

УДК 621.91.01

М. А. КУРИН

Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Украина

ОБЕСПЕЧЕНИЕ АДСОРБЦИОННОГО ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ ПРИ МЕХАНИЧЕСКОЙ ОБРАБОТКЕ РЕЗАНИЕМ

Сформулирована проблема необходимости исследования кинематики процессов механической обработки с целью повышения эффективности активации действия различных сред в зоне резания. Рассмотрена схема взаимодействия режущего инструмента и обрабатываемой детали при механической обработке. Из условия наиболее полного протекания адсорбционного взаимодействия компонентов смазывающе-охлаждающей технологической среды с ювенильными участками обрабатываемой поверхности получены выражения для точения, фрезерования и шлифования. Полученные формулы устанавливают взаимосвязь параметров режимов обработки, при которых обеспечиваются благоприятные условия стружкообразования за счет создания условий для проявления адсорбционно-пластифицирующего эффекта.

Ключевые слова: труднообрабатываемые материалы, критериальные требования, кинематический способ, механическая обработка резанием, адсорбционно-пластифицирующий эффект.

Введение

Технический прогресс в авиационной промышленности происходит в условиях непрерывного повышения требований к конструкции, надежности и ресурсу деталей авиационных двигателей [1–5]. Это предопределяет широкое использование коррозионно-стойких, высоко- и жаропрочных материалов и сплавов для изготовления наиболее ответственных деталей. Данные материалы наряду с высокими прочностными характеристиками отличаются низкой обрабатываемостью, а в настоящее время, трудоемкость механической обработки составляет 50..60% и более от общей трудоемкости изготовления современного авиационного двигателя [6].

В связи с этим можно отметить, что исследования, посвященные повышению эффективности механической обработки труднообрабатываемых материалов (ТОМ), являются актуальными и заслуживают внимания.

1. Формулирование проблемы

На основании анализа кинетики механохимических процессов, протекающих в контактной зоне при шлифовании, авторами работы [7] разработаны критерии оценки “необходимых” и “достаточных” условий для наиболее полного протекания адсорбционного взаимодействия поверхностно-активных веществ (ПАВ) смазывающе-охлаждающей технологической среды (СОТС) с ювенильными участками

ми обрабатываемой поверхности в контактной зоне и три возможных пути их обеспечения: 1) кинематические способы; 2) физико-химические методы; 3) комбинированные методы.

Кинематический способ позволяет нам реализовать критериальные требования на имеющемся оборудовании путем выбора параметров режима обработки.

Среди физико-химических методов следует отметить катодную поляризацию и электромагнитное облучение контактной зоны в силу их универсальности, простоты реализации и как не требующих дорогостоящего специального оснащения и модернизации оборудования для обработки. Вполне очевидно, что критериальные требования справедливы и для других методов механической обработки, а их пути обеспечения можно использовать для повышения эффективности обработки резанием ТОМ. Из всего многообразия методов наибольший интерес, на наш взгляд, вызывают комбинированные, так как они имеют преимущества первых двух путей.

Совместное действие физико-химических методов и благоприятной кинематики процесса обработки позволит повысить эффективность активации действия различных сред в зоне обработки при прочих равных условиях [8].

2. Обзор предыдущих исследований

Структурно-логическая схема планируемых экспериментальных исследований, предложенная в работе [8] представлена на рис. 1.

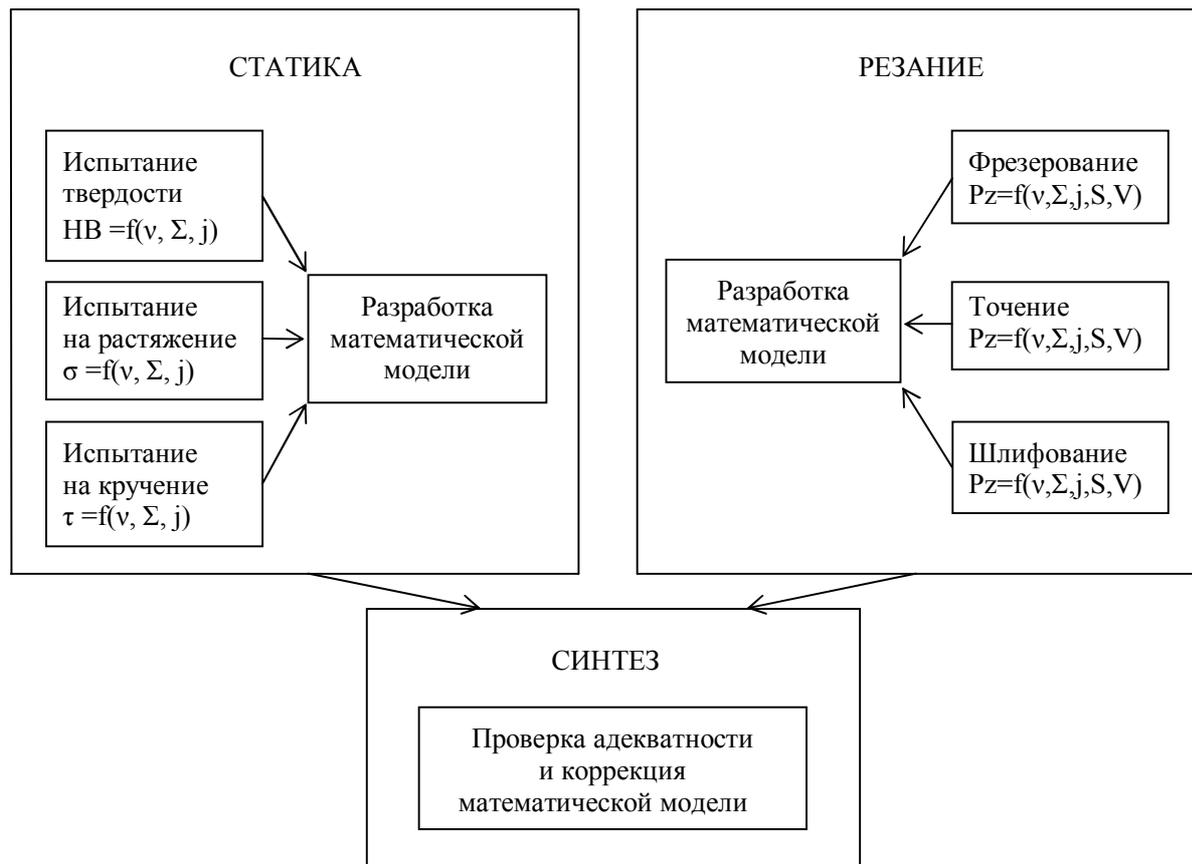


Рис. 1. Структурно-логическая схема планируемых экспериментальных исследований

На первом этапе планируется подвергнуть образцы испытанию на простое сопротивление (растяжение, кручение), а также испытанию на твердость в присутствии различного рода СОТС, катодной поляризации и электромагнитного излучения. Целью таких испытаний является получение зависимостей вида:

$$HB = f(v, \Sigma, j), \sigma = f(v, \Sigma, j), \tau = f(v, \Sigma, j),$$

где HB – твердость;

σ – предел прочности на разрыв;

τ – предел прочности при кручении;

v – частота электромагнитного излучения;

Σ – интегральный фактор, учитывающий физико-химические свойства СОТС;

j – плотность тока катодной поляризации,

а также проверка правильности теоретических представлений. Такие испытания позволят оценить эффект действия различного рода методов активации на степень проявления адсорбционно-пластифицирующего эффекта (АПЭ) при статическом нагружении в «сухом виде», исключив влияние энергосиловых факторов, отражающих условия деформирования тела (температура, скорость деформации, время контакта со средой).

Далее представляется необходимым провести экспериментальные исследования влияния параметров режимов обработки, СОТС, катодной поляризации, электромагнитного излучения на силы резания ТОМ при обработке резанием, с целью получения зависимостей вида:

$$Pz = f(v, \Sigma, j, S, V),$$

где Pz – сила резания;

S – скорость подачи;

V – скорость резания.

На следующем этапе следует разработка математической модели, учитывающей влияние параметров режима обработки и методов активации действия среды на энергосиловые характеристики процесса резания.

После чего при необходимости откорректировать математическую модель для получения окончательных аналитических зависимостей, описывающих влияние эффектов действия среды и методов их активации на степень проявления АПЭ, и разработать научно обоснованные промышленные рекомендации, позволяющие повысить эффективность механической обработки ТОМ.

2. Решение проблемы

Рассмотрим схему взаимодействия режущего инструмента и обрабатываемой детали (рис. 2). Для обеспечения условий наиболее полного адсорбционного взаимодействия компонентов СОТС с ювенильными участками обрабатываемой поверхности, вскрываемой в контактной зоне режущими элементами инструмента, необходимо обеспечить максимально возможное значение промежутка времени между двумя последовательными актами съема стружки с одного и того же участка поверхности и таким, чтобы оно было не меньше периода времени развития АПЭ. Математически это условие может быть записано следующим образом:

$$\Delta\tau_x \leq \Delta t_d^{1-2} \leq \Delta t_i^{3-2}, \quad (1)$$

где $\Delta\tau_x$ – латентный период времени развития АПЭ;

Δt_d^{1-2} – промежуток времени по прошествии, которого точка детали 1 займет положение точки 2;

Δt_i^{3-2} – промежуток времени между входом в контакт с поверхностью детали двух соседних режущих кромок инструмента.

Время Δt_d^{1-2} может быть определено по формуле:

$$\Delta t_d^{1-2} = \frac{L_k}{\pi \cdot D_d \cdot n_d}, \quad (2)$$

где L_k – длина контакта режущей кромки и детали;

D_d – диаметр детали;

n_d – частота вращения детали.

Время Δt_i^{3-2} можно определить, воспользовавшись следующим выражением:

$$\Delta t_i^{3-2} = \Delta t_i^{1-3} - \Delta t_i^{1-2}. \quad (3)$$

Если перейти к кинематическим параметрам режима обработки, формула (2) примет вид:

$$\Delta t_i^{3-2} = \frac{1}{z \cdot n_i} - \frac{L_k}{\pi \cdot D_i \cdot n_i}, \quad (4)$$

где z – количество режущих кромок инструмента;

D_i – диаметр инструмента;

n_i – частота вращения инструмента.

Формула (4) справедлива при встречном движении детали и инструмента, а также в том случае, когда в пределах длины контакта находится один режущий элемент, что хорошо иллюстрируется рисунком 2.

При попутном движении и при длине контакта превышающей расстояние между режущими элементами справедлива формула:

$$\Delta t_i^{3-2} = \frac{1}{z \cdot n_i}. \quad (5)$$

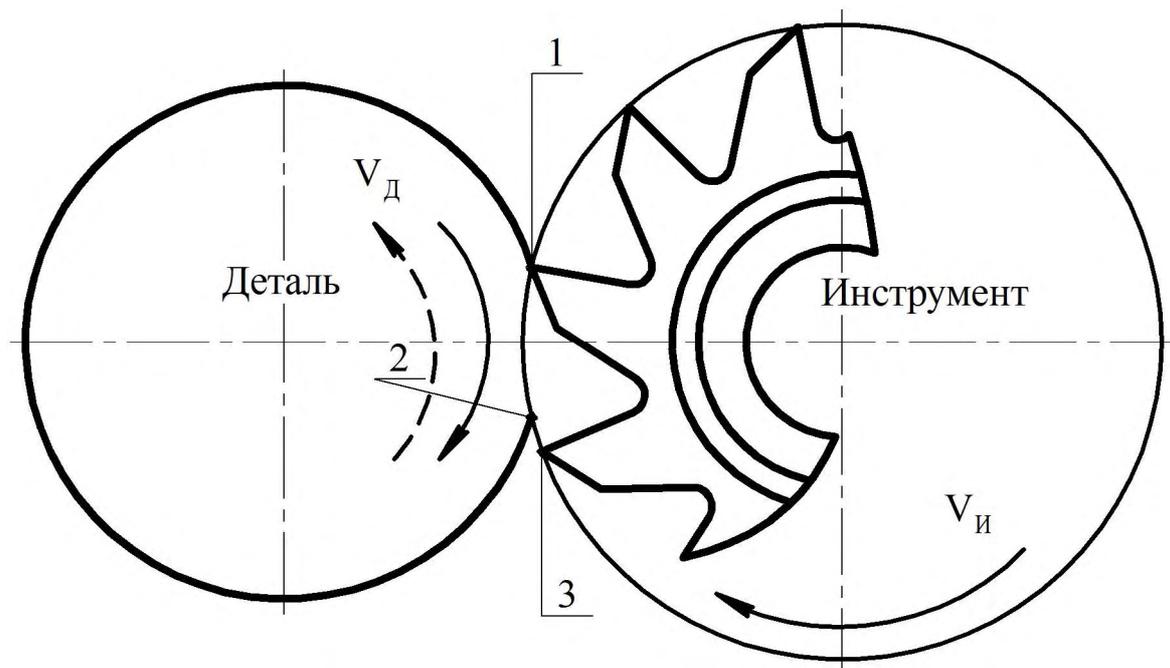


Рис. 2. Условная схема взаимодействия режущего инструмента и детали

В случае вращения детали правильно было бы учесть периодичность контакта одного и того же участка поверхности детали с инструментом. С учетом этого неравенство $\Delta t_d^{1-2} \leq \Delta t_n^{3-2}$ приобретет следующий вид:

$$\Delta t_n^{3-2} \in \left[\frac{k}{n_d} + \frac{L_k}{\pi \cdot D_d \cdot n_d}; \frac{k+1}{n_d} \right),$$

где $k \in N_0$ – неотрицательно целое число.

Практика показывает, что скорость инструмента, за редким исключением (кроме точения), является скоростью главного рабочего движения и во много раз превышает скорость детали, поэтому можно ограничиться следующей формулой:

$$\Delta t_n^{3-2} \geq \frac{L_k}{\pi \cdot D_d \cdot n_d}. \quad (6)$$

Используя рассуждения, представленные выше, выведем условия для проявления АПЭ для частных случаев точения, фрезерования и плоского шлифования.

При точении режущая кромка инструмента не выходит из контакта с поверхностью резания, поэтому условие (4) не имеет смысла и можно принять $\Delta t_n^{3-2} = 0$, $\Delta t_d^{1-2} = \frac{1}{n_d}$, тогда неравенство (1) примет вид:

$$\frac{1}{n_d \cdot \Delta \tau_x} \geq 1. \quad (7)$$

При фрезеровании плоскостей можно принять, что $D_d \rightarrow \infty$, тогда $\Delta t_d^{1-2} \rightarrow 0$, а выражение (1) можно записать следующим образом:

$$\begin{cases} \left(\frac{1}{z \cdot n_n} - \frac{L_k}{\pi \cdot D_n \cdot n_n} \right) \cdot \frac{1}{\Delta \tau_x} \geq 1; \\ \frac{1}{z \cdot n_n \cdot \Delta \tau_x} \geq 1. \end{cases} \quad (8)$$

Первое выражение в скобках справедливо для встречного фрезерования, второе для попутного и при длине контакта превышающей расстояние между соседними зубьями фрезы. Выражения (8) справедливы и для плоского шлифования, с той лишь разницей, что удобно перейти к скорости круга (резания) и среднестатистическому расстоянию между

зернами. Таким образом, для плоского шлифования получим:

$$\begin{cases} \left(\frac{1}{L_0 \cdot V_k} - \frac{L_k}{V_k} \right) \cdot \frac{1}{\Delta \tau_x} \geq 1; \\ \frac{1}{L_0 \cdot V_k \cdot \Delta \tau_x} \geq 1, \end{cases} \quad (9)$$

где L_0 – среднестатистическое расстояние между абразивными зернами;

V_k - линейная скорость абразивного круга.

Длина контакта может быть определена по известным формулам, так для плоского шлифования и фрезерования длина контакта может быть найдена из выражения:

$$L = \left(1 \pm \frac{V_d}{V_n} \right) \cdot \sqrt{D_n \cdot t},$$

где V_d – линейная скорость детали;

V_n – линейная скорость инструмента;

D_n – диаметр инструмента;

t – глубина резания.

Знак «+» беруг в случае попутного движения детали и инструмента, знак «-» при встречном.

Формулы (7), (8), (9) устанавливают взаимосвязь параметров режимов обработки, обеспечивающих благоприятные условия стружкообразования за счет создания условий для проявления АПЭ.

Для удобства мы свели все наши выкладки в таблицу 1.

Таблица 1
Условия для проявления АПЭ

Вид обработки	Условие для проявления АПЭ
Точение	$\frac{1}{n_d \cdot \Delta \tau_x} \geq 1$
Фрезерование	$\begin{cases} \left(\frac{1}{z \cdot n_n} - \frac{L_k}{\pi \cdot D_n \cdot n_n} \right) \cdot \frac{1}{\Delta \tau_x} \geq 1 \\ \frac{1}{z \cdot n_n \cdot \Delta \tau_x} \geq 1 \end{cases}$
Шлифование	$\begin{cases} \left(\frac{1}{L_0 \cdot V_k} - \frac{L_k}{V_k} \right) \cdot \frac{1}{\Delta \tau_x} \geq 1 \\ \frac{1}{L_0 \cdot V_k \cdot \Delta \tau_x} \geq 1 \end{cases}$

Заключение

Рассмотрена схема взаимодействия режущего инструмента и обрабатываемой детали при механической обработке. Из условия наиболее полного протекания адсорбционного взаимодействия компонентов СОТС с ювенильными участками обрабатываемой поверхности, получены выражения для точения, фрезерования и шлифования. Полученные формулы устанавливают взаимосвязь параметров режимов обработки, обеспечивающих благоприятные условия стружкообразования за счет создания условий для проявления АПЭ.

Литература

1. Изготовление деталей газотурбинных двигателей из титановых сплавов [Текст]: моногр. / В. А. Богуслаев, А. И. Долматов, П. Д. Жеманюк и др. – Запорожье: Дека, 1997. – 276 с.
2. Крымов, В. В. Производство лопаток газотурбинных двигателей [Текст] / В. В. Крымов, Ю. С. Елисеев, К. И. Зудин; под ред. В. В. Крымова. – М.: Машиностроение, 2002. – 376 с.
3. Полетаев, В. А. Глубинное шлифование лопаток турбин [Текст]: моногр. / В. А. Полетаев, Д. И. Волков. – М.: Машиностроение, 2009. – 272 с.

4. Технологическое обеспечение эксплуатационных характеристик деталей ГТД [Текст] / В. А. Богуслаев., Ф. М. Муравченко, П. Д. Жеманюк и др. – Запорожье : ОАО «Мотор Сич», 2003. – Часть 1. – 396 с.

5. Технологическое обеспечение эксплуатационных характеристик деталей ГТД [Текст] / В. А. Богуслаев., Ф. М. Муравченко, П. Д. Жеманюк и др. – Запорожье: ОАО «Мотор Сич», 2003. – Часть 2. – 420 с.

6. Елисеев, Ю. С. Современные технологии как необходимое условие создания наукоемкой продукции [Текст] / Ю. С. Елисеев, В. В. Крымов // Двигатель. – 2003. – № 6 (30). – С. 7–10.

7. Повышение эффективности шлифования путем совершенствования кинематики процесса [Текст] / Н. В. Сурду, А. И. Долматов, А. Ф. Горбачев, А. А. Горбачев // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов : сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 22(5). – Х., 2000. – С. 118–125.

8. Курин, М. А. Обоснование квантовой природы явлений и процессов, возникающих при активации зоны механической обработки [Текст] / М. А. Курин // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та "ХАИ". – Вып. 61. – Х., 2013. – С. 82–89.

Поступила в редакцию 23.01.2014, рассмотрена на редколлегии 12.03.2014

Рецензент: д-р техн. наук, проф. кафедры технологии производства авиационных двигателей В. Ф. Сорокин, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ АДСОРБЦІЙНОЇ ВЗАЄМОДІЇ ПРИ МЕХАНІЧНІЙ ОБРОБЦІ РІЗАННЯМ

М. О. Курін

Сформульовано проблему необхідності дослідження кінематики процесів механічної обробки, з метою підвищення ефективності активації дії різних середовищ в зоні різання. Розглянуто схему взаємодії ріжучого інструменту та оброблюваної деталі при механічній обробці. З умови найбільш повного протікання адсорбційної взаємодії компонентів СОТС з ювенильними ділянками оброблюваної поверхні, отримано вирази для точіння, фрезерування та шліфування. Отримані формули встановлюють взаємозв'язок параметрів режимів обробки, що забезпечують сприятливі умови стружкоутворення за рахунок створення умов для прояву АПЕ.

Ключові слова: важкооброблювані матеріали, критеріальні вимоги, кінематичний спосіб, механічна обробка різанням, адсорбційно-пластифікуючий ефект.

SUPPORT OF ADSORPTION INTERACTION WHEN CUTTING

M. A. Kurin

The problem the need to study the kinematics of machining processes in order to improve the efficiency of the activation effect of different environments in the cutting zone has been formulated. The scheme of interaction between the cutting tool and the workpiece during machining has been considered. For conditions of the most complete of action of adsorption of components cooling mixture with juvenile parts of treated surface, the expressions for turning, milling and grinding have been received. The formulas obtained determine correlation between processing modes parameters, which provide favorable conditions of chip forming at the expense of the manifestation of the adsorption-plasticizing effect.

Keywords: hard-to-cut materials, criterial requirements, kinematic method, machining, adsorption-plasticification effect.

Курин Максим Александрович – канд. техн. наук, доцент кафедры технологий производства авиационных двигателей, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: kurin_83@mail.ru.

УДК 678.5.029.7.65.011.54

В. Л. МАЛАШЕНКО, А. Н. МЕЩЕРЯКОВ, А. А. КОРОСТЕЛЕВА, А. В. ЛОСЕВ*Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ»***ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЦЕССА УДАЛЕНИЯ ОБЛОЯ С ДЕТАЛЕЙ
ИЗ ТЕРМОПЛАСТОВ**

В статье приведены физико-математические модели процессов нагрева облоя и массива детали источником тепла постоянной мощности и результаты исследований нагрева моделей ликвидов и массива деталей из полиэтилена и полипропилена. Теоретически установлены оптимальная плотность теплового источника и время его воздействия на детали при оплавлении облоя различной толщины. Представлены экспериментальные исследования термоимпульсного процесса удаления облоя с полиэтиленовых деталей при использовании источников тепла с различными техническими характеристиками: большой мощностью и кратким воздействием и относительно малой мощностью, но длительным нагревом, которые полностью подтверждают расчетные параметры обработки.

Ключевые слова: скругление кромок, термоимпульсный процесс, температурное поле, теплофизические свойства материалов, облой, термопластик.

Введение

Общее потребление изделий из пластмасс растет ежегодно более чем на два процента. Широкое применение пластмасс в аэрокосмической отрасли объясняется их специфическими свойствами: относительно малым удельным весом, высокой прочностью, радиопрозрачностью и др. При этом для формообразования изделий используют автоматизированное оборудование, а на операциях удаления облоя еще широко применяют ручной труд. Трудоемкость зачистных операций достигает 80% от общих трудозатрат на производство пластмассовых деталей [1]. Поэтому поиск эффективной технологии, позволяющей снижать затраты на этих операциях, является актуальным в настоящее время.

Одним из перспективных направлений в области отделочно-очистных технологий является использование тепловых эффектов при обработке, заключающейся в предварительном охлаждении изделий до хрупкого состояния материала с последующим удалением облоя виброгалтовкой и ручной обрезки облоя различными лезвийными инструментами, горячей проволокой и др. Из всего многообразия известных технологий наиболее приемлемой является обработка термоимпульсным методом. Суть обработки состоит в следующем: детали помещают в герметичную камеру с горючей смесью, смесь поджигают, и тепло от ее сгорания оплавляет ликвиды. Инструментом в данном методе является газовая горючая смесь. Метод отличается высокой производительностью, гибкостью, низкими затратами на обработку (стоимость заряда газовой смеси), простотой регулирования параметров обработки при известных закономерностях взаимного

влияния процессов, происходящих в деталях, облое и в оборудовании (газовой среде).

Из анализа статистических данных по потреблению термопластов следует, что наибольшая доля рынка приходится на термопласты общетехнического назначения, а именно: полиэтилен высокого и низкого давления, полипропилен, поливинилхлорид и полиэстер. В таблице 1 приведены теплофизические свойства некоторых термопластичных пластмасс, температура плавления которых находится в интервале $\sim 120...170^{\circ}\text{C}$, а коэффициент теплопроводности меньше, чем у металлов и сплавов, на два-три порядка. Причем при изменении температуры теплофизические свойства некоторых пластмасс значительно изменяются. Поэтому параметры термоимпульсной обработки для каждого материала необходимо назначать с учетом его особенностей. Задача выбора режимов удаления ликвидов включает в себя противоречивые условия – с одной стороны, нужно обеспечить плавление облоя, а с другой – сохранить исходное состояние поверхностного слоя. Для решения задачи оптимизации режимов обработки при условии сохранения исходного состояния детали используем физико-математические модели.

Решение задачи сводится к определению условий нагрева и охлаждения поверхностей детали и времени оплавления облоя. На рисунке 1 показаны типовые детали из полиэтилена до и после обработки на оптимальном режиме (а), перегретыми поверхностями (б) [2] при отклонении от оптимального режима.

Из экспериментов следует необходимость анализа температурных полей массива детали и облоя при нагреве квазипостоянным источником тепла с последующим выбором характеристик источника

Таблица 1

Теплофизические свойства полимеров

Полимер	C, кДж/кг·град	λ, Вт/м·град	a, 10 ⁻⁶ м/с	T _{пл} , °C	Теплота плавления, кДж/моль
Полиэтилен низкой плотности	2,0...3,5 2,4...4,0	(20 -70 °C) 0,29...0,42 0,28...0,38	1,4...1,6 1,1...1,2	103...115	7,54... 8,38
Полипропилен	1,7...1,9	(20 - 130°C) 0,12...0,25	1,3	160...172	8,79...10,89

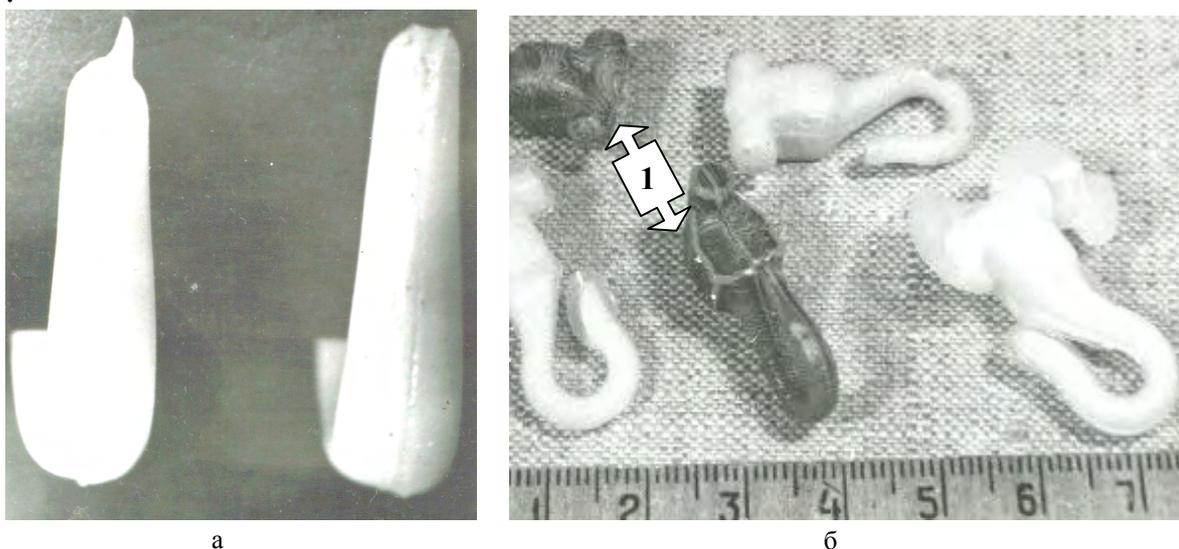


Рис.1. Детали из полиэтилена: а – фрагмент детали до и после зачистки, б – (1) детали с перегретой поверхностью при избыточной мощности источника тепла

тепла (оборудования), что в свою очередь дает возможность определить условия организации процесса сгорания газовой смеси.

1. Аналитическая модель нагрева массива детали постоянным источником тепла

Теоретический анализ температурного поля массива детали проводим при подводе тепла и нагреве от источника постоянной мощности [3]. Рассмотрим этап нагрева модели детали равномерно распределенным источником тепла при следующих допущениях:

- утечкой тепла на полубесконечных участках границы (-l) и (l) пренебрегаем (рис. 2);
- температуру в начальный момент времени принимаем равной 0 °C;
- к поверхности детали на участке l подводится тепло;
- вследствие кратковременности действия источников тепла теплообмен с окружающей средой не учитываем.

Модель детали представляет собой полуплоскость (рис. 2). Изменение температуры происходит в направлении осей OX и OY. Теплообменом с окру-

жающей средой пренебрегаем, источник тепла – внутренний, имеет мощность q. Тепло подводится к поверхности детали на участке -l...l.

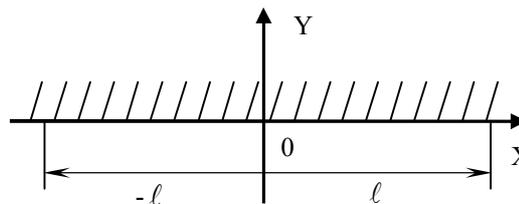


Рис. 2. Модель детали

Условие задачи математически можно сформулировать следующим образом. Имеем дифференциальное уравнение теплопроводности

$$\frac{\partial T(x, y, \tau)}{\partial \tau} = a \left[\frac{\partial^2 T(x, y, \tau)}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 T(x, y, \tau)}{\partial y^2} \right] + \frac{QP(x)\delta(y)}{c\gamma} \tag{1}$$

с краевыми условиями:

$$T(x, y, 0) = 0, \tag{2}$$

$$\frac{\partial T(x, 0, \tau)}{\partial y} = 0, \tag{3}$$

$$\frac{\partial T(0, y, \tau)}{\partial x} = 0. \tag{4}$$

Применяя преобразования Фурье, получаем решение, позволяющее моделировать процесс нагрева поверхности деталей при различных теплофизических свойствах материалов и плотности теплового потока во времени:

$$T(x, y, \tau) = \frac{Q}{\lambda} \sqrt{\frac{a}{\pi}} \int_0^{\tau} \frac{1}{\sqrt{\tau}} e^{-\frac{y^2}{4a\tau}} \left(\operatorname{erf} \frac{\ell - x}{2\sqrt{a\tau}} + \operatorname{erf} \frac{\ell + x}{2\sqrt{a\tau}} \right) d\tau, \quad (5)$$

где $a = \lambda / C \gamma$ – температуропроводность,
 λ – теплопроводность материала,
 C – теплоемкость материала,
 γ – плотность материала,
 τ – время нагрева,
 Q – плотность теплового потока.

2. Аналитическая модель нагрева облоя постоянным источником тепла

Рассмотрим выбранную модель ликвида (рис. 3), которая может быть представлена неограниченной пластиной, ширина и длина которой бесконечно велики по сравнению с толщиной, равной $2h$. Изменение температуры происходит в направлениях осей OY , OX . Следовательно, рассматриваемая задача является двухмерной. Собственно ликвидом является часть пластины длиной ℓ , на которую действуют источники тепла мощностью q . Для понимания физической сущности процесса удаления заусенца наряду с определением энергии теплового источника важным является нахождение температурного поля заусенца.

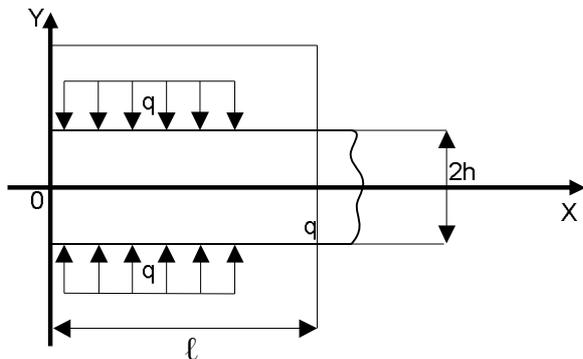


Рис. 3. Модель ликвида

Рассмотрим нагрев расчетной модели заусенца источниками тепла постоянной мощности, непрерывно распределенными на участке (рис.3) при следующих допущениях:

- начальная температура пластины принимается равной 0°C ;
- к поверхности пластины на участке длиной ℓ мгновенно подводится тепло;
- вследствие кратковременности действия источников тепла теплообмен с окружающей средой не учитывается.

В этом случае уравнение теплопроводности принимает следующий вид:

$$\frac{\partial T(x, y, \tau)}{\partial \tau} = a \left[\frac{\partial T(x, y, \tau)}{\partial x^2} + \frac{\partial T(x, y, \tau)}{\partial y^2} \right] + \frac{qP(x)\delta(h-y)}{c\ell\gamma}, \quad (6)$$

где $\delta(h-y)$ – дельта-функция Дирака.

$$\text{Начальное условие } T(x, y, 0) = 0, \quad (7)$$

Граничные условия:

$$\frac{\partial T(0, y, \tau)}{\partial x} = 0, \quad (8)$$

$$\frac{\partial T(x, 0, \tau)}{\partial y} = 0, \quad (9)$$

$$\frac{\partial T(x, h, \tau)}{\partial y} = 0. \quad (10)$$

Окончательное решение получим в виде ряда, коэффициенты которого есть интегралы с переменным верхним пределом:

$$T(x, y, \tau) = \frac{aq}{\ell h \lambda} \left[\frac{1}{2} \int_0^{\tau} \left(\operatorname{erf} \frac{\ell - x}{2\sqrt{a\tau}} + \operatorname{erf} \frac{\ell + x}{2\sqrt{a\tau}} \right) d\tau + \sum_{n=1}^{\infty} (-1)^n \cos \frac{n\pi y}{h} \times \int_0^{\tau} \exp\left(-\frac{an^2\pi^2\tau}{h^2}\right) \times \left(\operatorname{erf} \frac{\ell - x}{2\sqrt{a\tau}} + \operatorname{erf} \frac{\ell + x}{2\sqrt{a\tau}} \right) d\tau \right]. \quad (11)$$

Аналитическая зависимость позволяет моделировать процесс нагрева элементов детали в виде пластины, т.е. самых теплонапряженных звеньев системы (облоя), в зависимости от их геометрических размеров, характеристики источника тепла, теплофизических свойств материалов и времени обработки.

3. Исследование температурных полей моделей ликвидов и массива детали

Многообразие полимерных материалов с индивидуальными теплофизическими свойствами осложняет применение термоимпульсного метода, поскольку на выбор режимов обработки влияют более двадцати взаимовлияющих факторов. Для каждого материала существует только одна оптимальная зависимость режимов от теплофизических свойств и геометрических размеров ликвидов [2, 3], а экспериментальный путь решения такой задачи проблематичен и дорогостоящ. Поэтому для оптимизации режимов резонно использовать физико-математические модели процессов, происходящих в детали и ликвидах при нагреве.

Для примера ограничимся исследованием моделей деталей из наиболее распространенных термопластов. В таблице 1 приведены теплофизические свойства полиэтилена низкой плотности и полипропилена.

Выполним численные эксперименты по определению условий обработки деталей, исключаящих

негативные последствия. Толщина удаляемых ликвидов – до 200 мкм. Исследуем температурные поля облоя и массива образца детали из полиэтилена и полипропилена при различных условиях нагрева.

Для численных исследований используем физико-математические модели, которые позволяют моделировать температурные поля в ликвидах и в массиве деталей при изменении мощности источника тепла и времени воздействия на объекты. В таблице 2 сведены результаты численных экспериментов, которые выполнялись при одинаковой мощности источника тепла. На рисунках 4 и 5 показаны типичные температурные поля облоя толщиной $2 \cdot 10^{-4}$ м и поверхностного слоя массива детали из полиэтилена глубиной $1 \cdot 10^{-4}$ м, где цифрами 1-5 соответственно обозначены временные интервалы и приповерхностные слои. При обработке деталей из материалов с относительно низкой теплопроводностью необходимо обеспечить оптимальные режимы подвода тепла для предотвращения перегрева их поверхностей и оплавления облоя. Относительно низкие температура плавления и теплопроводность полимерных материалов обуславливают необходимость обеспечения точного дозирования тепла и равномерной температуры газов в рабочей камере. Кроме того, необходимо обеспечить прогрев до плавления сред-

него слоя облоя и предотвратить перегрев его поверхности, чтобы исключить разложение полимеров с выделением углерода. На рисунке 6 (а, б) и 7 показаны типичные результаты теоретических и экспериментальных исследований удаления облоя при детонационном сгорании смеси. Для процесса теплообмена в режиме детонационного сгорания характерны высокая мощность теплового источника и кратковременность действия. Интенсивный теплообмен между продуктами сгорания и обрабатываемыми деталями приводит к перегреву поверхностей и утрате товарного вида (рис.7).

На рисунках 8 (а, б) и 9 показаны результаты исследований удаления облоя при оптимальных режимах обработки за счет подавления детонации и интенсивного теплообмена. По результатам численных исследований установлено, что процесс термимпульсной обработки пластмасс целесообразно осуществлять плавлением при горении газовой смеси без детонации при давлении продуктов сгорания до 15 МПа. Температура рабочей среды газа достигает в среднем 2000°C . При этом необходимо регулировать время контакта продуктов сгорания и деталей в интервале $10^{-1} \dots 10^{-3}$ с, для чего предусмотрена система выпуска [4].

