуванням і усередненням даних індивідуальних ранжирувань $m = 43$ А/Д, які утворюють остаточну основну групу випробуваних.

Обчислене емпіричне значення коефіцієнта конкордації по Кендаллу $W = 0,709$ є не тільки статистично-вірогідним для числа ступенів свободи $k = 20$ і рівня значущості $\alpha = 1\%$, тому що виконується умова:

$$\chi_{\text{емп.}}^2 = 610,129 \gg \chi_{k=20; \alpha=1\%}^2 = 40,00,$$

але ж ще й задовольняє умові (2).

Застосовуючи ті самі процедури (3) – (5), що і у попередньому випадку, отримуємо таке наочне подання шуканої медіани Кемені:

$$\begin{array}{ccccccc} \text{med} & & \text{med} & & \text{med} & & \text{med} \\ \text{Пом}_{18} & \succ & \text{Пом}_{5} & \succ & \text{Пом}_{4} & \succ & \text{Пом}_{20} \\ m=43 & & m=43 & & m=43 & & m=43 \\ \\ \text{med} & & \text{med} & & \text{med} & & \text{med} \\ \succ & \text{Пом}_{3} & \succ & \text{Пом}_{21} & \succ & \text{Пом}_{2} & \succ & \text{Пом}_{13} \\ m=43 & & m=43 & & m=43 & & m=43 & & m=43 \\ \\ \text{med} & & \text{med} & & \text{med} & & \text{med} & & \text{med} \\ \succ & \text{Пом}_{8} & \succ & \text{Пом}_{17} & \succ & \text{Пом}_{7} & \succ & \text{Пом}_{12} & \succ \\ m=43 & & m=43 & & m=43 & & m=43 & & m=43 \\ \\ \text{med} & & \text{med} & & \text{med} & & \text{med} & & \text{med} \\ \succ & \text{Пом}_{19} & \succ & \text{Пом}_{16} & \succ & \text{Пом}_{1} & \succ & \text{Пом}_{14} & \succ \\ m=43 & & m=43 & & m=43 & & m=43 & & m=43 \\ \\ \text{med} & & \text{med} & & \text{med} & & \text{med} & & \text{med} \\ \succ & \text{Пом}_{11} & \succ & \text{Пом}_{6} & \succ & \text{Пом}_{9} & \succ & & \\ m=43 & & m=43 & & m=43 & & m=43 & & \\ \\ & & \text{med} & & \text{med} & & & & \\ & & \succ & \text{Пом}_{10} & \succ & \text{Пом}_{15} & & & \\ & & m=43 & & m=43 & & & & \end{array} \quad (8)$$

де med – позначка більшої переваги (небезпеки)

однієї помилки перед іншою в груповій системі переваг, що утворена медіаною Кемені, як непараметричною оптимізацією індивідуальних ранжирувань $m = 43$ А/Д.

Як можна побачити, відкидання маргінальних думок сприяло не тільки виходу величини коефіцієнта конкордації на мінімально достатнє критеріальне значення, але ж і суворому ранжуванню помилок в медіані Кемені (8), де на відміну від попередньої (6) вже немає помилок з так званими «пов'язаними» (однаковими, «міддл») рангами.

Порівняльний аналіз систем переваг (7) і (8) знову ж призвів до отримання незвичайно високого значення коефіцієнта рангової кореляції Спірмена: $R_s = 0,9974$. Однак, знову ж зазначимо, що знаходження медіани Кемені – суть непараметричне вирішення оптимізаційної задачі. Тому в подальших дослідженнях будемо орієнтуватися саме на неї.

Висновки

1. Підсумовуючи отримані і подані в цій статті нові наукові результати, насамперед вкажемо, що уперше в практиці дослідження систем переваг авіаційних операторів застосована медіана Кемені, яка

вирішує задачу непараметричної оптимізації у мінімізації відхилень думок окремих експертів-А/Д щодо значущості (небезпечності) конкретних помилок в професійній діяльності від загальногрупової думки. Ця медіана має незвичайно високий ступінь збігу з узгодженою (коефіцієнт конкордації за Кендаллом $W = 0,709$ є статистично вірогідним на рівні значущості $\alpha = 1\%$) груповою системою переваг, отриманою за допомогою стратегії підсумовування та усереднення рангів: коефіцієнт рангової кореляції Спірмена має майже абсолютне значення $R_s = 0,9974$, однак є більш прийнятною для подальшого застосування тому, що є рішенням саме оптимізаційної задачі.

2. Збільшення вибірки опитуваних до $m = 65$ осіб сприяло подальшому проактивному впливу на БП в аеронавігаційній системі Азербайджану, оскільки сприяє формуванню в випробуваних сталих навичок розрізнення, запам'ятовування і запобігання помилок в професійній діяльності. Встановлено, що А/Д, які випадково пройшли опитування до проведення планової тренажерної підготовки, припустили під час тренувань на 34% менше помилок, ніж інші випробувані.