Таблица 2

Результаты численных экспериментов

Материал	Толщина ликвида $h, \text{ м}$	Время обработки $\tau, \text{ с}$	Температура ликвида $\Delta t_{\text{л}}, ^{\circ}\text{C}$	Температура детали $\Delta t_{\text{д}}, ^{\circ}\text{C}$
Полиэтилен	$5 \cdot 10^{-5}$	0,005	130...200	3,5
	$1 \cdot 10^{-4}$	0,020	126...190	2,5
	$2 \cdot 10^{-4}$	0,100	124...180	1,5
Полипропилен	$5 \cdot 10^{-5}$	0,004	185...290	5,0
	$1 \cdot 10^{-4}$	0,008	180...280	3,0
	$2 \cdot 10^{-4}$	0,070	180...280	1,5

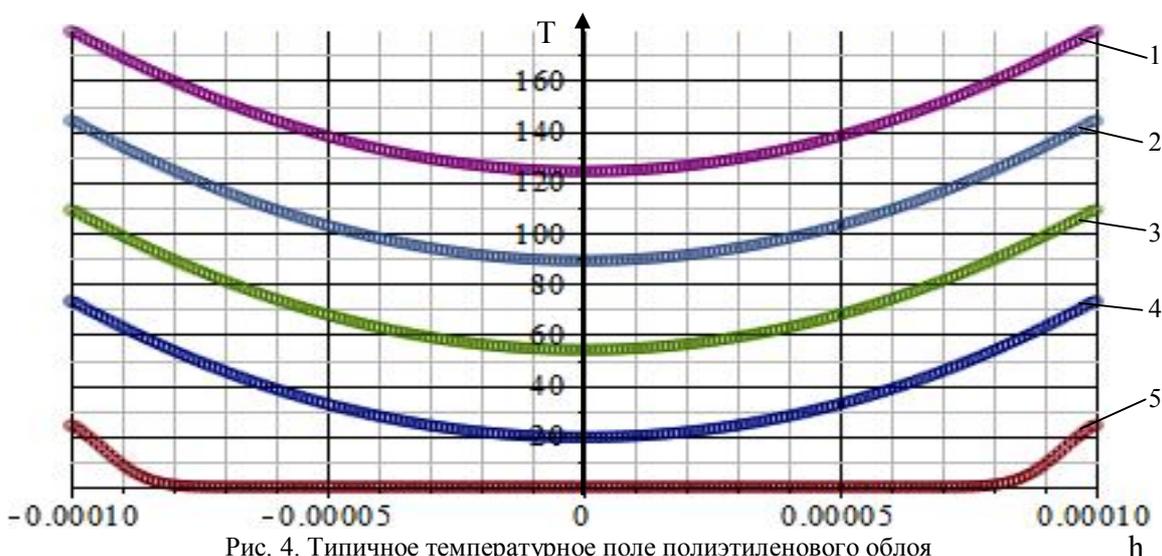


Рис. 4. Типичное температурное поле полиэтиленового облоя
Время обработки $\tau = 10^{-1}$ с; $2h = 2 \cdot 10^{-4}$ м

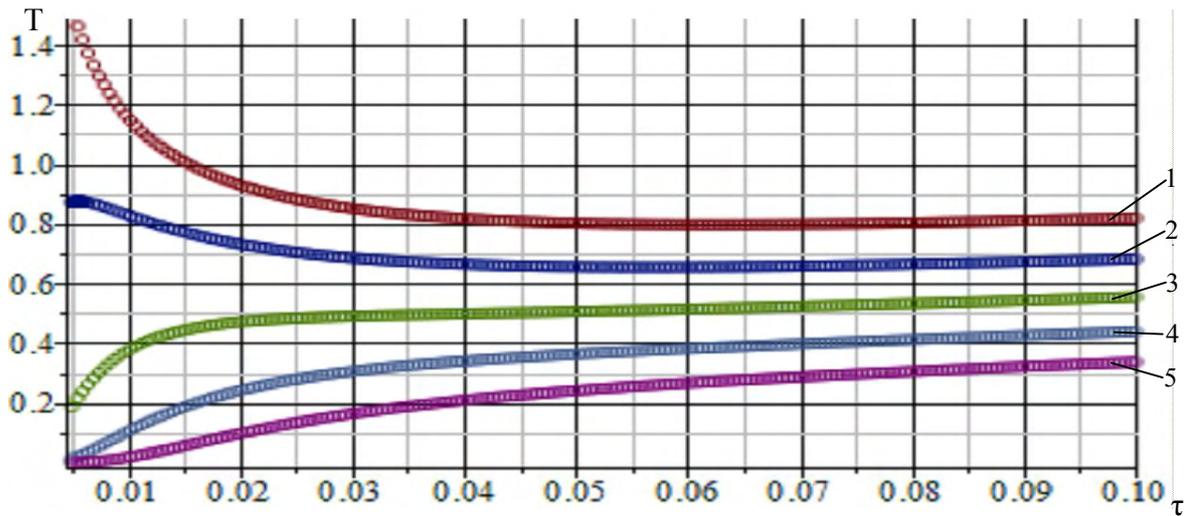


Рис. 5. Типичное температурное поле массива детали
Время обработки $\tau = 10^{-1}$ с; $h = 10^{-4}$ м

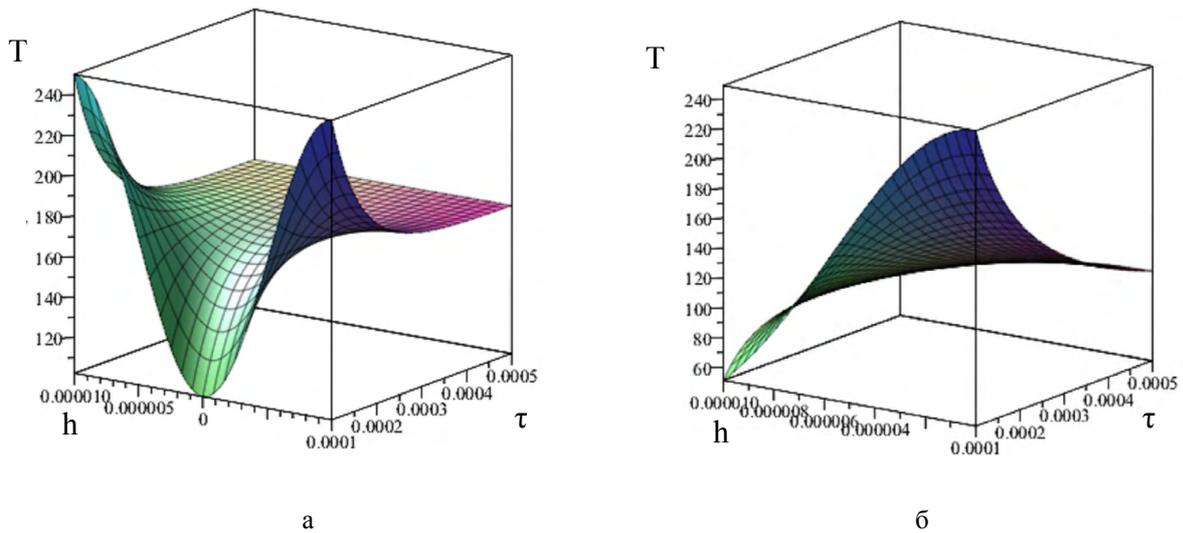


Рис. 6. Температурные поля обоя (а) и поверхности детали (б) при интенсивном нагреве



Рис. 7. Детали до и после интенсивной обработки с перегретой поверхностью

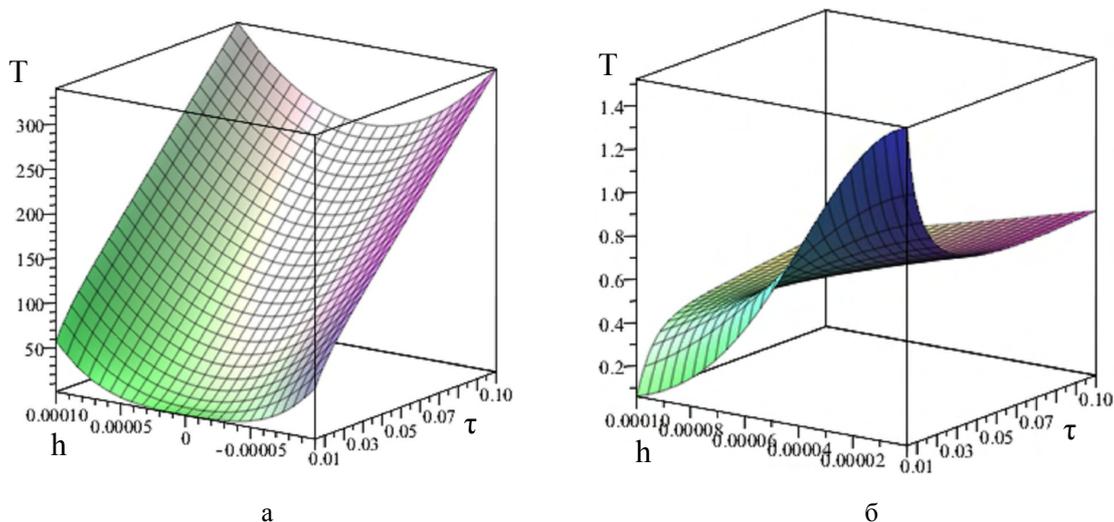


Рис. 8. Температурные поля обля (а) и поверхности детали (б) при квазипостоянном нагреве



Рис. 9. Детали до и после обработки на оптимальном режиме при квазипостоянном нагреве

Заключение

Исследование температурных полей заусенцев и теплонапряженных элементов детали, а также влияния мощности и типа источника тепла на объект позволяет установить:

- взаимосвязь энергоемкости процессов нагрева с теплофизическими свойствами материалов;
- оптимальный режим нагрева ликвидов по времени;
- характеристику источника тепла, исходя из геометрии заусенцев, тонкостенных элементов детали и теплофизических свойств материалов;

- оптимальные режимы обработки деталей с учетом свойств материала и геометрических размеров удаляемых и сохраняемых элементов конструкции.

Литература

1. Мусаев, Р. Ш. Совершенствование технологии зачистной обработки деталей из термопластов [Текст]: дис. ... канд. техн. наук: 05.02.08 / Руслан Шабанович Мусаев. – Пенза, 2009. – 138 с.
2. Лосев, А. В. Повышение эффективности зачистки деталей пневматических и гидротопливных систем при использовании термоимпульсного метода [Текст]: дис. ... канд. техн. наук: 05.02.08;

защищена 27.06.1995: утв. 07.10.1995 / Лосев Алексей Васильевич. – Х., 1995. – 210 с.

3. Лосев, А. В. Теоретический анализ термоимпульсного удаления заусенцев с деталей [Текст] / А. В. Лосев // Импульсная обработка металлов давлением. – Х.: ХАИ, 1997. – С. 43 - 49.

4. Методика назначения режимов термоимпульсной зачистки деталей из термопластов

[Текст] / С. И. Планковский, А. Н. Мещеряков, О. В. Штупль, В. Л. Малащенко // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов : сб. науч. тр. / М-во образования и науки Украины, Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Харьков, 2013. – Вып. 76. – С. 94 – 103.

Поступила в редакцию 11.03.2014, рассмотрена на редколлеии 12.03.2014

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. каф. технологии самолетостроения С. И. Планковский, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ДОСЛІДЖЕННЯ ПРОЦЕСУ ВИДАЛЕННЯ ОБЛОЮ З ДЕТАЛЕЙ ІЗ ТЕРМОПЛАСТІВ

В. Л. Малащенко, О. М. Мещеряков, А. А. Коростельова, О. В. Лосев

У статті наведено фізико - математичні моделі процесів нагріву облою і масиву деталі джерелом тепла постійної потужності та результати досліджень нагріву моделей ліквідів і масиву деталей з поліетилену і поліпропілену. Теоретично встановлено оптимальну щільність теплового джерела і час його впливу на деталі при оплавленні облою різної товщини. Представлено експериментальні дослідження термоімпульсного процесу видалення облою з поліетиленових деталей при використанні джерел тепла з різними технічними характеристиками: великою потужністю і коротким впливом і відносно малою потужністю, але тривалим нагріванням, які повністю підтверджують розрахункові параметри обробки.

Ключові слова: зкруглення кромки, термоімпульсний процес, температурне поле, теплофізичні властивості матеріалів, облой, термопластик.

THE RESERCH DEFLASHING PROCESS FROM THE THERMOPLASTIC WORKPIECE

V. L. Malashenko, A. N. Mehscheryakov, A. A. Korostelyova, A. V. Losev

The paper presents physical and mathematical models of the flash and the workpiece heating by the constant power heating source. The results of the studies for polyethylene and polypropylene workpieces are given. The optimal heat flow rate and exposure time at melting of flash with different thickness are given theoretically. The experimental studies of the thermal – pulse deflashing process from plastic workpieces using heat sources with different characteristics: high power and short exposure and relatively low power, but prolonged heating, that fully confirm the design parameters of the processing are represented.

Key words: rounding edges, thermal - pulse process, temperature field, thermal and physical properties of materials, flash, thermoplastic.

Малащенко Владимир Львович – ст. преподаватель каф. технологии самолетостроения, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: k104@khai.edu.

Мещеряков Александр Николаевич – канд. техн. наук, доцент, профессор каф. технологии самолетостроения, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Коростелева Алла Антоновна – научный сотрудник каф. технологии самолетостроения, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Лосев Алексей Васильевич - канд. техн. наук, ст. научный сотрудник каф. технологии самолетостроения, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

УДК 621.9.048.4

**В. В. ЗЕМЛЯНАЯ¹, Д. В. БОРИСОВ¹, А. К. ФЕДЮЧУК¹, А. В. ШУЛИК²,
И. А. МАЛЮТОВА², П. В. САМОЙЛОВ²**

¹ ГП «ПО Южный машиностроительный завод им. А. М. Макарова»,
Днепропетровск, Украина

² ГП КБ «Южное», Днепропетровск, Украина

ОСОБЕННОСТИ СБОРКИ ПОД ПАЙКУ ТЕЛЕСКОПИЧЕСКИХ СОЕДИНЕНИЙ ДЕТАЛЕЙ СМЕСИТЕЛЬНОЙ ГОЛОВКИ

В статье изложены недостатки в технологии механической обработки конических сопел ячеистого огневого днища смесительной головки генератора в ракетном двигателе РД861К, что и повлияло на смену технологии их выполнения. Изложена технология выполнения конических сопел ячеистого огневого днища смесительной головки генератора в ракетном двигателе РД861К путем электроэрозионной обработки, позволившей выявить непропаи в паяных швах форсунок с днищем. В форме таблицы представлена характеристика дефектов паяных соединений. Частично высветлена технология пайки форсунок с днищами смесительной головки. Также представлены результаты изучения влияния формы припойных деталей из припоя ПЖК-35, и способы их изготовления, на качество паяных швов огневого днища смесительной головки с форсунками. В статье предложено применение закладной детали из припоя ПЖК – 35 для устранения непропаев и повышение чистоты конических поверхностей смесительной головки. Сделаны выводы о применении закладной детали из припоя ПЖК – 35.

Ключевые слова: смесительная головка, форсунка, днище, припой, электроэрозионная обработка.

Введение

Двигатель РД861К предназначен для создания тяги и управления вектором тяги третьей ступени ракеты-носителя "Циклон-4", разработан на базе высоконадежного серийного двигателя РД861 третьей ступени ракеты-носителя "Циклон-3". Однокамерный двигатель РД861К многократного включения, с турбонасосной системой подачи самовоспламеняющихся компонентов топлива (гептил и амил), выполнен по схеме без дожигания генераторного газа.

Объектом исследования является смесительная головка генератора. Смесительная головка генератора представляет собой узел, состоящий из форсунок и днищ, соединенных между собой пайкой. Форсунок и днища изготавливаются из стали 12Х18Н10Т.

Для пайки форсунок с днищами используется кислотостойкий припой ПЖК-35 системы Ni – Cr – Mn, изготавливаемый в виде лент и фольги толщиной от 0,1 мм, и полос толщиной от 0,75 мм. Кольца припоя обычно изготавливают в виде плоских шайб и цилиндрических колец с разрезом. Штампованные или вырезанные из полосы кольца припоя в процессе изготовления не должны искривляться, чтобы обеспечивать хороший контакт с паяемыми поверхностями. [1]

На цилиндрической поверхности форсунок, контактирующей с паяемой поверхностью днищ,

предусмотрены специальные кольцевые канавки и проточки для закладки соответствующих колец припоя.

На рисунке 1 представлен внешний вид паяных соединений.

1. Выявление непропаев в паяных соединениях

В камере сгорания генератора двигателя РД861К используется ячеистая смесительная головка с сотовым расположением форсунок. Угол раскрытия конических сопел ячеистого днища составляет $70^{\circ} \pm 30'$. Первоначально данные конические сопла выполняли при помощи механической обработки, однако этот способ имеет ряд существенных недостатков:

– необходимость наличия большого числа режущего инструмента: конические сверла, развертки, четыре вида зенкеров;

– необходимость заливки смесительной головки ксилитом для предотвращения засорения форсунок при механической обработке;

– сложность вымывания ксилита после выполнения механической обработки;

– так как механическая обработка выполнялась на обычных сверлильных станках, не обеспечивалась требуемая соосность сопел форсунок и конических сопел;

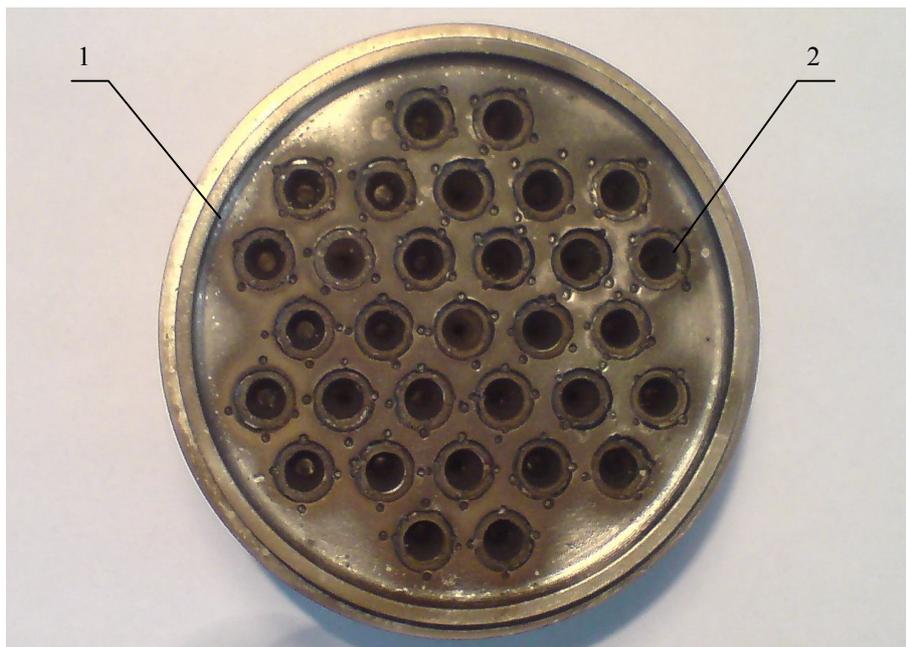


Рис. 1. Внешний вид паяных соединений:
1 – днище; 2 – форсунка

—для обеспечения заданной по КД шероховатости после механической обработки требовалась дополнительная шлифовка конических сопел.

С целью исключения упомянутых недостатков, повышения качества изготовления и упрощения технологии изготовления смесительной головки было принято решение о выполнении конических сопел методом электроэрозионной обработки.

Электроэрозионная обработка выполняется на электроэрозионном прошивном станке AGIETRON «HYPERSPARK-3» медным электродом с углом заточки $70^\circ \pm 10'$ с полным погружением в ванну с рабочей жидкостью EDM fluid 108 MP-S.

Однако после выполнения электроэрозионной обработки на внутренней конической поверхности сопел, даже при наличии сплошной галтели между соплом форсунки и днищем (Рис. 1), были выявлены непропаи длиной от 1,5 до 12 мм (рис. 2).

Введением технологии электроэрозионной обработки:

1. Повышается качество обрабатываемой поверхности. После зенковки шероховатость поверхности Ra 1,25 мкм, а после электроэрозионной обработки - Ra 0,8 мкм [2].

2. Выполняется дополнительный контроль качества пайки, который выявляет дефект непропаев. Подобные дефекты при выполнении конических сопел механическим способом не выявлялись.

Смесительные головки с такими дефектами были проверены на герметичность топливом Т-1. Испытания подтвердили соответствие паяных соединений требованиям технических условий. Все соединения герметичны.

2. Устранение непропаев и повышение чистоты конических поверхностей

Одной из основных причин наличия непропаев в паяных швах форсунок с днищами является наличие эксцентриситета сопрягаемых деталей. [3]

На рисунке 3 представлена микроструктура паяного шва.

Для устранения непропаев в паяных швах и повышения чистоты конических поверхностей предложено применение дополнительной закладной детали – диска из припоя ПЖК-35 (рис.4).

Изготовление закладных деталей из припоя ПЖК-35 осуществляется электроэрозионным методом обработки на электроэрозионном вырезном станке AGIECUT «Progress-2» латунной проволокой Prima Cut $\varnothing 0,25$ мм. В качестве диэлектрика использовалась дистиллированная вода. Режимы обработки: $I = 20A$, $P = 15$ Дж, $A_w = 195$ мм/с, $F_w = 17$ Н. Получаемая шероховатость поверхности после электроэрозионной вырезки Ra 2,3мкм.

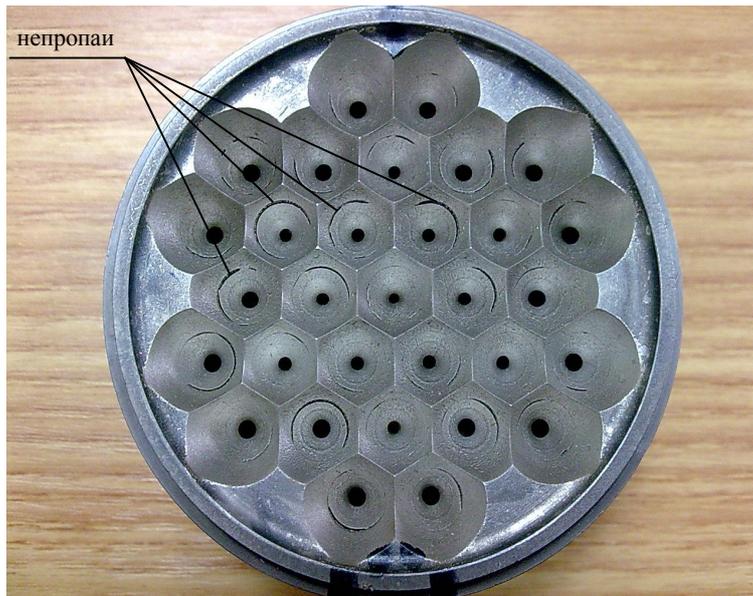


Рис. 2. Внешний вид паяных соединений после электроэрозионной обработки

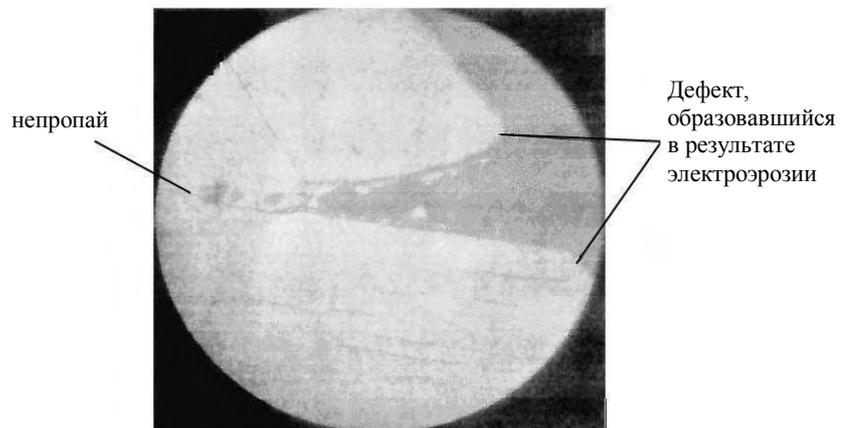


Рис. 3. Микроструктура паяного шва

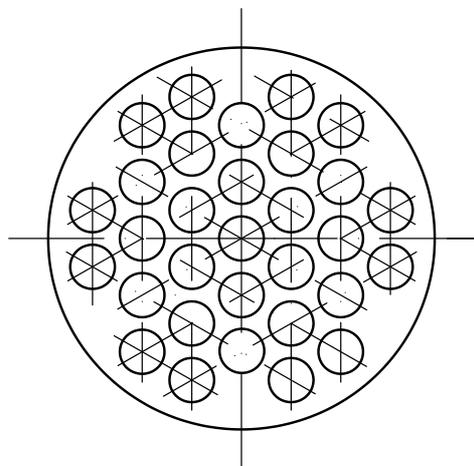


Рис. 4. Схема расположения отверстий в закладной детали из припоя ПЖК-35 (без размеров)

Предварительная подготовка предполагает резку заготовок размером $60 \times 60 \times 0,3$ и $60 \times 60 \times 0,15$, сборку – сварку в технологический пакет и выполнение заходных отверстий. Заходные отверстия выполняли на электроэрозионном прошивном станке AGIEDRILL при режимах $I = 18 - 20$ А, $U = 30 - 35$ В. В качестве электрода используется одноканальный латунный электрод $\varnothing 1$ мм [4].

На заключительной стадии сборки смесительной головки под пайку на внутреннюю поверхность дна устанавливали диск, прихватывали точечной конденсаторной сваркой, обеспечивая коаксиальное расположение отверстий диска относительно ранее установленных форсунок и плотное его прижатие к поверхности дна.

Узлы паяли по штатной технологии. Результаты электроэрозионной обработки после пайки с использованием закладной детали из припоя ПЖК-35 приведены в таблице 1 и на рис 5.

Таблица 1

Характеристика дефектов паяных соединений (результаты пайки)

Испытания (№ п/п)	Дефекты паяных соединений		Кол-во припоя
	Кол-во, %	Размер, мм	
1	до 95	6 - 12	без закладной детали
2	40	2 - 8	с одной закладной деталью толщиной $\delta = 0,3$ мм
3	10	1,2 - 4	с двумя закладными деталями толщиной $\delta = 0,15$ мм и $0,3$ мм

Выводы

Использование предложенной закладной детали из припоя ПЖК - 35 значительно уменьшило как количество непропаев (пустот), так и размеры дефекта. Применение предлагаемого способа позволяет получить более качественные паяные швы. Это расширяет технологические возможности получения качественных паяных соединений.

Смесительные головки, изготовленные с применением дополнительных закладных деталей из припоя ПЖК – 35, успешно прошли автономные огневые испытания в составе генераторов. Замечаний по результатам работы генераторов нет.

Визуальный осмотр материальной части не выявил каких-либо дефектов генератора, связанных со смесеобразованием.

Отходы, полученные при вырезке отверстий закладной детали, могут быть использованы при пайке других деталей, например, форсунок.

Литература

1. Долгов, Ю. С. Пайка новых конструкционных материалов [Текст] : учеб. пособие для слушателей заочных курсов повышения квалификации ИТР по технологии и оборудованию сварочного производства / Ю. С. Долгов, З. В. Никифоров. – М. : Машиностроение, 1980. – 39 с.
2. Фотеев, Н. К. Технология электроэрозионной обработки [Текст] : б-ка технолога / Н. К. Фотеев. – М. : Изд-во Машиностроение, 1980. – 184 с.
3. Краснопецев, А. Ю. Исследование изменения состояния поверхности сталей при нагреве в условиях контейнерной пайки [Текст] / А. Ю. Краснопецев, А. В. Волков, А. В. Тенюков // Пайка:



Рис. 5. Внешний вид паяных соединений с дополнительной закладной деталью из припоя ПЖК-35

опыт, искусство, наука : сб. докл. научн-практ. конф. за 1967 – 2002 гг. в двух томах. – Т. 1. – М., 2005. – С. 25-34.

4. Новые технологические процессы электрофизико-химической обработки. [Текст]: Методические рекомендации / под общей ред. А. Л. Лившица. – М. : НИИМАШ, 1973. – 224 с.

Поступила в редакцию 20.12.2013, рассмотрена на редколлегии 12.03.2014

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры технологии производства Н. Е. Калинина, Днепропетровский национальный университет им. Олеся Гончара, Днепропетровск.

ОСОБЛИВОСТІ ЗБИРАННЯ ПІД ПАЙКУ ТЕЛЕСКОПІЧНИХ З'ЄДНАНЬ ДЕТАЛЕЙ ЗМІШУВАЛЬНОЇ ГОЛОВКИ

В. В. Земляна, Д. В. Борисов, О. К. Федючук, А. В. Шулік, І. О. Малютова, П. В. Самойлов

В статті викладено недоліки в технології механічної обробки конічних сопел комірчастого вогневого днища змішувальної головки генератора в ракетному двигуні РД861К, що і вплинуло на зміну технології їх виконання. У статті викладено технологію виконання конічних сопел комірчастого вогневого днища змішувальної головки генератора ракетного двигуна РД861К шляхом електроерозійної обробки, що дозволило виявити непропаї в паяних швах форсунок з днищем. В формі таблиці представлено характеристику дефектів паяних з'єднань. Частково висвітлено технологію пайки форсунок з днищами змішувальної головки. Також представлено результати вивчення впливу форми деталей припоїв з припою ПЖК-35, і способи їх виготовлення, на якість паяних швів вогневого днища змішувальної головки з форсунками. В статті запропоновано застосування закладної деталі з припою ПЖК-35 для усунення непропаїв і підвищення чистоти конічних поверхонь змішувальної головки. Зроблено висновки про застосування закладної деталі з припою ПЖК – 35.

Ключові слова: змішувальна головка, форсунка, днище, припой, електроерозійна обробка.

SPECIFICITY OF THE MIXTURE HEAD PARTS TELESCOPED JOINTS ASSEMBLY BEFORE THE SOLDERING

V. V. Zemlyanaay, D. V. Borisov, A. K. Fedyuchuk, A. V. Shulik, I. A. Malyutova, P. V. Samoylov

The article describes imperfections in technology of machining the conical nozzles of the cellular firing face of the RD861K engine's generator, which have led to replacement of the technology. The technology of the conical nozzles manufacture by means of electrical discharge machining (EDM) has been described, which reveals the unsoldered areas in soldered seams between the firing face and injectors. The soldering defects characteristic is presented in graphical form. Technology of the injectors soldering with the mixing head is described partially. It presents also the investigation outcomes about influence of the ПЖК-35 soldering parts' form and manufacture on the quality of the soldered seams. Application of the ПЖК – 35 embedded parts is proposed in order to prevent faulty fusion and improve cleanness of the mixing head's conical surfaces. Conclusions of the ПЖК-35 embedded parts application are made.

Key words: mixture head, injector, firing face, solder, EDM.

Земляная Виктория Викторовна – инженер-технолог 1 кат. ГП «ПО Южный машиностроительный завод им. А. М. Макарова», Днепропетровск, Украина, e-mail: viktoriyaz@ukr.net.

Борисов Дмитрий Вадимович – инженер-технолог 3 кат. ГП «ПО Южный машиностроительный завод им. А. М. Макарова», Днепропетровск, Украина.

Федючук Александр Константинович – ведущий технолог ГП «ПО Южный машиностроительный завод им. А. М. Макарова», Днепропетровск, Украина.

Шулик Артем Васильевич – начальник группы, ГП "КБ "Южное", Днепропетровск, Украина, e-mail: artyomshulik@rambler.ru.

Малютова Ирина Александровна – инженер-конструктор II-ой категории, ГП "КБ "Южное", Днепропетровск, Украина, e-mail: irinakbu@gmail.com.

Самойлов Павел Викторович – инженер-конструктор II-ой категории, ГП "КБ "Южное", Днепропетровск, Украина, e-mail: ggames1986@mail.ru.

УДК 621.7

Е.А. ФРОЛОВ¹, В.В. КУХАРЬ², О.В. БОНДАРЬ¹¹ Полтавский национальный технический университет им. Юрия Кондратюка, Украина² ГВУЗ «Приазовский государственный технический университет», Украина

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ОПЕРАЦИИ ПРАВКИ НА ТОЧНОСТЬ ПОКОВОК

В статье приведены результаты исследований влияния технологической операции правки на точность получаемых низких осесимметричных точных поковок для дальнейшего выполнения операций резанием. С помощью метода линий скольжения были теоретически рассчитаны и экспериментально проверены аналитические зависимости для определения фактического припуска на механическую обработку после проведения операции правки поковок. Также получены значения поправочных коэффициентов для определения величины припуска в зависимости от относительной толщины обрабатываемой заготовки.

Ключевые слова: холодная объемная штамповка, правка, осесимметричная поковка, метод линий скольжения, припуск на механическую обработку.

Введение

Процессы холодной объемной штамповки позволяют получать более точные заготовки взамен таких операций как литье или горячая штамповка. При этом достигается значительная экономия металла под дальнейшую механообработку, а также увеличивается прочность металла вследствие деформационного объемного упрочнения. Особо это касается деталей крепления силовых узлов и элементов в конструкции различной аэрокосмической техники из таких материалов как улучшенные стали марки 30ХГСА, нержавеющей стали и хромоникелевые сплавы [1].

1. Постановка проблемы и анализ последних исследований и публикаций

Анализ последних исследований показал, что ранее проведенные исследования касались получения точных, в основном, высоких и средних осесимметричных поковок [2–4].

Цель данной статьи — исследование и определение факторов влияния операций правки на точность получения низких осесимметричных поковок в холодном состоянии.

2. Основная часть

Низкие осесимметричные поковки получают без уклонов правкой штампованных заготовок с развернутым поперечным сечением [1]. В процессе

правки изменяются размеры и форма заготовки, что влияет на точность поковок. Наибольшее влияние оказывает смятие кромок поковки, происходящее в начальный момент правки, когда усилие приложено к небольшой части поверхности заготовки (рис. 1).

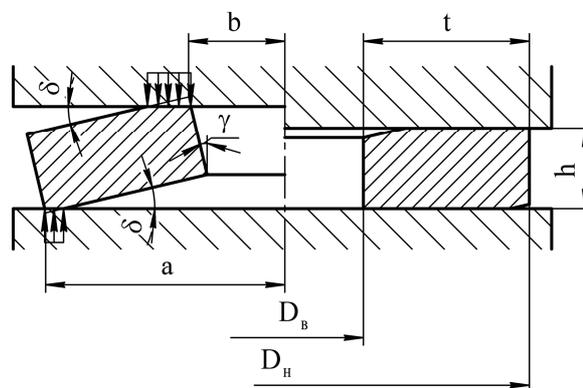


Рис. 1. Схема правки

Для определения фактического припуска на механическую обработку определим величину смятия l и максимальную ширину площадки смятия f (рис. 2).

Примем следующие допущения:

1. Материал поковки не упрочняется.
2. Деформированное состояние плоское, тангенциальная деформация отсутствует.
3. Касательные напряжения на контактной поверхности постоянны и равны

$$\tau_k = 2\mu k, \quad (1)$$

где μ — коэффициент трения;
 k — постоянная пластичности.

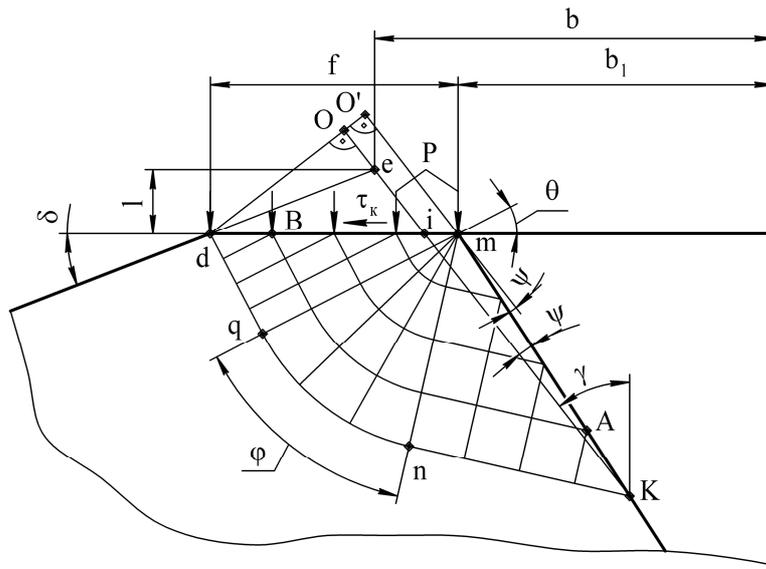


Рис. 2. Поле линий скольжения при смятии кромки

Для решения используем метод линий скольжения. При усилии смятия, равном P, ширина контактной площадки

$$f = \frac{P}{2\pi bk(1 + \sqrt{1 - 4\mu + 2\phi})}, \quad (2)$$

где ϕ – угол поворота линии скольжения;

b – расстояние от внутренней кромки до оси симметрии.

Здесь принято, что площадь F_1 поверхности смятия приближенно равна

$$F_1 = 2\pi bf. \quad (3)$$

Угол ϕ определим из уравнений, приведенных в работе [2], с учетом неравенства углов δ и γ (рис. 2). Конечное выражение, позволяющее определить угол ϕ , имеет вид

$$\begin{aligned} & \sin \delta \left\{ \cos \gamma - \frac{\sqrt{2}}{2} \left[(1 + 2\mu) \sin(45 + \gamma - \phi) - \right. \right. \\ & \left. \left. - \sqrt{1 - 4\mu^2} \sin(45 - \gamma + \phi) \right] \right\}^2 = \\ & = \cos(\gamma - \delta) \frac{1 + 2\mu}{2} \left[\sqrt{1 - 4\mu^2} \sin(45 + \gamma - \phi) - \right. \\ & \left. - (1 - 2\mu) \sin(45 - \gamma + \phi) \right]. \end{aligned} \quad (4)$$

Анализ полученного на ЭВМ решения уравнения (4) показывает, что на величину ϕ наиболее сильно влияют размеры поковки и коэффициент трения. Тогда можно записать

$$\phi = m_0 \mu^2 + m_1 \mu, \quad (5)$$

где m_0, m_1 – коэффициенты.

Зависимости коэффициентов m_0 и m_1 от размеров поковки представлены графиками на рис. 3.

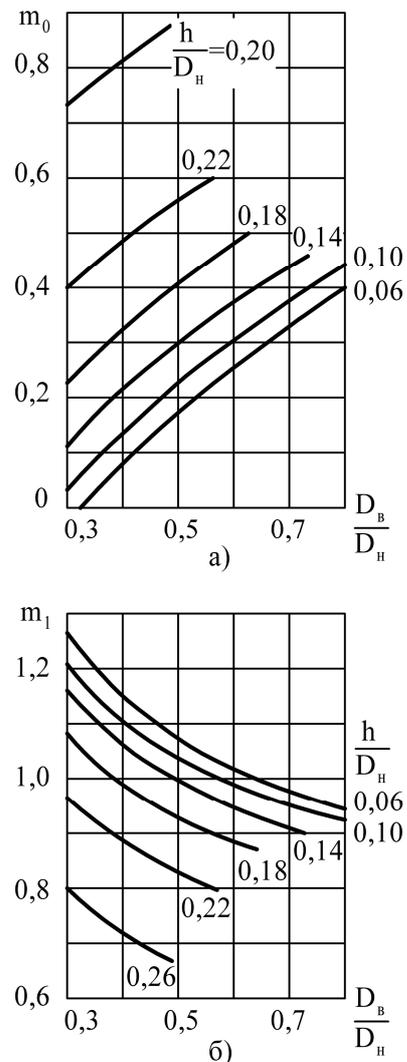


Рис. 3. Влияние размеров поковки на коэффициенты m_0 (а) и m_1 (б)

Смятие кромок прекратится, как только усилие смятия достигнет величины, необходимой для поворота сечения поковки.

$$P = P_{\text{пр}}. \quad (6)$$

Для определения $P_{\text{пр}}$ воспользуемся формулой (3)

$$P_{\text{пр}} = 0,55\pi\sigma_s h^2 \frac{a-b}{a-b-\mu h}, \quad (7)$$

где a и b – расстояния от наружной и внутренней кромки заготовки до оси симметрии.

Совместное решение (2) и (7) при замене размеров a и b штампованной заготовки на размеры $D_{\text{н}}$ и $D_{\text{в}}$ поковки позволит определить площадку смятия

$$f = \frac{1,1h^2(D_{\text{н}} - D_{\text{в}})}{D_{\text{в}}(D_{\text{н}} - D_{\text{в}} - \mu h)(1 - \sqrt{1 - 4\mu^2} + 2\varphi)}. \quad (8)$$

Величина смятия l из геометрии поля линий скольжения (рис. 2)

$$l = f \sin \delta \frac{\cos \gamma - \sqrt{0,5 - \mu}}{\cos(\gamma - \delta)} \times \frac{\sqrt{1 - 2\mu} \cdot [\sin(45 + \gamma + \varphi) - \sin(45 - \gamma + \varphi)]}{1}. \quad (9)$$

Для области применения процесса правки ($h/D_{\text{н}} \leq 0,25$, $h/t \leq 1$) выражение (9) можно записать

$$l \approx 0,84f \sin \delta. \quad (10)$$

Наибольшая ошибка при упрощении имеет место при малых значениях $D_{\text{в}} : D_{\text{н}}$ и $h : D_{\text{н}}$ и составляет $\pm 8\%$.

Экспериментальная проверка формулы (10) показывает, что расчетные и опытные значения величины смятия к моменту начала правки (поворота сечения) удовлетворительно совпадают.

В процессе правки толщина поковки в зоне внутренней кромки увеличивается и частично компенсирует уменьшение толщины (утонение), вызванное смятием. Поэтому, при определении фактического припуска на механическую обработку, значения l , полученные по выражению (10), следует умножить на поправочный коэффициент k_c , значения которого определены экспериментально и приведены в таблице 1.

Таблица 1

Значения коэффициента k_c

$h : D_{\text{н}}$	$D_{\text{в}} : D_{\text{н}}$					
	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8
0,05	0,79	0,84	0,89	0,94	0,99	1,04
0,10	0,72	0,78	0,83	0,88	0,94	0,99
0,15	0,65	0,71	0,71	0,83	0,89	–
0,20	0,58	0,64	0,71	0,78	–	–
0,25	0,51	0,58	0,65	–	–	–

Для мелких поковок с наружным диаметром менее 100 мм и массой до 1 кг утонение не превышает половины допуска на механическую обработку (рис. 4). Для более крупных поковок соотношение между утонением и припуском изменяется.

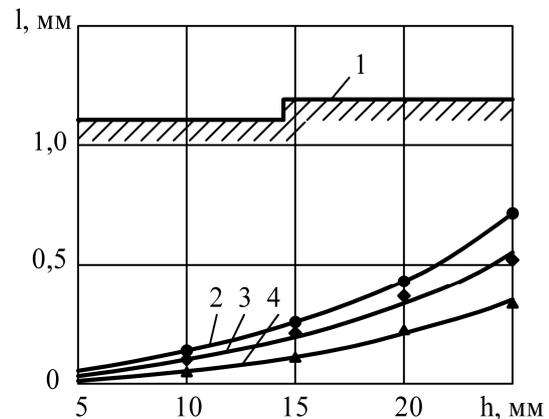


Рис. 4. Зависимость утонения внутренней кромки от толщины поковки:

1 – одностронний припуск; 2, 3, 4 – значения утонения внутренней кромки поковки соответственно при $\beta = 3^\circ, 5^\circ, 7^\circ$; $D_{\text{ср}} = 88$ мм; $t = 30$ мм; $T_{\text{деф}} = 850 \pm 10$ °С, сталь 45

С увеличением размеров и массы поковки увеличение припуска отстает от увеличения утонения, поэтому утонение, вызванное смятием, может превысить половину припуска. Смятие кромки можно устранить, если на правочном инструменте, в месте контакта его с кромкой заготовки, назначить наклонную площадку шириной t .

Заключение

В работе на основании теоретических и экспериментальных исследований получены зависимости для определения фактического припуска на механическую обработку после проведения операции правки кованых низких осесимметричных заготовок в холодном состоянии.

Литература

1. *Заготівельно-обробні технології у виробництві аерокосмічних літальних апаратів [Текст] : навч. посібник / Г. Ф. Арістов, О. В. Гайдачук, В. М. Корбін та ін. ; за ред. В. М. Кобріна. – Х. : К. : Нац. аерокосм. ун-т : Укр. наук.-дослід. ін-т авіац. технології, 1999. – Ч. 1. – 220 с.*

2. Черных, М. М. Область применения процесса правки при малоотходной штамповке [Текст] / М. М. Черных, Ф. Д. Бичукин // Исследование машин

и технологии КШП: сб. науч. тр. Челябинского техн. ин-та. – Челябинск, 1977. – С. 23–27.

3. Ковка и штамповка [Текст] : справ. : в 4-х томах – М.: Машиностроение. – Т. 3: Холодная объемная штамповка / М. Г. Амиров, Е. Г. Белков,

К. Н. Богоявленский; под ред. Г.А. Навроцкого. – 1987. – 384 с.

4. Євстратов, В. О. Сучасні технології точного об'ємного штампування [Текст] / В. О. Євстратов // Нові рішення в сучасних технологіях: зб. наук. пр. НТУ «ХПІ». – 2012. – Вип. 46 (952). – С. 33–40.

Поступила в редакцію 24.02.2014, рассмотрена на редколлегии 12.03.2014

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры интегрированных технологий и сварочного производства А. Я. Мовшович, Украинская инженерно-педагогическая академия, Харьков.

ДОСЛІДЖЕННЯ ВПЛИВУ ОПЕРАЦІЇ ПРАВКИ НА ТОЧНІСТЬ ПОКОВОК

Є. А. Фролов, В. В. Кухар, О. В. Бондар

У статті наведено результати досліджень впливу технологічної операції правки на точність отримуваних низьких вісесиметричних точних поковок для подальшого виконання операцій різанням. За допомогою методу ліній ковзання було теоретично розраховано й експериментально перевірено аналітичні залежності для визначення фактичного припуску на механічну обробку після проведення операції правки поковок. Також отримано значення поправочних коефіцієнтів для визначення величини припуску в залежності від відносної товщини заготовки, що обробляється.

Ключові слова: холодне об'ємне штампування, правка, вісесиметрична поковка, метод ліній ковзання, припуск на механічну обробку.

RESEARCH OF INFLUENCE OF THE OPERATION OF CORRECTION ON EXACTNESS OF FORGINGS

Ye. A. Frolov, V. V. Kukhar, O. V. Bondar

In the article are driven the results of researches of influence of technological operation of correction on exactness of got subzero axisymmetrical accurate forgings for further implementation of cutting operations. By means of the method of skidding lines were in theory expected and analytical dependences are experimentally tested for determination of actual allowance on mechanical tooling after realization of the operation of correction of forgings. The values of correction coefficients are also got for determination of size of allowance depending on the relative thickness of the processed purveyance.

Keywords: cold by volume stamping, correction, axisymmetrical forging, method of skidding lines, allowance on mechanical tooling.

Фролов Евгений Андреевич – д-р техн. наук, проф., заведующий кафедрой технологии машиностроения, Полтавский национальный технический университет им. Юрия Кондратюка, Полтава, Украина.

Кухарь Владимир Валентинович – д-р техн. наук, проф. кафедры кузнечно-штамповочного производства, Государственное высшее учебное заведение «Приазовский государственный технический университет», Мариуполь, Украина, e-mail: kvv_mariupol@mail.ru.

Бондарь Олег Валентинович – аспирант кафедры технологии машиностроения, Полтавский национальный технический университет им. Юрия Кондратюка, Полтава, Украина, e-mail: kaftechmash@inbox.ru.

УДК 621.983

Е. А. ФРОЛОВ, С. И. КРАВЧЕНКО, О. В. БОНДАРЬ, А. М. ПИРНАТ

*Полтавский национальный технический университет им. Юрия Кондратюка, Украина***ЭФФЕКТИВНЫЕ СПОСОБЫ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ДВУХСЛОЙНЫХ ТОНКОСТЕННЫХ ИЗДЕЛИЙ**

Предложены и апробированы новые эффективные схемы получения двухслойных изделий из различных материалов путем прикладывания дополнительного давления к материалу с меньшей величиной предела текучести. Опытная проверка способа проводилась в штампе для вытяжки и отбортовки листовых заготовок с пружинным буфером. Качество изготовленного изделия достигается за счет уменьшения величины неравномерности деформации при совместной обработке утонением двухслойных заготовок путем применения технологических операций вытяжки или отбортовки внутреннего контура в инструментальных штампах.

Ключевые слова: двухслойные изделия, способы изготовления, деформация, вытяжка, отбортовка, схемы операций.

Введение

В настоящее время в конструкциях современной техники все более широкое применение находят многослойные изделия из различных цветных сплавов и сталей. Это объясняется тем, что многослойные материалы, сохраняя специфические свойства монометаллов, приобретают новые свойства, позволяющие использовать их взамен дефицитных и дорогостоящих материалов в различных конструкциях изделий машиностроения, в том числе и в узлах аэрокосмической техники.

1. Постановка проблемы и анализ последних исследований и публикаций

Существующие способы производства биметаллических полуфабрикатов (прокатка, выдавливание, раздача, утонение на оправке и др.) характеризуются значительной неравномерностью деформации по контуру, которая зависит от следующих факторов [1]:

- соотношения сопротивления деформаций материалов в состоянии совместной обработки;
- соотношения толщин слоев биметаллов;
- величины и направления сил межслойного и внешнего контактного трения;
- взаимного расположения слоев в многослойной заготовке.

Как показала практика, неравномерность полой деформации приводит к смещению линии раздела слоев в многослойном изделии и нарушению исходного соотношения толщин слоев, особенно в начальной стадии деформирования. Даже при хо-

лодном прессовании биметаллических полуфабрикатов из алюминиевых сплавов в условиях минимального контактного трения ее величина может составлять 10...20 % от всей длины трубчатого изделия, что негативно сказывается на его качестве [2, 3].

Цель исследований: разработать более эффективные способы изготовления двухслойных изделий.

2. Основная часть

Величину неравномерности деформации слоев при совместной обработке утонением двухслойных заготовок с различными пределами текучести можно уменьшить путем прикладывания дополнительного давления к материалу с меньшей величиной предела текучести. Как показала опытная проверка, наложение дополнительного давления за счет операций вытяжки и отбортовки одного из слоев двухслойной конструкции изделия величиной, равной разности пределов текучести обрабатываемых материалов с учетом упрочнения и степени деформации, позволяет получать равномерную деформацию материалов (рис. 1).

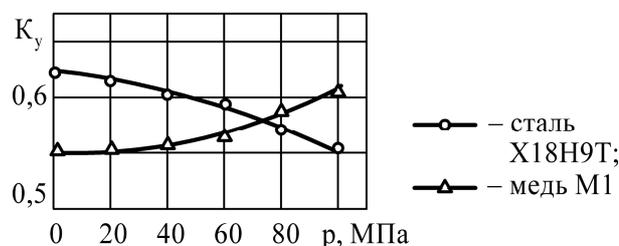


Рис. 1. Зависимость коэффициента утонения слоев от величины дополнительного давления

На основании полученных результатов были разработаны и апробированы новые схемы получения двухслойных изделий за счет изготовления путем совместной обработки их утонением вытяжкой (рис. 2) или отбортовкой внутреннего контура (рис. 3) следующим образом.

Трубчатую заготовку 1 устанавливали на цилиндрическую оправку-пуансон 2 (рис. 2, а) до упора во втулку 3. Листовую заготовку 4 укладывали на опорное кольцо 5 так, чтобы между листовой заготовкой 4 и торцом трубчатой заготовки 1 образовывался осевой зазор z . Перемещая матрицу 6 в осевом направлении, осуществляли вытяжку листовой заготовки 4 с одновременным утонением стенок полу-

чаемого листового полуфабриката и трубчатой заготовки в матрице 6, сначала на участках 7 и 8, а затем и по всей длине двухслойного пакета (рис. 2, б). Для предотвращения смещения трубчатой заготовки под действием осевой оставляющей усилия утонения в процессе совместной деформации стенок пакета к свободному торцу трубчатой заготовки 1 прикладывали дополнительное осевое усилие через опорное кольцо 3 от пружинного буфера. К моменту окончания операции совместного утонения заготовок дополнительное осевое усилие снимали и выполняли развальцовку торцевой части листового полуфабриката 9 по торцу трубчатой заготовки 1 (рис. 2, в).

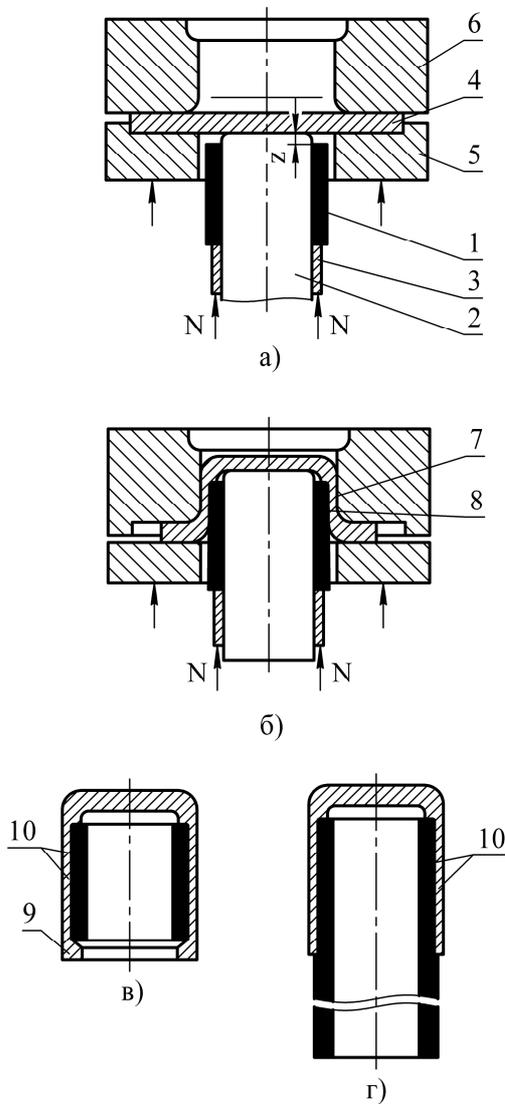


Рис. 2. Схема получения двухслойного изделия вытяжкой:
 а – исходное положение заготовки;
 б – промежуточное положение; в – двухслойный стакан с короткой трубой; г – двухслойный стакан с длинной трубой

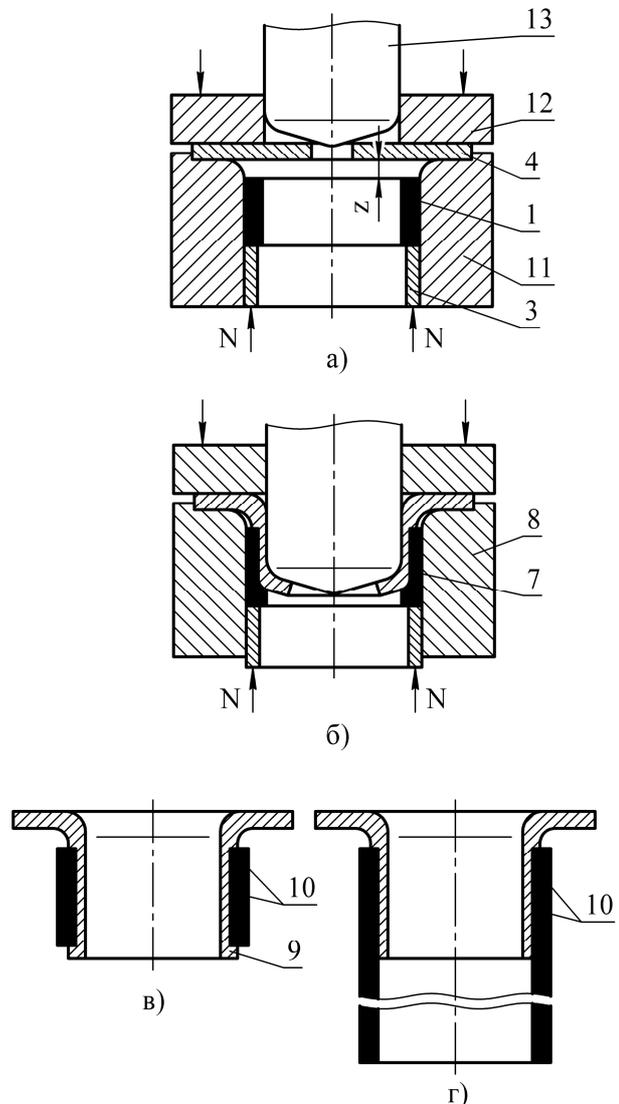


Рис. 3. Схема получения двухслойного изделия отбортовкой:
 а – исходное положение заготовки;
 б – промежуточное положение; в – двухслойный стакан с короткой трубой; г – двухслойный фланец с длинной трубой

По окончании деформирования пакета готовое изделие 10 извлекали из штампа.

Аналогичным образом получали двухслойные изделия, выполняя отбортовку внутреннего контура диска с отверстием (рис. 3).

Изделия, получаемые по предлагаемому способу, в зависимости от длины трубчатой заготовки, могут быть двух видов:

– изделия с длиной трубчатого слоя меньше длины получаемого листового полуфабриката (рис. 2, в и 3, в);

– изделия с трубчатым слоем, длина которого превышает длину листового полуфабриката (рис. 2, г и 3, г).

Изделия I вида могут отличаться по месту расположения трубчатого слоя относительно листового полуфабриката: симметричное, трубчатый слой смещен к торцевой части листового полуфабриката, трубчатый слой смещен к донной или фланцевой части листового полуфабриката. Трубчатая заготовка может быть сборной, состоящей из набора колец требуемой высоты. Достаточным условием для получения изделий с заданным расположением трубчатого слоя является установка расчетной величины начального зазора z , но не менее радиуса оправки между торцами трубчатой и листовой заготовок.

В изделиях I вида с внутренним трубчатым слоем (рис. 3) в качестве трубы могут быть использованы свертные втулки. Это упрощает получение трубчатой заготовки.

Для увеличения прочности соединения слоев в изделиях II вида на трубчатой заготовке можно предварительно изготавливать кольцевую канавку вблизи торцевой поверхности листового полуфабриката. В этом случае получается прочное неразъемное соединение слоев за счет образования утолщения, которое формируется, как и для изделий I вида, в кольцевую полость трубчатой заготовки.

Для предотвращения взаимного поворота слоев в изделиях, типа подшипников скольжения на сопряженной с листовым полуфабрикатом поверхности трубчатой заготовки, можно предварительно выполнять, по меньшей мере, один продольный паз либо специально подготавливать кромки у свертной втулки. При деформировании пакета заготовок этот паз будет заполняться материалом заготовки смежного слоя.

Приложение дополнительного осевого усилия к свободному торцу трубчатой заготовки в процессе совместного утонения является обязательным условием, так как только в этом случае изделия получают с заданным расположением трубчатого слоя относительно листового полуфабриката. Отсутствие дополнительного осевого усилия приводит к «сползанию» трубчатого слоя по оправке, в результате

чего изделия получаются некачественными, а в некоторых случаях вообще невозможно получить двухслойное изделие.

Проводилась опытная проверка способа в штампе для вытяжки и отбортовки листовых заготовок с пружинным буфером. Испытания проводились на гидравлическом прессе 1 МН.

При вытяжке заготовками служили диски из нержавеющей стали марки X18H9T, меди М1, латуни Л63 и трубки из аналогичных материалов или свертные втулки из бронзы марок БрОФ 6,5-0,15 и БрОЦС 4-4-2,5.

Размеры заготовок:

– листовые – диаметр диска – 42 мм, толщина 1,0–1,5 мм;

– трубчатые – внутренний диаметр 20 мм, толщина 0,8–1,0 мм, длина 20 и 35 мм.

При изготовлении двухслойных изделий отбортовкой использовали кольца из стали X18H9T, латуни Л63, меди М1, трубки из стали X18H9T, латуни Л63, бронзы БрОФ 6,5-0,15.

Размеры заготовок:

– листовые – наружный диаметр 120 и 75 мм, диаметр отверстия – 34 и 15 мм соответственно, толщина – 3,5 и 1,5 мм;

– трубчатые – наружный диаметр 68 и 32 мм, толщина стенки 1 мм, длина 14, 10 и 40 мм.

Перед деформацией заготовки отжигали, подвергали травлению и очистке по известной технологии. Вытяжку заготовок выполняли на матрице $d_m = 23$ мм, на пуансоне-оправке $d_n = 20$ мм. Величину начального дополнительного усилия к торцу трубчатой заготовки изменяли в пределах от 200 до 800 кг.

Заключение

1. Во всех случаях двухслойные изделия имели прочное соединение слоев за счет образования утолщений на торце трубчатой заготовки при получении двухслойных изделий с коротким трубчатым слоем и заполнения канавки на длинной трубке вблизи торца листового полуфабриката.

2. Начальный зазор между торцами трубчатой и листовой заготовки сохраняется в двухслойном изделии независимо от сочетания обрабатываемых материалов.

3. Величина дополнительного осевого усилия находилась в пределах 4...8 кН в зависимости от расположения материалов в изделии. Общее усилие деформирования не превышало 40...50 кН.

Литература

1. Король, В. К. Основы технологии производства многослойных металлов [Текст] / В. К. Король, М. С. Гильденгорн. – М. : Металлургия, 1970. – 236 с.

2. Гильденгорн, М. С. Исследование процесса холодного прессования биметаллических труб

[Текст] / М. С. Гильденгорн // Кузнечно-штамповочное производство. – 1966. – № 3. – С. 15–18.

3. Пневмоударная и статикодинамическая штамповка сложнорельефных листовых деталей упругими средами [Текст]: моногр. / Е. А. Фролов, А. Я. Мовшович, И. В. Манаенков и др. – Х. : Укр-ГАЗТ, – Краматорск : ДГМА, изд. центр НТУ «ХПИ», 2010. – 286 с.

Поступила в редакцию 24.02.2014, рассмотрена на редколлегии 12.03.2014

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры интегрированных технологий и сварочного производства А. Я. Мовшович, Украинская инженерно-педагогическая академия, Харьков.

ЕФЕКТИВНІ СПОСОБИ ВИГОТОВЛЕННЯ ДВОШАРОВИХ ТОНКОСТІННИХ ВИРОБІВ

Є. А. Фролов, С. І. Кравченко, О. В. Бондар, А. М. Пірнат

Запропоновано та апробовано нові ефективні схеми отримання двошарових виробів із різних матеріалів шляхом прикладання додаткового тиску до матеріалу з меншою величиною границі текучості. Дослідна перевірка способу проводилася у штампі для витягування та відбортовки листових заготовок із пружинним буфером. Якість виготовленого виробу досягається за рахунок зменшення величини нерівномірності деформації при спільному обробленні потоншенням двошарових заготовок шляхом застосування технологічних операцій витягнення або відбортовки в інструментальних штампах.

Ключові слова: двошарові вироби, способи виготовлення, деформація, витягнення, відбортовка, схеми операцій.

EFFECTIVE METHODS OF MAKING THE DOUBLE-LAYER THIN-WALLED WARES

Ye. A. Frolov, S. I. Kravchenko, O. V. Bondar, A. M. Pirnat

The new effective charts of receipt of double-layer wares offer and approved from different materials by the appendix of additional pressure to material with the less size of limit of the fluidity. An experience verification of method was conducted in a stamp for extraction and deflanging of sheet purveyances with a spring buffer. Quality of the made good is arrived at due to reduction of size of unevenness of deformation under joint treatment thinning of double-layer purveyances by application of technological operations of extraction or deflanging of internal contour in instrumental stamps.

Keywords: double-layer wares, methods of making, deformation, extraction, deflanging, charts of operations.

Фролов Евгений Андреевич – д-р техн. наук, проф., заведующий кафедрой технологии машиностроения, Полтавский национальный технический университет им. Юрия Кондратюка, Полтава, Украина.

Кравченко Сергей Иванович – канд. техн. наук, доцент кафедры технологии машиностроения, Полтавский национальный технический университет им. Юрия Кондратюка, Полтава, Украина.

Бондарь Олег Валентинович – аспирант кафедры технологии машиностроения, Полтавский национальный технический университет им. Юрия Кондратюка, Полтава, Украина, e-mail: kaftchmash@inbox.ru.

Пирнат Артур Михайлович – ассистент кафедры технологии машиностроения, Полтавский национальный технический университет им. Юрия Кондратюка, Полтава, Украина, e-mail: a.pirnat@mail.ru.

УДК 532.526.01

Ю. А. КРАШАНИЦА, ЮЕ ПЕН

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

НЕКОТОРЫЕ ОБОБЩЕНИЯ ОПЕРАЦИЙ ВЕКТОРНО-ТЕНЗОРНОГО АНАЛИЗА

Современная идеология решения начально-краевых задач механики сплошных сред, в том числе аэрогидрогазодинамики, упругости и пластичности базируется на фундаментальных положениях векторно-тензорного анализа, таких как дифференциальные операции и интегральные теоремы в пространствах необходимой размерности. Однако в силу известных причин развитие этого направления математики оставляет желать лучшего. В статье представлен спектр основных дифференциальных операций в плоском случае для вектор-функций двух переменных, а также доказаны обобщённые интегральные теоремы Грина. Показано, что развитый аппарат востребован идеологией формулирования законов сохранения механики в наиболее предпочтительной, в плане численной реализации, консервативной форме.

Ключевые слова: вектор, тензор, векторно-тензорный анализ, обобщённая дифференциальная операция, обобщённая интегральная теорема векторно-тензорного анализа.

Введение

В механике сплошных сред все физические величины являются вектор-функциями и тензорами, например, в аэрогидродинамике математической моделью является система законов сохранения в виде дифференциальных уравнений в частных производных типа Навье-Стокса [1], которая в простейшем стационарном случае движения несжимаемой нетеплопроводной жидкости и при отсутствии массовых сил имеет консервативную форму:

$$(\nabla, \mathbf{V}) = 0, \quad \left(\nabla, \left(\mathbf{V}\mathbf{V} + \mathbf{I} \frac{p}{\rho} - \nu[\mathbf{I}, \mathbf{\Omega}] \right) \right) = 0, \quad (1)$$

где: \mathbf{V} – вектор скорости; $\mathbf{\Omega}$ – вектор завихренности; ρ – скалярная плотность; p – скалярное давление, а единичный тензор \mathbf{I} в плоском случае имеет вид [2, 4]

$$\mathbf{I} = \begin{vmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{vmatrix} = \mathbf{ii} + \mathbf{jj},$$

а выражением вида \mathbf{ab} обозначается диада [2, 5]:

$$\mathbf{ab} = \begin{vmatrix} a_x b_x & a_x b_y \\ a_y b_x & a_y b_y \end{vmatrix} = \mathbf{ii} a_x b_x + \mathbf{ij} a_x b_y + \mathbf{ji} a_y b_x + \mathbf{jj} a_y b_y$$

и векторы $\mathbf{a} = a_x \mathbf{i} + a_y \mathbf{j}$ и $\mathbf{b} = b_x \mathbf{i} + b_y \mathbf{j}$ предполагаются дифференцируемыми до второго порядка включительно.

Векторный анализ – раздел математики, распространяющий методы математического анализа на векторы в пространствах двух или трех измерений [2-5].

Тензорное исчисление – обобщение векторного анализа, позволяющее использовать дифференциальные операторы, действующие на алгебре тензорных полей $\mathbf{D}(M)$ дифференцируемого многообразия M любой размерности [5], что особенно актуально при исследовании нестационарных задач механики сплошных сред в пространствах произвольной размерности.

Известно [2], что для единичных векторов \mathbf{i} , \mathbf{j} и \mathbf{k} декартового базиса (рис.1), имеют место следующие соотношения:

$$(\mathbf{i}, \mathbf{j}) = (\mathbf{k}, \mathbf{i}) = (\mathbf{k}, \mathbf{j}) = 0; \quad [\mathbf{i}, \mathbf{j}] = \mathbf{k}; \quad [\mathbf{j}, \mathbf{k}] = \mathbf{i}; \quad [\mathbf{k}, \mathbf{i}] = \mathbf{j}.$$

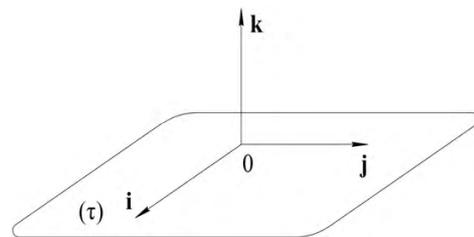


Рис. 1. Система координат в области течения (τ)

Обобщённые дифференциальные операции векторно-тензорного анализа

На основании предшествующих соотношений, нетрудно показать, что для любых вектор-функции \mathbf{a} и скалярной функции ϕ , имеющих непрерывные производные до второго порядка включительно в исследуемой области, имеют место следующие обобщённые дифференциальные операции векторно-тензорного анализа с оператором $\nabla = \mathbf{i} \frac{\partial}{\partial x} + \mathbf{j} \frac{\partial}{\partial y}$,

которые будут также широко использоваться и в дальнейшем [2-4].

$$(\nabla, (\mathbf{I}\varphi)) = \nabla\varphi; \quad (2^1)$$

$$[\nabla, (\mathbf{I}\varphi)] = [\mathbf{k}\mathbf{k}, \nabla\varphi] = [\nabla\varphi, \mathbf{I}]; \quad (2^2)$$

$$[\nabla, \mathbf{k}\mathbf{k}\varphi] = [\nabla\varphi, \mathbf{k}\mathbf{k}] = [\mathbf{I}, \nabla\varphi]; \quad (2^3)$$

$$(\nabla, [\mathbf{I}, \mathbf{a}]) = [\nabla, \mathbf{a}]; \quad (2^4)$$

$$[\nabla, [\mathbf{k}\mathbf{k}, \mathbf{a}]] = [\nabla, [\mathbf{a}, \mathbf{I}]] = \nabla^* \mathbf{a} - \mathbf{I}(\nabla, \mathbf{a}); \quad (2^5)$$

$$[\mathbf{I}, [\nabla, \mathbf{a}]] = \nabla^* \mathbf{a} - \nabla \mathbf{a}; \quad (2^6)$$

$$[\nabla, [\mathbf{I}, \mathbf{a}]] = -\mathbf{k}\mathbf{k}(\nabla, \mathbf{a}); \quad (2^7)$$

$$\nabla(\nabla, \mathbf{a}) = (\nabla, \nabla^* \mathbf{a}) = \Delta \mathbf{a} + [\nabla, [\nabla, \mathbf{a}]], \quad (2^8)$$

где $\nabla \mathbf{a}$ и $\nabla^* \mathbf{a}$ сопряжённые тензоры:

$$\nabla \mathbf{a} = \mathbf{i} \frac{\partial \mathbf{a}}{\partial x} + \mathbf{j} \frac{\partial \mathbf{a}}{\partial y};$$

$$\nabla^* \mathbf{a} = \mathbf{i} \nabla a_x + \mathbf{j} \nabla a_y.$$

Из известных формул векторного анализа [2] и показанных операций (2), для произвольных скалярной функции φ , вектор-функции \mathbf{a} и тензора $\mathbf{B} = \mathbf{i}\mathbf{B}_x + \mathbf{j}\mathbf{B}_y$, имеем:

$$[\nabla, [\mathbf{a}, \mathbf{B}]] = ((\nabla^* \mathbf{a}), \mathbf{B}) - \mathbf{B}(\nabla, \mathbf{a}) - (\mathbf{a}, \nabla) \mathbf{B} + \mathbf{a}(\nabla, \mathbf{B}). \quad (3)$$

$$(\nabla, \varphi \mathbf{B}) = \varphi(\nabla, \mathbf{B}) + (\nabla\varphi, \mathbf{B}); \quad (4)$$

$$[\nabla, \varphi \mathbf{B}] = \varphi[\nabla, \mathbf{B}] + [\nabla\varphi, \mathbf{B}].$$

Подставив тензор $\mathbf{B} = [\mathbf{k}\mathbf{k}, \mathbf{a}]$ и скаляр φ в формулу (4)

$$[\nabla, \varphi[\mathbf{k}\mathbf{k}, \mathbf{a}]] = \varphi[\nabla, [\mathbf{k}\mathbf{k}, \mathbf{a}]] + [\nabla\varphi, [\mathbf{k}\mathbf{k}, \mathbf{a}]] \quad (5)$$

и, умножив на единичный вектор нормали $\mathbf{n} = n_x \mathbf{i} + n_y \mathbf{j}$ (рис. 2), получим

$$\begin{aligned} (\mathbf{n}, [\nabla, \varphi[\mathbf{k}\mathbf{k}, \mathbf{a}]]) &= \varphi(\mathbf{n}, [\nabla, [\mathbf{k}\mathbf{k}, \mathbf{a}]]) + \\ &+ (\mathbf{n}, [\nabla\varphi, [\mathbf{k}\mathbf{k}, \mathbf{a}]]) \end{aligned} \quad (6)$$

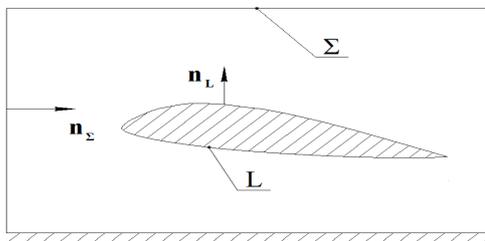


Рис. 2. Область интегрирования (τ) (см. рис. 1) с границами (Σ) и (L)

Так как для любых векторов \mathbf{a}, \mathbf{b} и \mathbf{c}

$$([\mathbf{b}, \mathbf{c}], [\mathbf{k}\mathbf{k}, \mathbf{a}]) = [[\mathbf{b}, \mathbf{c}], \mathbf{a}], \quad (7)$$

то последнее слагаемое в правой части выражения (6)

$$(\mathbf{n}, [\nabla\varphi, [\mathbf{k}\mathbf{k}, \mathbf{a}]]) = ([\mathbf{n}, \nabla\varphi], [\mathbf{k}\mathbf{k}, \mathbf{a}]) \quad (8)$$

преобразуется к виду:

$$(\mathbf{n}, [\nabla\varphi, [\mathbf{k}\mathbf{k}, \mathbf{a}]]) = ([\mathbf{n}, \nabla\varphi], [\mathbf{k}\mathbf{k}, \mathbf{a}]) = [[\mathbf{n}, \nabla\varphi], \mathbf{a}]. \quad (9)$$

Обобщённая интегральная теорема векторно-тензорного анализа

Очевидно, что основные законы сохранения, записанные в консервативном виде (1), можно представить в форме дифференциальных уравнений второго порядка

$$\nabla(\nabla, \mathbf{a}) = 0; \quad \nabla(\nabla, \mathbf{B}) = 0, \quad (10)$$

где вектор \mathbf{a} и тензор \mathbf{B} связаны с решением конкретной задачи механики сплошных сред.

Тогда, интегрируя комбинацию этих операторов по области (τ) (см. рис.2), имеем:

$$\iint_{(\tau)} \{(\nabla(\nabla, \mathbf{a}), \mathbf{B}) - (\mathbf{a}, \nabla(\nabla, \mathbf{B}))\} d\tau =$$

$$= \iint_{(\tau)} \{(\nabla, \{(\nabla, \mathbf{a}) \mathbf{B}\}) - (\nabla, \{\mathbf{a}(\nabla, \mathbf{B})\})\} d\tau =$$

$$= \iint_{(\tau)} (\nabla, \{(\nabla, \mathbf{a}) \mathbf{B} - \mathbf{a}(\nabla, \mathbf{B})\}) d\tau$$

так как

$$(\nabla(\nabla, \mathbf{a}), \mathbf{B}) + (\nabla, \mathbf{a})(\nabla, \mathbf{B}) =$$

$$= \left[\frac{\partial}{\partial x} \left(\frac{\partial a_x}{\partial x} + \frac{\partial a_y}{\partial y} \right) \right] \mathbf{B}_x + \left(\frac{\partial a_x}{\partial x} + \frac{\partial a_y}{\partial y} \right) \frac{\partial \mathbf{B}_x}{\partial x} +$$

$$+ \left[\frac{\partial}{\partial y} \left(\frac{\partial a_x}{\partial x} + \frac{\partial a_y}{\partial y} \right) \right] \mathbf{B}_y + \left(\frac{\partial a_x}{\partial x} + \frac{\partial a_y}{\partial y} \right) \frac{\partial \mathbf{B}_y}{\partial y} =$$

$$= \frac{\partial}{\partial x} \left[\left(\frac{\partial a_x}{\partial x} + \frac{\partial a_y}{\partial y} \right) \mathbf{B}_x \right] + \frac{\partial}{\partial y} \left[\left(\frac{\partial a_x}{\partial x} + \frac{\partial a_y}{\partial y} \right) \mathbf{B}_y \right] =$$

$$= (\nabla, \{(\nabla, \mathbf{a}) \mathbf{B}\});$$

$$(\nabla, \mathbf{a})(\nabla, \mathbf{B}) + (\mathbf{a}, \nabla(\nabla, \mathbf{B})) =$$

$$= \left(\frac{\partial \mathbf{B}_x}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{B}_y}{\partial y} \right) \frac{\partial a_x}{\partial x} + \left[\frac{\partial}{\partial x} \left(\frac{\partial \mathbf{B}_x}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{B}_y}{\partial y} \right) \right] a_x +$$

$$+ \left(\frac{\partial \mathbf{B}_x}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{B}_y}{\partial y} \right) \frac{\partial a_y}{\partial y} + \left[\frac{\partial}{\partial y} \left(\frac{\partial \mathbf{B}_x}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{B}_y}{\partial y} \right) \right] a_y =$$

$$= \frac{\partial}{\partial x} \left[\left(\frac{\partial \mathbf{B}_x}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{B}_y}{\partial y} \right) a_x \right] + \frac{\partial}{\partial y} \left[\left(\frac{\partial \mathbf{B}_x}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{B}_y}{\partial y} \right) a_y \right] =$$

$$= (\nabla, \{\mathbf{a}(\nabla, \mathbf{B})\}).$$

По теореме Грина [2] интегралы по области (τ) можно преобразовать в контурные интегралы по границам (Σ) и (L) :

$$\begin{aligned} & \iint_{(\tau)} \{(\nabla, \mathbf{a})\mathbf{B} - \mathbf{a}(\nabla, \mathbf{B})\} d\tau = \\ & = \oint_{(\Sigma+L)} \{(\nabla, \mathbf{a})\mathbf{B} - \mathbf{a}(\nabla, \mathbf{B})\} d(\sigma+1) = \\ & = \oint_{(\Sigma+L)} \{(\nabla, \mathbf{a})(\mathbf{n}, \mathbf{B}) - (\mathbf{n}, \mathbf{a})(\nabla, \mathbf{B})\} d(\sigma+1). \end{aligned}$$

Тогда обобщённая интегральная теорема Грина примет следующий вид:

$$\begin{aligned} & \iint_{(\tau)} \{(\nabla(\nabla, \mathbf{a}), \mathbf{B}) - (\mathbf{a}, \nabla(\nabla, \mathbf{B}))\} d\tau = \\ & = \oint_{(\Sigma+L)} \{(\nabla, \mathbf{a})(\mathbf{n}, \mathbf{B}) - (\mathbf{n}, \mathbf{a})(\nabla, \mathbf{B})\} d(\sigma+1). \quad (11) \end{aligned}$$

Подынтегральное выражение в (11) удобно представить так:

$$\begin{aligned} & (\nabla, \mathbf{a})(\mathbf{n}, \mathbf{B}) - (\mathbf{n}, \mathbf{a})(\nabla, \mathbf{B}) = \\ & = \left(\frac{\partial^* \mathbf{a}}{\partial \mathbf{n}}, \mathbf{B} \right) - \left(\mathbf{a}, \frac{\partial^* \mathbf{B}}{\partial \mathbf{n}} \right) - (\mathbf{n}, [\nabla, [\mathbf{a}, \mathbf{B}]]) \quad (12) \end{aligned}$$

Тогда:

$$\oint_{(\Sigma+L)} (\mathbf{n}, [\nabla, (\mathbf{a}, \mathbf{B})]) d(\sigma+1) = \iint_{(\tau)} (\nabla, [\nabla, (\mathbf{a}, \mathbf{B})]) d\tau = 0.$$

И

$$\begin{aligned} & \iint_{(\tau)} \{(\nabla(\nabla, \mathbf{a}), \mathbf{B}) - (\mathbf{a}, \nabla(\nabla, \mathbf{B}))\} d\tau = \\ & \iint_{(\tau)} [(\nabla, \mathbf{a})(\mathbf{n}, \mathbf{B}) - (\mathbf{n}, \mathbf{a})(\nabla, \mathbf{B})] d\tau = \\ & = \oint_{(\Sigma+L)} \left[\left(\frac{\partial^* \mathbf{a}}{\partial \mathbf{n}}, \mathbf{B} \right) - \left(\mathbf{a}, \frac{\partial^* \mathbf{B}}{\partial \mathbf{n}} \right) \right] d(\sigma+1). \quad (13) \end{aligned}$$

Но, так как $\frac{\partial^* \mathbf{X}}{\partial \mathbf{n}} = \frac{\partial \mathbf{X}}{\partial \mathbf{n}} + [\mathbf{n}, [\nabla, \mathbf{X}]]$, где объект \mathbf{X} является либо вектором \mathbf{a} , либо тензором \mathbf{B} , то

$$\oint_{(\Sigma+L)} \frac{\partial^* \mathbf{a}}{\partial \mathbf{n}} d\sigma = \oint_{(\Sigma+L)} \left\{ \frac{\partial \mathbf{a}}{\partial \mathbf{n}} + [\mathbf{n}, [\nabla, \mathbf{a}]] \right\} d(\sigma+1), \quad (14)$$

$$\oint_{(\Sigma+L)} \frac{\partial^* \mathbf{B}}{\partial \mathbf{n}} d(\sigma+1) = \oint_{(\Sigma+L)} \left\{ \frac{\partial \mathbf{B}}{\partial \mathbf{n}} + [\mathbf{n}, [\nabla, \mathbf{B}]] \right\} d(\sigma+1). \quad (15)$$

Таким образом, вместо (13), имеем окончательный вид обобщенной теоремы Грина

$$\begin{aligned} & \iint_{(\tau)} \{(\nabla(\nabla, \mathbf{a}), \mathbf{B}) - (\mathbf{a}, \nabla(\nabla, \mathbf{B}))\} d\tau = \\ & = \oint_{(\Sigma+L)} \left[\left(\frac{\partial \mathbf{a}}{\partial \mathbf{n}}, \mathbf{B} \right) + ([\mathbf{n}, [\nabla, \mathbf{a}]], \mathbf{B}) \right] d(\sigma+1) - \\ & - \oint_{(\Sigma+L)} \left[\left(\mathbf{a}, \frac{\partial \mathbf{B}}{\partial \mathbf{n}} \right) + (\mathbf{a}, [\mathbf{n}, [\nabla, \mathbf{B}]]) \right] d(\sigma+1). \quad (16) \end{aligned}$$

Заключение

Многочисленные парадоксы теоретической аэрогидродинамики указывают на необходимость совершенствования математических и физических моделей аэрогидродинамических процессов и использования существующих возможностей более глубокого математического и численного анализа классических задач. Наиболее перспективным методом решения широкого спектра начально-краевых задач механики сплошных сред, в том числе аэрогазодинамики, теорий упругости и пластичности является метод граничных интегральных уравнений, базирующийся на фундаментальных положениях векторно-тензорного анализа, таких как дифференциальные операции и интегральные теоремы в пространствах необходимой размерности. Однако в силу известных причин развитие этого направления математического анализа оставляет желать лучшего. В статье представлен спектр основных обобщенных дифференциальных операций в плоском случае для вектор-функций двух переменных, а также доказаны обобщенные интегральные теоремы. Показано, что развитый аппарат востребован идеологией формулирования законов сохранения механики в наиболее предпочтительной, в плане численной реализации, консервативной форме, а также позволяет получать интегральные представления решений.

Литература

1. Лойцянский, Л. Г. *Механика жидкости и газа [Текст]* / Л. Г. Лойцянский. – М. : Наука, 1970. – 904 с.
2. Кочин, Н. Е. *Векторное исчисление и начала тензорного исчисления [Текст]* / Н. Е. Кочин. – М. : АН СССР, 1961. – 427 с.
3. Крашаница, Ю. А. *Основная задача векторного анализа в механике сплошных сред (сообщение 1) [Текст]* / Ю. А. Крашаница // *Вісник Дніпропетровського університету*. – 2000. – Т. 1, вып. 3. – С. 52 – 56.
4. Крашаница, Ю. А. *Теория обобщённых гидродинамических потенциалов и метод граничных интегральных уравнений в краевых задачах гидродинамики [Текст]* / Ю. А. Крашаница. – К. : Наукова думка, 2013. – 215 с.
5. Huang, K. *Tensor analysis [Text]* / K. Huang. – Beijing : Higher Education Publishing, 1998. – 285 с.

Поступила в редакцию 6.02.2014, рассмотрена на редколлегии 12.03.2014

Рецензент: д-р физ.-мат. наук, профессор, Заслуженный деятель науки и техники Украины, зав. отделом гидродинамики волновых процессов И. Т. Селезов, Институт гидромеханики НАН Украины.

ДЕЯКІ УЗАГАЛЬНЕННЯ ОПЕРАЦІЙ ВЕКТОРНО-ТЕНЗОРНОГО АНАЛІЗУ

Ю. О. Крашаниця, Юе Пен

Сучасна ідеологія розв'язання початково-крайових задач механіки суцільних середовищ, в тому числі аерогідрогазодинаміки, пружності і пластичності базується на фундаментальних положеннях векторно-тензорного аналізу таких як диференціальні операції та інтегральні теореми в просторах необхідної розмірності. Однак у силу відомих причин розвиток цього напрямку математики залишає бажати кращого. У статті представлено спектр основних диференціальних операцій в плоскому випадку для вектор-функцій двох змінних, а також доведено узагальнені інтегральні теореми Гріна. Показано, що розвинений апарат затребувано ідеологією формулювання законів збереження механіки в найбільш кращій, в плані чисельної реалізації, консервативній формі.

Ключові слова: вектор, тензор, векторно-тензорний аналіз, узагальнена диференціальна операція, узагальнена інтегральна теорема векторно-тензорного аналізу.