3. Наступним кроками в подальших дослідженнях помилкових дій А/Д мають стати:

- збільшення вибірки опитуваних і доведення її до 100% кількісного складу А/Д аеронавігаційної системи Азербайджану, надання цій процедурі систематичного характеру;
- вдосконалення переліку характерних помилок з урахуванням сучасних світових і регіональних реалій;
- розробка науково-методичних рекомендацій з організації особистісно-орієнтованої тренажерної підготовки, яка враховує індивідуальні переваги.

Література

1. Изучение роли человеческого фактора при авиационных происшествиях и инцидентах [Текст] // Человеческий фактор: Сборник материалов № 7. – Циркуляр ИКАО 240-AN/144. – Монреаль, Канада, 1993. – 76 с.
2. Плотников, Н.И. Зарубежная практика профессиональной подготовки летного персонала [Текст] / Н.И. Плотников. – М.: ЦНТИ ГА, 1989. – 42 с.
3. Рева, О.М. Оцінка небезпечних властивостей поведінки, оперативного мислення та прийняття рішень у майбутніх юристів [Текст] / О.М. Рева, О.В. Михайлов // Проблеми пенітенціарної теорії і практики: Бюлетень Київського ін-ту внутр. справ. – К.: КІВС, 1999. – № 4. – С.193–196.
4. Рева, А.Н. Человеческий фактор и безопасность полетов: Проактивное исследование влияния

[Текст]: монография / А.Н. Рева, К.М. Тумышев, А.А. Бекмухамбетов; науч. ред. А.Н. Рева, К.М. Тумышев. – Алматы, 2007. – 242 с.

5. Основные принципы учета человеческого фактора в руководстве по проведению проверок безопасности полетов [Текст]: Док. ICAO 9806–AN/763. – Монреаль, Канада, 2002.

6. Контроль факторов угрозы и ошибок (КВО) при управлении воздушным движением [Текст]: Циркуляр ИКАО 314–AN/178. – Монреаль, Канада, 2008.

7. Безпека авіації [Текст] / В.П. Бабак, В.П. Харченко, В.О. Максимов та ін.; за ред. В.П. Бабака. – К.: Техніка, 2004. – 504 с.

8. Руководство по управлению безопасностью полетов (РУБП) [Текст]. – Изд-е второе. – Док. ICAO AN/474. – Монреаль, Канада, 2009.

9. Козелецкий, Ю. Психологическая теория решений [Текст]: пер. с польск. Г.Е. Минца, В.Н. Поруса / Под ред. Б.В. Бирюкова. – М.: Прогресс, 1979. – 504 с.

10. Надежность и эффективность в технике: Справочник в 10 т. – Т.3. Эффективность технических систем [Текст] / Под общ. ред. В.Ф. Уткина, Ю.В. Крючкова. – М.: Машиностроение, 1988. – 328 с.

11. Рева, О.М. Прийняття рішень шляхом виявлення системи пріоритетів (переваг) авіаспеціаліста [Текст]: методич. вказівки з курсу “Основи теорії прийняття рішень” / О.М. Рева. – Кіровоград: ДЛАУ, 1997. – 18 с.

12. Насіров, Ш.Ш. Пілотне визначення систем переваг авіадиспетчерів Азербайджану на характерних помилках в процесі управління повітряним рухом [Текст] / Ш.Ш. Насіров // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2010. – № 7. – С. 124–134.

13. Бірюков, Ю.Ю. Класичні критерії прийняття рішень у визначенні групових переваг авіадиспетчерів на чинниках безпеки професійної діяльності [Текст] / Ю.Ю. Бірюков // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2011. – № 9. – С. 189–194.

14. Рева, О.М. Людський фактор: помилки авіадиспетчера та безпека польотів [Текст] / О.М. Рева, Г.М. Селезньов, В.П. Колотуша // Проблеми аеронавігації: Тематич. зб. наук. пр. – Вип. II “Удосконалення процесів діяльності та професійної підготовки авіаційних операторів”. – Кіровоград: ДЛАУ, 1997. – С. 60–66.

15. Райчев, С.Г. Вплив помилок авіадиспетчера на рівень безпеки повітряного руху Болгарії [Текст]: Автореф. дис ... канд. техн. наук за спеціальністю 05.22.13 – “Навігація і управління повітряним рухом”. – К.: НАУ, 2008. – 20 с.

16. Насіров, Ш.Ш. Визначення коефіцієнтів важливості характерних помилок авіадиспетчерів в процесі управління повітряним рухом [Текст] / Ш.Ш. Насіров // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2011. – № 9. – С. 195–201.

17. Миркин, Б.Г. Проблема группового выбора

[Текст] / Б.Г. Миркин. – М.: Наука, 1974. – 256 с.

18. Китаев, Н.Н. Групповые экспертные оценки [Текст] / Н.Н. Китаев. – М.: Знание, 1975. – 64 с.

19. Рева, О.М. Колективні рішення у невеликій групі авіаційних операторів [Текст]: Конспект лекцій з курсу “Основи теорії прийняття рішень” / О.М. Рева. – Кіровоград: ДЛАУ, 1998. – 33 с.

20. Заде, Л. Понятие лингвистической переменной и его применение к принятию приближенных решений [Текст]: пер. с англ. Н.И. Ринго / Под ред. Н.Н. Моисеева, С.А. Орловского. – М.: Мир, 1976. – 165 с.