SOME OPERATIONS GENERALIZATIONS OF THE VECTOR-TENSOR ANALYSIS

Y. A. Krashanitsa, Yue Peng

Modern ideology solutions of boundary value problems of continuum mechanics, including aerohydrodynamics and gas dynamics, elasticity and plasticity based on the fundamental positions of vector-tensor analysis operations such as differential and integral theorems in spaces necessary dimension. However, due to reasons known development of this area of mathematics is poor. The article presents a range of basic differential operations in the planar case for vector-valued functions of two variables, and prove generalized integral Green's theorem. It is shown that the developed apparatus claimed ideology formulation of the conservation laws of mechanics in the most preferred in terms of numerical implementation, conservative form.

Key words: vector, tensor, vector and tensor analysis, generalized differential operation, the generalized integral theorem of vector-tensor analysis.

Крашаниця Юрий Александрович – д-р техн. наук, проф., гл. науч. сотр. каф. аэрогидродинамики, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Юе Пен – аспирант каф. аэрогидродинамики, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

УДК 533.666.2: 629.7

П. И. ИВАНОВ*Херсонский национальный технический университет, Украина*

ПОДГОТОВИТЕЛЬНЫЙ ЭТАП ПРОЦЕССА НАПОЛНЕНИЯ ПАРАШЮТОВ БОЛЬШИХ ПЛОЩАДЕЙ

В работе рассматривается подготовительный этап – один из важнейших этапов процесса наполнения парашютов больших площадей основного класса. Приводятся и обосновываются причины, заставляющие разработчиков парашютов больших площадей проводить детальные исследования подготовительного этапа. Приводятся некоторые экспериментальные факты по результатам летных испытаний парашютов основного класса площадей 500-1500м². Выявлен ряд существенных факторов, которые могут быть возможными причинами замедления или ускорения процесса наполнения парашютов на подготовительном этапе. Приведены некоторые безразмерные эмпирические зависимости, характеризующие динамику процесса наполнения куполов больших площадей на подготовительном этапе.

Ключевые слова: парашюты больших площадей, основной класс, подготовительный этап, процесс наполнения.

Введение

В последнее время парашюты больших площадей (500–1500м²) начинают находить все большее и большее применение при десантировании тяжелых грузов и боевой техники, спасении отработанных ракетных топливных блоков, ступеней ракетносителей, спасении возвращаемых спускаемых аппаратов, командных модулей космических аппаратов.

Как показывают результаты летных испытаний, процесс наполнения парашюта большой площади четко разделяется на три этапа: подготовительный, основной, заключительный, подробно описанные в работе [1].

Подготовительным называется этап, начинающийся с момента полного вытягивания купола и строп на всю длину и заканчивающийся моментом, когда купол в своей профильной проекции в первый раз примет геометрию «полусфера-усеченный конус» [1, 2]. Длительность подготовительного этапа обычно составляет 0,1–0,2 от общего безразмерного времени наполнения купола парашюта (если его принять за единицу). Далее начинается основной этап, в процессе которого в профильной проекции купола геометрия «полусфера-усеченный конус» последовательно преобразуется в полусферическую (или полуэллипсоидную) за счет постепенного исчезновения конической части. Завершается процесс наполнения заключительным этапом, сущность которого состоит в переполнении купола вследствие большой динамики его раскрытия и затухающих колебаний полностью наполненного ку-

пола около его положения равновесия.

В данной работе подробно рассматривается только подготовительный этап процесса наполнения.

Постановка задачи

Цель настоящей работы – обсуждение результатов экспериментальных исследований подготовительного этапа процесса наполнения парашютных систем больших площадей, что связано с важной теоретической и практической задачей изучения динамики процесса раскрытия и построения в перспективе его математической модели. Последние исследования и публикации, на которые опирается автор данной статьи, представлены в работах [1–4].

Основная часть

Подготовительный этап наиболее хорошо прослеживается у парашютов основного класса больших площадей с малой величиной удельной массовой нагрузки на парашют. Чем больше площадь купола парашюта и меньше величина удельной массовой нагрузки, тем более ярко выражен подготовительный этап.

Установлено экспериментально, что в ряде случаев именно подготовительный этап может стать причиной длительного наполнения или даже ненаполнения купола парашюта большой площади.

Сильные флаговые колебания (флаттер) вершины купола большой амплитуды на подготови-

тельном этапе могут приводить к контактам вершины с элементами поверхности и ожигать купол в зоне его полюсной части, разрушать основу и силовой каркас купола.

Здесь необходимо отметить, что парашюты, изготовленные из материалов с большим относительным удлинением, в ряде случаев, лучше переносят флаттер, чем парашюты, изготовленные из материалов с малым относительным удлинением.

Динамика процесса наполнения, характер изменения нагрузки, величина максимальной (аэродинамической) нагрузки и причины ее неустойчивости на основном этапе наполнения существенно зависят от характера протекания подготовительного этапа и геометрии (формы) кромки входного сечения купола парашюта к моменту завершения подготовительного этапа [1].

Все это заставляет концентрировать внимание на проведении тщательных исследований подготовительного этапа парашютов больших площадей.

Наблюдения за входным ортогональным к оси парашюта сечением купола в момент начала подготовительного этапа, показали следующее.

Начиная с момента появления кромки купола из упаковки, форма контура кромки входного сечения купола большой площади практически всегда представляет собой хаотически перемещающуюся многосвязную область с разрезами, что объясняется концентрацией большого количества материала кромки, собранного в гофр, на относительно малой площади, рис. 1.



Рис. 1. Формообразование контура кромки входного сечения купола парашюта большой площади на подготовительном этапе

Набегающий на купол поток воздуха проникает в эти открытые, свободные, не занятые кромкой области, последовательно заполняя часть пространства под куполом, образуя некоторый первичный газовый объем непосредственно у кромки купола.

С течением времени происходит последовательное слияние мелких областей в более крупные, которые, в свою очередь, также стремятся объединиться друг с другом.

В результате, начиная с некоторого момента, начинает превалировать по площади над всеми другими более мелкими областями одна, более крупная область, размеры которой непрерывно возрастают за

счет поглощения ею других, более мелких областей, рис. 1.

Этот факт уже дает достаточное представление о том, как можно построить математическую модель формирования контура кромки входного сечения купола парашюта большой площади на подготовительном этапе процесса наполнения.

Наблюдения за динамикой поведения полностью вытянутых из упаковки на полную длину и напряженно деформированных под воздействием скоростного напора купола и строп парашюта показывают, что купол и стропы флагируют в результате непрерывного вихревого отрыва потока с их поверхности, рис. 2.



Рис. 2. Флагирование вершины купола большого парашюта на подготовительном этапе

Это приводит к существенным продольным и поперечным деформациям, вызывающим волновые процессы в стропах и самом куполе, что в определенный момент времени приподнимает кромку купола, способствуя образованию входного отверстия достаточной площади и зарождению относительно большого первичного газового объема (ПГО) непосредственно у кромки купола.

Сегодня пока еще нельзя однозначно ответить на вопрос, что является причиной, а что следствием поднятия кромки в начальный момент: вихреобразование у кромки купола или же колебания строп.

По одной из версий подготовительный этап начинается с момента, когда суммарная амплитуда пакета бегущих в стропах (от коуша к кромке) волн, приподнимет кромку и возникнут благоприятные условия для зарождения у кромки купола первичного газового объема, начинающего свое продвижение от кромки к полюсу под действием скоростного напора набегающего потока.

ПГО, продвигаясь под куполом от кромки к полюсу, удерживает в приоткрытом состоянии часть кромки купола, что позволяет непрерывно подпитывать ПГО, рис. 3.

Далее, продвигаясь под куполом от кромки к полюсу, ПГО непрерывно теряет свою массу и энергию как под воздействием сопротивления трения внутренней поверхности купола, так и из-за наличия проницаемости купола.

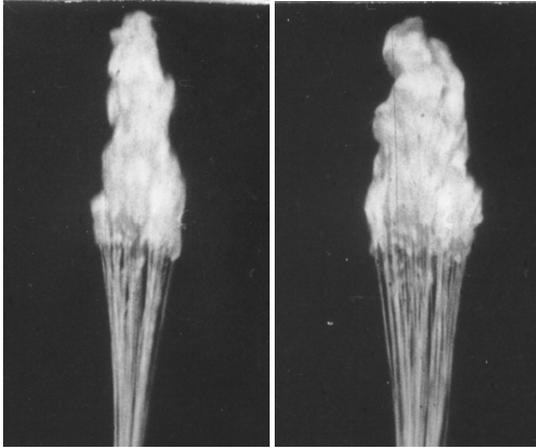


Рис. 3. Динамика продвижения ПГО к полюсу купола

У полностью вытянутого из упаковки (на всю длину) купола парашюта большой площади достаточно длинный путь от кромки к полюсу, который необходимо преодолеть первичному газовому объему, возникающему у кромки купола от пакета волн со стороны строп, приоткрывающих кромку, а значит и тем больше возможные потери массы и кинетической энергии ПГО.

Чем меньше радиус ПГО, тем меньше вероятность того, что ПГО достигнет полюса, непрерывно удерживая приоткрытой кромку и, меньше вероятность, что начнется основной этап процесса наполнения. В процессе продвижения ПГО, из-за большой длины купола, может возникнуть перемишка схлопнувшейся ткани купола между кромкой и ПГО, что прекращает подпитку массой воздуха ПГО, и он, теряя свою массу и энергию, прекращает свое существование, так и не достигнув полюса.

А это означает, что подготовительный этап наполнения прекратился, а основной – так и не начался. Процесс зарождения ПГО начинается сначала.

Может пройти две, три и более попыток реализации подготовительных этапов, – попыток зарождения ПГО и продвижения его к полюсу (количество таких попыток возрастает с увеличением площади купола).

Когда, наконец, последняя из попыток окажется удачной и ПГО достаточного размера достигнет полюса, организовав канал непрерывной доставки воздуха от кромки к полюсу купола, поддерживаемого в натянутом, открытом для потока воздуха со стороны кромки состоянии, то этим завершается подготовительный этап процесса наполнения.

В этом состоянии уже начинает прослеживаться профильная геометрия купола типа: «полусфера–усеченный конус», и этот момент уже считается началом основного этапа процесса наполнения парашюта, рис. 4 (фото 2).

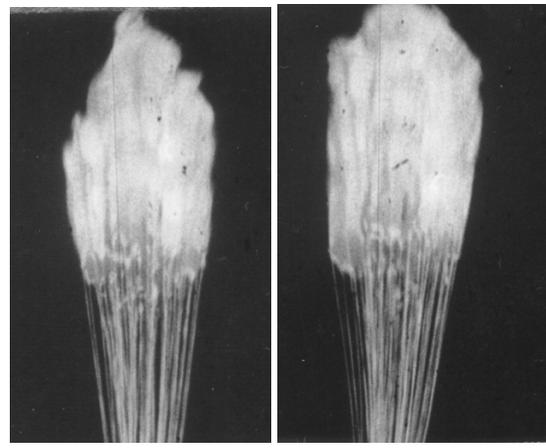


Рис. 4. Завершение подготовительного этапа

Как видим, время полного наполнения парашюта существенно зависит от времени протекания подготовительного этапа (от числа безуспешных попыток его реализации) и является случайной величиной, имеющей свой закон распределения и степень рассеивания (дисперсию). Очевидно, что степень рассеивания времени наполнения тем больше, чем больше радиус (площадь) парашюта и чем меньше амплитуда и частота бегущих в стропках волн, способствующих зарождению ПГО.

Все же летные экспериментальные исследования показали, что подготовительный этап процесса наполнения купола протекает не совсем случайным образом, а по определенным законам, скрытым иногда за шумом множества мелких массовых случайных явлений, которые маскируют тренд детерминированного процесса и могут влиять на длительность протекания подготовительного этапа. Это позволяет надеяться в перспективе на возможность построения его математической модели.

С точки зрения идеального наполнения купола большой площади, на подготовительном этапе необходимо, чтобы ПГО достаточно большого объема зарождалось со строго определенной частотой (зависящей от радиуса купола) и непрерывно шли друг за другом на относительно небольшом расстоянии друг от друга, рис. 3.

В этом случае входное отверстие купола будет принудительно поддерживаться приоткрытым, и будет обеспечен доступ воздуха к первому, теряющему большую часть своей кинетической энергии ПГО, а следующий за ним ПГО будет подпитываться его своей кинетической энергией и массой (в случае их слияния). В этом случае следует ожидать относи-

тельно небольшое, вполне приемлемое время наполнения купола на подготовительном этапе.

Что еще кроме пакета волн, генерируемых стропами, может приподнимать кромку, способствуя зарождению ПГО?

Очевидно, что это могут быть неслучайные процессы появления и непрерывного изменения угла атаки потока перед кромкой купола вследствие непрерывного изменения траекторного угла системы объект-парашют (в случае сбрасывания системы из горизонтально летящего ЛА).

Это могут быть и случайные процессы появления горизонтальной составляющей скорости потока, растаскивающей кромку, вследствие погружения объекта в более плотные слои атмосферы с различной степенью турбулентности.

Это могут быть и случайные процессы появления колебаний объекта на траектории, что способствует генерированию волн в стропах в направлении от объекта к куполу.

Таким образом, случайность в процессе раскрытия приобретает значительный вес, что и объясняется большими разбросами времени наполнения больших парашютов.

С увеличением количества, а, следовательно, и массы строп у куполов больших площадей увеличивается их инерционность, возрастает взаимодействие их путем трения, что гасит большую часть энергии волновых процессов в стропах, ухудшая условия возникновения ПГО у кромки, а значит, и условия протекания подготовительного этапа наполнения купола в целом.

Анализ кинограмм процесса протекания подготовительного этапа у парашютов больших площадей позволил разложить процесс на ряд характерных составляющих, оказывающих существенное влияние на характер протекания подготовительного этапа:

–флаттер (флагирующие колебания) купола и строп;

–характер зарождения первичного газового объема у кромки под куполом и его динамика продвижения к полюсу;

–структура волновых процессов (волнообразование на поверхностях строп и купола, амплитуда и частота бегущих волн, скорость их распространения);

–динамика развития наполняемой и не наполненной частей купола по времени; флаттер невыполненной части купола и влияние его на продвижение ПГО к полюсу.

Флаттер (флагирование) купола и строп оказывает существенное влияние на зарождение ПГО у кромки под куполом парашюта. Флаттер строп (включая длинноволновые колебания строп малой амплитуды), как показывает анализ кинограмм, мо-

гут являться причиной зарождения ПГО у кромки купола и способствовать процессу протекания подготовительного этапа (процессу продвижения ПГО к полюсу купола).

Колебания строп могут быть генерированы колебаниями точки подвески парашюта к объекту (т.е. колебаниями самого объекта), а также нужно учитывать собственные упругие колебания строп под действием скоростного напора набегающего потока (аналогия – растряхивание парашютистом строп запасного парашюта с целью улучшения его наполнения при введении его в действие при отказе основного парашюта).

Вихреобразование и характер течения у кромки купола могут являться дополнительным (а иногда и основным) источником зарождения ПГО и способствовать его продвижению к полюсу, обеспечивая, таким образом, нормальное протекание подготовительного этапа.

Как уже отмечалось выше, центральным моментом в процессе реализации подготовительного этапа является зарождение ПГО у кромки купола и динамика его продвижения к полюсу. Появление ПГО может быть следствием упругих колебаний строп парашюта под воздействием скоростного напора набегающего потока. В процессе упругих колебаний происходит расщепление строп на группы, причем в одной из них (меньшей по объему) возникает длинная волна в направлении от коуша к кромке, которая в момент достижения ею кромки может приподнять кромку, способствуя зарождению ПГО под воздействием набегающего потока.

Далее, динамика продвижения ПГО к полюсу может быть существенно различной.

Либо ПГО начнет увеличиваться в размерах, интенсивно продвигаясь вперед, и достигнет полюса (рис. 3, 4), либо наоборот, незначительно сместившись от кромки, прекратит свое существование. В последнем случае необходим новый волновой импульс со стороны строп для того, чтобы вновь появился ПГО в районе кромки и начался подготовительный этап.

Анализ кинограмм показал, что на механизм зарождения и движение ПГО может оказывать структура волновых процессов на поверхности строп и купола: волнообразование, амплитуда и частота бегущих поверхностных волн, скорость их распространения, волновой спектр. Волны, накладываясь, могут усиливать друг друга, способствуя интенсивному продвижению к полюсу ПГО и, наоборот, складываясь противоположного знака амплитудами, ослабляют друг друга и уничтожают ПГО, ухудшая процесс протекания подготовительного этапа. При этом можно проследить волны определенных амплитуд и частот, интенсифицирующие нормальное

протекание подготовительного этапа и, наоборот, блокирующие его. Появление тех или иных волн зависит от скорости набегающего потока, радиуса купола, его жесткостных и упругих характеристик, воздухопроницаемости основы, специфики обтекания кромки входного сечения купола, турбулентности потока перед входным сечением купола.

Анализ кинограмм процесса наполнения куполов парашютов площадью 500 и 1000м² показал, что формирование звездообразности контура кромки входного сечения к моменту окончания подготовительного этапа, что определяет всю дальнейшую динамику развития процесса на основном этапе наполнения, зависит от характера развития выполняемой и невыполняемой частей купола во времени, а также от флаттера невыполненной части и ее влияния на продвижение ПГО к полюсу.

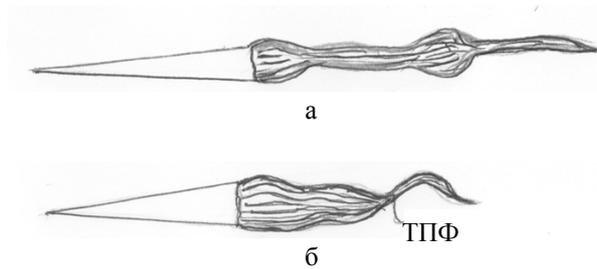


Рис. 5. Характерные крайние случаи процесса протекания подготовительного этапа

На рис.5 представлены два характерных крайних случая.

Для случая а), когда процесс (подготовительный этап) проходит в виде последовательных дискретных бегущих волн, движущихся от кромки к полюсу так, что между ними образуется значительный интервал (более 0,2 от безразмерного радиуса купола), а полюсная невыполненная часть не совершает энергичных колебаний, процесс проходит плавно, форма контура входного сечения явно звездообразная, время протекания основного этапа процесса наполнения при этом существенно возрастает, аэродинамическая нагрузка на парашют на основном этапе относительно невелика.

В случае б), когда процесс (подготовительный этап) проходит интенсивно в виде непрерывно расширяющегося ПГО у кромки, одновременно смещающегося к полюсу, а полюсная невыполненная часть совершает энергичные колебания относительно точки основания переднего фронта (ТПФ) прямой волны, форма контура входного сечения значительно близка к кругу, время протекания основного этапа процесса наполнения при этом существенно уменьшается, аэродинамическая нагрузка на парашют существенно возрастает.

Все остальные случаи, реализуемые на подго-

товительном этапе процесса наполнения, могут представлять собой среднее между случаями а) и б).

Из сказанного выше следует, что в настоящее время требуют детального исследования и остаются до конца невыясненными следующие вопросы:

- особенности флаговых колебаний парашюта на подготовительном этапе;
- механизм вихреобразования и характер течения у кромки купола;
- механизм образования длинных волн с большой амплитудой в расщепленных пучках строп и механизм расщепления строп на пучки;
- диапазоны длин и частот волн на поверхности купола как интенсифицирующие, так и подавляющие процесс зарождения и продвижения ПГО к полюсу; механизм их образования.

Детальное изучение этих вопросов позволит понять механизм протекания подготовительного этапа, построить его математическую модель, исследовать ее, получить новые выводные знания о нем и научиться им управлять, а, следовательно, управлять основными аэродинамическими характеристиками парашюта и на основном этапе процесса наполнения.

По результатам обработки летного эксперимента для парашюта площадью 1000м² удалось получить приближенные эмпирические зависимости для:

- безразмерного радиуса ПГО:

$$\bar{r} = \frac{r}{S_0} = 0,05 + 0,13 \frac{t}{t_{\text{п}}};$$

- безразмерной длины наполняемой части купола:

$$\bar{h} = \frac{h}{S_0} = 0,15 + 0,7 \frac{t}{t_{\text{п}}};$$

- средней скорости распространения ПГО:

$$V = 0,35V_0,$$

где r – радиус выполненной части купола (входного сечения) на подготовительном этапе;

S_0 – радиус купола в раскрое;

t – время текущее;

$t_{\text{п}}$ – время протекания подготовительного этапа;

h – длина выполненной части купола на подготовительном этапе;

V_0 – скорость груза в момент начала наполнения.

Формула для безразмерного радиуса, например, позволяет установить предельный по наполняемости

размер полюсного отверстия купола парашюта.

Экспериментально установлено [4], что предельная площадь полюсного отверстия должна быть вдвое меньше площади миделевого сечения купола в момент окончания подготовительного этапа. Из формулы для безразмерного радиуса при $t = t_{\text{п}}$ следует, что предельная величина площади полюсного отверстия для куполов площадью 500 и 1000 м² составляет порядка 10 м², что и подтверждается летным экспериментом.

Приведенного выше экспериментального материала, по мнению автора, уже достаточно для того, чтобы начать разработку математической модели процесса протекания подготовительного этапа парашютов больших площадей, используя как аналитические методы, так и статистические методы испытаний, основывающиеся на принципах компьютерного моделирования.

Выводы

1. Обоснована необходимость исследования подготовительного этапа процесса наполнения парашютов больших площадей.
2. Рассмотрен и подробно описан по матери-

лам летных испытаний подготовительный этап процесса наполнения купола, что открывает в дальнейшем перспективу построения математической модели подготовительного этапа процесса наполнения парашютов больших площадей.

Литература

1. Иванов, П. И. *Летные испытания парашютных систем [Текст]: моногр. / П. И. Иванов. – Феодосия: «Гранд-С плюс», 2001. – 332 с.*
2. Fu, Kuang-Hua. *Theoretische Untersuchung zum Füllvorgang eines flexiblen Fallschirm-Last-Systems [Text] / Kuang-Hua Fu // Deutsche Luft- und Raumfahrt, Forschungsbericht. – Porz-Wahn: Deutsche Forschungs- und Versuchsanstalt für Luft- und Raumfahrt, 1975. – 122 s.*
3. *Исследование первой стадии наполнения парашюта [Текст]: отчет о НИР: №17330-80/ НИИ ПС; исполн. Л.В. Кузьмина. – М., 1980. – 150 с.*
4. *Летные экспериментальные исследования влияния основных факторов на наполняемость парашютов больших площадей [Текст]: отчет о НИР: №4822.34-82 / Феодосийский филиал НИИ Парашютостроения; исполн. П. И. Иванов. – Феодосия, 1982. – 150 с. – № ГР X 71450.*

Поступила в редакцию 17.12.2013, рассмотрена на редколлегии 12.03.2014

Рецензент: канд. физ.-мат. наук, доцент, доцент кафедры прикладной математики и математического моделирования Г. С. Абрамов, Херсонский национальный технический университет, Херсон.

ПІДГОТОВЧИЙ ЕТАП ПРОЦЕСУ НАПОВНЕННЯ ПАРАШУТІВ ВЕЛИКИХ ПЛОЩИН

П. І. Іванов

У роботі розглядається підготовчий етап - один з найважливіших етапів процесу наповнення парашутів великих площин основного класу. Приводяться та обґрунтовуються причини, що примушують розроблювачів парашутів великих площ проводити детальні дослідження підготовчого етапу. Приводяться деякі експериментальні факти за результатами літних випробувань парашутів основного класу площин 500-1500 м². Виявлено ряд істотних факторів, які можуть бути можливими причинами уповільнення або прискорення процесу наповнення парашутів на підготовчому етапі. Приведено деякі безрозмірні емпіричні залежності, що характеризують динаміку процесу наповнення куполів великих площин на підготовчому етапі.

Ключові слова: парашути великих площин, основний клас, підготовчий етап, процес наповнення.

THE PREPARATORY PHASE OF FILLING PROCESS OF LARGE-AREA PARACHUTES

P. I. Ivanov

The preparatory phase is being examined in the work – it is one of the most important phases of filling process of large-area parachutes of the main class. The reasons that make the developers of large-area parachutes of the main class carry out detailed researches of the preparatory phase are being put and justified. Some experimental facts according to the results of flight tests of the main parachutes with the area 500-1500 m² are being referred. The line of material factors that can be probable reasons of the deceleration or the acceleration of filling process of parachutes in the preparatory phase has been revealed. Some dimensionless empirical dependence defining the dynamics of filling process of large-area canopies in the preparatory phase are given.

Key words: large-area parachutes, the main class, the preparatory phase, filling process.

Іванов Петр Иванович – д-р техн. наук, проф., Феодосийский факультет ХНТУ, г. Феодосия, Украина, e-mail: Ivanovpetr@rambler.ru.

УДК 629.735.33

Д. В. ТИНЯКОВ

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

УТОЧНЕННАЯ МЕТОДИКА ОПРЕДЕЛЕНИЯ УГЛОВ ГЕОМЕТРИЧЕСКОЙ КРУТКИ ТРАПЕЦИЕВИДНОГО КРЫЛА НА ОСНОВЕ КОЭФФИЦИЕНТА РОСТА ИНДУКТИВНОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ

Выполнено уточнение методики определения углов геометрической крутки трапециевидного крыла по его размаху для этапа предварительного проектирования на основе одного из частных критериев эффективности – коэффициента роста индуктивного сопротивления V_m . Для наиболее распространенных форм трапециевидных крыльев (образованных одной или двумя трапециями соответственно с одной и двумя координатами излома) получены численные значения углов оптимизирующей крутки по их полуразмаху и даны рекомендации по линеаризации этих зависимостей, упрощающих производство трапециевидных крыльев.

Ключевые слова: геометрические параметры крыла, частные критерии, компоновочные ограничения, циркуляция скорости, индуктивное сопротивление.

Введение

Трапециевидные крылья получили широкое распространение, в особенности при создании самолетов транспортной категории [1, 2], поскольку в максимальной степени удовлетворяют требованиям, предъявляемым к летательным аппаратам данного типа.

Совершенству форм несущих поверхностей всегда уделялось приоритетное внимание, поскольку они оказывают решающее влияние, как на летные характеристики, так и на показатели экономической эффективности самолета [3].

В работе [4] предложен новый метод формирования на этапе предварительного проектирования геометрических параметров системы несущих поверхностей самолета по частным критериям (рис. 1) их аэродинамической эффективности, т.е. по условиям:

- равенства коэффициентов форм трапециевидного и эллиптического крыльев – $K_{фм} = K_{фэ}$;
- минимальной величине коэффициента роста индуктивного сопротивления – $V_m = V_{min}$;
- минимальной потребной площади агрегатов хвостового оперения – $S_{хв.о} \rightarrow \min$.

В работе [5] показано, что на величину $K_{фм}$ оказывают влияние не только непосредственные геометрические параметры крыла, но и его компоновка с фюзеляжем и двигателями, расположенными по его размаху, что приводит первое условие к виду

$$K_{фм}(S_{эф}, \eta_m, \bar{S}_H, \bar{z}_{HM}) = K_{фэ}. \quad (1)$$

Однако не всегда подобранные по критерию (1) геометрические параметры трапециевидного крыла

обеспечивают эллиптический закон распределения циркуляции скоростей, который обуславливает минимальную величину индуктивного сопротивления

$$C_{xi} = AC^2_y \rightarrow \min, \quad (2)$$

где $S_{эф}$, η – эффективная площадь и суммарное сужение крыла;

\bar{S}_H , \bar{z}_{HM} – относительная площадь наплывов и относительная координата изломов крыла;

C_y – коэффициент подъемной силы.

Для реализации условия (2) и служит второй [4] частный критерий

$$V_m(\eta_m, \bar{z}_i, \lambda_{эф}, \bar{\varepsilon}_i^0(\bar{z}_i)) = V_{min}, \quad (3)$$

где $\lambda_{эф}$ – эффективное удлинение в системе несущих поверхностей самолета, по которому представляется возможным (при выбранных по критерию (1) геометрических параметрах трапециевидного крыла) найти потребные углы геометрической крутки местных хорд $\bar{\varepsilon}_i^0(z_i)$, обеспечивающий трапециевидному крылу эллиптический закон распределения циркуляции скоростей по его размаху [6, 7], что в максимальной степени отвечает условию (2).

Постановка задач исследования

Условие (2) является определяющим фактором в крейсерском режиме полета самолета. На рис. 2 показаны численные значения различных видов сопротивления основных агрегатов, посчитанные по методике работы [2] для среднемагистрального самолета с трапециевидным крылом по виду в плане. Как видим, величина C_{xi} составляет существенную долю в общем сопротивлении самолета. Поэтому

снижение его, даже на несколько процентов, представляет главную задачу конструкторов при разработке несущих поверхностей самолета.



Рис. 1. Схема метода формирования геометрических параметров несущих поверхностей самолета транспортной категории по частным критериям и интегральным показателям его эффективности [4]

С учетом приведенных обстоятельств целью данной работы является выработка методики опре-

деления углов геометрической крутки местных хорд по размаху крыла $\bar{\varepsilon}_1^0(z_i)$ на основе выполнения условия (2) при выполнении критерия (3).

Решение поставленных задач

На первом этапе установим адекватность изменений величин индуктивного сопротивления ΔC_{xi} и коэффициента его роста V_m .

Для оценки коэффициента V_m воспользуемся известными выражениями [3]

$$V_{несж} = 1 + \delta_{несж}, \tag{4}$$

$$\delta_{несж} = \lambda(0,0244 - 0,022 \cos \chi^\circ).$$

При этом величина C_{xi} оценивается соотношениями

$$C_{xi} = \frac{V_{несж}}{\pi \lambda_\Gamma} C_{Укрейс}^2 = \frac{1 + \delta_{несж}}{\pi \lambda_\Gamma} C_{Укрейс}^2 = \tag{5}$$

$$= \frac{1 + \lambda_\Gamma(0,0244 - 0,022 \cos \chi^\circ)}{\pi \lambda_\Gamma} C_{Укрейс}^2$$

при $C_{Укрейс}^2 = 0,45$, $S_{кр} - const$ и $\bar{\varepsilon} - const$, где λ_Γ – геометрическое удлинение крыла.

Результаты количественной оценки C_{xi} и V_m по выражениям (2) и (5) представлены в табл. 1.

В последней колонке табл. 1 приведено сравнение приращений коэффициента индуктивного сопротивления ΔC_{xi} и коэффициента роста индуктивного сопротивления V_m .

Сопоставление ΔC_{xi} и V_m показано также на рис. 3, где постоянными параметрами трапециевидного крыла выступают его сужение ($\eta = 3,5$), площадь крыла $S_{кр}$ и величина $C_y = 0,45$.

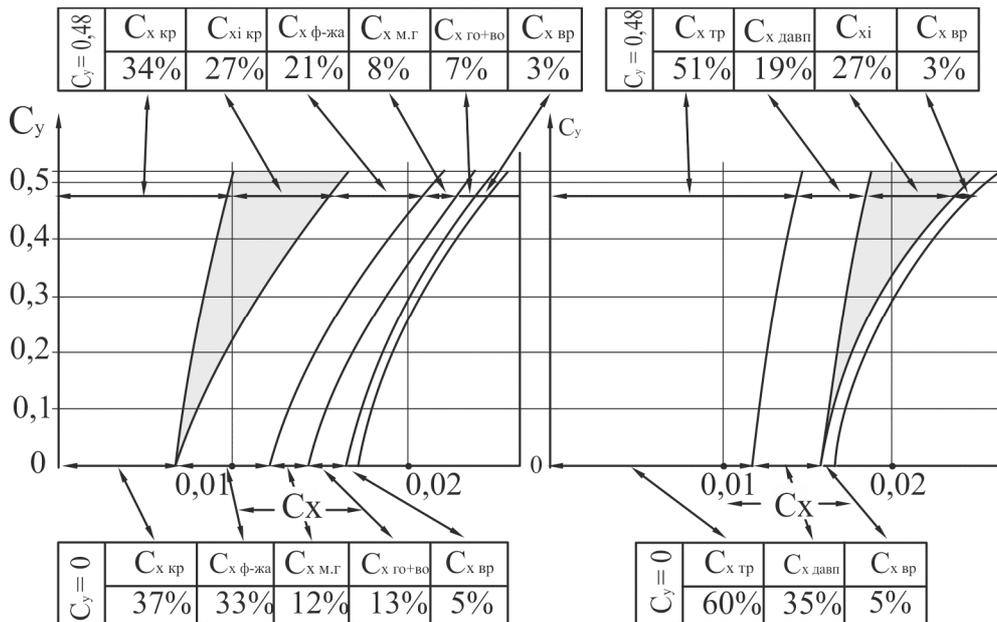


Рис. 2. Расчетная оценка составляющих коэффициента аэродинамического сопротивления

Таблица 1

Адекватность изменений ΔC_{xi} и V_M

№ п/п	$\chi_{гр}$	$\cos \chi$	$V_{несж} = 1 + \delta_{несж} = 1 + \lambda(0,0244 - 0,022\cos\chi)$				$C_{xi} = \frac{(1 + \delta_{несж})}{\pi\lambda} C_{Укрес}^2$				$B = \Delta C_{xi} = \frac{C_{xi} \cos \chi^{\circ} - C_{xi} \cos 0^{\circ}}{C_{xi} \cos 0^{\circ}} 100\%$			
			$\lambda=7$	$\dots 8$	$\dots 9$	$\dots 10$	$\dots 7$	$\dots 8$	$\dots 9$	$\dots 10$	$\dots 7$	$\dots 8$	$\dots 9$	$\dots 10$
1	0°	1	1,0168	1,0192	1,0216	1,024	0,0093628	0,0082118	0,0073165	0,0066004	0	0	0	0
2	5°	0,9962	1,0173852	1,0198688	1,0223524	1,024836	0,0093682	0,0082172	0,0073219	0,0066057	0,57767	0,06575	0,0738	0,08029
3	10°	0,9848	1,0191408	1,0218752	1,0246096	1,027344	0,0093844	0,0082334	0,0073381	0,0066219	0,2307	0,26303	0,29522	0,32573
4	15°	0,9659	1,022514	1,0252016	1,0283518	1,031502	0,0094155	0,0082602	0,0073649	0,0066487	0,56286	0,58939	0,66151	0,73177
5	20°	0,9397	1,0260862	1,0298128	1,0335394	1,037266	0,0094484	0,0082974	0,0074021	0,0066859	0,91425	1,0424	1,16995	1,29537
6	25°	0,9063	1,0312298	1,0356912	1,0401526	1,044614	0,0094957	0,0083447	0,0074494	0,0067332	1,41944	1,6184	1,81644	2,01199
7	30°	0,8660	1,037436	1,042784	1,048132	1,05348	0,0095529	0,0084019	0,0075066	0,0067904	2,03037	2,31496	2,59823	2,87861
8	35°	0,8192	1,0446432	1,0510208	1,0573984	1,063776	0,0096192	0,0084682	0,0075729	0,0068567	2,73849	3,12233	3,5044	3,88309
9	40°	0,7660	1,052836	1,060384	1,067932	1,07548	0,0096947	0,0085437	0,0076484	0,0069322	3,54487	4,04174	4,53632	5,02696

Переменными же величинами являются: удлинение крыла λ и угол стреловидности χ° .

Эти известные факты приведены с целью показать, что изменение основных геометрических параметров крыла неизменно обеспечивает равенство $\Delta C_{xi} = V_M$, а отклонения в этом равенстве составляют не более 2,6%.

$$\Delta \bar{C}_{xi} = \bar{V}_M = \frac{C_{xi} \cos 0^{\circ} - C_{xi} \cos \chi^{\circ}}{C_{xi} \cos 0^{\circ}} 100\% \quad (6)$$

Наличие полной адекватности в приростах ΔC_{xi} и V_M дает основание считать, что коэффициент роста индуктивного сопротивления может служить в качестве критерия по определению углов геометрической кртки местных хорд крыла $\bar{\epsilon}_i^0(\bar{z}_i)$, в том случае, когда резервы по влиянию основных гео-

метрических параметров крыла ($\eta_m, \bar{z}_i, \Delta \bar{S}_i, \lambda_{эф}$) в целях уменьшения C_{xi} уже полностью исчерпаны.

Значения относительных углов геометрической кртки для несущей поверхности произвольной формы по виду в плане (по аналогии с [6]) представим в следующем виде:

$$\bar{\epsilon}_i = K_{\epsilon i} \frac{b_0}{(\eta - \eta_{i-1})b_{zi}} (1 - \bar{z}_i^2)^{0,5} \quad (7)$$

где K_{ϵ} – угол кртки крыла на i -м участке.

Значение b_{zi} определяют по выражению

$$b_{zi} = b_0 \frac{\eta_i \bar{z}_{ni} - \bar{z}_{ni} - (\eta_{i-1}) \bar{z}_i}{\eta - \eta_i (\bar{z}_{ni} - \bar{z}_{ni-1})} (1 - \bar{z}_i^2)^{0,5} \quad (8)$$

Как видим, ключевую роль в определении углов геометрической кртки играют величины местных хорд b_{zi} у крыльев различной формы.

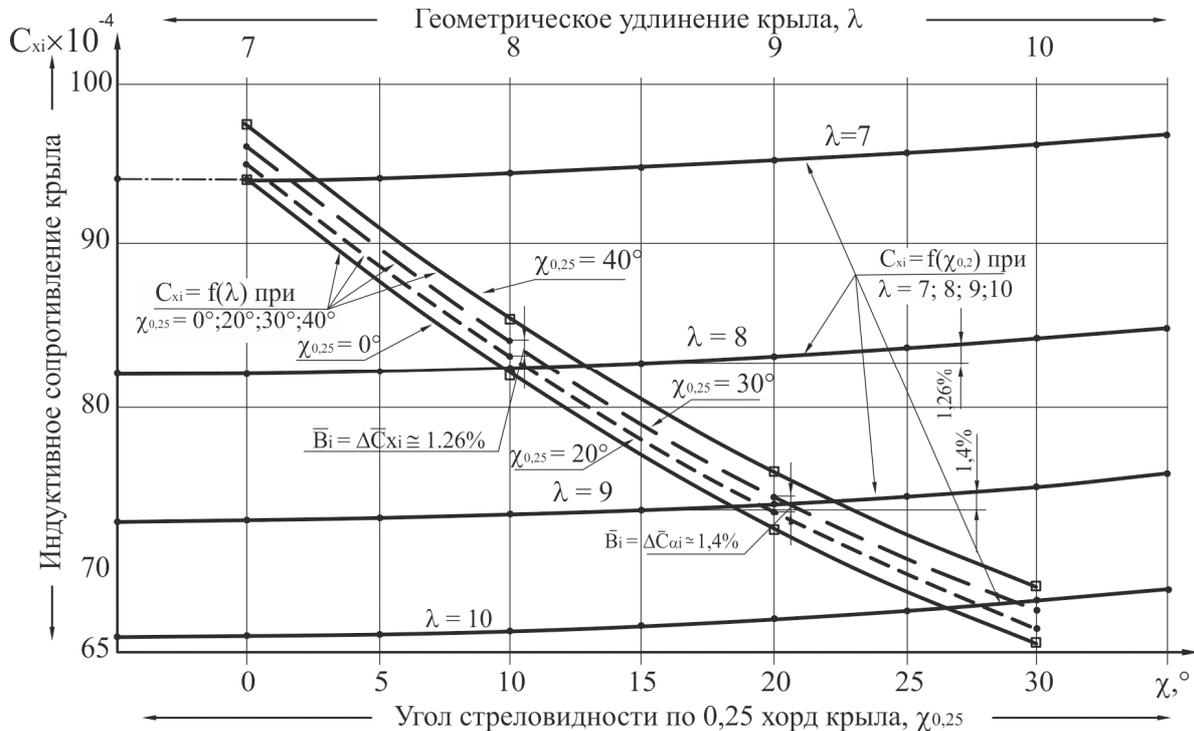


Рис. 3. Зависимость коэффициента индуктивного сопротивления от углов стреловидности и удлинения крыла с $\eta = 3,5; C_y = 0,45; S_{кр} - \text{const}$

Так, на рис. 4 показаны закономерности изменения относительных величин местных хорд по координате \bar{z} для крыльев с простыми формами крыла, а знаками «+» и «-» обозначены отклонения от оптимизированных значений.

После подстановки значения b_{zi} из [8] получим

$$\bar{\varepsilon}_i = \frac{\eta_i(\bar{z}_{ni} - \bar{z}_{ni-1})(1 - \bar{z}_i^2)^{0,5}}{\eta_i \bar{z}_{ni} - \bar{z}_{ni-1} - (\eta_i - 1)\bar{z}_i} \quad (9)$$

Для наиболее распространенной формы крыла в самолетах транспортной категории с одной координатой излома \bar{z}_i выражение (9) преобразуется к виду:

– в центропланной части крыла ($\eta_1=1,0$)

$$\bar{\varepsilon}_1 = \frac{2[(1 - \bar{z}_H) + (1 + \bar{z}_H)\eta_2](1 - \bar{z}_i^2)^{0,5}}{\pi\eta_2}; \quad (10)$$

– в консольной части крыла ($\eta_2 > 1,0$)

$$\bar{\varepsilon}_2 = \frac{2(1 - \bar{z}_H)[(1 - \bar{z}_H) + (1 + \bar{z}_H)\eta_2](1 - \bar{z}_i^2)^{0,5}}{\pi[\eta_2 - \bar{z}_H] - (\eta_2 - 1)\bar{z}_i} \quad (11)$$

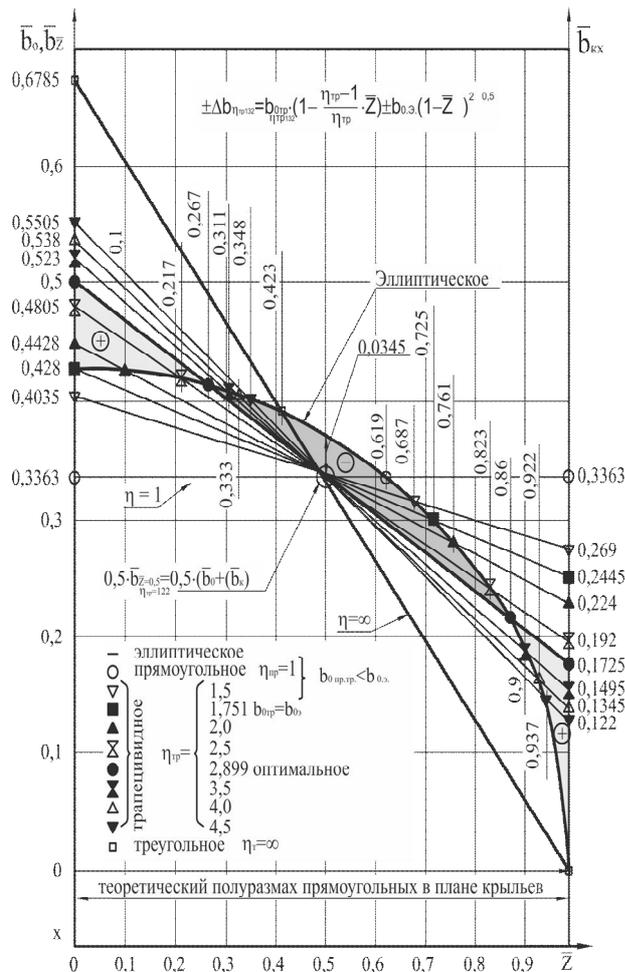


Рис. 4. Закономерности изменения относительных величин местных хорд у крыльев простых форм

Распределенные значения углов геометрической крутки крыла, образованного по виду в плане тремя трапециями, в зависимости от координаты \bar{z} , показаны на рис. 6.

У крыльев, план которых образован несколькими трапециями (В-747, Ан-225, Ан-124, С-5А и др.), величины местных хорд крыла b_{zi} тоже отличаются от их величин в эллиптическом крыле «+» и «-» (рис. 5), что также необходимо учитывать при решении уравнений (10) и (11).

По выражениям (10) и (11) выполнена количественная оценка потребных углов геометрической крутки местных хорд крыла с одной координатой излома \bar{z}_i (рис. 7). В качестве исходных данных взяты параметры крыла самолета Ан-24, как наиболее удовлетворяющего критерию $K_{фм} = K_{фэ}$.

На этом рисунке для другой формы крыла по виду в плане (с двумя координатами излома \bar{z}_{i1} и \bar{z}_{i2}) приведены выражения для определения углов крутки местных хорд в каждой из трех трапеций,

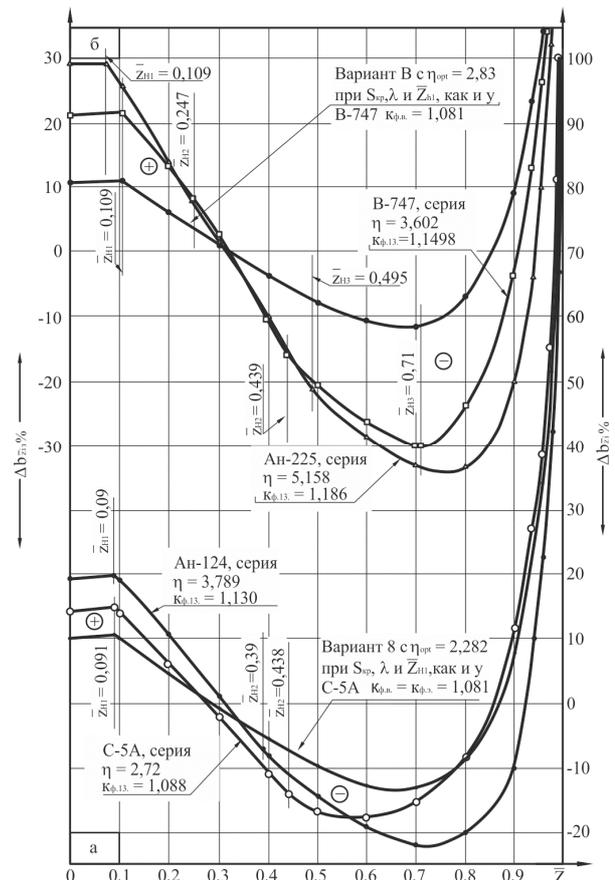


Рис. 5. Отличие величин местных хорд (в процентах) серийных самолетов С-5А, Ан-124, В-747, Ан-225 относительно хорд эквивалентных эллиптических крыльев

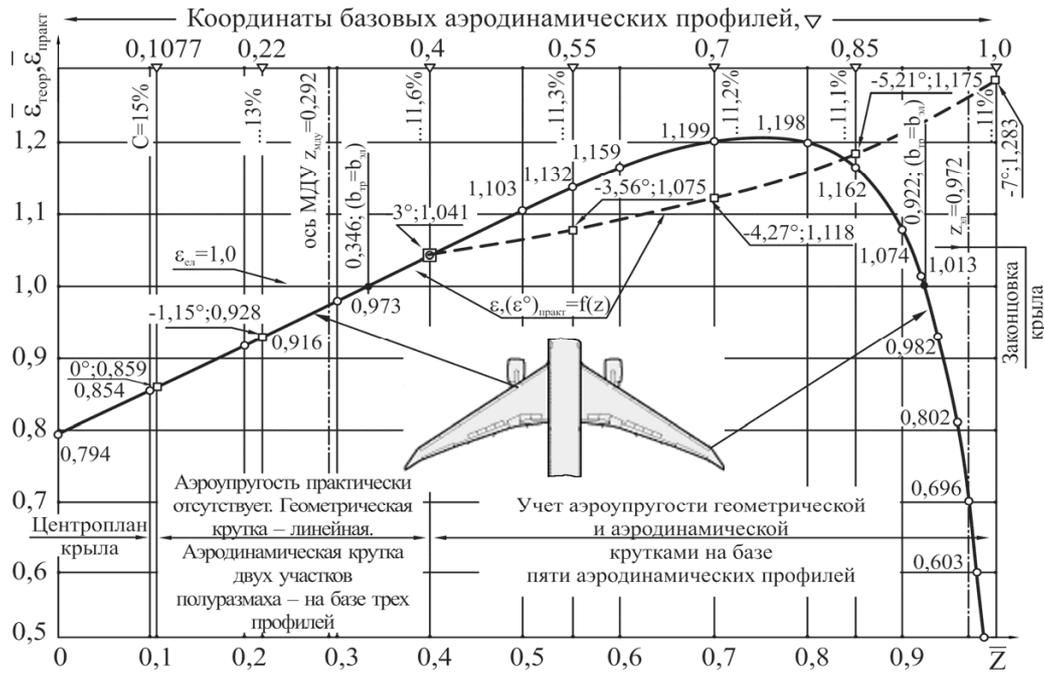


Рис. 6. Значения углов геометрической кривки по размаху крыла, план которого образован тремя трапециями

образующих план этого крыла, и на примере самолета В-747 построены численные значения углов оптимизирующей кривки в каждой из трапеций.

Форма крыла самолета В-747 взята в качестве примера в связи с тем, что совершенство крыла этого самолета (как и Ан-24) подтверждено многолетней успешной его эксплуатацией.

Из приведенных результатов следует, что с увеличением числа трапеций, образующих план крыла, существенно меняются требуемые углы оптимизирующей кривки, в особенности в зоне $\bar{z}_i < \bar{z}_{i1}$. А это означает, что меняются подходы и к обеспечению линеаризации углов кривки в процессе изготовления крыла.

Анализируя зависимость $\bar{\epsilon}(\bar{z})$ для крыла с двумя координатами излома, нетрудно заметить, что на его участках $0 \leq \bar{z}_i \leq \bar{z}_{i1}$ и $\bar{z}_{i1} \leq \bar{z}_i \leq \bar{z}_{i2}$ изменения углов $\epsilon_1(z)$ и $\epsilon_2(z)$ могут быть приняты в виде линейных зависимостей, тогда как на конечной части крыла $\bar{z}_{i2} \leq \bar{z}_i \leq 1$ требуется ввести два линеаризованных участка изменения $\epsilon_3(z)$ и $\epsilon_4(z)$ для максимального приближения реальных значений $\bar{\epsilon}(\bar{z})$ к их величинам, полученным на третьем участке крыла. У крыла же с одной координатой излома необходимо вводить большее число линеаризованных участков, в особенности при $\bar{z}_i \leq 0,8$.

Таким образом, установлено, что увеличенное число трапеций, образующих план крыла, позволяет более точно линеаризовать значения требуемых углов кривки его местных хорд.

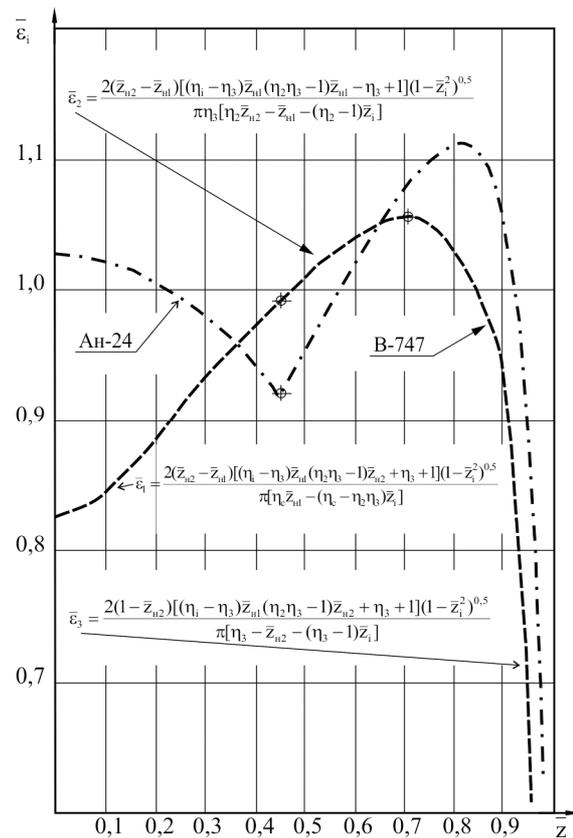


Рис. 7. Значения углов оптимизирующей кривки местных хорд двух форм крыла:
 - - - - с одной координатой излома \bar{z}_i ;
 - - - - с двумя координатами излома $\bar{z}_{i1}, \bar{z}_{i2}$;
 ⊕ - координаты изломов в оптимизированных вариантах

Для практики реального проектирования приведенные выражения и графические зависимости по определению потребных углов геометрической кривки местных хорд на основе минимальной величины коэффициента роста индуктивного сопротивления

$$\bar{\varepsilon}_i^0 (\Delta C_{xi} = B_m; \bar{z}_i) \quad (13)$$

являются первым приближением, поскольку параметры крыла $\lambda_{эф}$, η , \bar{z}_{ni} , χ^0 , а также формы крыла по виду в плане существенно влияют на жесткость крыла при изгибе и кручении, что отражается на значениях прогибов и углов закручивания по размаху от взаимодействия аэродинамических сил, сил упругости и гравитационных сил.

Учитывая приведенные результаты, полученные расчетным путем, углы кривки местных хорд необходимо уточнять, в том числе с привлечением имеющейся базы статистических данных по конструктивно-силовым схемам и массовым характеристикам крыльев-аналогов.

После оптимизации углов кривки местных хорд, обеспечивающих эллиптический закон распределения циркуляций по размаху крыла, следует использовать совмещенные эпюры величин местных хорд и площадей крыла оптимизируемой формы с эллиптической эквивалентной или известными оптимальными формами.

Выводы

В работе исследована применимость одного из частных критериев эффективности – коэффициента роста индуктивного сопротивления B_m к определению углов оптимизирующей геометрической кривки местных хорд трапециевидного крыла по его размаху путем анализа зависимости $\Delta C_{xi} \rightarrow \bar{\varepsilon}^0(\bar{z})$.

Установлено, что для трапециевидных крыльев различных по виду в плане, строго соблюдается равенство

$$\Delta \bar{C}_{xi} = \bar{B} = \frac{C_{xi} \cos 0^\circ - C_{xi} \cos \chi^\circ}{C_{xi} \cos 0^\circ} 100\%$$

с ошибкой не превышающей 2,6%, что дает основание при определении углов геометрической кривки местных хорд крыла использовать зависимость $\bar{\varepsilon}^0(B_m)$, что обеспечивает минимальную величину C_{xi} .

Для наиболее распространенных форм трапециевидных крыльев (с одной \bar{z}_{i1} и двумя \bar{z}_{i1} и \bar{z}_{i2} координатами излома) получены численные значения углов оптимизирующей кривки

$$\bar{\varepsilon}_i = \frac{\eta_i (\bar{z}_{ni} - \bar{z}_{ni-1}) (1 - \bar{z}_i^2)^{0,5}}{\eta_i \bar{z}_{ni} - \bar{z}_{ni-1} - (\eta_i - 1) \bar{z}_i}$$

по их полуразмаху и даны рекомендации по линеаризации этих зависимостей, упрощающих производство трапециевидных крыльев.

Литература

1. Кюхеман, Д. *Аэродинамическое проектирование самолетов [Текст] / Д. Кюхеман.* – М.: Машиностроение, 1983. – 367 с.
2. Карафолли, Е. *Аэродинамика крыла самолета [Текст] / Е. Карафолли.* – М.: АН СССР, 1956. – 479 с.
3. *Разработка метода оптимизации крыльев околозвуковых самолётов [Текст] / С. В. Ляпунов, В. Д. Боксёр, М. А. Владимиров и др. // Тр. ЦАГИ, 1999. – 1. – № 2460. – С. 158–168.*
4. Тиняков, Д. В. *Метод формирования геометрических параметров несущих поверхностей самолетов транспортной категории на основе частных критериев и интегральных показателей их эффективности [Текст] / Д. В. Тиняков, В. И. Рябков // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 52. – X., 2011. – С. 26–33.*
5. Тиняков, Д. В. *Влияние компоновочных ограничений на частные критерии эффективности трапециевидных крыльев самолетов транспортной категории [Текст] / Д. В. Тиняков // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 68. – X., 2011. – С. 32–41.*
6. Тюрев, В. В. *Методы оценки оптимизирующей кривки крыла в моделях выбора его геометрических параметров [Текст] / В. В. Тюрев, В. В. Утенкова // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 26. – X., 2005. – С. 169–175.*
7. Колобкова, А. Н. *Минимизация индуктивного сопротивления неплоских несущих систем [Текст] / А. Н. Колобкова, М. И. Николаев // Вопросы аэродинамики летательных аппаратов и их частей. – М.: МАИ, 1991. – С. 53–58.*
8. Тиняков, Д. В. *Анализ форм трапециевидных крыльев по частным критериям их эффективности [Текст] / Д. В. Тиняков, В. В. Утенкова // Авиационно-космическая техника и технология: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 9. – X., 2012. – С. 54–60.*

Поступила в редакцию 14.01.2014, рассмотрена на редколлегии 12.03.2014

Рецензент: д-р техн. наук, проф., декан самолетостроительного факультета В. Н. Кобрин, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков.

**УТОЧНЕНА МЕТОДИКА ВИЗНАЧЕННЯ КУТІВ ГЕОМЕТРИЧНОГО СКРУЧЕННЯ
ТРАПЕЦІПОДІБНОГО КРИЛА НА ОСНОВІ КОЕФІЦІЄНТА ЗРОСТАННЯ
ІНДУКТИВНОГО ОПОРУ**

Д. В. Тіняков

Виконано уточнення методики визначення кутів геометричного скручення трапецієподібного крила за його розмахом для етапу попереднього проектування на основі одного з окремих критеріїв ефективності – коефіцієнта зростання індуктивного опору B_m . Для найбільш поширених форм трапецієподібних крил (утворених однією або двома трапеціями відповідно з однією і двома координатами зламу) отримано числові значення кутів оптимізуючого скручування за їх напіврозмахом і дано рекомендації по лінеаризації цих залежностей, що спрощують виробництво трапецієподібних крил.

Ключові слова: геометричні параметри крила, окремі критерії, компоновальні обмеження, циркуляція швидкості, індуктивний опір.

**THE ADJUSTED METHOD OF THE DETERMINATION
OF THE ANGLES OF GEOMETRICAL TWIST OF TRAPEZOIDAL WING BASED
THE INDUCED DRAG GROWTH FACTOR**

D. V. Tinyakov

For the stage of preliminary design the applicability of one of the partial criteria of the efficiency – the induced drag growth factor to the determination of the angles of optimizing geometrical twist of trapezoidal wing by its semi-span is investigated. For the most common shapes of trapezoidal wings (with one and two coordinates of the wing bend) numerical values of the optimizing twist angle on their semi-span are obtained and recommendations for linearization of the dependencies, which simplify manufacturing of trapezoidal wings are provided.

Keywords: geometrical parameters of the wing, the partial criteria, layout constraints, the speed circulation, induced drag.

Тіняков Дмитрій Васильевич – канд. техн. наук, доцент кафедри проектування самолетов и вертолетов, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», г. Харьков, Украина, e-mail: tinyakov_d@ukr.net.

UDC 528.715:004.932(045)

M. P. MUKHINA

National Aviation University, Ukraine

ERROR MODEL OF HEADING CHANNEL IN VISION-BASED CORRELATION-EXTREME NAVIGATION

Heading determination algorithm is proposed based on the correlation on pair of geo-referenced image and current one. Correlation is done between the descriptors of feature points determined by Speed-Up Robust Feature (SURF) method. Error metric of matched pair is selected as normalized correlation coefficient (NCC) from the point of view of computational efficiency. The errors of heading determination are investigated for different threshold values of NCC and then the incremental approach is proposed. The constant and random components of heading errors are extracted and on the base of normal distribution the model of errors of heading channel in vision-based navigation is designed.

Keywords: correlation-extreme navigation, Speed-Up Robust Feature, normalized correlation coefficient.

Introduction

The low-cost unmanned aerial vehicle (UAV) integrates Global Positioning System (GPS) and Inertial Measurement Unit (IMU) and usually has ability to perform autonomous flight and automatic navigation along planned waypoints. If the GPS signal for some reason becomes unavailable or corrupted, the state estimation solution provided by data from IMU alone drifts in time and will be unusable after a few . The GPS signal also becomes unreliable when operating close to obstacles due to multi-path reflections. In addition, it is quite vulnerable to jamming (especially for a GPS operating on civilian frequencies). Vision-based navigation is one of possible alternative solution in this case. A camera is usual sensor which can be used to solve navigation related problems. Almost every UAV already has a video camera as a standard sensor in its payload package. Heading determination is possible from a vision-based correlation-extreme navigation, which may be additional source of data fusion in the integrated navigation complex.

Basic techniques for UAV attitude determination by vision-based navigation are considered in [1]. Most of them require the visibility of horizon line to estimate the roll and pitch and therefore are limited in use, especially in urban areas for low level flight. Approaches based on feature alignment use the feature points found on the pair of images to find the transformation matrix (homography matrix).

Problem statement

Most of the recent work [2] on visual odometry for airborne applications is based on homography

estimation under a planar scene assumption. In this case the relation between points of two images can be expressed as $\mathbf{x} \approx \mathbf{H}\mathbf{x}'$, where \mathbf{x}' and \mathbf{x} are the corresponding points of two images expressed in homogeneous coordinates, and \mathbf{H} is the 3×3 homography matrix. The symbol \approx indicates that the relation is valid up to a scale factor. A point is expressed in homogeneous coordinates when it is represented by equivalence classes of coordinate triples (kx, ky, k) , where k is a multiplicative factor. The camera rotation and displacement between two camera positions, c_1 and c_2 , can be computed from the homography matrix decomposition [2]:

$$\mathbf{H} = \mathbf{K} \left(\mathbf{R}_{c_1}^{c_2} + \frac{1}{d} \mathbf{t}^{c_2} \mathbf{n}^{c_1T} \right) \mathbf{K}^{-1}, \quad (1)$$

where \mathbf{K} is the camera calibration matrix determined with a camera calibration procedure, \mathbf{t}^{c_2} is the camera translation vector expressed in camera 2 reference system, $\mathbf{R}_{c_1}^{c_2}$ is the rotation from camera 1 to camera 2, \mathbf{n}^{c_1T} is the unit normal vector to the plane being observed and expressed in camera 1 reference system, and d is the distance of the principal point of camera 1 to the plane.

The goal then is to compute the UAV orientation in horizontal plane, that is heading ψ , in the navigation reference system from (1). The coordinate transformation between the camera and UAV is realized with a sequence of rotations. The translation between the two frames will be neglected since the linear distance between them is small.

Coordinates of points on the pair of images are determined using SURF detector [3]. In general case the descriptor of feature point by SURF method includes

the following information: coordinates $P = \{x, y\}$, scale of Gaussian filter $M = \{\sigma\}$, gradient orientation $R = \{\varphi\}$, Laplacian $L = \{0, 1\}$ (means either white spot on black background or black spot on white), and gradients of quadrants $D = \{D_1, D_2, \dots, D_{64(128)}\}$, which surround the point. SURF detector is invariant to scale, displacement and rotation but is not invariant to affine distortions. Therefore, here and after it is supposed that heading is determined in strictly horizontal flight and camera is looking downward and is rigidly fixed to UAV.

Algorithm of heading determination

The coordinates of feature point on the base (geo-referenced) image and on the current image are designated as $\begin{bmatrix} x \\ y \end{bmatrix}$ and $\begin{bmatrix} x' \\ y' \end{bmatrix}$. To simplify calculation that must be realized in real time, the expression (1) is used with camera intrinsic matrix as following

$$\mathbf{K} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & L_x / 2 \\ 0 & 1 & L_y / 2 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \text{ where } L_x, L_y \text{ are dimension of}$$

images. Coordinate system of image Ox_1y_1 used in most application software is represented as it is shown in Fig.1, where y -axis is directed downwards. Coordinate system of camera Ox_2y_2 is obtained by conversion using the camera intrinsic matrix \mathbf{K} and will be used further as main one to determine the object heading ψ .

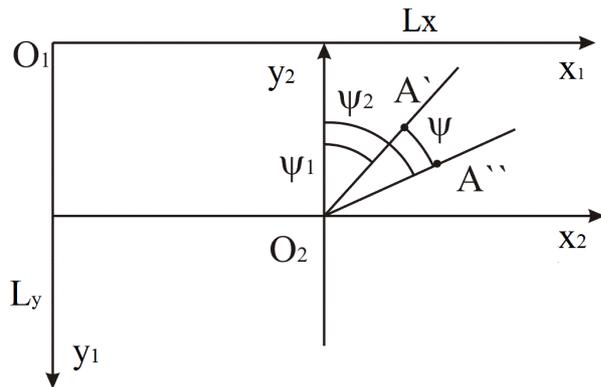


Fig. 1. Coordinate systems of image and camera

As it can be seen from Fig. 1, the heading of point A' (designated as ψ_1) can be determined as $\psi_1 = \text{atan2} \frac{x_{A'}}{y_{A'}}$ where the function atan2 is the function of arc tangent in the range $(-\pi, +\pi)$. After the rotation

of camera around its optical axis the new position of point A'' will determine the heading as $\psi_2 = \text{atan2} \frac{x_{A''}}{y_{A''}}$. The angle of camera rotation ψ will

be a difference between these two angles:

$$\psi = \psi_2 - \psi_1. \tag{2}$$

Using SURF method on the pair of images results in obtaining the feature point descriptors on the reference image $\{(x_1, y_1), (x_2, y_2), \dots, (x_N, y_N)\}$ and on the current one $\{(x'_1, y'_1), (x'_2, y'_2), \dots, (x'_M, y'_M)\}$, where total numbers of detected feature points on the images are designated as N and M , respectively. The resulting feature points must be matched via correlation using definite error metrics. Extremes of error metrics must be found and localization of matched pairs will be done.

Three main error metrics are usually used to match the points: sum of absolute differences (SAD)

$$E_{\text{SAD}} = \sum |D_i - D_j|,$$

sum of squared differences (SSD)

$$E_{\text{SSD}} = \sum (D_i - D_j)^T \cdot (D_i - D_j),$$

and normalized cross-correlation (NCC)

$$E_{\text{NCC}} = \sum D_i^T \cdot D_j, \tag{3}$$

where D_i, D_j - matrices of detected feature points i and j on the pair of images. It is obvious that in all of the cases the error metric will be the matrix of dimension N -by- M .

For the research the NCC error metrics (3) has been selected since it can be calculated by pure descriptor matrices multiplication and therefore realized in real time. The false matching is eliminated by setting the definite threshold value for NCC metric.

Each reliable pair of matching is then used to calculate the heading by (2). The obtained values are then weighted (based on a priori expectation if available) and averaged.

Experimental results

The study of proposed algorithm has been done on the series of images of camera from the same position with rotation around optical axis by step in 46° (Fig. 2).

Matching has been done between the reference image assumed to be taken with zero heading and current one. Realization of SURF method in (Code of SURF listing in MATLAB) has been used in practice for experiments. Tests have been done in MATLAB 7.8.0. Threshold value has been used in the range from 0,985 to 0,995. The errors of heading determination are shown in Fig. 3, Fig. 4 and Fig. 5.

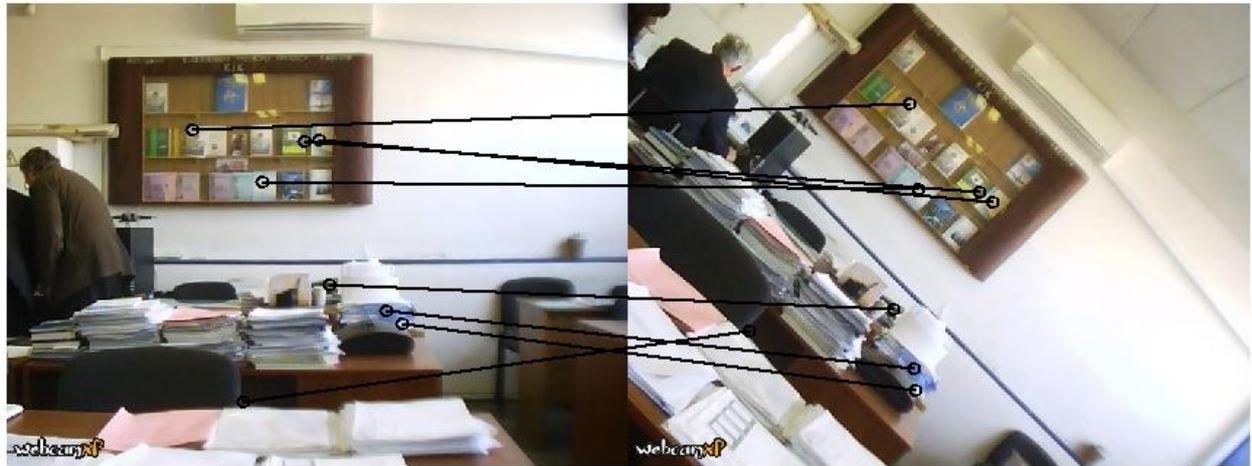


Fig. 2. Referenced image (left) and the same scene with camera rotation angle in 46°. Matched points are shown by line connections

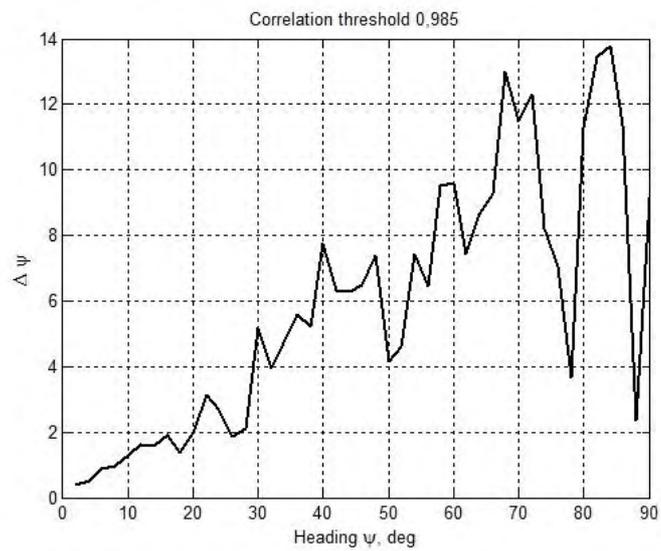


Fig. 3. Error of heading by correlation threshold 0,985

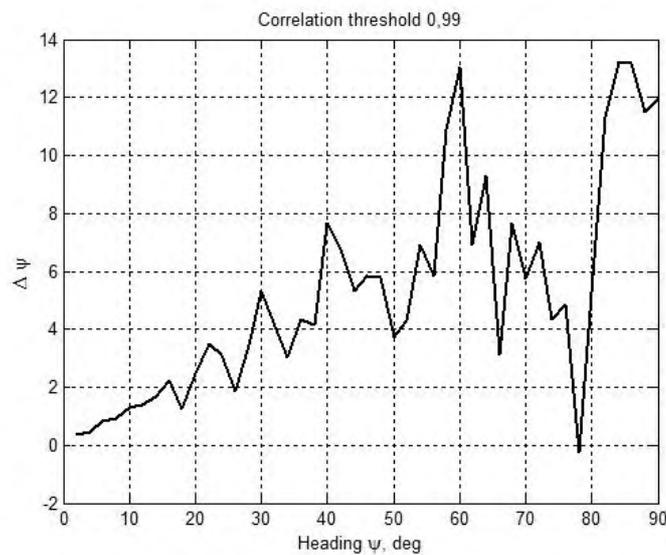


Fig. 4. Error of heading by correlation threshold 0,99

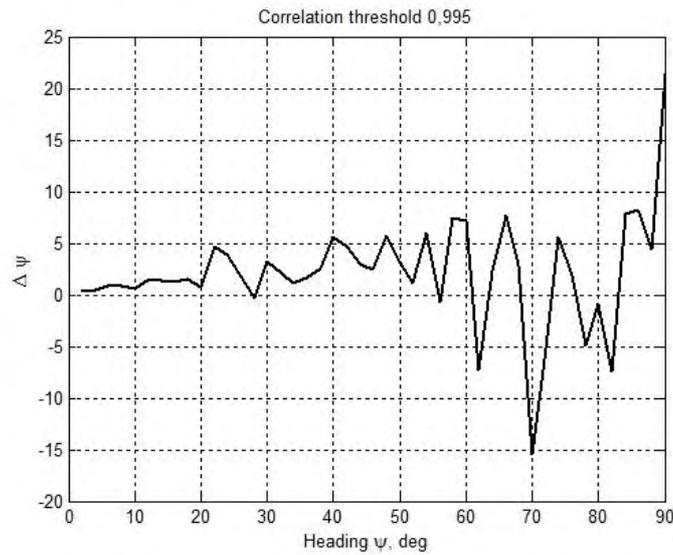


Fig. 5. Error of heading by correlation threshold 0,995

Errors of heading determination of the proposed algorithm are significantly increasing with degree change between reference and current images. The measure of reliability of obtained data can be in the form of variance of heading measurement for matched points (Fig. 6, Fig. 7, Fig. 8).

Smaller errors have been observed for incremental heading determination (Fig. 9) when heading is

determined by the difference of two images between two sequential moments of rotation in the assumption that heading for the first image is known.

As it can be seen the constant component in heading error is present and can be determined. For the given experiments it has been $0,1768^\circ$. Eliminating the constant component it is possible to obtain the random component of error (Fig. 10).

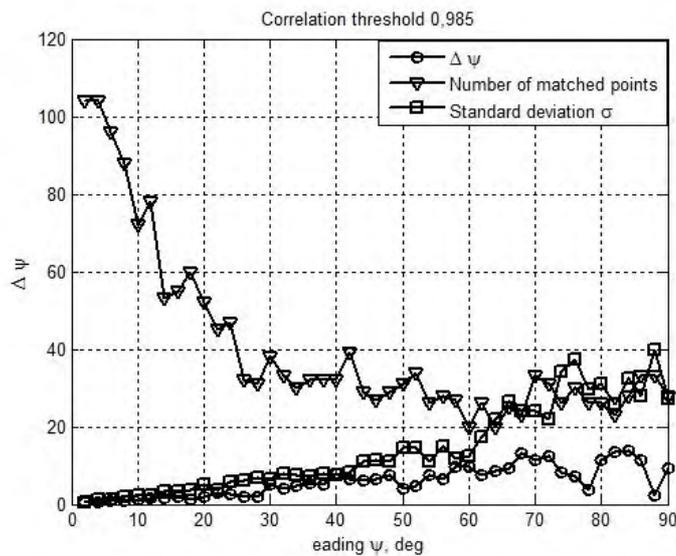


Fig. 6. Dependence of the heading error on the variance and number of matched points with correlation threshold 0,985

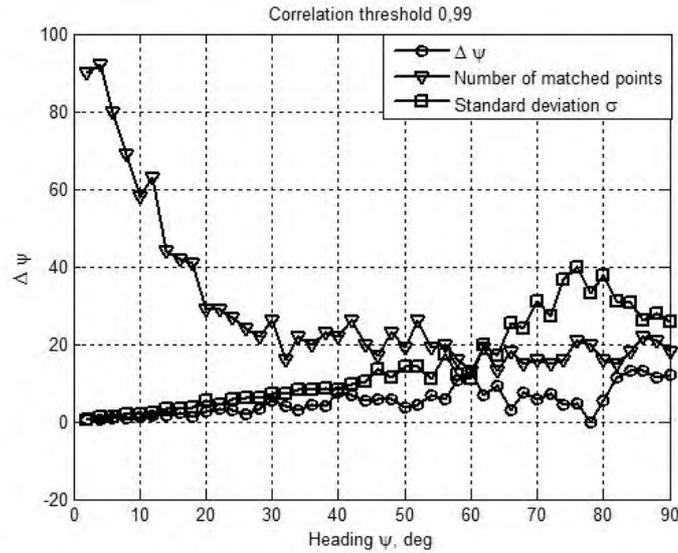


Fig. 7. Dependence of the heading error on the variance and number of matched points with correlation threshold 0,99

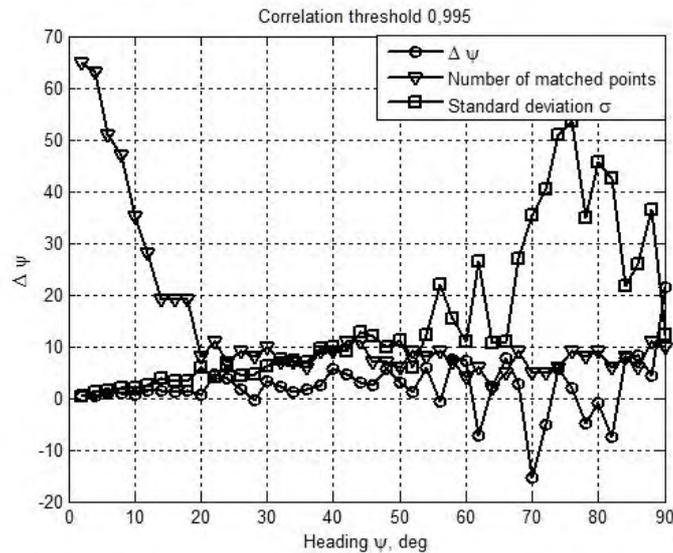


Fig. 8. Dependence of the heading error on the variance and number of matched points with correlation threshold 0,995

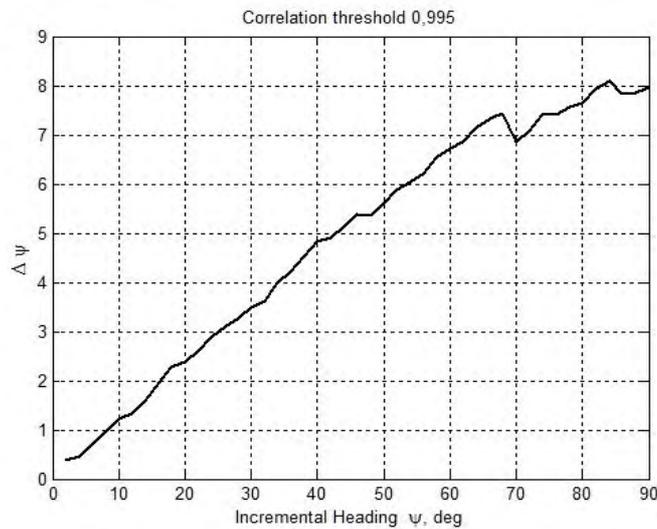


Fig. 9. Error of incremental heading determination by correlation threshold 0,995

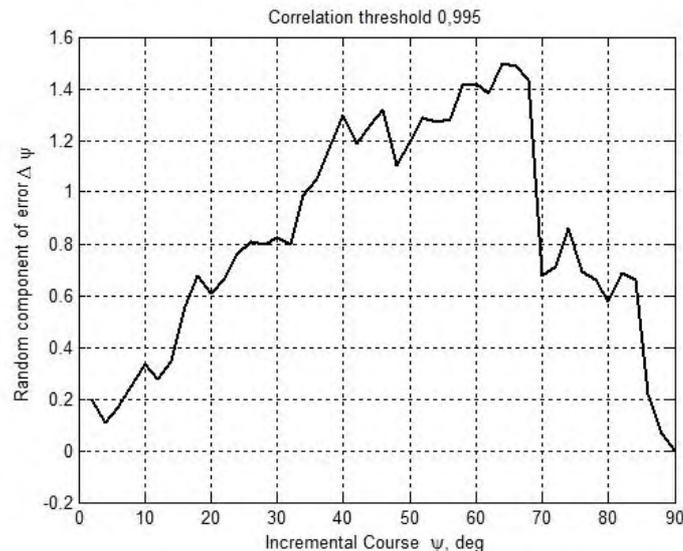


Fig. 10. Random component of incremental heading determination

By assuming the normal distribution of heading error $\Delta\psi$ it is possible to fit and obtain statistical characteristics of heading channel with mathematical expectation 0,8228 and variance 0,4402.

Thus, the error model of heading channel in vision-based correlation-extreme navigation system can be represented as follows:

$$\psi_{VCENS} = \psi + \Delta\psi + \xi_{\psi}, \quad (4)$$

where ψ is true value of heading, $\Delta\psi$ is constant slow varied component of error, ξ_{ψ} is random component of heading error distributed by normal law.

Mathematical model of heading channel (4) can be used in data fusion by combining heading data from IMU, magnetometers, etc.

Conclusions

The proposed algorithm of incremental heading determination allows us to obtain heading data from visual correlation-extreme navigation system with minimum computer time consumption. Average time consumption for heading determination (without time required for SURF realization that significantly depends

on the volume of compared images) is about 0,02 sec. Taking into account the obtained mathematical model of heading errors (4) the accuracy of heading determination can be reached up to $\pm 0,4^\circ$, and significantly increase accuracy of complex correlation-extreme navigation system.

References

1. *Vision Based UAV Attitude Estimation: Progress and Insights [Text]* / Abd El Rahman Shabayek, C. Demonceaux, O. Morel, D. Fofi // *Journal of Intelligent and Robotic Systems.* – 2011. – No. 65. – P. 295-308.
2. *Visual servo control of an unmanned ground vehicle via a moving airborne monocular camera [Text]* / S. S. Mehta, W. E. Dixon, D. MacArthur, C. D. Crane // *Proceedings of the American Control Conference. Minneapolis (USA).* – 2006. – P. 5276–5281.
3. *Bay, H. Surf: Speeded Up Robust Features [Text]* / H. Bay, T. Tuytelaars, L. Van Gool // *European Conference on Computer Vision. Graz (Austria).* – 2006. – Vol. 1. – P. 404-417.

Поступила в редакцію 21.02.2014, рассмотрена на редколлегии 12.03.2014

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. каф. авіаційних комп'ютерно-інтегрованих комплексів В. М. Синеглазов, Національний авіаційний університет, Київ.

МОДЕЛЬ ПОХИБОК КАНАЛУ КУРСУ ВІЗУАЛЬНОЇ КОРЕЛЯЦІЙНО-ЕКСТРЕМАЛЬНОЇ НАВІГАЦІЙНОЇ СИСТЕМИ

М. П. Мухіна

Запропоновано алгоритм визначення курсу, що ґрунтується на кореляції пари зображень: базового з геоприв'язкою та поточного. Кореляція здійснюється між дескрипторами характерних точок, визначених за допомогою методу SURF. Як метрику похибок для співставлення пари зображень обрано нормалізований коефіцієнт кореляції з точки зору обчислювальної ефективності. Досліджено похибки визначення курсу для різних значень порогу нормалізованого коефіцієнту кореляції та запропоновано інкрементний підхід. Виділено постійну та випадкову складові похибки курсу та на основі нормального розподілу побудовано модель похибок каналу курсу візуальної кореляційно-екстремальної навігаційної системи.

Ключові слова: кореляційно-екстремальна навігація, метод прискореного знаходження робастних характерних ознак (SURF), нормалізований коефіцієнт кореляції.