21. Рева, О.М. Класичні критерії прийняття рішень у визначенні групових систем переваг суддів на множині обставин, що пом'якшують та обтяжують покарання [Текст] / О.М. Рева, О.М. Медведченко, Д.Г. Радов // Вісник Одеського інституту внутрішніх справ. – Одеса: ОЮІ НУВС. – 2004. – №2. – С. 105–115.

22. Рева, О.М. Застосування класичних критеріїв прийняття рішень для визначення групової системи переваг викладачів на множині характерних рис недисциплінованої поведінки студентів [Текст] / О.М. Рева, А.А. Чабак // Наукові записки Кіровоградського державного педагогічного університету ім. В. Винниченка. – Сер. Пед. науки. – Вип. 60. – Кіровоград: КДПУ, 2005. – Ч.2. – С. 317–324.

23. Рева, О.М. Коректне застосування класичних критеріїв прийняття рішень для визначення пріоритетів студентів на рисах їхньої недисциплінованості [Текст] / О.М. Рева, О.П. Максимова // Нові технології навчання: Наук.-метод. зб. – К.: Ін-т інноваційних технологій і змісту освіти МОН України, 2008. – Вип. 52. – С. 3–11.

24. Блюмберг, В.А. Какое решение лучше? Метод постановки приоритетов [Текст] / В.А. Блюмберг, В.Ф. Глуценко. – Л.: Лениздат, 1982. – 160 с.

25. Бешелев С.Д. Математико-статистические методы экспертных оценок [Текст] / С.Д. Бешелев, Ф.Г. Гурвич. – М.: Статистика, 1980. – 263 с.

26. Литвак, Б.Г. Экспертная информация: методы получения и анализа [Текст] / Б.Г. Литвак. – М.: Радио и связь, 1982. – 184 с.

27. Принятие решений на основе экспертного оценивания [Текст]: метод. пособ. / Е.Н. Варакин, В.А. Желудов, В.Н. Бганцов, С.С. Ибнеев. – Л.: ВИКИ им. А.Ф. Можайского, 1988. – 88 с.

28. Самохвалов, Ю.Я. Экспертное оценивание: Методический аспект [Текст] / Ю.Я. Самохвалов, Е.М. Науменко. – К.: ДУИКТ, 2007. – 362 с.

29. Рева, О.М. Комплексна оцінка узгодженості групової системи переваг викладачів на множині характерних рис недисциплінованої поведінки студентів-юристів [Текст] / О.М. Рева, І.В. Добрянський, А.А. Чабак // Наук. записки Кіровоградського державного педагогічного університету ім. В. Винниченка. – Сер. Педагогічні науки. – Кіровоград: КДПУ, 2004. – Вип. 55. – С. 315–325.

30. Интеллектуальные системы поддержки принятия решений: Теория, синтез, эффективность

[Текст] / В.А. Тарасов, Б.М. Герасимов, И.А. Левин, В.А. Корнейчук. – К.: МАКИС, 2007. – 336 с.

31. Кемени, Дж. Кибернетическое моделирование: Некоторые приложения [Текст] / Дж. Кемени, Дж. Снелл. – М.: Сов. радио, 1972. – 192 с.

32. Орлов, А.И. Организационно-экономическое

моделирование. Экспертные оценки [Текст]: учебник в 3 ч. – Ч.2. Экспертные оценки/ А.И. Орлов. – М.: Изд-во МТУ им. Н.Э. Баумана, 2011. – 486 с.

33. Орлов, А.И. Теория принятия решений [Текст]: учеб. пособ. / А.И. Орлов. – М.: Экзамен, 2006. – 576 с.

Надійшла до редакції 1.06.2012

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

МЕДИАНА КЕМЕНИ КАК ГРУППОВАЯ СИСТЕМА ПРЕДПОЧТЕНИЙ АВИАДИСПЕТЧЕРОВ НА МНОЖЕСТВЕ ХАРАКТЕРНЫХ ОШИБОК

А.Н. Рева, В.В. Камышин, Ш.Ш. Насыров

Учитывая современные концепции ИКАО по контролю факторов угроз и ошибок, а также мировую и региональную статистику авиационных происшествий при обслуживании воздушного движения, разработан перечень из $n = 21$ характерных ошибок авиадиспетчеров, который на настоящее время наиболее полно и всесторонне описывает нарушения интерфейса компонентов «человек – процедуры (правила)» модели SHEL, рекомендуемой для определения влияния человеческого фактора на безопасность авиационных систем. С помощью попарного сравнения и такого способа выявления систем предпочтений, как часть суммарной интенсивности, установлены индивидуальные ранжирования $m = 65$ авиадиспетчеров азербайджанской аэронавигационной системы AZANS. Впервые для формирования групповой системы предпочтений применена так называемая медиана Кемени, которая обобщает индивидуальные мнения авиадиспетчеров с минимизацией их отклонений. Установлен также проактивный характер опроса: лица, прошедшие тестирование до начала тренажерной подготовки, допустили во время тренировок на 34% меньше ошибок, чем другие респонденты.