МОДЕЛЬ ПОГРЕШНОСТЕЙ КАНАЛА КУРСА ВИЗУАЛЬНОЙ КОРЕЛЯЦИОННО - ЭКСТРЕМАЛЬНОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ

М. П. Мухина

Предложен алгоритм определения курса, основанный на корреляции пары изображений: базового с геопривязкой и текущего. Корреляция осуществляется между дескрипторами характерных точек, определенных с помощью метода SURF. В качестве метрики погрешностей для сопоставления пары изображений выбран нормализованный коэффициент корреляции с точки зрения вычислительной эффективности. Исследованы погрешности определения курса для различных значений порога нормализованного коэффициента корреляции и предложен инкрементный подход. Выделены постоянная и случайная составляющие погрешности курса, и на основе нормального распределения построена модель погрешностей канала курса визуальной корреляционно - экстремальной навигационной системы.

Ключевые слова: корреляционно - экстремальная навигация, метод ускоренного нахождения робастных характерных признаков (SURF), нормализованный коэффициент корреляции.

Мухина Марина Петровна – канд. техн. наук, доцент кафедры авиационных компьютерно-интегрированных комплексов, Национальный авиационный университет, Киев, Украина, e-mail: m_mukhina@inbox.ru.

УДК 621.735

А. И. РЫЖЕНКО, Р. Ю. ЦУКАНОВ

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

ПРОФИЛИРОВАНИЕ КОЛЬЦЕВЫХ ВОЗДУХОЗАБОРНИКОВ ТУРБОВИНТОВЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Изложен оперативный метод определения основных параметров кольцевых воздухозаборников турбовинтовых двигателей на этапе эскизного проектирования самолета, обеспечивающий требуемый расход воздуха при заданной геометрии входного устройства двигателя. Результаты расчёта по этому методу удовлетворительно согласуются с профилями реальных кольцевых воздухозаборников турбовинтовых двигателей. Метод может быть использован при реальном эскизном проектировании, выполнении исследований по оптимизации параметров авиационных силовых установок, а также при выполнении курсовых и дипломных проектов.

Ключевые слова: воздухозаборник, турбовинтовой двигатель, профилирование, эскизное проектирование.

Введение

Профилирование воздухозаборника является ответственным этапом проектирования силовой установки практически любого самолета. Профилирование выполняют многократно: варьируют режим полета, ряд проектных параметров (включая компоновку силовой установки) в целях отыскания наиболее эффективного варианта, при уточнении исходных данных по мере развития проекта и выполнения дополнительных экспериментальных исследований. Кроме того, работу воздухозаборника анализируют на различных режимах полета, при различных углах атаки и скольжения, шаге винта, а также в аварийных и нештатных ситуациях. Особенно многочисленны итерации на этапе эскизного проектирования. Поэтому разработка простого, достаточно точного и быстро осуществимого при ограниченных исходных данных метода такого расчета, позволяющего сократить затраты времени и интеллектуальных ресурсов на выполнение эскизного проектирования воздухозаборников будущего самолета, – непростая и весьма актуальная задача. Этот же метод обеспечивает точность, достаточную для выполнения курсовых и дипломных проектов.

Широко известен метод В. И. Поликовского [1] для профилирования воздухозаборника турбореактивного двигателя. С незначительными изменениями [2] он используется на сегодняшний день, по крайней мере, в учебном процессе [3-8]. Однако применить его для профилирования кольцевых воздухозаборников турбовинтовых двигателей (ТВД) не представляется возможным ввиду наличия воздушного винта и его редуктора, расположенных, как правило, в передней части двигателя – как раз в

районе воздухозаборника. Это требует определённых изменений расчётной схемы и алгоритма профилирования таких воздухозаборников. Разработка и апробация четкого метода профилирования кольцевого воздухозаборника ТВД и составляют цель проведенной работы, результаты которой изложены в данной статье.

Постановка задачи исследования

Исходными данными для профилирования воздухозаборника ТВД являются (рис. 1): скорость полёта V_H , высота полёта H , диаметр миделя втулки воздушного винта D_B , длина втулки винта L_B (а для случая соосных винтов, дополнительно, – длина втулки второго винта L_{B2}), расстояние от втулки второго винта до внутренней кромки входа в двигатель (другими словами, длина обтекателя редуктора) L_{op} , внутренний и наружный диаметры входа в двигатель перед компрессором $d_{дв}$, $D_{дв}$, расстояние по оси X от внутренней до наружной кромок входа в двигатель $L_{укл}$ (в частном случае может быть равно нулю), расстояние от втулки заднего винта до передней кромки воздухозаборника ΔL и расход воздуха G_B , кг/с на расчётном режиме полёта.

В рассматриваемом случае профилирования кольцевого воздухозаборника необходимо решить следующие задачи: профилирование втулки винта и обтекателя редуктора; определение площадей входного сечения; профилирование внешних обводов; профилирование внутренних обводов; профилирование входной кромки.

$$\delta = \frac{D_M - D_e}{2}. \quad (7)$$

Радиус кривизны входной кромки воздухозаборника на большей полуоси эллипса составляет

$$\rho_{\min} = \frac{\delta^2}{L}. \quad (8)$$

Внешний обвод профилируют по эллипсу с полуосями L и δ . Ординаты этого эллипса откладывают от «скелетного» цилиндра

$$\frac{x_\delta^2}{L^2} + \frac{y_\delta^2}{\delta} = 1. \quad (9)$$

Таким образом, внешний обвод имеет вид

$$y_{\text{внеш}} = \pm \left[\frac{D_e}{2} + \delta \sqrt{1 - \frac{x^2}{L^2}} \right], \quad (10)$$

где $x \in [0, L]$.

Для хорошей работы воздухозаборника на месте площадь проходного сечения поджатия принимают

$$F_{\min} = k_4 F_e, \quad k_4 = 0,8 \dots 0,9. \quad (11)$$

Радиус кривизны входной кромки изнутри равен

$$R = \frac{D_e - D_{\min}}{2}, \quad (12)$$

но найти его значение можно только после определения диаметра обечайки в сечении поджатия.

Диаметр обечайки в сечении поджатия можно определить из следующего условия:

$$F_{\min_t} = F_{\min} + \pi y_{\text{оп}}^2 (L - R) \quad (13)$$

или
$$\frac{\pi D_{\min}^2}{4} = F_{\min} + \frac{\pi D_B^2}{4} \times$$

$$\times \left(1 - \frac{1}{(L_{\text{оп}} + L_{\text{оп1}})^2} \left[\left(L - \frac{D_e - D_{\min}}{2} \right) - (L + \Delta L) \right]^2 \right)$$

Это условие сводится к квадратному уравнению относительно D_{\min} :

$$D_{\min}^2 + 2k D_{\min} + c = 0,$$

$$D_{\min} = -k + \sqrt{k^2 - c},$$

$$k = -\frac{D_B^2 (2\Delta L + D_e)}{4(L_{\text{оп}} + L_{\text{оп1}})^2 + D_B^2},$$

$$c = \left\{ \pi D_B^2 \left[(2\Delta L + D_e)^2 - 4(L_{\text{оп}} + L_{\text{оп1}})^2 \right] - 16(L_{\text{оп}} + L_{\text{оп1}})^2 F_{\min} \right\} / \left\{ \pi \left[4(L_{\text{оп}} + L_{\text{оп1}})^2 + D_B^2 \right] \right\}. \quad (14)$$

Приведенные выкладки позволяют найти радиус кривизны входной кромки изнутри по формуле (12).

Профилирование внутренних обводов выполняется по линейному закону изменения площадей

проходного сечения:

$$F(x) = F_2 + \left(\frac{F_{\min} - F_2}{L - R} \right) x, \quad (15)$$

где F_2 – площадь проходного сечения на входе в двигатель:

$$F_2 = \frac{\pi}{4} \left[D_{\text{дв}}^2 - 4y_{\text{оп}}^2(0) \right]. \quad (16)$$

При этом необходимо знать профиль входного участка двигателя от внутренней до наружной кромки входа в него. Этот профиль является частью двигателя и в реальном проектировании известен. Однако в первом приближении его можно задать по линейному закону

$$y_{\text{оп}} = \pm \left[\frac{d_{\text{дв}}}{2} + \text{tg} \beta_{\text{вх}} (x - L_{\text{укл}}) \right], \quad (17)$$

где $x \in [0, L_{\text{укл}}]$,

$$\text{tg} \beta_{\text{вх}} = \frac{D_B^2 - d_{\text{дв}}^2}{2 d_{\text{дв}} L_{\text{оп}}} - \text{тангенс угла наклона касательной к профилю обтекателя редуктора на внутренней кромке входа в двигатель.}$$

Таким образом, внутренний контур обечайки определен

$$y_{\text{вн}} = \begin{cases} \pm \sqrt{\frac{1}{\pi} \left[\pi y_{\text{оп}}^2(x) + F_2 + \left(\frac{F_{\min} - F_2}{L - R} \right) x \right]}, & x \in [0, (L - R)] \\ \pm \left[\frac{D_e}{2} - \sqrt{R^2 - [x - (L - R)]^2} \right], & x \in [(L - R), L] \end{cases} \quad (18)$$

Рассмотренный алгоритм реализован Р. Ю. Цукановым в расчётном модуле программного обеспечения Power Unit 10.0. Результаты расчётов по этому методу удовлетворительно согласуются с профилями кольцевых воздухозаборников ТВД, разработанными ведущими авиационными фирмами (рис. 2, 3).

В качестве примера на рис. 2, а показан результат расчёта кольцевого воздухозаборника для двигателя АИ-20 ($H = 9$ км, $M = 0,6$, $G_B = 18,4$ кг/с) и профиль воздухозаборника самолёта Ан-10А (рис. 2, б). На рис. 3, а показан результат профилирования кольцевого воздухозаборника для двигателя НК-12 с соосными винтами ($H = 11$ км, $M = 0,7$, $G_B = 25,3$ кг/с) и профиль воздухозаборника самолёта Ан-22 (рис. 3, б).

При реальном проектировании воздухозаборников, очевидно, учтены ряд дополнительных (производственных, эксплуатационных и других) требований, а также результаты трубных и натурных испытаний на различных режимах.

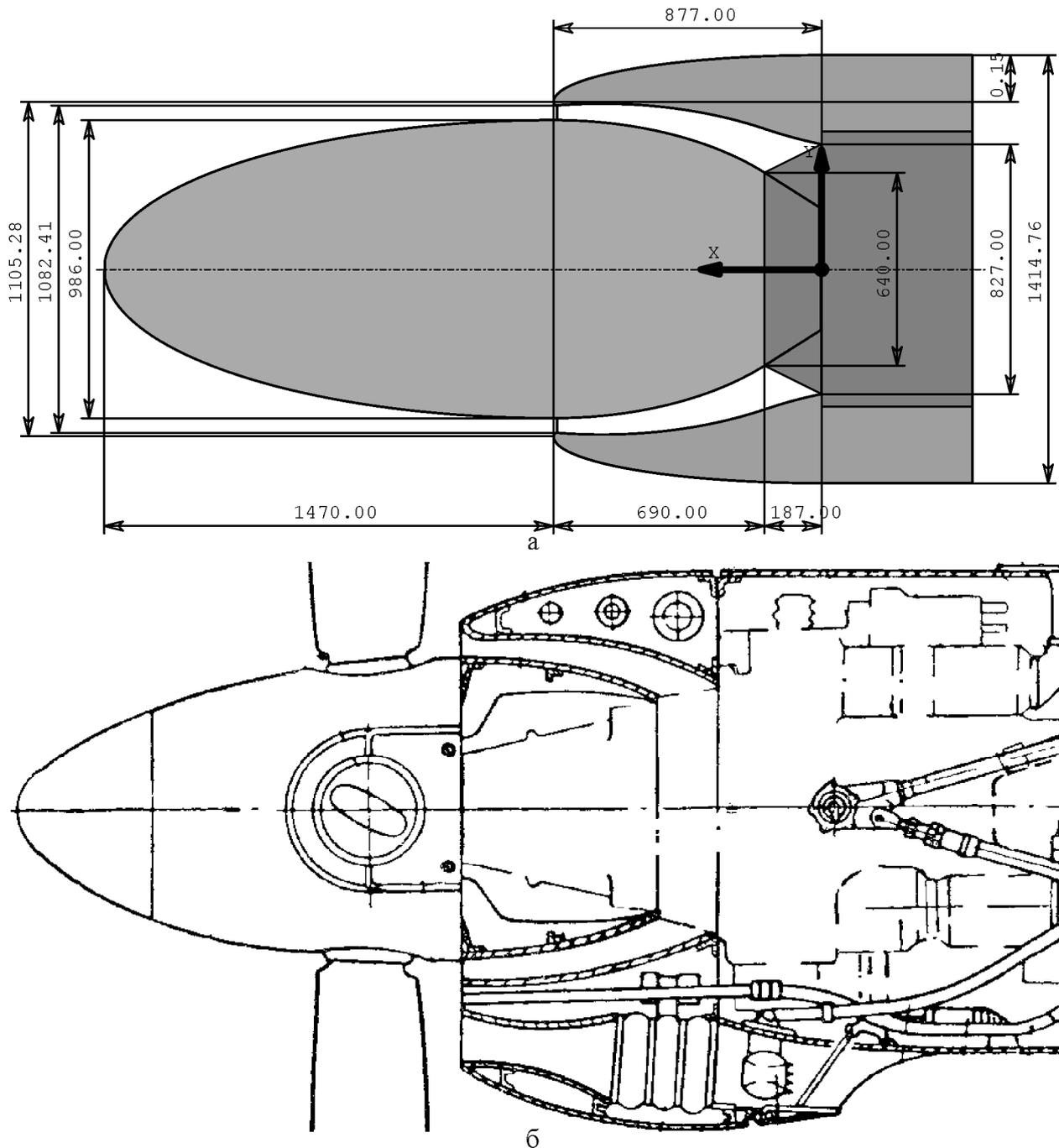


Рис. 2. Воздухозаборник двигателя АИ-20:
а – расчёт (Power Unit 10.0); б – профиль (Ан-10А) [9]

Заключение

1. Предложен метод профилирования кольцевых воздухозаборников ТВД, ориентированный на применение в практике многократных расчётов этапа эскизного проектирования самолетов в условиях дефицита информации.

2. Сопоставление результатов расчётов по этому методу с профилями реальных воздухозаборников, разработанных ведущими авиационными фирмами, продемонстрировало удовлетворительную

сходимость, т. е. получение параметров воздухозаборников, способных в перспективе удовлетворить всему сложному комплексу предъявляемых к ним требований. Некоторые отличия объясняются тем, что в реальных воздухозаборниках учтен намного более широкий комплекс требований, а также результаты продувок в аэродинамической трубе и натурных испытаний.

3. На основе предложенного метода разработан новый расчётный модуль программного обеспечения Power Unit версии 10.0 (Win32 UNICODE

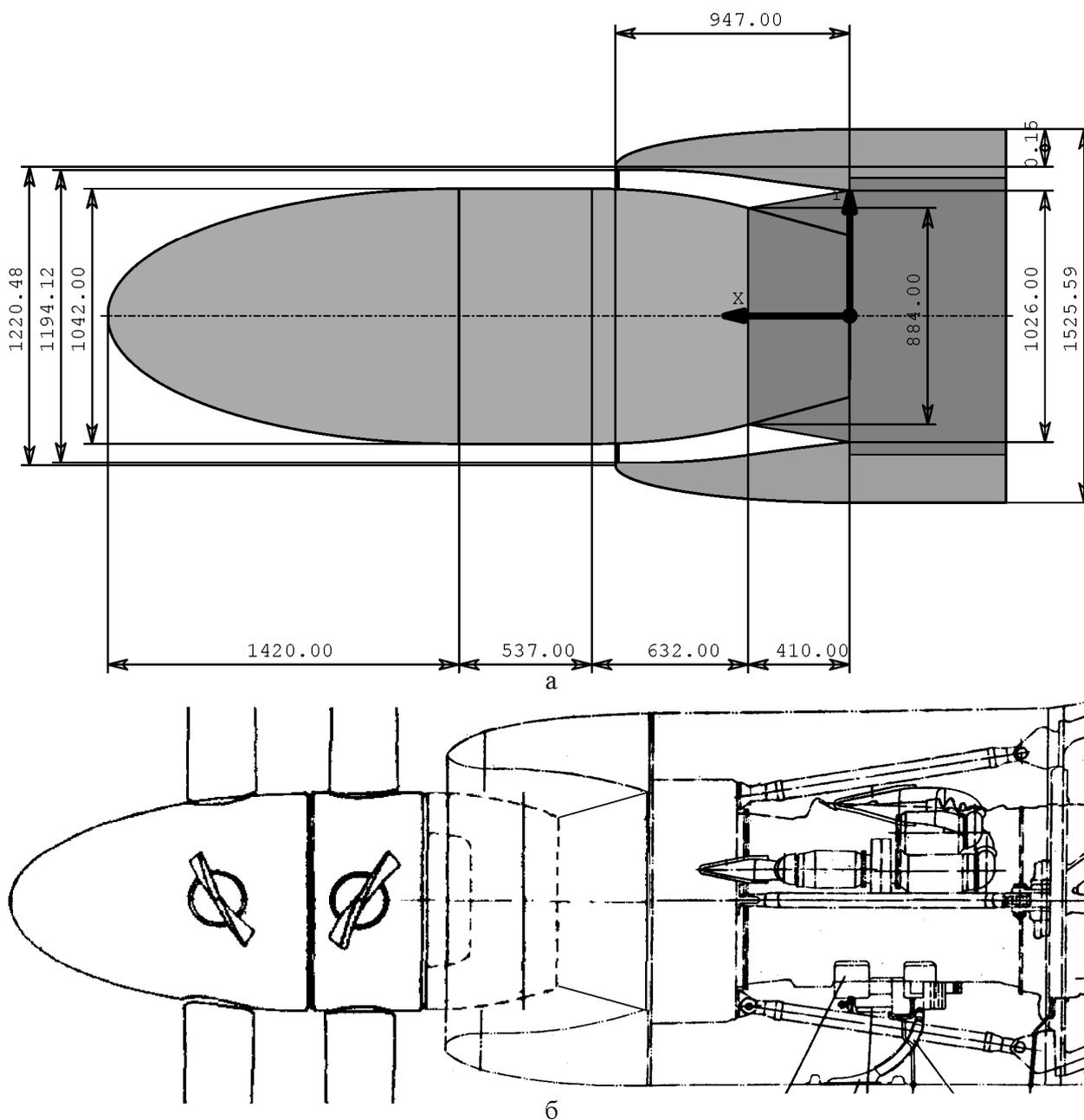


Рис. 3. Воздухозаборник двигателя НК-12:
а – расчёт (Power Unit 10.0); б – профиль (Ан-22) [10]

приложение, написанное на языке С) с дружественным пользовательским интерфейсом.

4. Для дальнейшего совершенствования метода проектирования воздухозаборников необходимо учесть результаты продувок типовых воздухозаборников в аэродинамических трубах или численного моделирования обтекания, особенности обдувки воздушным винтом, исследовать поведение воздухозаборников при косом обдуве, а также проанализировать работу этого устройства в нештатных и аварийных ситуациях, после чего доработать соответствующим образом программное обеспечение.

Литература

1. Поликовский, В. И. Самолётные силовые установки [Текст] / В. И. Поликовский. – М. : Оборонгиз, 1952. – 600 с.
2. Поликовский, В. И. Силовые установки летательных аппаратов с воздушно-реактивными двигателями [Текст] / В. И. Поликовский, Д. Н. Сурнов. – М. : Машиностроение, 1965. – 261 с.
3. Дыбский, П. В. Силовые установки самолётов [Текст] : метод. указания к курс. проектированию / П. В. Дыбский. – Х. : Харьк. авиац. ин-т, 1975. – 40 с.

4. Лебединский, А. Г. Силовые установки самолётов [Текст] : учеб. пособие по курс. и дипл. проектированию / А. Г. Лебединский, В. Д. Пехтерев, В. Н. Желдоченко. – Х. : Харьк. авиац. ин-т, 1981. – 64 с.

5. Данильченко, К. П. Воздухозаборники самолётов [Текст] : учеб. пособие по курс. и дипл. проектированию / К. П. Данильченко, А. Г. Лебединский. – Х. : Харьк. авиац. ин-т, 1984. – 56 с.

6. Проектирование систем силовых установок літака [Текст] : консп. лекцій / В. Ф. Шмирьов, Р. Ю. Цуканов, О. І. Рыженко, В. Д. Пехтерев. – Х. : Нац. аерокосм. ун-т ім. Н. Е. Жуковського «Харьк. авиац. ин-т», 2011. – 220 с.

7. Проектирование систем силовых установок самолётов [Текст] : консп. лекцій / С. В. Епифанов, В. Д. Пехтерев, А. И. Рыженко и др. – Х. : Нац. аэрокосм. ун-т ім. Н. Е. Жуковського «Харьк. авиац. ин-т», 2012. – 512 с.

8. Рыженко, А. И. Профилирование дозвуковых воздухозаборников двухконтурных турбореактивных двигателей [Текст] / А. И. Рыженко, Р. Ю. Цуканов // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та ім. Н. Е. Жуковського «Харьк. авиац. ин-т». – Вып. 62. – Х., 2014. – С. 29-35.

9. Самолёт Ан-10А. Техническое описание [Текст] : в 4 кн. – М. : Воениздат. Кн. 2 : Конструкция самолёта, 1962. – 282 с.

10. Самолёт Ан-22. Техническое описание [Текст] : в 9 кн. – М. : Воениздат. Кн. 3 : Силовая установка, 1970. – 151 с.

11. Самолёт Ан-26. Техническое описание [Текст] : в 6 кн. – М. : Авиаэкспорт. – Кн. 2 : Конструкция самолёта. – 303 с.

12. Пассажирский самолёт Ил-18В. Техническое описание [Текст] : в 6 кн. – М. : Машиностроение. – Кн. 3 : Силовая установка, 1964. – 123 с.

Поступила в редакцию 20.02.2014, рассмотрена на редколлегии 12.03.2014

Рецензент: д-р техн. наук, проф., Лауреат Государственной премии Украины в области науки и техники, главный научный сотрудник А. В. Бетин, Научно-исследовательский институт проблем физического моделирования полета самолетов, Харьков.

ПРОФІЛЮВАННЯ КІЛЬЦЕВИХ ПОВІТРОЗАБІРНИКІВ ТУРБОГВИНТОВИХ ДВИГУНІВ

О. І. Рыженко, Р. Ю. Цуканов

Викладено оперативний метод визначення основних параметрів кільцевих повітрязабірників турбогвинтових двигунів на етапі ескізного проектування літака, що забезпечує потрібну витрату повітря при заданій геометрії вхідного пристрою двигуна. Результати розрахунків по цьому методі задовільно погоджуються із профілями реальних кільцевих повітрязабірників турбогвинтових двигунів. Метод може бути використано при реальному ескізованому проектуванні, виконанні досліджень з оптимізації параметрів авіаційних силових установок, а також виконанні курсових і дипломних проектів.

Ключові слова: повітрязабірник, турбогвинтовий двигун, профілювання, ескізне проектування.

SHAPING OF TURBOPROP'S ANNULAR AIR INTAKES

A. I. Ryzhenko, R. U. Tsukanov

Quick method, providing required air consumption at engine intake geometry specified, for turboprop air intake main parameters determination at airplane preliminary designing stage is given. Results of calculation using this method are conformed satisfactory to shapes of real annular air intakes of turboprops. The method can be used during real preliminary designing, parameters optimization research of aviation power plants, and also for course and diploma projects making.

Key words: air intake, turboprop, shaping, preliminary designing.

Рыженко Александр Иванович – д-р техн. наук, проф., проф. кафедры проектирования самолётов и вертолётот, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковського «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: airyzhenko@mail.ru.

Цуканов Руслан Юрьевич – старший преподаватель кафедры проектирования самолётов и вертолётот, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковського «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: ruslan@k103.d1.khai.edu.

УДК 539.32

С. ДАРИЯ ЗАДЕ, Г. И. ЛЬВОВ

Национальный технический университет “Харьковский политехнический институт”, Украина

ЧИСЛЕННАЯ МЕТОДИКА ОПРЕДЕЛЕНИЯ ЭФФЕКТИВНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ОДНОНАПРАВЛЕННО АРМИРОВАННЫХ КОМПОЗИТОВ ГЕКСАГОНАЛЬНОЙ СТРУКТУРЫ

Данная статья посвящена исследованию эффективных характеристик однонаправленно армированных композитов гексагональной структуры. Гомогенный материал рассматривается как трансверсально изотропный. Для нахождения эффективных упругих постоянных композита выполняется анализ напряженного состояния плоской представительской ячейки в программном комплексе ANSYS. Численными экспериментами моделируются два случая обобщенного плоского деформированного состояния: одноосные растяжения в продольном и поперечном направлениях. Для моделирования продольного сдвига использована математическая аналогия между антиплоской задачей теории упругости и стационарной задачей теплопроводности.

Ключевые слова: композит, эффективные упругие свойства, численный анализ.

Введение

Первые работы в области механики структурно-неоднородных сред были посвящены исследованиям эффективных механических характеристик микрон неоднородных материалов по правилу механического смешивания [1, 2]. Существует два пути определения эффективных характеристик композиционных материалов. Первый способ является чисто феноменологическим, при этом физико-механические постоянные определяются с помощью лабораторных испытаний образцов из армированных материалов.

Второе направление базируется на элементах структурного анализа и предполагает выражение физико-механических характеристик армированной среды через физико-механические характеристики армирующего и связующего материалов, размеры армирующих элементов и другие макроскопические параметры. Это направление предпочтительней, т.к. позволяет предсказать физико-механические свойства композитов по физико-механическим характеристикам их компонентов, решать вопросы, касающиеся рационального и оптимального проектирования армированных материалов и конструкций.

В 1946 году И. М. Лифшиц и Л. Н. Розенцвейг [1] предложили рассчитывать макроскопические свойства поликристаллов, решая стохастическую краевую задачу. Этот математический метод

моделирования был развит впоследствии в трудах основоположников современной механики композитных материалов стохастической структуры В. А. Ломакина [2], Л. П. Хорошуна [3], Т. Д. Шермергора [4], Г. А. Ванина [5], М. Берана [6], Н. А. Алфутова [7] и многих других ученых. В настоящее время достигнуты значительные результаты прогнозирования эффективных линейно и нелинейно-упругих свойств, упругопластических и вязкоупругих характеристик, процессов деформирования и разрушения структурно-неоднородных материалов [4].

Наиболее информативными являются математические модели механики композитов, основанные на представлениях микромеханики [8 - 17].

Рассмотрим композиционный материал с однонаправленным армированием волокон, параллельными осями x (рис. 1).

В объемах, значительно превышающих радиус волокна, композит может рассматриваться как гомогенный ортотропный материал. Напряженное и деформированное состояния такого гомогенного материала характеризуется средними по объему V величинами:

$$\langle \sigma_{ij} \rangle = \frac{1}{V} \int_V \sigma_{ij} dV, \quad \langle \varepsilon_{ij} \rangle = \frac{1}{V} \int_V \varepsilon_{ij} dV. \quad (1)$$

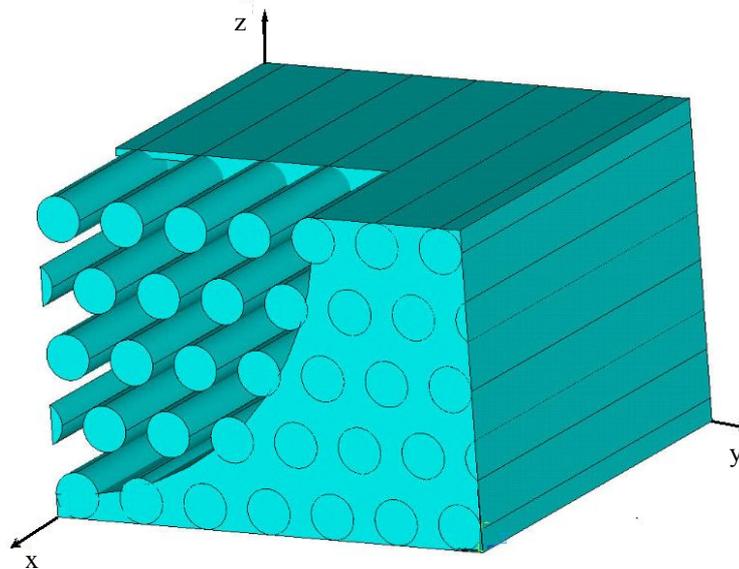


Рис. 1. Схема армирования композита

В системе ортогональных декартовых координат, совпадающей с плоскостями симметрии однородного ортотропного материала, закон Гука имеет следующий вид [7-9]:

$$\begin{aligned} \langle \sigma_x \rangle &= b_{11} \langle \varepsilon_x \rangle + b_{12} \langle \varepsilon_y \rangle + b_{13} \langle \varepsilon_z \rangle, \\ \langle \sigma_y \rangle &= b_{21} \langle \varepsilon_x \rangle + b_{22} \langle \varepsilon_y \rangle + b_{23} \langle \varepsilon_z \rangle, \\ \langle \sigma_z \rangle &= b_{31} \langle \varepsilon_x \rangle + b_{32} \langle \varepsilon_y \rangle + b_{33} \langle \varepsilon_z \rangle, \\ \langle \tau_{xy} \rangle &= b_{44} \langle \gamma_{xy} \rangle, \langle \tau_{yz} \rangle = b_{55} \langle \gamma_{yz} \rangle, \\ \langle \tau_{zx} \rangle &= b_{66} \langle \gamma_{zx} \rangle. \end{aligned} \quad (2)$$

Здесь b_{ij} - упругие постоянные эквивалентного однородного материала.

Матрица упругих постоянных является симметричной $b_{ij} = b_{ji}$. Упругие свойства рассматриваемого композита одинаковы в направлениях z и y и композит с гексагональным армированием в среднем является трансверсально изотропным. Это означает, что в законе Гука для такого материала есть только 5 независимых упругих постоянных, вследствие этого имеют место равенства:

$$\begin{aligned} b_{22} &= b_{33}, \quad b_{21} = b_{31}, \quad b_{44} = b_{66}, \\ b_{55} &= \frac{b_{22} - b_{23}}{2}. \end{aligned} \quad (3)$$

Целью настоящей работы является определение этих характеристик по известным упругим свойствам волокон и связующего. Материал волокон и связующего предполагается изотропным.

Для численного исследования выделяется минимальный представительский объем гексагональной структуры (рис 2), грани которого являются

плоскостями симметрии геометрической структуры композита [12 - 17].

Для нахождения эквивалентных упругих постоянных b_{ij} выполняется анализ обобщенного плоского деформированного состояния представительской ячейки в координатах y, z в программном комплексе ANSYS. Численными экспериментами моделируются три случая: одноосные растяжения в направлениях x, y и сдвиг в плоскости yz и zx.

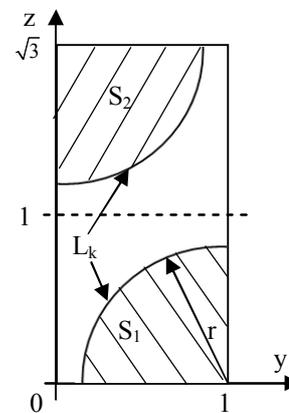


Рис. 2. Фигура ячейки

Первый численный эксперимент моделирует одноосное растяжение осредненного материала в направлении оси x.

Средние значения компонентов тензора деформации при этом такие

$$\begin{aligned} \langle \varepsilon_x \rangle &= 10^{-3}, \quad \langle \varepsilon_y \rangle = 0, \quad \langle \varepsilon_z \rangle = 0, \\ \langle \gamma_{xy} \rangle &= 0, \quad \langle \gamma_{yz} \rangle = 0, \quad \langle \gamma_{xz} \rangle = 0. \end{aligned} \quad (4)$$

Граничные условия для структурного анализа представительской двумерной ячейки, соответ-

вующие этому виду деформирования композита, являются следующими:

Здесь $u_x = 10^{-3}$ - перемещение в направлении оси x .

Граничные условия на ячейке имеют вид:

$$u_y(y=1, z) = 0, \quad \tau_{zy}(y, z = \sqrt{3}) = 0,$$

$$u_z(y, z = \sqrt{3}) = 0, \quad \tau_{yz}(y=1, z) = 0.$$

Здесь u_y и u_z - перемещение в направлении оси y и z .

На остальных контурных линиях задаются условия симметрии.

Для численного анализа методом конечных элементов (КЭ) применен программный комплекс ANSYS. Для моделирования использовали элемент Plane 2 с 6 узлами и двумя степенями свободы в каждом узле (перемещения вдоль осей x, y), конечно-элементная конструкция имела 15436 элементов (рис 3) [18].

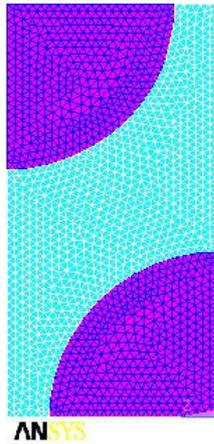


Рис. 3. Схема разбиения конструкции на КЭ

Численные результаты получены для стеклопластика. Механические свойства матрицы типа эпоксидного полимера следующие: $E_m = 4200$ МПа; $G_m = 1500$ МПа, $\nu_m = 0,4$, для волокна с модулем упругости $E_a = 74800$ МПа; $G_a = 31000$ МПа; коэффициент Пуассона $\nu_a = 0,2$ [19].

Для композита с постоянным радиусом $0 < r < 1$ волокна коэффициент объемного содержания определяется из соотношения (см. рис. 2):

$$\xi = \frac{1}{4} \pi r^2.$$

После завершения анализа в постпроцессоре вычислялись средние значения напряжений

$$\langle \sigma_x \rangle = \frac{1}{\sqrt{3}} \int_0^1 \int_0^1 \sigma_x dy dz, \quad \langle \sigma_z \rangle = \int_0^1 \sigma_z dy. \quad (5)$$

Результаты первого численного эксперимента позволяют определить на основе соотношений (2) две упругие характеристики эквивалентного материала

$$b_{11} = \frac{\langle \sigma_x \rangle}{\langle \varepsilon_x \rangle}, \quad b_{31} = \frac{\langle \sigma_z \rangle}{\langle \varepsilon_x \rangle}. \quad (6)$$

Численный анализ представительского объема дает возможность исследовать его напряженно-деформированное состояние и оценить локальную концентрацию напряжений. На рис (4) представлены такие результаты для первого численного эксперимента при $\zeta = 0,504$.

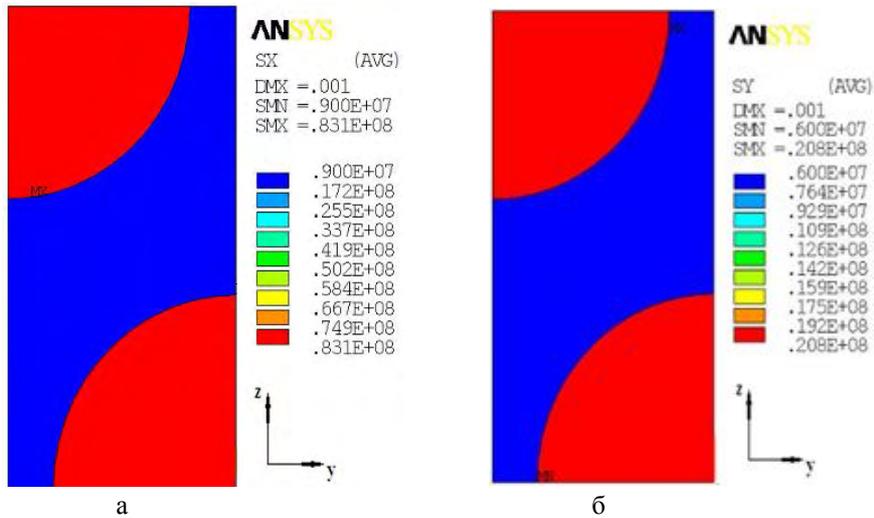


Рис. 4. Распределение нормальных напряжений при $u_x = 10^{-3}$ и $\zeta = 0,504$ вдоль оси x : а - σ_x ; б - σ_y

Второй численный эксперимент моделирует одноосное деформирование в направлении оси y . Средние значения компонентов тензора деформации при этом имеют значения

$$\begin{aligned} \langle \varepsilon_x \rangle &= 0, \quad \langle \varepsilon_y \rangle = 10^{-3}, \quad \langle \varepsilon_z \rangle = 0, \\ \langle \gamma_{xy} \rangle &= 0, \quad \langle \gamma_{yz} \rangle = 0, \quad \langle \gamma_{xz} \rangle = 0. \end{aligned} \quad (7)$$

Растяжение вдоль оси y задается деформацией $\langle \varepsilon_y \rangle = 10^{-3}$;

Здесь ε_y - деформация в направлении оси y .

Для структурного анализа представительской двумерной ячейки граничные условия, соответствующие этому виду деформирования композита, являются следующими:

На линии $y=1$: $u_y = 10^{-3}$ и $\tau_{yz} = 0$.

Здесь u_y - перемещение в направлении оси y .

Граничные условия на ячейке имеют вид:

$$u_z(y, z = \sqrt{3}) = 0, \quad \tau_{zy}(y, z = \sqrt{3}) = 0.$$

На остальных контурных линиях задаются условия симметрии.

Средние значения напряжений вычислялись в постпроцессоре после завершения анализа

$$\langle \sigma_y \rangle = \frac{1}{\sqrt{3}} \int_0^{\sqrt{3}} \sigma_y dz, \quad \langle \sigma_z \rangle = \int_0^1 \sigma_z dy. \quad (8)$$

Результаты второго численного эксперимента позволяют определить на основе соотношений (2) следующие упругие постоянные

$$b_{22} = \frac{\langle \sigma_y \rangle}{\langle \varepsilon_y \rangle}, \quad b_{32} = \frac{\langle \sigma_z \rangle}{\langle \varepsilon_y \rangle}. \quad (9)$$

Третий численный эксперимент моделирует сдвиг материала в плоскости zx . Для проведения численного эксперимента по продольному сдвигу с использованием возможностей программного комплекса ANSYS требуется построение 3-D модели представительского объема. Решение пространственной задачи с высокой степенью детализации занимает значительное время и ресурсы ЭВМ.

Имеется возможность ограничиться 2-D анализом, если воспользоваться математической аналогией между задачей продольного сдвига призматического элемента (как частным случаем антиплоской деформации) и задачей о стационарном распределе-

нии температуры в плоской области.

Решение антиплоской задачи для случая продольного сдвига сводится к нахождению перемещения $w(y, z)$ в направлении армирования.

Функция $w(y, z)$ должна удовлетворять гармоническому уравнению в области S поперечного сечения представительского объема $S = S_1 \cup S_2$ (см. рис. 2).

Гармоническое уравнение имеет один и тот же вид в областях S_1 и S_2 :

$$\nabla^2 w = 0. \quad (10)$$

Касательные напряжения выражаются через перемещение $w(y, z)$ с учетом различия модулей сдвига для волокон и связующего

$$\begin{aligned} \tau_{yx}^1 &= G_1 \frac{\partial w}{\partial y}, \quad \tau_{zx}^1 = G_1 \frac{\partial w}{\partial z}, \\ \tau_{yx}^2 &= G_2 \frac{\partial w}{\partial y}, \quad \tau_{zx}^2 = G_2 \frac{\partial w}{\partial z}. \end{aligned} \quad (11)$$

На внешних границах области S задаются условия:

$$\tau_{yx}^k l + \tau_{zx}^k m = p_{xn}^k, \quad (k=1,2),$$

где l, m - компоненты единичной нормали к границам,

p_{xn} - внешняя продольная нагрузка. На линиях $x=0, y=0$ можно задавать условия равенства нулю перемещений:

- при сдвиге в плоскости $хоу$:

$$w=0 \quad (y=0);$$

- при сдвиге в плоскости $хоз$:

$$w=0 \quad (z=0).$$

Стационарная задача теплопроводности также сводится к гармоническому уравнению для температурного поля $T(y, z)$:

$$\nabla^2 T = 0. \quad (12)$$

Тепловой поток в разных областях определяется соотношениями:

$$\begin{aligned} Q_y^1 &= K_1 \frac{\partial T}{\partial y}, \quad Q_z^1 = K_1 \frac{\partial T}{\partial z}, \\ Q_y^2 &= K_2 \frac{\partial T}{\partial y}, \quad Q_z^2 = K_2 \frac{\partial T}{\partial z}, \end{aligned} \quad (13)$$

где K_1, K_2 - коэффициенты теплопроводности для соответствующих областей.

На внешних границах области S могут быть заданы граничные условия второго рода:

$$Q_y^k + Q_z^k m = Q_n^k, \quad (k=1,2), \quad (14)$$

где Q_n - внешний тепловой поток, заданный на границе. На линиях $y=0$, $z=0$ можно принять нулевую температуру при теплопереносе

- вдоль оси y: $T=0$ ($y=0$),
- вдоль оси z: $T=0$ ($z=0$);

На границе L_k между различными областями должны выполняться условия непрерывности. Для задачи о продольном сдвиге должны быть непрерывны перемещения и касательные напряжения. Для задачи о стационарном распределении температуры должны быть непрерывны температура и тепловые потоки.

Краевая задача продольного сдвига (10), (12) аналогична краевой задаче теплопроводности (13), (14).

Если при решении тепловой задачи принять, что $K_1 = G_1$, $K_2 = G_2$, то численные значения температуры $T(y,z)$ будут равны перемещению $w(y,z)$, а тепловые потоки Q_y , Q_z будут равны касательным напряжениям:

$$Q_y = \tau_{yx}, \quad Q_z = \tau_{zx}. \quad (15)$$

Результаты такого моделирования представлены при температуре $T = 1^\circ\text{C}$ на линии $z = \sqrt{3}$ на рисунках 5, 6, 7.

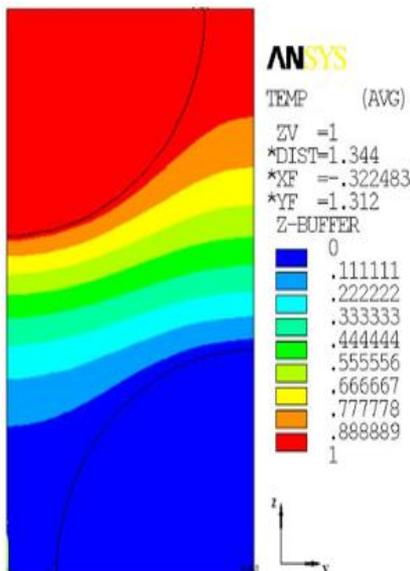


Рис. 5. Распределение температуры. Соответствует перемещению w при продольном сдвиге

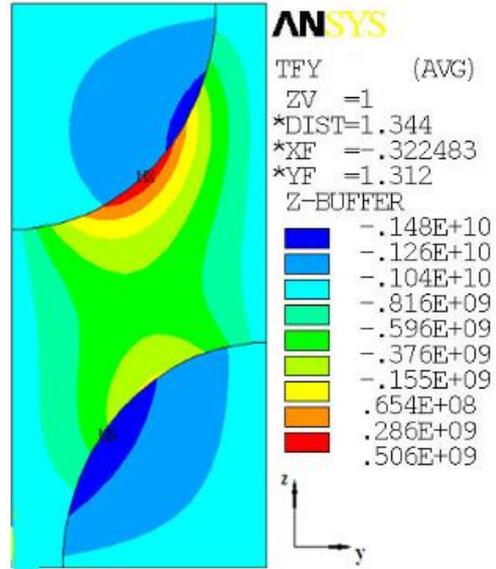


Рис. 6. Тепловой поток Q_y . Соответствует напряжению τ_{yx} при продольном сдвиге

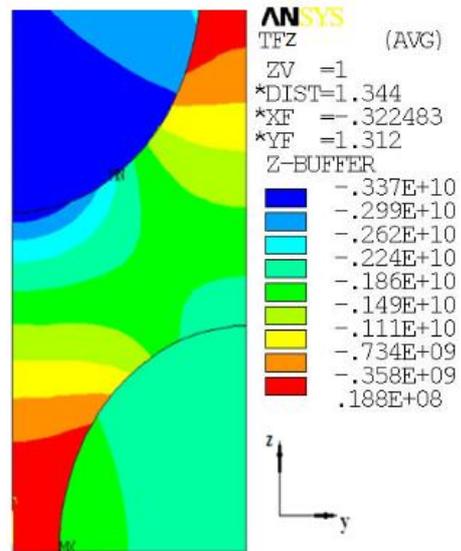


Рис. 7. Тепловой поток Q_z в узлах. Соответствует напряжению τ_{zx} при продольном сдвиге

После нахождения средних значений $\langle \tau_{xz} \rangle$ и $\langle \gamma_{xz} \rangle$ можно найти модуль продольного сдвига эквивалентного гомогенного материала:

$$b_{66} = \frac{\langle \tau_{xz} \rangle}{\langle \gamma_{xz} \rangle}, \quad (16)$$

где $\langle \tau_{xz} \rangle = \int_0^1 Q_z dy$.

Для решения практических задач часто используется закон Гука в прямой форме

$$\langle \varepsilon \rangle = [A] \langle \sigma \rangle, \quad (17)$$

где A - обратная матрица упругих постоянных $[A] = [B]^{-1}$.

На основе матрицы $[A]$ определяем упругие характеристики, включая модули упругости, коэффициенты Пуассона и модули сдвига эквивалентного материала

$$a_{11} = \frac{1}{E_x}; \quad a_{22} = \frac{1}{E_y}; \quad a_{33} = \frac{1}{E_z};$$

$$a_{12} = -\frac{\nu_{yx}}{E_x} = -\frac{\nu_{xy}}{E_y}; \quad a_{13} = -\frac{\nu_{zx}}{E_x} = -\frac{\nu_{xz}}{E_z}; \quad a_{23} = -\frac{\nu_{zy}}{E_y} = -\frac{\nu_{yz}}{E_z}.$$

$$G_{xy} = b_{44}, \quad G_{yz} = b_{55}, \quad G_{zx} = b_{66}. \quad (18)$$

$$E_x = \xi E_b + (1-\xi)E_m + \frac{8G_m \xi (1-\xi)(\nu_b - \nu_m)}{2-\xi + \chi_m \xi + (1-\xi)(\chi_b - 1)G_m / G_b}, \quad (19)$$

$$\frac{1}{E_y} = \frac{(\nu_{yx})^2}{E_x} + \frac{1}{8G_m} \left[\frac{2(1-\xi)(\chi_m - 1) + (\chi_b - 1)(\chi_m - 1 + 2\xi)G_m / G_b}{2-\xi + \chi_m \xi + (1-\xi)(\chi_b - 1)G_m / G_b} + 2 \frac{\chi_m (1-\xi) + (1+\xi\chi_m)G_m / G_b}{\chi_m + \xi + (1-\xi)G_m / G_b} \right], \quad (20)$$

$$G_{xy} = G_m \frac{1-\xi + (1-\xi)G_m / G_b}{1-\xi + (1+\xi)G_m / G_b}, \quad (21)$$

где $\chi_m = 3 - 4\nu_m$ и $\chi_b = 3 - 4\nu_b$.

Численные расчеты

Полученные выше численные методики реализованы в расчетах. В таблице 1 даны упругие свойства стеклопластика при $\zeta = 0,504$.

Построены численные зависимости безразмерных модулей сдвига композита $G = G_{xy} / G_m$, и Юнга $E = E_x / E_m$, $E = E_y / E_m$ от относительного объёмного содержания волокон при различных значениях ζ (рис. 8, 9, 10).

Они сравниваются с результатами, полученными по формуле Г. А. Ванина для композита с круглыми волокнами [5]:

Таблица 1

Эффективные упругие постоянные

Параметр		Значение	Единица измерения
Модуль упругости	E_x	44380	МПа
	E_y	18150	
	E_z	18150	
Модуль сдвига	G_{xy}	4950	МПа
	G_{yz}	4410	
	G_{zx}	4950	
Коэффициент Пуассона	ν_{xy}	0,32	-
	ν_{yz}	0,27	
	ν_{zx}	0,32	

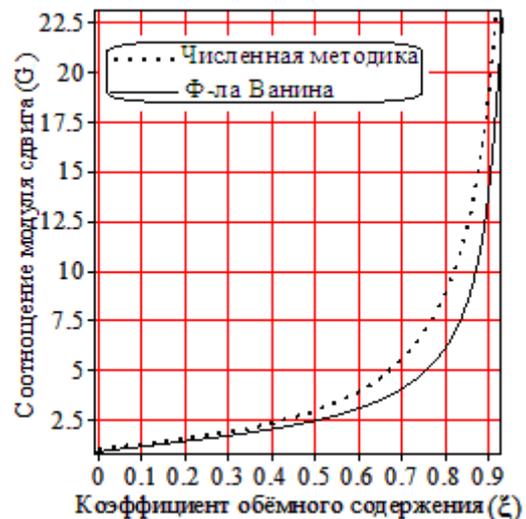


Рис. 8. Зависимость безразмерного модуля сдвига стеклопластика от относительного объёмного содержания волокна ζ

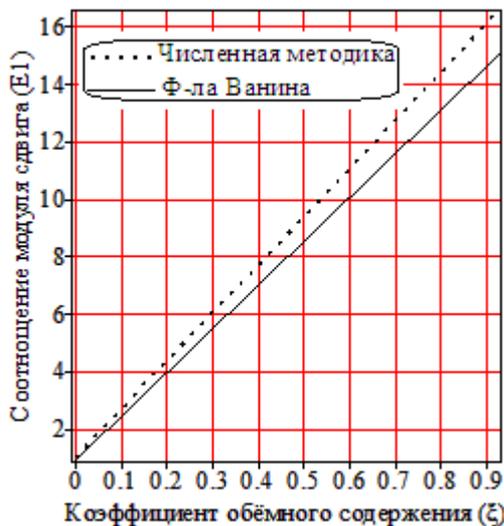


Рис. 9. Зависимость безразмерного модуля Юнга вдоль оси x стеклопластика от относительного объёмного содержания волокна ζ

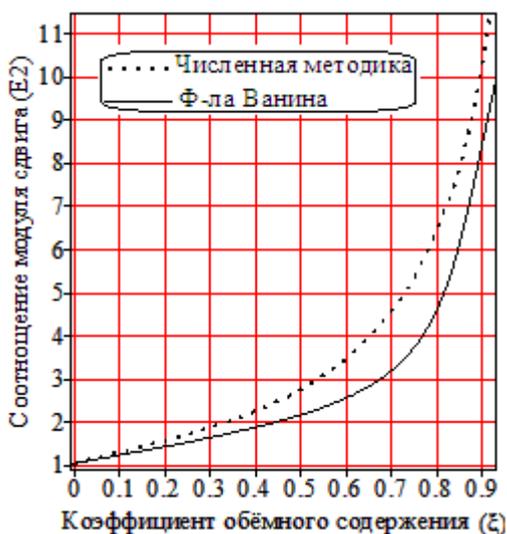


Рис. 10. Зависимость безразмерного модуля Юнга вдоль оси y стеклопластика от относительного объёмного содержания волокна ζ

Как видно из рисунков, максимального значения различия между численной методикой и результатами Г. А. Ванина достигает для $\zeta = 0,92$ практически независимо от соотношения волокна и матрицы.

При этом относительное различие модулей сдвига и Юнга композита монотонно возрастает с ростом относительного объёмного содержания от единицы до значений упругих характеристик материала волокон.

Выводы

Разработана методика нахождения эффективных упругих характеристик однонаправленно армированных волокнистых композитов гексагональной структуры.

Были определены эффективные упругие свойства стеклопластинки с использованием программного комплекса ANSYS. Исследования проводились методом конечных элементов.

Литература

1. Лифшиц, И. М. К теории упругих свойств поликристаллов [Текст] / И. М. Лифшиц, Л. Н. Розенцвейг // ЖЭТФ. – 1946. – Т. 16, вып. 11. – С. 967-980.
2. Ломакин, В. А. Статистические задачи механики твердых деформируемых тел [Текст] / В. А. Ломакин. – М.: Наука, 1980. – 512 с.
3. Хорошун, Л. П. К теории эффективных свойств идеально пластических композитных материалов [Текст] / Л. П. Хорошун, Ю. А. К. Вецало // Прикл. Мех. – 1987. – Т. 23, № 1. – С. 86-90.
4. Шермергор, Т. Д. Теория упругости микро неоднородных сред [Текст] / Т. Д. Шермергор. – М.: Наука, 1977. – 400 с.
5. Ванин, Г. А. Микромеханика композиционных материалов [Текст] / Г. А. Ванин. – Киев: Наукова Думка, 1985. – 304 с.
6. Beran, M. Statistical continuum theories [Text] / M. Beran. – N. Y.: Interci. Publ., 1968. – 493 p.
7. Алфутов, Н. А. Расчёт многослойных пластин и оболочек из композиционных материалов [Текст] / Н. А. Алфутов. – М.: Машиностроение, 1984. – 264 с.
8. Победра, Б. Е. Механика композиционных материалов [Текст] / Б. Е. Победра. – М.: Изд-во Московского ун-та, 1984. – 336 с.
9. Федоров, В. А. Структурные модели упругости и ползучести однонаправленного композита при поперечном сдвиге [Текст] / В. А. Федоров // Механика Композиционных материалов и конструкций. – 2007. – Т. 13, № 4. – С. 441-451.
10. Christensen, R. M. Two Theoretical Elasticity Micromechanics Models [Text] / R. M. Christensen // Journal of Elasticity. – 1998. – Т. 50. – С. 15-25.
11. Altenbach, H. Structural elastic and creep models of a ud composite in longitudinal shear [Text] / H. Altenbach, V. A. Fedorov // Mechanics of composite materials. – 2007. – Vol. 43, №4. – С. 289-298.
12. Whitney, J. M. Micromechanical Materials Modelling [Text] / J. M. Whitney, R. L. McCullough // Delaware Composites Design Encyclopedia-Volume 2, Bd. Technomic, Lancaster, Basel, 1990. – 232 с.
13. Fedorov, V. A. Symmetry in a problem of transverse shear of unidirectional composites [Text] / V. A. Fedorov // Composite. – 2013. – Part B, № 5. – P. 263-269.

14. Schmauder, S. *Micromechanics and Nanosimulation of Metals and Composites [Text]* / S. Schmauder, L. Mishnaevsky. – Germany : Springer, 2009. – 420 p.

15. Jones, R. M. *Mechanics of Composite Materials [Text]* / R. M. Jones. – 2nd ed. – New York : Taylor & Francis, 1999. – 519 p.

16. Nguyen, Dinh Duc. *Bending analysis of three-phase polymer composite plates reinforced by glass fibers and titanium oxide particles [Text]* / Dinh Duc Nguyen, Khac Minh Dinh // *Computational Materials Science*. – 2010. – Vol. 49, Iss. 4. – P. S194-S198.

17. *Effective properties and micro-mechanical re-*

sponse of filamentary composite wires under longitudinal shear [Text] / I.V. Andrianov, V.V. Danishevs'kyu, A. Guillet, P. Pareige // *European Journal of Mechanics – A/Solids*. – 2005. – Vol. 24, Iss. 2. – P. 195–206.

18. Jahedmotlagh, H. R. *ANSYS [Text]* / H. R. Jahedmotlagh, M. R. Nooban, M. A. Eshraghee. – Tehran University, 2006. – 98 c.

19. Дарія заде, С. Численна методика определения эффективных характеристики однонаправленно армированных композитов [Текст] / С. Дарія заде // *Вестн. НТУ ХПИ : сб. науч. тр.* – 2013. – Т. 58, № 58 (1031). – С. 71-77.

Поступила в редакцию 5.12.2013, рассмотрена на редколлегии 12.03.2014

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. каф. системы и процессы управления, декан инженерно-физического факультета Д. В. Береславский, Национальный технический университет «Харьковский политехнический институт».

ЧИСЕЛЬНА МЕТОДИКА ЗНАХОДЖЕННЯ ЕФЕКТИВНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ОДНОСПРЯМОВАНО АРМОВАНИХ КОМПОЗИТІВ ГЕКСАГОНАЛЬНОЇ СТРУКТУРИ

С. Дарія заде, Г. І. Львов

Статтю присвячено дослідженню ефективних характеристик однонаправлено армованих композитів гексагональної структури. Гомогенний матеріал розглядається як трансверсальний ізотропний. Для знаходження ефективних пружних постійних композиту виконується аналіз напруженого стану плоского представницького елемента в програмному комплексі ANSYS. Чисельними експериментами моделюються два випадки узагальненого плоского деформованого стану: одноосні розтягування в подовжньому і поперечному напрямках. Для моделювання подовжнього зміщення використана математична аналогія між антиплоским завданням теорії пружності та стаціонарним завданням теплопровідності.

Ключові слова: композит, ефективні пружні властивості, чисельний аналіз.

NUMERICAL METHOD FOR DETERMINATION OF EFFECTIVE CHARACTERISTICS IN UNIDIRECTIONAL REINFORCED COMPOSITES HEXAGONAL STRUCTURE

Saeed Darya zadeh, G. I. Lvov

This paper is devoted to the study of effective characteristics of unidirectional reinforced composites hexagonal structure. Homogeneous material is considered as transversely isotropic. To find the equivalent elastic constants of composites analysis of the plane stress state representative cell in the software package ANSYS. Numerical experiments are simulated two cases of generalized plane strain state: uniaxial tensile in the longitudinal and transverse directions. For modeling the longitudinal shear is used a mathematical analogy between anti-plane problem of the theory of elasticity and the stationary heat conduction problem.

Keywords: composite, effective elastic properties, numerical analysis.

Дарія заде Саид – аспірант каф. «Динамика и прочность машин», Национальный технический университет «Харьковский политехнический институт», e-mail: s_daryazadeh@yahoo.com.

Львов Геннадий Иванович – д-р техн. наук, проф., зав. каф. «Динамика и прочность машин», Национальный технический университет «Харьковский политехнический институт», e-mail: LvovGI@kpi.kharkov.ua.

УДК 629.735

В. В. ГАВРИЛКО*Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Украина***КОНСТРУИРОВАНИЕ СВЕРХЛЕГКИХ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ С ПРИМЕНЕНИЕМ НОВЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ**

Рассмотрены вопросы конструирования сверхлегких беспилотных летательных аппаратов на примере авиамоделей с применением композиционных материалов на основе сверхтонких углеродных тканей. Предложены рациональные конструктивно технологические решения основных агрегатов авиамоделей, таких как крыло, фюзеляж и оперение. Приведен алгоритм проекторочного расчета крыла авиамодели. Представлен численный пример проектирования крыла радиоуправляемого планера. На основании полученных результатов подтверждена эффективность применения сверхтонких углеродных тканей в конструкции сверхлегких беспилотных летательных аппаратов.

Ключевые слова: *сверхлегкий беспилотный летательный аппарат, авиамодель, радиоуправляемый планер, композиционный материал, крыло, оперение, фюзеляж.*

Введение

В настоящее время применение беспилотных летательных аппаратов позволяет решать задачи контроля, охраны, отработки новых конструктивных решений и проведения активного досуга.

Использование композиционных материалов (КМ), имеющих уникальные характеристики по сравнению с традиционными материалами, позволяет получать сверхлегкие беспилотные летательные аппараты (СБЛА) с высокими аэродинамическими характеристиками при минимальной массе и коэффициенте полезной нагрузки, равному единице и больше.

Отсутствие методик проектирования, конструктивно-технологических решений и технологии изготовления из КМ беспилотных летательных аппаратов сдерживает их массовое использование. При этом не вызывает никакого сомнения эффективность использования таких аппаратов как для охраны труднодоступных объектов, разведывательной функции, а также и просто при участии в соревнованиях для летающих объектов, где они могут показать хорошие аэродинамические характеристики и высокую управляемость. Решения комплексной задачи создания сверхлегких беспилотных летательных аппаратов могут быть также реализованы в современном массовом производстве, обеспечивающем потребности рыночной экономики и приносящем экономический эффект.

Учитывая вышесказанное, разработка новых подходов при конструировании и производстве сверхлегких беспилотных летательных аппаратов с улучшенными аэродинамическими характеристика-

ми для массового производства является актуальной научно-технической задачей.

1. Особенности конструирования сверхлегких беспилотных летательных аппаратов на примере авиамоделей

Авиамодель – это СБЛА с двигателем или без него, не способный поднять человека, который используется для спортивных соревнований или развлечения, при этом может в некоторых случаях использоваться как беспилотный летательный аппарат для коммерческих, научно-исследовательских или военных целей.

Все летающие модели делятся на 4 класса: свободнолетающие (те, что во время полета не связаны ни с участником соревнований, ни с его помощником), кордовые (летающие по кругу и управляющиеся авиамоделистами при помощи специальных тяг - корд), радиоуправляемые и модели-копии (представляют собой точные копии самолетов, выполненные в определенном масштабе).

Наиболее технически сложными являются радиоуправляемые модели, конструкция которых практически аналогична конструкции пилотируемых летательных аппаратов (ЛА). Радиоуправляемые модели имеют, как правило, стандартный набор управляющих поверхностей, отклонение которых осуществляется по радиокмандам, передаваемым пилотом, находящимся на земле.

Несмотря на то, что для авиамоделей не предъявляется таких строгих требований к летной годности, как к пилотируемым ЛА, тем не менее, достижение высоких спортивных результатов невозможно

но без удачного сочетания аэродинамических, прочностных, жесткостных и весовых характеристик авиамоделей, поэтому проектирование и изготовление авиамоделей, нацеленной на высокие спортивные результаты, является достаточно сложным и наукоемким процессом.

Как и для всех классов ЛА тактико-технические характеристики авиамоделей во многом зависят от их массовых характеристик, следовательно, при разработке конструкции ЛА данного класса ориентированных на достижение высоких спортивных результатов, необходимо уделить особое внимание снижению их массы при обеспечении необходимой прочности и жесткости.

При разработке конструкции авиамоделей также необходимо учитывать особенности их применения такие как:

- большие инерционные нагрузки, возникающие при старте и жесткой посадке, что требует применение конструктивно-технологических решений, обеспечивающих равномерное распределение и демпфирование эксплуатационных нагрузок;

- возможность столкновения с препятствиями, требующая повышение живучести ЛА;

- необходимость размещения радиоэлектронной аппаратуры, требующая применение радиопрозрачных материалов в конструкции фюзеляжа;

- возможность удобной транспортировки ЛА, требующая применение конструктивно-технологических решений обеспечивающих быструю сборку и разборку конструкции в полевых условиях.

Главной особенностью сверхлегких БЛА является достаточно малая воздушная нагрузка на несущие поверхности, что определяет некоторые особенности конструкции их основных агрегатов.

Известно, что для СБЛА часто является целесообразным применение несущей обшивки. Толщина обшивки таких ЛА, рассчитанная по условиям прочности может составлять десятые, и даже сотые доли миллиметра, в то же время для удовлетворения условиям устойчивости, жесткости, живучести и технологичности приходится значительно утолщать обшивку, что приводит к существенному увеличению массы конструкции.

В связи с этим, для сверхлегких БЛА и в частности для авиамоделей, традиционной стала конструктивно силовая схема, включающая силовой каркас, воспринимающий все виды нагрузок, действующих на ЛА и несущей обшивки, воспринимающей и распределяющей по элементам силового каркаса воздушную нагрузку [1 – 3]. Так, например, в конструкции крыла применяются лонжероны с замкнутым контуром, работающие на кручение и часто расположенные нервюры, на которые натягивается полотняная обшивка.

При всех достоинствах описанного подхода к разработке КСС авиамоделей, ему присущи некоторые существенные недостатки, а именно:

- каркасные конструкции включают в себя достаточно большое количество деталей, что значительно затрудняет процесс их изготовления;

- при такой КСС трудно обеспечить высокое качество аэродинамических поверхностей.

Все сказанное выше делает актуальным поиск новых конструктивно-технологических решений основных агрегатов сверхлегких летательных аппаратов, основанных на использовании новых материалов и технологий.

Если до 80-х г.г. основным конструкционным материалом для авиамоделей являлась древесина и ее производные [4 – 7], то в настоящее время все больше предпочтение отдается полимерным композитам, открывающим новые перспективы развития авиамоделей.

Значительных успехов в области снижения массы сверхлегких летательных аппаратов можно достичь с применением сверхтонких углеродных тканей SpreadTowCarbon с поверхностной плотностью до 38-40 г/м² и толщиной до 0,02 мм, являющихся фирменной разработкой фирмы Vladimir's Models. Применение SpreadTowCarbon в сочетании с легкими наполнителями из бальзы или пенопласта открывает широкие перспективы получения сверхлегких конструкций, обладающих необходимой прочностью и жесткостью.

Кроме этого применение композитов позволяет значительно снизить количество деталей в конструкции ЛА за счет применения интегральных и полунтегральных конструкций их агрегатов, что также позволяет обеспечивать высокую геометрическую точность их поверхностей.

Таким образом, в силу указанных особенностей создания и эксплуатации авиамоделей предлагается новый подход к проектированию и конструированию СБЛА основанный на использовании сверхтонких углеродных тканей SpreadTowCarbon и предложены рациональные конструктивно-технологические решения (КТР) основных элементов их конструкции.

2. Конструктивно-технологические решения основных агрегатов авиамоделей

Исходя из опыта и анализа поведения авиационных моделей, в качестве наиболее предпочтительного конструктивного решения предлагается однолонжеронная схема крыла, в которой лонжерон расположен в зоне максимальной высоты аэродина-

мического профиля. В такой схеме лонжерон является основным элементом, обеспечивающим прочность и жесткость крыла при изгибе, а прочность и жесткость крыла при кручении обеспечивается многозамкнутым контуром, образованным стенкой лонжерона, задней стенкой и работающей на сдвиг обшивкой (рис. 1).

Наиболее предпочтительной для рассматриваемого класса ЛА является коробчатая форма лонжерона. Для обеспечения высокой прочности и жесткости при изгибе, полки лонжерона целесообразно изготавливать из однонаправленного углепластика. В конструкции стенки, хорошо зарекомендовало себя применение легкого заполнителя из бальзы или пенопласта. Применение бальзы позволяет значительно увеличить ресурс лонжерона, поскольку данная древесина меньше всего склонна к усталости, чем любой другой его заменитель.

Для лучшего восприятия касательных напряжений, стенку из бальзы целесообразно делать составной, таким образом, чтобы волокна древесины располагались под углами $+45^\circ$ и -45° к продольной оси лонжерона (рис. 2). Для увеличения прочности и жесткости стенки на сдвиг, возможно применение тонких стенок из SpreadTowCarbon (см. рис. 2) или обмотку из карбонового шнура (рис. 3) с армированием под углами $\pm 45^\circ$.

Для стенок лонжерона с заполнителем из пенопласта целесообразно применение усилений из однонаправленного углеродного волокна (см. рис. 3), для предотвращения разрушения стенки от поперечного сжатия, возникающего при изгибе крыла.

Для повышения живучести ЛА, снаружи лонжерон может иметь обмотку из кевлара.

Задняя стенка крыла не участвует в восприятии изгибающего момента и может быть выполнена из пенопласта или бальзовой фанеры покрытой стеклопластиком.

В рассматриваемой конструкции крыла, обшивка является несущей и воспринимает преимущественно касательные усилия от кручения крыла и воздушную нагрузку. Для повышения изгибной жесткости, применяется «сэндвичевая» конструкция обшивки с заполнителем из пенопласта. Обшивка изготавливается из слоев SpreadTowCarbon, стеклоткани или кевлара. Для лучшего восприятия сдвиговых усилий несущие слои обшивки целесообразно армировать под углами $\pm 45^\circ$. Для включения обшивки в работу на изгиб, вводятся слои с продольным армированием, либо применяется схема армирования $\pm 30^\circ$.

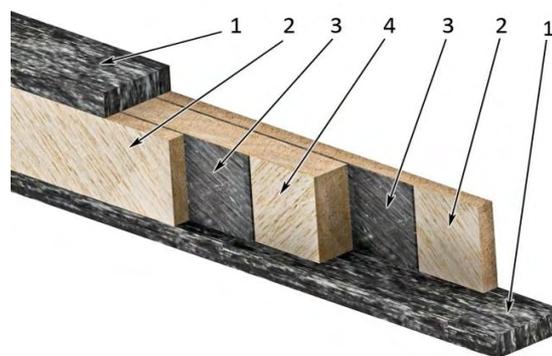


Рис. 2. Лонжерон крыла Р/У планера МАХА:
1 – полки; 2 – стенки из бальзы с направлением волокон -45° ; 3 – слои SpreadTowCarbon пластика структурой $\pm 45^\circ$; 4 – внутренняя стенка из бальзы с направлением волокон $+45^\circ$

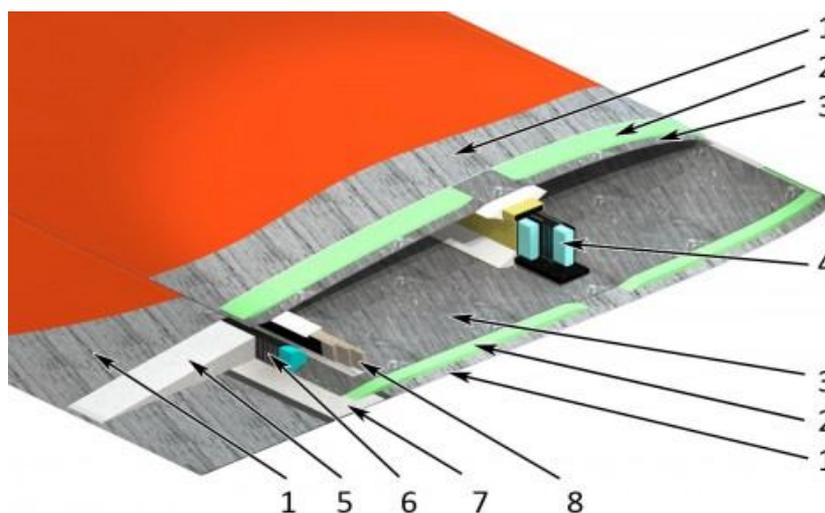


Рис. 1. Крыло Р/У планера SupraHardSpread:
1, 3 – несущие слои обшивки; 2 – заполнитель из пенопласта; 4 – лонжерон;
5 – заполнитель закрылка; 6 – лонжерон закрылка; 7 – полоса шарнирного материала; 8 – задняя стенка

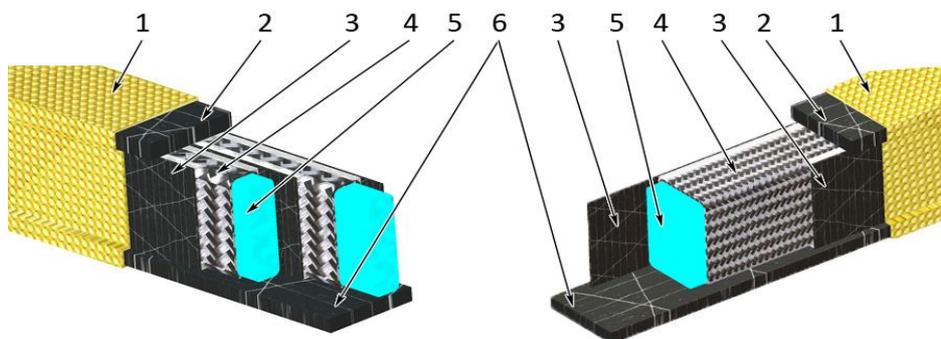


Рис. 3. Варианты конструктивного исполнения лонжерона крыла Р/У планера Supra:
1 – обмотка из кевлара; 2, 6 – полки; 3 – усиления из однонаправленного углеволокна;
4 – обмотка из карбонового шнура; 5 – сердечники из пенопласта

Применение «сэндвичевой» обшивки с легким наполнителем позволяют отказаться от установки рядовых нервюр, что позволяет значительно упростить конструкцию крыла и в совокупности с применением тонких слоев SpreadTowCarbon позволяет получить конструкцию, обладающую достаточной прочностью и жесткостью при исключительно малой массе.

Немаловажным фактором, определяющим конструктивное исполнение крыла авиамоделей является возможность удобной транспортировки. С данной точки зрения, крыло целесообразно выполнять разборным, состоящим из центроплана и двух консолей. Соединение центроплана крыла с консолями осуществляется по лонжерону с помощью соединительных штырей из углепластика, вставляемых в коробчатый лонжерон (рис. 4, 5). Использование углепластика для изготовления соединительных штырей позволяет достичь незначительного увеличения массы сборного крыла. В месте соединения, в центроплане и консолях устанавливаются усиленные нервюры из пенопласта или бальзовой фанеры покрытые слоями SpreadTowCarbon, обеспечивающие равномерное распределение крутящего момента по обшивке. Перед полетом места соединения центроплана и консолей заклеиваются липкой лентой.



Рис. 4. Соединительные штыри

Центроплан крыла в свою очередь крепиться к фюзеляжу 2-мя или 4-мя винтами. Верхняя обшивка

крыла и монокок фюзеляжа соединяются винтом и фасонной гайкой, проклеенной по всей толщине центроплана. Это позволяет равномерно распределить и демпфировать инерционные нагрузки крыла при жёсткой посадке (рис. 6).



Рис. 5. Соединение центроплана крыла с консолями

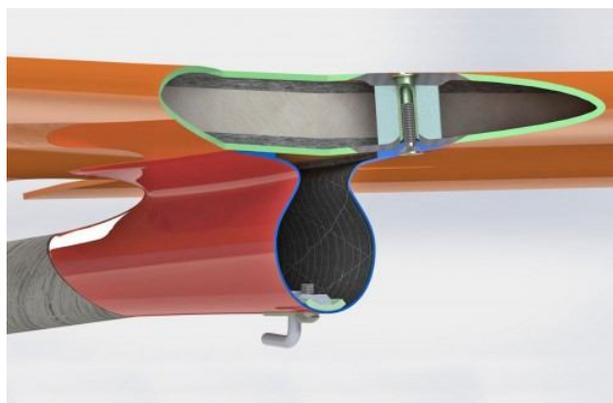


Рис. 6. Крепление крыла к фюзеляжу

В фюзеляже сверхлегкого беспилотного летательного аппарата размещается полезная нагрузка в виде аккумуляторных батарей, машинок управления закрылков, руля высоты, элеронов, руля направле-

ния, радиоприемников и электромоторов. Через фюзеляж проходят тяги управления стабилизаторов и руля направления.

Длина фюзеляжа сверхлегкого беспилотного летательного аппарата должна обеспечивать достаточные управляющие моменты от стабилизаторов и руля направления.

В связи с вышесказанным, наиболее рациональной представляется конструкция фюзеляжа, состоящая из передней части, используемой для размещения полезной нагрузки и крепления крыла и хвостовой балки, длина которой обеспечивает необходимые управляющие моменты.

Передняя часть фюзеляжа (рис. 7) выполняется по схеме монокок. Передняя часть носа радиопрозрачная, может изготавливаться из кевлара и стеклопластика. Что позволяет размещать антенны 2,4GHz приемника внутри носовой части (до конца фонаря).

Важным элементом фюзеляжа является узел крепления крыла. На рис. 8 представлен узел крепления крыла Р/У планера МАХА. Крепление осуществляется на четырех винтах непосредственно к монококу фюзеляжа через посадочные отверстия. В передней части устанавливается также буксировочный крюк (рис. 9).

Хвостовая балка является наиболее нагруженным элементом фюзеляжа. Она работает как консольная балка и воспринимает изгибающий момент и небольшой крутящий момент, возникающие от воздушной нагрузки, действующей на хвостовое оперение.

Исходя из характера действующих нагрузок, хвостовую балку целесообразно армировать под углами 0° и $\pm 45^\circ$. Например, хвостовая балка Р/У планеров МАХА содержит слои тонкой SpreadTowCarbon ткани, уложенной под углом $+45^\circ$ и -45° , а между слоями SpreadTowCarbon ткани уложено 2 слоя однонаправленного высокопрочного углеволокна (рис. 10).

В конструктивно силовой схеме стабилизаторов сверхлегкого летательного аппарата хорошо зарекомендовала себя конструктивно силовая схема, основанная на D-box технологии. В данной схеме крутящий момент воспринимается D-образным профилем, образованным продольной стенкой и носком стабилизатора (рис.11). Применение в конструкции оперения сверхтонких углеродных тканей позволяет значительно снизить массу конструкции. Например, масса оперения Р/У планера МАХА составляет всего 36 г.



Рис. 7. Носовая часть фюзеляжа Р/У планера МАХА



Рис. 8. Узел крепления крыла Р/У планера МАХА

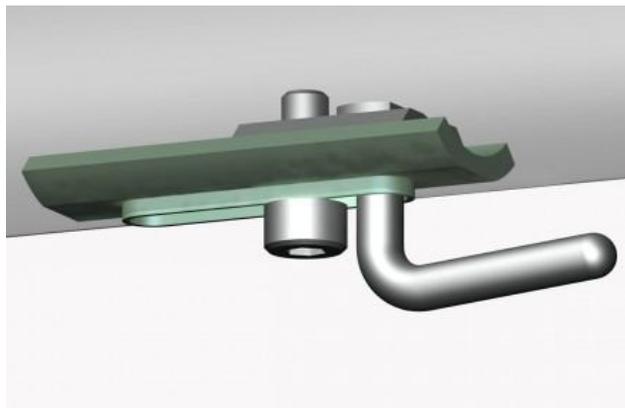


Рис. 9. Буксировочный крюк Р/У планера AVA PRO

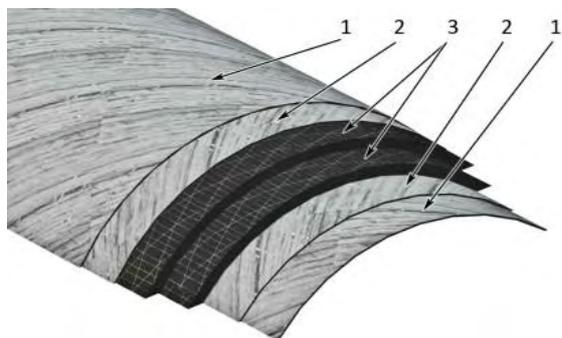


Рис. 10. Схема укладки хвостовой балки Р/У планера МАХА:

1, 2 – слои SpreadTowCarbon ткани, уложенной под углом $+45^\circ$ и -45° ; 3 – слои однонаправленного высокопрочного углеволокна



Рис. 11. Стабилизатор Р/У планера МАХА

3. Пример проекторочного расчета на прочность крыла авиамодели

Крыло является наиболее ответственным агрегатом СБЛА и от его рационального конструирования во многом зависят тактико-технические характеристики ЛА. Например, масса крыла радиоуправляемого планера категории F3J может составлять

более половины веса всей модели и испытывает существенные нагрузки в полете. Кроме того, жесткость крыла во многом определяет устойчивость и управляемость модели.

В связи с этим актуальной задачей при разработке конструкции СБЛА является рациональное проектирование конструкции крыла из условия минимума массы при ограничениях по несущей способности и жесткости.

К сожалению, в литературе достаточно мало внимания уделено расчету на прочность и проектированию конструкции СБЛА и в частности авиамodelей. Тем не менее, расчет данного класса ЛА не имеет принципиальных отличий от расчета на прочность пилотируемых самолетов и планеров, и его можно проводить с использованием методик представленных, например, в источниках [8, 9].

Методики проектирования основных элементов конструкций из КМ подробно изложены в источнике [10].

Рассмотрим алгоритм определения требуемых параметров крыла авиамodelи, на примере Р/У планера SUPRA.

Для данного ЛА принимаем значение максимальной эксплуатационной перегрузки $n_{y\max}^3 = 54$, что соответствует перегрузке при старте с леера.

При определении параметров лонжерона, можно считать, что он полностью воспринимает весь изгибающий момент и поперечную силу от действия воздушной нагрузки.

Закон распределения воздушной нагрузки по размаху крыла может быть получен по данным аэродинамического моделирования или согласно методике, описанной в [9].

Для упрощения расчетов, можно принять равномерный закон распределения нагрузки по размаху крыла, а величину погонного усилия определить по формуле

$$q = \frac{f n_{y\max}^3}{L_{кр}},$$

где $L_{кр}$ – размах крыла;

$n_{y\max}^3$ – максимальная эксплуатационная перегрузка;

f – коэффициент безопасности.

Для рассматриваемого ЛА $L_{кр} = 3400$ мм. Коэффициент безопасности примем равным $f = 1,5$.

По известной воздушной нагрузке определим максимальные значения изгибающего момента M_x и поперечной силы Q_y в корневом сечении крыла по формулам

$$Q_y = \frac{qL_{кр}}{2}; M_x = \frac{q}{2} \left(\frac{L_{кр}}{2} \right)^2.$$

Для рассматриваемого ЛА получим
 $q = 0,438 \text{ Н/мм}; Q_y = 744 \text{ Н};$

$$M_x = 632259 \text{ Н} \cdot \text{мм}.$$

Найдем минимально допустимую ширину полки лонжерона из условия прочности соединения полки со стенкой.

Согласно [9], касательные напряжения в данном соединении можно найти по формуле

$$\tau_c = \frac{Q_y}{H_{эф} b}, \quad (1)$$

где $H_{эф}$ – эффективная высота лонжерона;

b – ширина полки.

Эффективную высоту лонжерона в первом приближении можно принять как $H_{эф} = (0,85 \dots 0,95)H$, где H высота профиля в месте установки лонжерона.

Тогда минимальная ширина полки лонжерона будет равна

$$b = \frac{Q_y}{H_{эф} [\tau]}, \quad (2)$$

где $[\tau]$ – допустимые касательные напряжения в соединении, которые в случае совместного формования полок со стенкой будут равны пределу прочности КМ на межслойный сдвиг, а в случае клеевого соединения пределу прочности на сдвиг клея.

Для рассматриваемого ЛА, при $H = 25 \text{ мм}; [\tau] = 9 \text{ МПа}$, получим

$$H_{эф} = 0,9H = 22,5 \text{ мм}; b = 3,68 \text{ мм}.$$

Полученное значение технологически нереализуемо, поэтому из технологических соображений примем его равным $b = 10 \text{ мм}$.

Толщина полок δ_n определяется из условия прочности лонжерона на изгиб. Согласно [10], нормальные напряжения в полках лонжерона приближенно можно определить по формуле

$$\sigma_n = \frac{M_x}{H_{эф} b \delta_n}. \quad (3)$$

Тогда потребная толщина полок будет равна

$$\delta_n = \frac{M_x}{H_{эф} b F_n}, \quad (4)$$

где F_n – минимальный из пределов прочности материала полки на растяжение и сжатие.

Для рассматриваемой конструкции при $F_n = 1850 \text{ МПа}$, получим $\delta_n = 1,1 \text{ мм}$.