Ключевые слова: спектр характерных ошибок авиадиспетчеров, индивидуальные и групповые предпочтения, медиана Кемени.

KEMENY'S MEDIAN AS GROUP SYSTEM OF PREFERENCES OF AIR TRAFFIC CONTROLLERS ON GREAT NUMBER OF CHARACTERISTIC ERRORS

O.M. Reva, V.V. Kamyshin, Sh.Sh. Nasyrov

Taking into account modern ICAO concept regarding control of threats and errors factors, and also world and regional statistics of aviation accidents and incidents at air traffic control, a list from $n=21$ characteristic errors of air traffic controllers was drawn. This list fully and comprehensively describes interface violations between "livewire - software" components of SHEL model, which is recommended for determination of human factor influence on safety of the aviation systems. By means of pairwise comparison and by such method of exposure of the systems of preferences, as part of summarized intensity, the individual ranging of $m=65$ of air traffic controllers of the Azerbaijan aeronautical system AZANS was set. For the first time for forming of the group system of preferences the so-called Kemeny median, that summarizes individual opinions of air traffic controllers with minimization of their rejections, is applied. Proactive character of survey was identified: persons, who had been participating in the experiment prior to beginning of simulator training, made errors by 34 % less than others.

Key words: spectrum of characteristic errors of air traffic controllers, individual and group preferences, Kemeny's median.

Рева Олексій Миколайович – д-р техн. наук, професор, професор кафедри автоматизації виробничих процесів Кіровоградського національного технічного університету, e-mail: ran54@meta.ua.

Камишин Володимир Вікторович – канд. техн. наук, директор Інституту обдарованої дитини НАПН України, e-mail: kvv@iod.gov.ua.

Насіров Шахін Шахвелі-огли – начальник диспетчерської зміни Головного центру єдиної системи управління повітряним рухом Азербайджанської Республіки, e-mail: shahin.s@mail.ru.

УДК. 621.454.2

А.И. КОЛОМЕНЦЕВ, А.Н. ХОХЛОВ*Московский авиационный институт (НИУ), Российская Федерация*

ПРОГРАММНОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ДЛЯ ПОСТРОЕНИЯ РЕГРЕССИОННЫХ ЗАВИСИМОСТЕЙ ПАРАМЕТРОВ СЛОЖНЫХ ТЕХНИЧЕСКИХ СИСТЕМ

В качестве сложной технической системы рассматриваются ракетные двигатели малой тяги, которые применяются в качестве исполнительных органов систем управления космических аппаратов и спускаемых блоков, обеспечивая ориентацию и стабилизацию объекта в пространстве, коррекцию траектории в полете, ускорение, торможение и ряд других важнейших операций при выполнении программы полета. Они также используются как генераторы высокотемпературного газа в технологических установках, предназначенных для резки металлоконструкций, нанесения окисных и металлических пленок на твердые поверхности, удаления старых лакокрасочных, смолистых и других неметаллических покрытий. Экспериментальная отработка жидкостных ракетных двигателей малых тяг (ЖРД МТ) является очень энергоемким и дорогим процессом. Чтобы сократить количество, а соответственно стоимость испытаний, применяется планирование эксперимента.

Ключевые слова: ЖРД МТ, регрессионный анализ, планирование эксперимента, огневые испытания, программное обеспечение, сложные технические системы.

Введение

Под сложной технической системой (СТС) понимается система, имеющая большое количество взаимосвязей между ее узлами и агрегатами.

Применяемые в настоящее время ракетные двигатели малой тяги (РДМТ), работающие на самовоспламеняющихся топливных композициях (горючее – монометилгидразин, несимметричный диметилгидразин, аэрозин; окислитель – азотная кислота, азотный тетраоксид или их смеси) и реализующие известные способы организации рабочего процесса, имеют достаточно высокую надежность и конструктивное совершенство. Основные составляющие рабочего процесса, такие как воспламенение, смешение, горение топлива и истечение продуктов сгорания, хорошо изучены в существующих схемах РДМТ. Подтверждением этому служат достигнутые значения основных параметров, характеризующих степень совершенства двигателей и их отдельных узлов. Так, для лучших образцов изделий коэффициент камеры сгорания составляет $\varphi_k = 0,82 \dots 0,87$ (коэффициент, оценивающий совершенство организации рабочего процесса в камере сгорания), коэффициент сопла $\varphi_c = 0,85 \dots 0,92$ (коэффициент, оценивающий степень совершенство сопла).

Основными недостатками самовоспламеняющихся топлив являются их токсичность, коррозионная активность, а также относительно невысокая энергетическая эффективность, особенно заметная при использовании импульсных режимов работы двигателей.

Дальнейшее повышение удельного импульса тяги, являющегося основным показателем совершенства рабочего процесса РДМТ, на современном этапе их развития оказывается практически невозможным без использования принципиально новых подходов к организации рабочего процесса и использования топлив с более высокими энергетическими характеристиками.

Поэтому одним из направлений в развитии ракетной техники является разработка РДМТ на самовоспламеняющихся высокоэнергетических топливах, использующих в качестве окислителя газообразный кислород, высококонцентрированную перекись водорода, а в качестве горючего – различные углеводородные соединения в жидком или газообразном виде (керосин, спирт, метан и другие).

Испытания двигателей на огневых стендах являются очень затратными. Для уменьшения количества, а соответственно стоимости испытаний используется планирование экспериментов с последующим построением регрессионных зависимостей.

1. Цель работы

Целью работы является построение регрессионных зависимостей с помощью специально разработанного программного обеспечения (ПО). Работы проводятся на кафедре «Ракетные двигатели» Московского авиационного института (национального исследовательского университета). Разработаны ЖРД МТ, работающие на топливных парах:

- газообразный кислород + керосин;

- высококонцентрированная перекись водорода (95%) + керосин;
- газообразный кислород + газообразный метан;
- газообразный кислород + этиловый спирт.
- По уровню тяг они делятся на:
- 50-100 Н;
- 200 Н;
- 500 Н.

Для огневых испытаний в атмосферных условиях модернизирован стенд [1]. В настоящий момент существует множество программ по статистической обработке результатов испытаний. Проведя аналитический обзор опубликованных работ был сделан вывод, о необходимости программного обеспечения, для построения планов испытаний.

2. Описание программы

За основу был выбран язык программирования G – LabView. Причина выбора – работа автоматизированной системы управления и измерения АСУ и АСИ стендом на аппаратном комплексе National instruments и наличие разработанного программного обеспечения на LabView.

В дальнейшем планируется внедрение регрессионных моделей в систему управления и наладки обратной связи [2].

Программа построена в режиме реального времени с подтверждением ввода данных.

Алгоритм программы в общем виде выглядит следующим образом:

- 1) выбор выходного параметра,
- 2) выбор количества входных факторов (в данный момент программа работает до 5 факторов),
- 3) назначение интервалов варьирования (возможен ввод до 5 уровней),
- 4) выбор вида уравнения регрессии (линейная, квазинелинейная, 2-го порядка, степенная, трансцендентная)
- 5) выбор типа плана (ПФЭ,ДФЭ, план Хартли),
- 6) рандомизация (введена отдельным столбцом),
- 7) построение матрицы планирования в кодовом и размерном виде (реализован кодовый вид).

Далее используется вторая часть программы статистической обработки результатов:

- 1) ввод численного значения выходного параметра (минимум 2 значения повторных опытов),
- 2) проверка на воспроизводимость и стационарность (по критерию Фишера),
- 3) расчет коэффициентов регрессии (методом наименьших квадратов),
- 4) проверка коэффициентов регрессии на значимость (по критерию Стьюдента),
- 5) проверка модели на адекватность (по критерию Фишера),
- 6) построение графической зависимости,
- 7) оценка выходного параметра требованиям ТЗ.

На рис. 1, 2 представлены общий вид программы и часть кода.

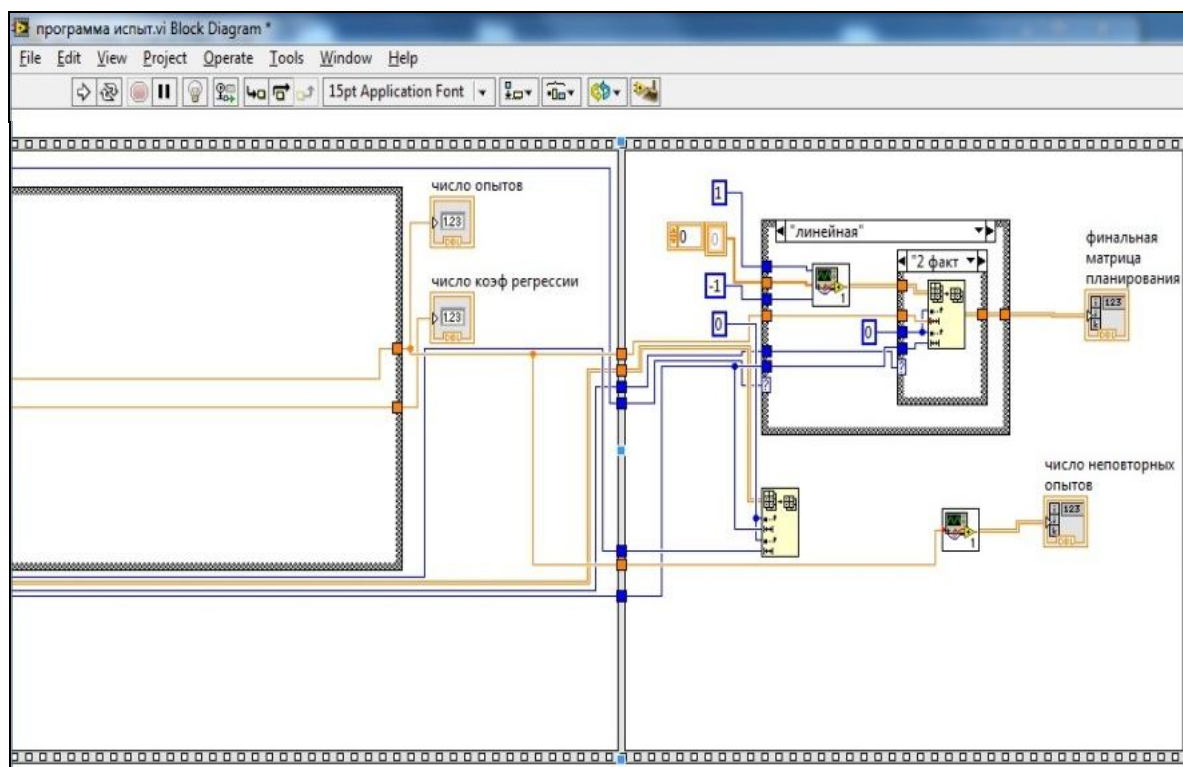


Рис. 1. Фрагмент кода программы

The screenshot shows a software interface for experimental design. On the left is a table titled 'финальная матрица планирования' (final design matrix) with 16 rows and 5 columns. The first column is 'число неповторных опытов' (number of non-repeating experiments) and the next four are 'x1', 'x2', 'x3', 'x4'. The values are binary (-1, 1). Below the table are two rows of zeros. On the right is a configuration panel with the following fields:

- выберите факторы: 4 фактора
- выберите количество входных факторов: OK
- Епит: квазилинейная
- выберите вид модели: OK
- число опытов: 16
- число коэф регрессии: 6
- Для композиционного плана:
 - введите число повторных опытов в центре плана: 0
 - введите количество повторных опытов в центре плана для композиционного: OK
 - суммарное число опытов: 0
 - число опытов ядра плана: 0
 - число опытов звездных точек: 0

Рис. 2. Фрагмент диалога программы с пользователем

3. Примеры использования программы

С помощью программы был построен план для построения регрессионной зависимости температуры стенки камеры жидкостного ракетного двигателя малой тяги [3]. Использовался полный факторный эксперимент.

Построенная регрессионная модель имеет следующий вид:

$$T_{ст} = 404,5 + 11,5\dot{m}_o - 30\dot{m}_r - 19\dot{m}_o\dot{m}_r, \quad (1)$$

где $\dot{m}_o$ – массовый расход окислителя; $\dot{m}_r$ – массовый расход горючего.

Графическая зависимость, при расходе окислителя 162 г/с, представлена на рис. 3.

Также с помощью данной программы была по-

строена регрессионная модель перепада давления на форсунке керосина с различной концентрацией добавки полиизобутилена, которая уменьшает потери давления за счет изменения профиля скорости в пограничном слое.

Зависимость имеет вид:

$$\Delta p = 6,670 + 4,208\dot{m} + 0,627\dot{m}^2 - 0,545C, \quad (2)$$

где Δp – перепад на форсунке; $\dot{m}$ – массовый расход горючего; C – концентрация полиизобутилена.

Использован полный факторный эксперимент.

Графические зависимости представлены на рис. 4 и 5.

Анализ результатов показал, что с увеличением добавки полиизобутилена в керосине перепад на форсунке уменьшается, что и подтверждается научными работами других авторов [4, 5].

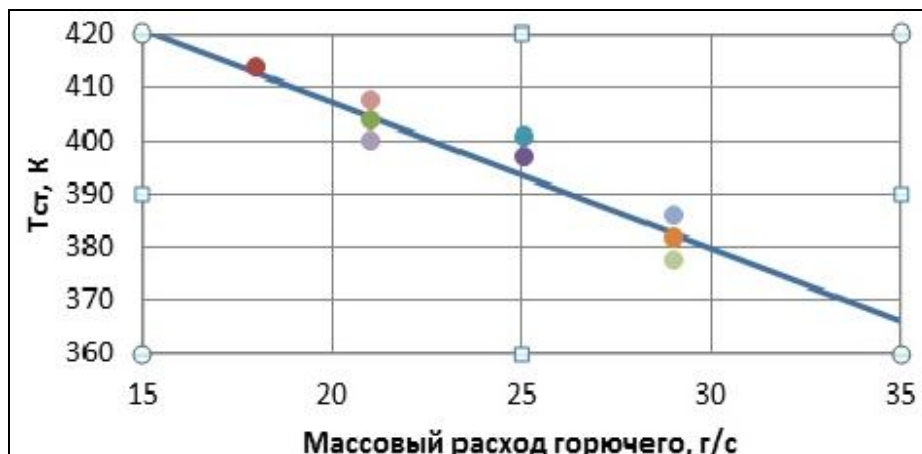


Рис. 3. Зависимость температуры стенки от массового расхода горючего (— уравнение (1), • — экспериментальные значения)



Рис. 4. Значение перепада давления от массового расхода керосина (— — уравнение регрессии (2), • — экспериментальные данные)



Рис. 5. Значение перепада давления от концентрации добавки в керосине (— — уравнение регрессии (2), • — экспериментальные данные)

Заключение

Разработано программное обеспечение, позволяющее, в режиме реального времени с подтверждением ввода данных, проводить планирование испытаний сложных технических систем и статистическую обработку результатов их испытаний.

Эффективность программы подтверждена при построении регрессионных зависимостей для параметров ЖРД МТ.

Данная программа в дальнейшем будет совершенствоваться, база данных пополняться.

С помощью нее будет возможно построение регрессионных зависимостей любых выходных параметров двигателей и других сложных технических систем.

Литература

1. Модернизация испытательного огневого стенда для исследования рабочих процессов в жидкостных ракетных двигателях малых тяг на экологически чистых компонентах топлива [Текст] / А.Г. Воробьев, И.Н. Боровик, А.Н. Хохлов и др. // Вестник МАИ. — Т. 17. — №1. — 2010. — С. 97–102.
2. Разработка экспериментально-расчетной системы исследования эффективности завесного охлаждения жидкостного ракетного двигателя малой тяги [Электронный ресурс] / А.Г. Воробьев, И.Н. Боровик, А.Н. Хохлов, Д.Ю. Богачева // Электронный журнал «Труды МАИ». — 2012. — № 52. — Режим доступа: www.mai.ru/science/trudy. — 25.04.2012 г.
3. Хохлов, А.Н. Регрессионная модель температуры стенки камеры сгорания жидкостного

ракетного двигателя малой тяги [Текст] / А.Н. Хохлов, А.И. Коломенцев // Молодежь. Техника. Космос: труды IV Общероссийской молодежной научн.-техн. конф./ Балт. гос. техн. ун-т, 14 – 16 марта 2012 г. – СПб., 2012. – С. 52 – 54.

4. The Investigation of Influence Polyisobutylene Additions to Kerosene at the Efficiency of Combustion [Текст] / V.K. Chvanov, I.Y. Fatuev, I.N. Borovik, A.G. Vorobiev, A.A. Kozlov, I.A. Lepeshinsky, Istomin

E.A., V.A Reshetnikov // InTech – Heat Analysis and Thermodynamic Effects – ISBN: 978–953–307–585–3. – 2011. – № 14. – P. 295 – 312.

5. Экспериментальное исследование течения керосина с полимерной присадкой полиизобутилена в модельных трактах регенеративного охлаждения камер ЖРД [Текст] / Сб. научн. тр. «Труды НПО Энергомаш» №28; под ред. В.К. Чванова и др. – 2011. – 394 с.

Поступила в редакцию 31.05.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф., заведующий кафедрой «Ракетные двигатели» Д.А. Ягодников, Московский государственный технический университет им. Н.Э.Баумана, Москва, Российская Федерация.

ПРОГРАМНЕ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ДЛЯ ПОБУДОВИ РЕГРЕСІЙНОЇ ЗАЛЕЖНОСТІ ПАРАМЕТРІВ СКЛАДНИХ ТЕХНІЧНИХ СИСТЕМ

О.І. Коломенцев, О.М. Хохлов

В якості складної технічної системи розглядаються ракетні двигуни малої тяги, які застосовуються як виконавчі органи систем управління космічних апаратів і блоків, спускаються, забезпечуючи орієнтацію і стабілізацію об'єкта в просторі, корекцію траєкторії в польоті, прискорення, гальмування і ряд інших найважливіших операцій при виконанні програми польоту. Вони також використовуються як генератори високотемпературного газу в технологічних установках, призначених для різання металокопункцій, нанесення окисних і металевих плівок на тверді поверхні, видалення старих лакофарбових, смолистих та інших неметалевих покриттів. Експериментальне відпрацювання рідинних ракетних двигунів малих тяг (РРД МТ) є дуже енергоємним і коштовним процесом. Щоб скоротити кількість, а відповідно і вартість випробувань, застосовується планування експерименту.

Ключові слова: РРД МТ, регресійний аналіз, планування експерименту, вогневі випробування, програмне забезпечення, складні технічні системи.

SOFTWARE FOR BUILDING REGRESSION RELATIONSHIPS PARAMETERS OF COMPLEX TECHNICAL SYSTEMS

A.I. Kolometsev, A.N. Khokhlov

As a complex technical systems are considered rocket thrusters, which are used as an executive control system of spacecraft and landing units, providing orientation and stabilization of an object in space, the correction of the trajectory in flight, acceleration, braking and other critical operations when the mission . They are also used as a generator of high-temperature gas processing plants, designed for cutting metal, and metal oxide deposition films on solid surfaces, remove old paint, tar and other nonmetal-metallic coatings. Experimental verification of liquid rocket engine of small thrust (LRE of small thrust) is a very energy-intensive and expensive process. To reduce the number and cost of trials, respectively, applied design of experiments (DOE).

Key words: LRE of small thrust, regression analysis, design of experiments, fire tests, software, complex technical systems.

Коломенцев Александр Иванович – канд. техн. наук, доцент, профессор кафедры «Ракетные двигатели» Московского авиационного института (НИУ), Москва, Российская Федерация, e-mail: a.i.kolomentsev@yandex.ru.

Хохлов Алексей Николаевич – аспирант, м.н.с. кафедры «Ракетные двигатели» Московского авиационного института (НИУ), Москва, Российская Федерация, e-mail: alexey.hohlov.86@gmail.com.

АЛФАВИТНЫЙ УКАЗАТЕЛЬ

<i>Автор</i>	<i>стр.</i>
<i>Аксёненко А.В.</i>	<i>27</i>
<i>Андрущенко Т.Н.</i>	<i>88</i>
<i>Блохин В.И.</i>	<i>84</i>
<i>Великанова Н.П.</i>	<i>84</i>
<i>Гордеев В.Б.</i>	<i>102</i>
<i>Гордин А.Г.</i>	<i>67</i>
<i>Губа Е.А.</i>	<i>67</i>
<i>Ерёменко С.М.</i>	<i>74</i>
<i>Жуль Г.Г.</i>	<i>45</i>
<i>Иванов П.В.</i>	<i>84</i>
<i>Калиниченко Д.С.</i>	<i>27</i>
<i>Камышин В.В.</i>	<i>106</i>
<i>Касьяненко А.Б.</i>	<i>74</i>
<i>Кашанов А.Э.</i>	<i>27</i>
<i>Ковалев В.А.</i>	<i>33</i>
<i>Коваленко В.А.</i>	<i>5</i>
<i>Коломенцев А.И.</i>	<i>116</i>
<i>Кулешов В.И.</i>	<i>74</i>
<i>Кулик А.В.</i>	<i>16</i>
<i>Кулик А.С.</i>	<i>60</i>
<i>Лоян А.В.</i>	<i>93</i>
<i>Мартинес-Бастида Х.П.</i>	<i>60</i>

<i>Автор</i>	<i>стр.</i>
<i>Меркушин В.К.</i>	<i>84</i>
<i>Минтюк В.Б.</i>	<i>38</i>
<i>Насиров Ш.Ш.</i>	<i>106</i>
<i>Нежведилов А.Ю.</i>	<i>50</i>
<i>Нестеренко С.Ю.</i>	<i>93</i>
<i>Паровой Е.Ф.</i>	<i>102</i>
<i>Полуян Н.В.</i>	<i>27</i>
<i>Рева А.Н.</i>	<i>106</i>
<i>Резникова О.В.</i>	<i>88</i>
<i>Рошанпур Ш.</i>	<i>93</i>
<i>Сергеев А.А.</i>	<i>23</i>
<i>Скоб Ю.А.</i>	<i>79</i>
<i>Сошников Е.А.</i>	<i>16</i>
<i>Суббота А.М.</i>	<i>88</i>
<i>Тарасов В.Е.</i>	<i>27</i>
<i>Фалалеев С.В.</i>	<i>102</i>
<i>Фирсов С.Н.</i>	<i>55</i>
<i>Фокин А.А.</i>	<i>16</i>
<i>Хохлов А.Н.</i>	<i>116</i>
<i>Шепель В.Т.</i>	<i>23</i>
<i>Шерстюк Г.Г.</i>	<i>16</i>
<i>Шерстюк Д.Г.</i>	<i>16</i>

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ, МОЛОДІ ТА СПОРТУ УКРАЇНИ
Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського
“Харківський авіаційний інститут”

**АВИАЦИОННО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА
И ТЕХНОЛОГИЯ**

4'2012

Адреса редакції:

Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського
"Харківський авіаційний інститут"

Україна, 61070, Харків–70, вул. Чкалова, 17

e-mail: ntario@khai.edu, alexlesch@mail.ru, aleksandr.leshchenko@gmail.com, alexlesch@ukr.net

Віддруковано ФОП Лисенко І.Б.

61070, Харків – 70, вул. Чкалова, 17, моторний корпус, к. 147

Свідectво про внесення суб'єкта видавничої справи до державного реєстру видавців, виготівників
і розповсюджувачів видавничої продукції ДК № 2607 від 11.09.06 р.

*Уважаемые руководители предприятий (организаций),
специалисты, читатели, авторы журнала
"Авиационно-космическая техника и технология"!*

Продолжается подписка на **2012 г.**

Индекс журнала в Каталоге подписных изданий Украины – **08985**

**АВИАЦИОННО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА
И ТЕХНОЛОГИЯ**

4'2012

Редактор Е.И. Кучук

Компьютерный набор Т.С. Пискловой

Компьютерная верстка Ю.А. Лещенко

Оригинал-макет изготовлен на кафедре информационных управляющих систем
Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского
“Харьковский авиационный институт”

Подписано в печать 28.06.2012

Формат 60x84 1/8. Бум. офс. № 2. Офс. печ.

Усл. печ. л. 8,09. Уч.-изд. л. 8,53 Т. 100 экз. Заказ 628. Цена договорная

Адрес редакции:

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского
"Харьковский авиационный институт"

Украина, 61070, Харьков–70, ул. Чкалова, 17

e-mail: ntario@khai.edu, alexlesch@mail.ru, aleksandr.leshchenko@gmail.com, alexlesch@ukr.net

Отпечатано ФЛП Лысенко И.Б.

61070, Харьков – 70, ул. Чкалова, 17, моторный корпус, к. 147

Свидетельство о внесении субъекта издательского дела в государственный реестр издателей, изготовителей
и распространителей издательской продукции ДК № 2607 от 11.09.06 г.