После определения потребной по условиям прочности толщины полок лонжерона, необходимо

выполнить проверку лонжерона на прогиб. Принимая, для упрощения расчетов, равномерное распределение воздушной нагрузки по размаху крыла, имеем следующую формулу для вычисления прогиба

$$w = 0,013 \frac{qL_{кр}^4}{EJ},$$

где E – модуль упругости материала полки;

J – момент инерции полок.

Приближенно момент инерции полок можно найти по формуле

$$J = \frac{b \delta_n H_{эф}^2}{2}.$$

Если прогиб лонжерона превышает допустимый, который следует принимать не более 20% от размаха крыла, необходимо увеличить толщину полок пропорционально отношению действительного прогиба w к допустимому $w_{доп}$

$$\delta_n^* = \delta_n \frac{w}{w_{доп}},$$

где δ_n^* – толщина полки, обеспечивающая выполнение условий прочности и допустимого прогиба.

Для рассматриваемой конструкции при $E = 120 \text{ ГПа}$, получим $w = 1269 \text{ мм}$.

Тогда при допустимом прогибе $w_{доп} = 0,2 \cdot 3400 = 680 \text{ мм}$, толщину полок необходимо увеличить до значения $\delta_n = 2,2 \text{ мм}$.

Значение, полученное из условия допустимого прогиба значительно превышает значение, рассчитанное из условия прочности, что объясняется большим размахом крыла при малой толщине профиля.

Очевидно, что увеличение толщины полок приведет к увеличению массы конструкции, поэтому при значительном превышении прогиба допустимого значения, целесообразно выбрать другой материал полок с большим значением модуля упругости.

Для определения потребной толщины поперечных стенок лонжерона с армированием $\pm 45^\circ$, работающих на сдвиг от поперечной нагрузки, пренебрежем работой на сдвиг заполнителя. Тогда, по аналогии с формулой (2), толщину стенок можно найти как

$$\delta_{ст} = \frac{Q_y}{H_{эф} n_{ст} F_{ст}},$$

где $F_{ст}$ – предел прочности стенки на сдвиг;

$n_{ст}$ – количество стенок.

Предел прочности стенки на сдвиг можно найти с использованием методов механики слоистых

материалов [10], зная все характеристики однонаправленного слоя. Приблизительно предел прочности стенки на сдвиг можно определить по формуле

$$F_{ст} = \frac{1}{2} \min(F_{1p}, F_{1c}),$$

где F_{1p}, F_{1c} – соответственно пределы прочности слоя на растяжение и сжатие в направлении волокна (или в направлении волокон основы для тканых материалов).

Для случая двух стенок (см. рис. 2) при $F_{ст} = 250$ МПа, получим $\delta_{ст} = 0,055$ мм.

Реализация толщины стенок такого порядка технологически может быть осуществима с использованием сверхтонкой ткани SpreadTowCarbon.

Определим требуемую толщину несущих слоев обшивки.

Согласно [9], крутящий момент в однолонжеронном крыле воспринимается преимущественно замкнутым контуром, образованным носком обшивки и стенкой лонжерона. Принимая, что данный контур воспринимает весь крутящий момент, касательные напряжения в несущих слоях «сэндвичевой» обшивки найдем по формуле

$$\tau = \frac{M_{кр}}{\Omega \delta_{н.с.}},$$

где $M_{кр}$ – максимальное значение крутящего момента в корневом сечении;

Ω – удвоенная площадь контура;

$\delta_{н.с.}$ – толщина несущих слоев обшивки.

Отсюда

$$\delta_{н.с.} = \frac{M_{кр}}{2\Omega F_{н.с.}},$$

где $F_{н.с.}$ – предел прочности несущих слоев на сдвиг.

Согласно [9], величину крутящего момента следует выбрать максимальной из двух случаев нагружения, когда центр давления расположен на 0,3 и 0,5 хорды крыла (рис. 12).

Величина крутящего момента определяется по формуле

$$M_{кр} = \frac{Y_{кр}}{2} |x_{ц.д.} - x_{ц.ж.}|,$$

где $Y_{кр}$ – подъемная сила крыла, которая для двух случаев нагружения, рассмотренных выше, определяется по формулам:

$$- \text{для случая «А»}: Y_{кр} = 1,5n_y^3 G;$$

$$- \text{для случая «Б»}: Y_{кр} = 0,7n_y^3 G,$$

где G – вес ЛА.

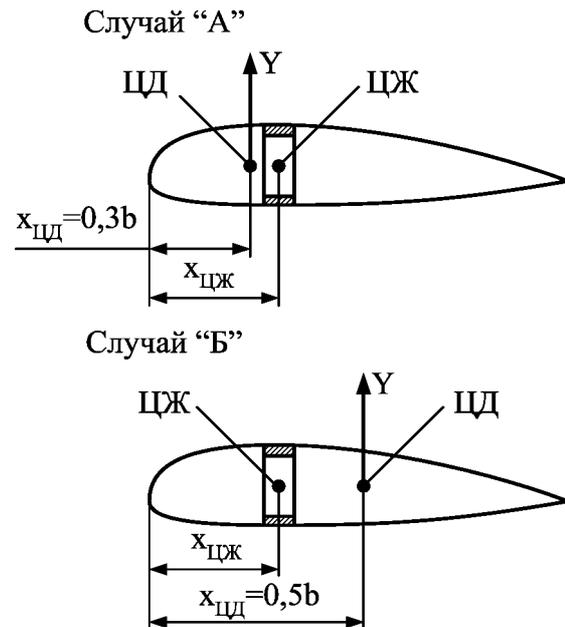


Рис. 12. Схема сил, вызывающих кручение крыла: а - в случае "А", б - в случае "Б"

Для рассматриваемого крыла при $G = 15000$ Н; $x_{ц.ж.} = 75$ мм; $x_{ц.д.} = 140$ мм получим

$$M_{кр} = 18059 \text{ Н} \cdot \text{мм}.$$

Тогда, при $\Omega = 2600$ мм² и $F_{н.с.} = 350$ МПа, получим следующее значение толщины несущих слоев

$$\delta_{н.с.} = 0,014 \text{ мм}.$$

Технологически, значение толщины несущих слоев может быть реализовано кратным двум толщинам слоев SpreadTowCarbon $\delta_{н.с.} = 0,04$ мм.

Учитывая, что обшивка с технологически реализуемой толщиной будет иметь некоторый запас прочности, целесообразно перейти к схеме армирования $\pm 30^\circ$, что позволит в большей степени включить ее в работу на изгиб крыла.

Толщину заполнителя из пенопласта можно найти из условия сохранения формы аэродинамического профиля. Рассматривая полоску обшивки единичной ширины как балку на двух опорах длиной равной расстоянию от лонжерона до задней стенки и нагруженную распределенной нагрузкой, имеем следующую формулу для определения прогиба.

$$w = 0,013 \frac{qL^4}{D},$$

где q – воздушная нагрузка на обшивку, которую можно определить по данным аэродинамического моделирования или принять равной половине воздушного давления на крыло $q = p/2$;

L – расстояние между лонжероном и задней стенкой;

D – изгибная жесткость обшивки.

Пренебрегая жесткостью заполнителя, изгибную жесткость полоски обшивки единичной ширины, приближенно можно найти по формуле

$$D = \frac{E_{н.с.} \delta_{н.с.} \delta_{зап}^2}{2},$$

где $E_{н.с.}$ – модуль упругости несущих слоев в направлении поперек продольной оси лонжерона;

$\delta_{зап}$ – толщина заполнителя.

Тогда, принимая допустимый прогиб обшивки равным 0,2% от расстояния между лонжероном и задней стенкой, получим следующую формулу для определения необходимой толщины заполнителя:

$$\delta_{зап}^2 = 3,62 \sqrt{\frac{qL^3}{E_{н.с.} \delta_{н.с.}}}. \quad (5)$$

Для рассматриваемого крыла получим

$$\delta_{зап} = 3 \text{ мм}.$$

Если значения толщины заполнителя превышают допустимые из технологических соображений, можно увеличить толщину несущих слоев обшивки до обеспечения требуемой изгибной жесткости.

Таким образом, проведенные расчеты подтверждают целесообразность использования сверхтонких углеродных тканей при изготовлении авиамоделей. Так масса обшивки, несущие слои которой изготовлены из двух слоев SpreadTowCarbon при поверхностной плотности 40 г/м² составляет около 38 г, тогда как масса обшивки из углеродной с поверхностной плотностью 200 г/м² – около 195 г, что составляет около 10% от массы всего ЛА.

Заключение

Таким образом, предложен общий подход к конструированию сверхлегкого беспилотного летательного аппарата на примере авиамодели с применением в их конструкции композиционных материалов, в том числе материалов на основе сверхтонких углеродных тканей с поверхностной плотностью до 40 г/м² и толщиной до 0,04 мм, являющихся фирменной разработкой Vladimir'sModels.

Предложены наиболее рациональные КТР крыла, фюзеляжа и оперения СБЛА. Представлен алгоритм определения необходимых по условиям прочности и жесткости параметров основных силовых элементов крыла. Представлены численные результаты проектирования крыла авиамодели на примере Р/У

планера SUPRA. Полученные численные результаты позволяют сделать следующие выводы:

– вследствие большого удлинения крыла авиа-модели толщина полок лонжерона, рассчитанная по условию допустимого прогиба, может в несколько раз превышать толщину, рассчитанную по условиям прочности, что делает целесообразным использование высокомодульных материалов для изготовления полок лонжерона;

– расчеты подтверждают целесообразность использования сверхтонких углеродных тканей в сочетании с легким заполнителем в силовых элементах воспринимающих касательные усилия для снижения массы авиамодели.

Литература

1. Лебединский, М. С. *Авиамодели чемпионов СССР [Текст]: пособие для авиамodelистов / М. С. Лебединский.* – М. : ДОСААФ, 1970. – 66 с.
2. Тарадеев, Б. В. *Модели-копии самолетов [Текст] / Б. В. Тарадеев.* – М. : Патриот, 1991. – 239 с.
3. Потапов, В. Н. *Пилотажные радиоуправляемые модели самолетов [Текст] / В. Н. Потапов, Ю. С. Хухра.* – М. : ДОСААФ, 1965. – 120 с.
4. Борзов, Г. *Обтяжка и окраска летающих моделей [Текст] / Г. Борзов.* – М. : Редиздат ЦС Осоавиахима СССР, 1939. – 18 с.
5. Гаевский, О. К. *Авиамоделирование [Текст] / О. К. Гаевский.* – М. : Патриот, 1990. – 239 с.
6. Мерзлин, В. Е. *Радиоуправляемые модели планера [Текст] / В. Е. Мерзлин.* – М. : ДОСААФ, 1982. – 160 с.
7. Голубев, Ю. А. *Юному авиамodelисту [Текст] / Ю. А. Голубев, Н. И. Камышев.* – М. : «Просвещение», 197. – 129 с.
8. Евсеев, Л. А. *Расчет на прочность крыла большого удлинения [Текст] : учеб. пособие / Л. А. Евсеев.* – Харьков : Харьк. авиац. ин-т, 1985. – 106 с.
9. Чумак, П. И. *Расчет, проектирование и постройка сверхлегких самолетов [Текст] / П. И. Чумак, В. Ф. Кривокрысенко.* – М. : Патриот, 1991. – 238 с.
10. Карпов, Я. С. *Проектирование деталей и агрегатов из композитов: учебник [Текст] / Я. С. Карпов.* – Х. : Нац. аэрокосм. ун-т. «Харьк. авиац. ин-т», 2010. – 768 с.

Поступила в редакцию 26.02.2014, рассмотрена на редколлегии 12.03.2014

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

КОНСТРУЮВАННЯ НАДЛЕГКИХ БЕЗПІЛОТНИХ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ З ВИКОРИСТАННЯМ НОВИХ КОМПОЗИЦІЙНИХ МАТЕРІАЛІВ

В. В. Гаврилко

Розглянуто питання конструювання надлегких безпілотних літальних апаратів на прикладі авіамоделей із застосуванням композиційних матеріалів на основі надтонких вуглецевих тканин. Запропоновано раціональні конструктивно-технологічні рішення основних агрегатів авіамоделей, таких як крило, фюзеляж і оперення. Наведено алгоритм проектувального розрахунку крила авіа моделі. Представлено чисельний приклад проектування крила радіокерованого планера. На підставі отриманих результатів підтверджено ефективність застосування надтонких вуглецевих тканин в конструкції надлегких безпілотних літальних апаратів.

Ключові слова: надлегкий безпілотний літальний апарат, авіа модель, радіокерований планер, композиційний матеріал, крило, оперення, фюзеляж.

DESIGNING OF ULTRALIGHT UNMANNED AIRCRAFT USING NEW COMPOSITE MATERIALS

V. V. Gavrillo

The problems of ultra-light unmanned aircraft design on the example of model airplanes made of composite materials based on ultra-thin carbon fabrics is considered. The rational constructive technological solutions basic units of model aircraft such as a wing, fuselage and empennage are offered. An algorithm for design strength calculation of the model wing is presented. A numerical example of a radio-controlled glider wing design is presented. Based on these results the efficacy of ultra-thin carbon fabrics in construction of ultra-light unmanned aircraft is confirmed.

Keywords: ultra-light unmanned aircraft, model aircraft, radio-controlled glider, composite material, wing, tail, fuselage.

Гаврилко Владимир Викторович – аспирант каф. авиационного материаловедения, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: vladimir@airplane-model.com.

UDC 621.43.004.62

I. I. LOBODA, L. A. MIRO ZARATE

*National Polytechnic Institute, School of Mechanical and Electrical Engineering, Mexico***GAS TURBINE DIAGNOSABILITY AT VARYING OPERATING POINTS**

The parametric diagnostics of gas turbine engines has been improved in the last decades due to computer technology development and better analysis methods such as artificial neural networks. It has demonstrated to be a very powerful tool providing an insight into an actual engine health condition and predicting possible future failures. On the basis of a thermodynamic model that relates monitored variables with operating conditions and fault parameters, it is possible to obtain healthy and faulted engine performances. This model allows calculating deviations between actual and baseline engine performances. Based on the deviations computed for all monitored variables, the diagnosis is made by pattern recognition techniques. These deviations include errors due to measurement uncertainty and model inadequacy. Since an engine operating point changes, the deviation errors change as well, resulting in varying diagnostic inaccuracy. In the present paper, two hypotheses on how the errors influence engine diagnosability at varying operating points are first investigated on simulated data and then verified with real information.

Key words: gas turbine, parametric diagnostics, thermodynamic model, deviation errors.

Introduction

Since the beginning of their practical application in the decade of the 1940's, gas turbine engines (GTE) have proven to be very powerful machines. In the last decades, the development of GTE has increased to inconceivable limits and its usage has extended to various areas such as civil and military aviation, electric energy generation, natural gas compression, and propulsion for land and maritime vehicles [1-3].

GTE are quite complex machines with very high operation parameters like temperature, pressure, and rotation speed and improper maintenance can provoke a catastrophic event. Because of these reasons, condition monitoring systems for GTE are extensively used. These systems are capable to monitor actual condition of the engine, identify the kind and place of a possible fault, predict its possible changes, and therefore reduce the risk and the economic impact of a serious failure or an unexpected engine stoppage [4].

The condition monitoring systems should use all the available information of a diagnosed GTE to cover the majority of its components and systems. Actually, the diagnostic techniques embrace all the primary systems of GTE, such as gas path, transmission, measurement system, fuel system, oil system, starting system, variable geometry systems, etc. Among all these techniques, the algorithms of parametric diagnostics that analyze gas path variables can be considered as essential. They provide a deep vision about the performance of the engine components and they also reveal different mechanisms of degradation. Besides the

wear and faults in the gas path, these techniques can also detect malfunctioning of the engine measurement systems.

The gas path diagnostics embraces three mayor components: monitoring of the engine conditions, detailed diagnostics, and prognostic of the remaining life of the engine. The possible faults alter the monitored gas path variables but engine operating conditions (variables that determine the engine regime and ambient conditions) have a higher impact. For this reason, the three components are preceded by a preliminary phase where deviations, between actual and baseline values of the monitored variables are computed. These deviations will be explained in detail further in this paper.

The deviations are computed with random errors and measurement inaccuracy is one of their sources. Since final diagnostic reliability depends on the deviation accuracy and a gas turbine engine should be diagnosed at varying operating conditions, it is of practical interest to reveal how these conditions influence the deviation accuracy. Some investigations accept the hypothesis that the measurement random errors are constant for all engine operating points. In this case, as deviations and their errors have a relative form, the deviation errors increase when the engine descends and all variables go down.

In contrast, in basis of the analysis of real data-based deviations, we consider that their errors do not practically depend on operating points [10]. This is partly explained by the fact that, apart from measurement errors, the deviations have other and

greater error components [5, 9].

On the basis of a gas path model, this paper analyses the influence of operating points on diagnostic reliability for both described error hypotheses. Additionally, using real data-based deviations, the paper tries to answer what the hypothesis is most likely.

The paper is structured as follows. A detailed explanation of the gas path model is presented in Section 1. Next, Section 2 summarizes the approach to fault recognition by a detailed description of the diagnostics process. Then, Section 3 describes in more details the two error hypotheses and their influence on diagnostic reliability. The hypotheses are verified on real data in Section 4. Finally, Section 5 presents a discussion of the results obtained.

1. Gas Path Model

A thermodynamic model of GTE can afford a lot of information useful for diagnostics that would be very difficult to obtain from a real engine. It is called thermodynamic because in basis of the thermodynamic laws, the model calculates the variables in the gas path from the air inlet until the output. The model determines how monitored gas path variables \vec{Y} depend on engine operating conditions \vec{U} (control variables such as rotation speed or fuel consumption and ambient conditions: air pressure and temperature). In the other hand, this model can simulate the degradation of each component of the engine. The vector of state parameters $\vec{\theta} = \vec{\theta}_0 + \Delta\theta$ is included for describing an engine health condition. A vector $\vec{\theta}_0$ corresponds to an engine normal state, while a vector of fault parameters $\Delta\theta$ shifts a little the performance maps of engine components (compressor, combustion chamber, turbine, etc.) and in this way allow simulating different deterioration mechanisms and faults. Thus, the structure of the thermodynamic model, which can be characterized as nonlinear and component-based, can be given by the following formula

$$\vec{Y} = F(\vec{U}, \vec{\theta}). \quad (1)$$

From a mathematical standpoint, model (1) is a result of solving a system of nonlinear algebraic equations reflecting engine operation at steady states.

2. Diagnostic Approach

If a vector $\vec{\theta}_0$ corresponds to a healthy engine, a

baseline model can be presented by an expression

$$\vec{Y}_0 = F(\vec{U}, \vec{\theta}_0) = F(\vec{U}). \quad (2)$$

Using the thermodynamic model as a baseline, we can calculate for every monitored variable the relative change (deviation)

$$\delta Y_i = \frac{Y_i - Y_{0i}}{Y_{0i}} \quad (3)$$

between an actual value Y_i and a baseline value Y_{0i} .

The deviations are practically free of an influence of operating conditions and may serve as good GTE degradation indicators. That is why they are used for detection, diagnosis, and failure prediction [6-8]. To make the fault simulation process more realistic, random errors $\varepsilon\delta Y_i$ are included to the simulated deviations. The total deviation δY_i^* is presented for each monitored variable Y_i as:

$$\delta Y_i^* = \delta Y_i + \varepsilon\delta Y_i. \quad (4)$$

The random error $\varepsilon\delta Y_i$ for each variable has its own amplitude $a_{\delta Y_i}$. This error has a normal distribution and 99.7% of its values are inside the interval $[-a_{\delta Y_i}, +a_{\delta Y_i}]$. To diagnose the engine in a uniform space, to simplify the description of the faults, and improve the diagnostic reliability, this deviations are normalized as follows:

$$Z_i^* = \frac{\delta Y_i}{a_{\delta Y_i}} + \frac{\varepsilon\delta Y_i}{a_{\delta Y_i}} = Z_i + \varepsilon Z_i. \quad (5)$$

The errors εZ_i are generated randomly for all monitored variables according to the multidimensional normal distribution.

The deviations Z_i^* of all monitored variables form

the vector \vec{Z}^* , that is considered a pattern. The fault classification will be presented on the basis of these patterns.

The GTE faults vary considerably and for the purposes of diagnosis, numerous gas turbine faults are divided into a limited number q of classes D_1, D_2, \dots, D_q . Each class corresponds to one engine

module and is described by its fault parameters $\Delta\theta$.

Each class is determined by a representative

sample of the deviation vector \vec{Z}^* , obtained in basis of expression (5). A totality $Z1$ of all classification's patterns is employed to train the used neural network, multilayer perceptron and is therefore called a learning set. It is illustrated by figure 1.

Afterwards, to validate the network, an additional data simple called a validation set $Z2$ is created in the same way as the learning set $Z1$. The only difference between these sets is that another random numbers are generated for the validation set. The network classifies each pattern of the set $Z2$ producing the diagnosis d_k . Comparing d_k with a known class D_j for all validation set patterns, probabilities of correct classification \vec{P} are estimated for all fault classes. A mean value \bar{P} of these probabilities characterizes engine diagnosis reliability (diagnosability).

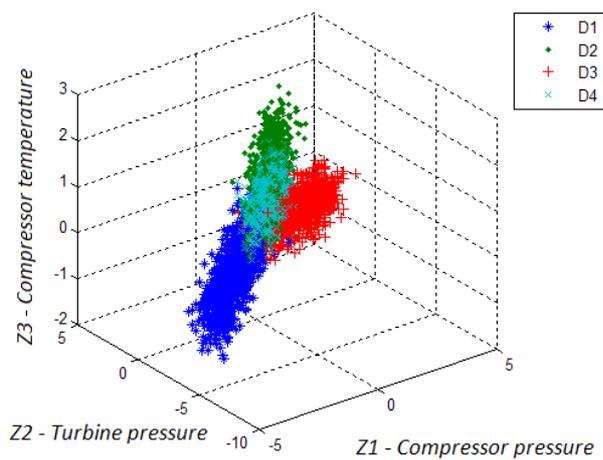


Fig. 1. Fault classification representation by patterns

3. Influence of operating points

Since the GTE monitored variables (pressures, temperatures, rotation speeds, etc.) strongly depend on an operating point, deviation errors can depend as well. Therefore, it is practically important to determine what happens with the engine diagnosability when the operating point changes.

As shown in [5, 9], there are four main sources of errors that affect the deviations. The first source of error is caused by measurement errors ($\varepsilon \vec{Y}$) in the monitored and registered variables. Second source of inaccuracy is the error (εU_m) of the measured operating variables which are baseline function arguments. The third source is explained by the fact that the baseline function

arguments do not include some variables (air moisture, valves positions, etc) that influence a real engine. The fourth (last) source of error is the inadequacy of the baseline function caused by some factors like algorithm and data sample for determining the baseline function in real conditions. All these error sources have a high impact on the final deviations.

In this section, we will focus our efforts in understanding the effects of the first source of error on the diagnosability at different operating points. To this end, eleven operating points given by successive reduction of a compressor rotor speed are analyzed. Point 1 (engine maximum power) is set by the rotation speed 10700 rpm and the speed decreases until 9700 rpm for point 11.

For the purpose of a better analysis, the deviation error from equation (4) can be expressed as a relative error

$$\varepsilon \delta Y = \frac{\Delta \varepsilon}{Y_0}, \tag{6}$$

where $\Delta \varepsilon$ is an absolute error.

Using this expression, we will analyze two schemes of error change along with the operating point.

The first scheme implies that the relative error $\varepsilon \delta \vec{Y}$ does not depend on the operating point i.e. it is constant for all points. Figure 2 illustrating this scheme shows the behavior of a monitored variable Y and its errors $\Delta \varepsilon$ and $\varepsilon \delta Y$ for the eleven analyzed regimes. As can be seen, when the relative error $\varepsilon \delta Y$ is constant, the absolute measurement error $\Delta \varepsilon$ reduces along with reduction of a monitored variable.

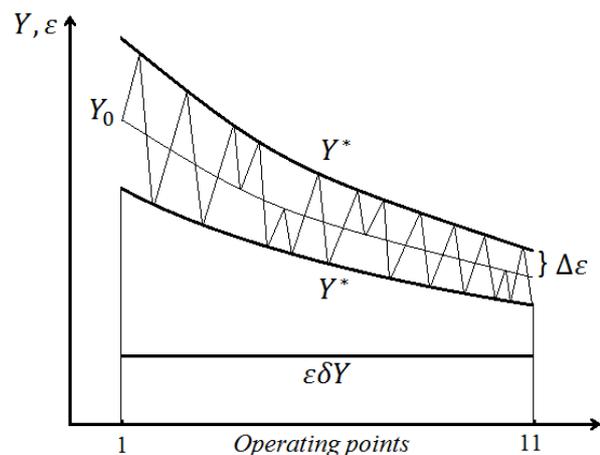


Fig. 2. Constant relative error scheme

The second scheme means that the absolute measurement error $\Delta \varepsilon$ is constant. Figure 3 illustrates

this scheme using the same format as figure 2. It can be seen here and follows from equation 2 that the relative error $\varepsilon\delta Y$ increases when the absolute error is constant.

Summing up the analysis of figures 2 and 3, it can be concluded that the analyzed schemes result in significantly different errors at varying operating point. Consequently, using an improper error scheme can result in incorrect deviations and diagnostic inaccuracy. Let us now assess how significant this inaccuracy can be.

Using the two errors schemes, the respective resulting probabilities \bar{P} were obtained. They are shown in figure 4 against the operating points. One can see here that the probabilities corresponding to the error schemes differ a lot. In this way it is of great importance to know what scheme takes place in reality.

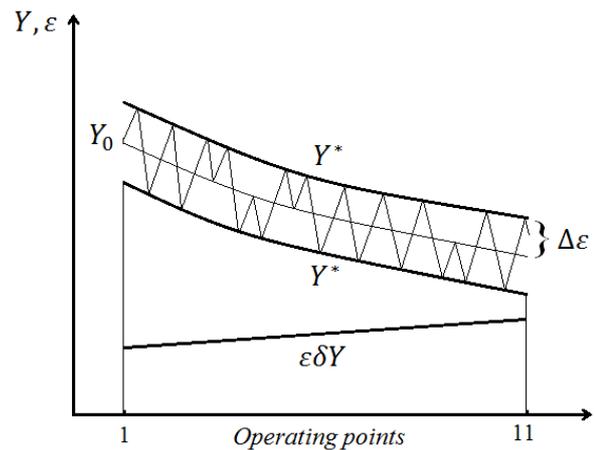


Fig. 3. Constant absolute error scheme

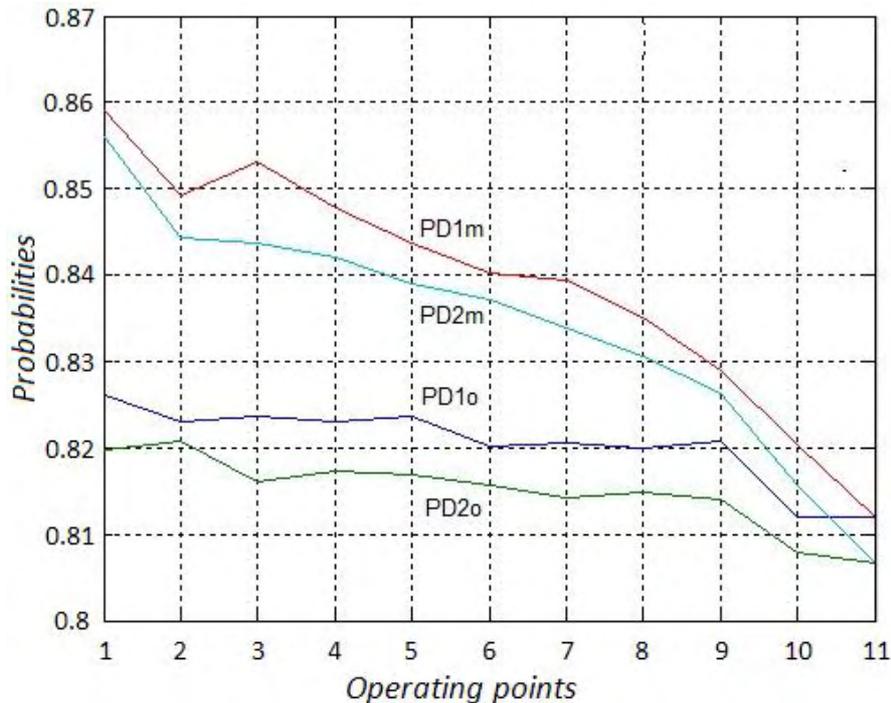


Fig. 4. Behavior of the probabilities:

- PD1o – Constant relative errors, learning set;
- PD2o – Constant relative errors, validation set;
- PD1m – Constant absolute errors, learning set;
- PD2m – Constant absolute errors, validation set

4. Real Data

Now, when we have revealed great influence of the deviation error scheme on the diagnostic reliability, it is important to find out how this error really changes due to operating conditions and what error scheme is more probable. To solve this issue, the present section uses deviations calculated on basis of real data.

Real data-based deviations have been computed

for a two shaft free turbine engine for driving a natural gas centrifugal compressor. Its monitored variables were recorded every hour under field conditions.

Figure 5 illustrates the deviations of the exhaust gas temperature presented versus operation time. We can clearly see systematic tendencies: two periods of compressor fouling divided by the point of washing that recovers the temperature. However, random errors are also seen in the deviation plot presented.

Given the computed deviations, their errors have been determined using a degraded engine model as described in [7]. Figure 6 shows the deviation errors of the same exhaust gas temperature versus the operation time.

The aforementioned degraded engine mode was identified by the least square method using first 2608 data points. That is why the errors computed in this interval are minimal and more accurate. From here we will analyze only the errors of this interval. They are plotted in a greater scale in figure 7.

When an engine operating point goes down, all the monitored variables decrease as well. In this way an absolute variable value shows how high or low the

corresponding operating point is. Therefore, to see the influence of the operating point, we can plot the same variable deviation as before, but now versus the monitored variable itself. Such a plot is given in figure 8. As can be seen, an error spread is practically the same for low and high temperatures, in other words, the deviation error does not practically depend on operating points.

The same error distributions plotted for all other monitored variables are given in figure 1A of Appendix I. Observing these plots, one can arrive to the same conclusion: in general, the hypothesis of the deviation errors independent on an operating point seems to be much more probable then the hypothesis of higher errors for low operating points.

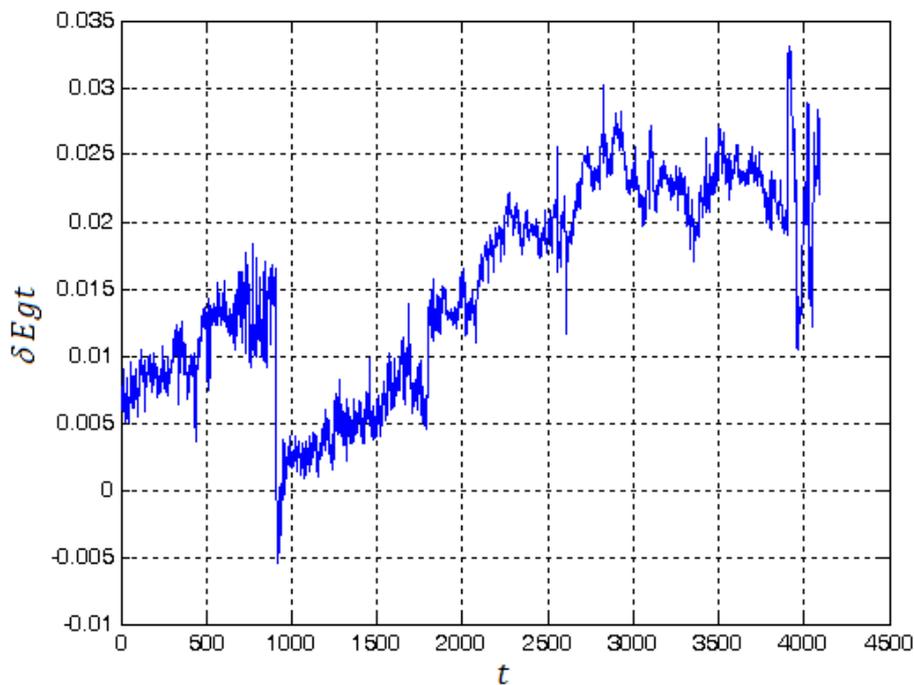


Fig. 5. Engine performance degradation due to compressor fouling (exhaust gas temperature deviation)

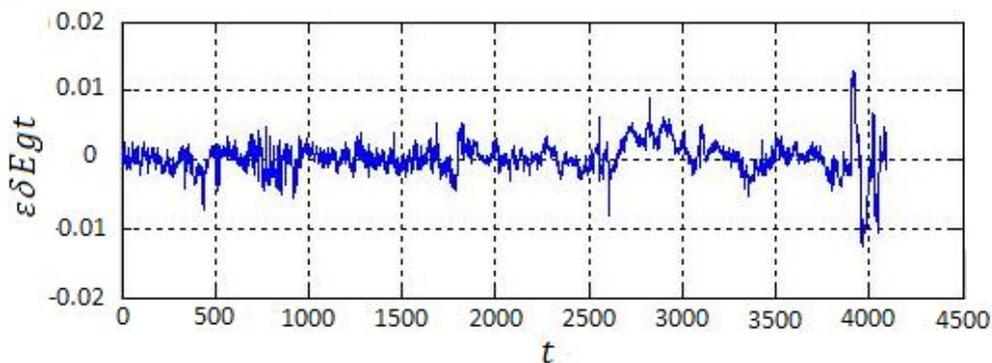


Fig. 6. Errors of the exhaust gas temperature deviation (whole time interval)

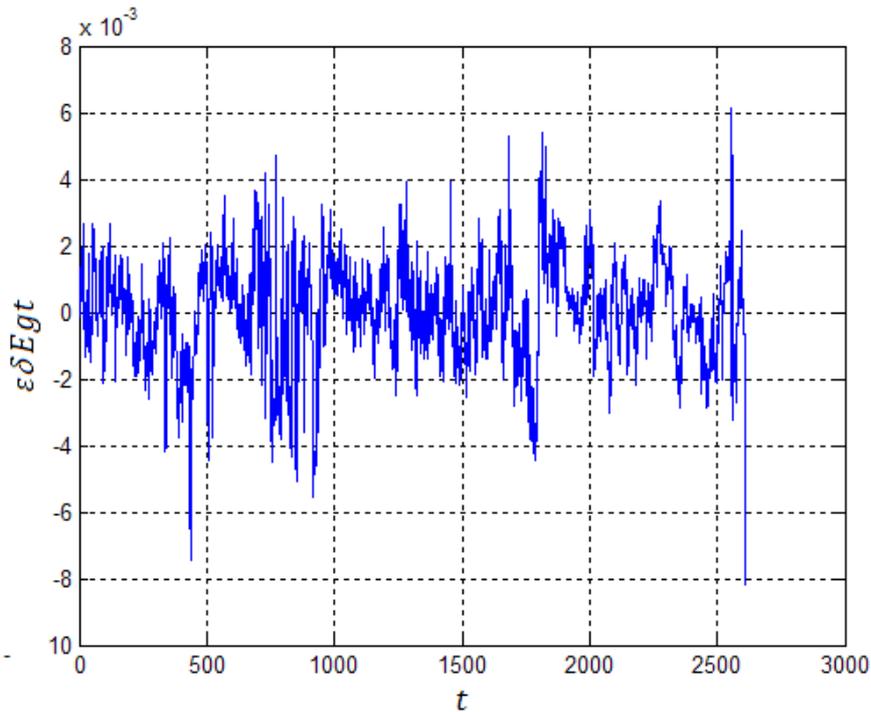


Fig. 7. Deviation errors vs. operation time (first 2608 data points)

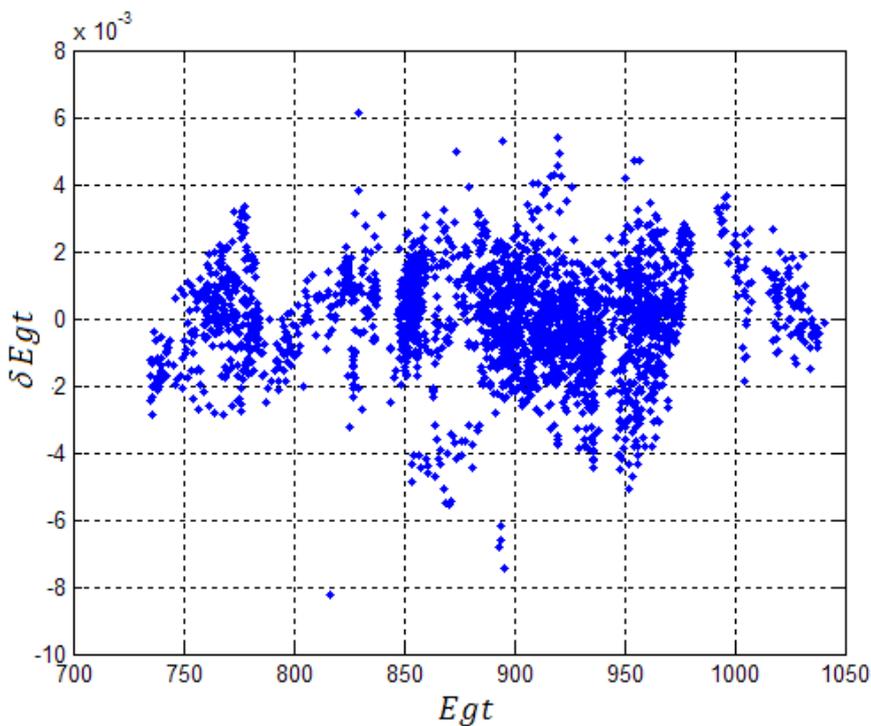


Fig. 8. Deviation errors vs. monitored variable

Discussion

Clearly, the selection of a proper hypothesis on deviation error distribution will allow us to simulate the diagnostic process with greater exactitude.

Additionally, the accepted hypothesis demonstra-

tes that the diagnostic reliability does not change a lot with the regime (See figure 4). This means that whichever operating point is equally important for diagnostics. The accepted hypothesis confirms the importance of the multi-point option as well.

This hypothesis also proves the manner of forming

a fault classification described in [9]. Because the deviation error is independent of operating points, it can be extracted from real data recorded at different operating point and added to fault-induced deviations in class description.

Furthermore, the accepted hypothesis supports the principle of a generalized classification introduced in [11]. It unites fault manifestations obtained at different operational conditions and allows diagnosis under any conditions. The generalized classification is very useful because it drastically simplifies the gas turbine diagnosis because: once formed, this classification is used later without changes. The deviation errors that are independent of operating conditions present an additional justification for applying the generalized classification.

Conclusions

This paper examines two hypotheses for the deviation calculus in the GTE parametric diagnosis. They were analyzed with the thermodynamic model as a basis for calculating the deviation. It was found that the hypotheses result in very different diagnostic reliability that is why it is important to choose the proper hypothesis.

Also, an analysis is presented, in which errors were extracted from real data-based deviations. The plots of these errors have allowed us to choose the most probable hypothesis that the deviation error is constant (independent of operating point).

Not only acceptance of this hypothesis enhances diagnosis reliability, but it also validates some useful principles that make diagnostic algorithms more realistic and vital.

Acknowledgments

The work has been carried out with the support of the National Polytechnic Institute of Mexico (Research project 20131509).

References

1. *Prognostic modeling approach for predicting recurring maintenance for ship board propulsion system [Text]* / G Kacprzyński, J. M. Gumina, M. J. Roemer, D. E. Caguiat, T. R. Galie, J. J. McGroarty // *Proc. IGTI/ASME Turbo Expo 2001, New Orleans, USA,*

June 4-7, 2001. – 7 p.

2. Kangas, L. J. *Automated health monitoring of the M1A1/A2 battle tank [Text]* / L. J. Kangas, F. L. Greitzer // *Proc. USAF Inaugural Engine Condition Monitoring (ECM) Workshop, San Diego, USA, October 21-23, 1997. – 3 p.*

3. *Gas turbine engine health monitoring and prognostics [Text]* / L. J. Kangas, K. M. Terrones, M. A. Maynard, B. W. Wilson, R. A. Pawlowski, D. R. Sisk, N. B. Brown // *Proc. International Society of Logistics Symposium, Las Vegas, USA, August 30. – September 2, 1999. – 7 p.*

4. Lo Gatto, E. *Gas turbine off-design performance adaptation using a genetic algorithm [Text]* / E. Lo Gatto, Y. G. Li, P. Pilidis // *Proc. IGTI/ASME Turbo Expo 2006, Barcelona, Spain, May 8-11, 2006. – 10 p.*

5. Miro, L. A. *Mejoramiento en la simulacion de fallas de turbinas de gas [Text]* / L. A. Miro, I. Loboda, E. Torres // *Memorias del Congreso Nacional de Ingenieria Electromecanica y de Sistemas 2010, Mexico City, Mexico, 8-12 noviembre, 2010. – 6 p.*

6. Loboda, I. *An overview of gas turbine health monitoring methods [Text]* // I. Loboda // *Proc. Latinoamerican Conference of Turbo Machinery, Veracruz, Mexico, October 14-17, 2008. – 10 p.*

7. Loboda, I. *Diagnostic analysis of maintenance data of a gas turbine for driving an electric generator [Text]* / I. Loboda, S. Yepifanov, Y. Feldshteyn // *Proc. IGTI/ASME Turbo Expo 2009, Orlando, USA, June 8-12, 2009. – 12 p.*

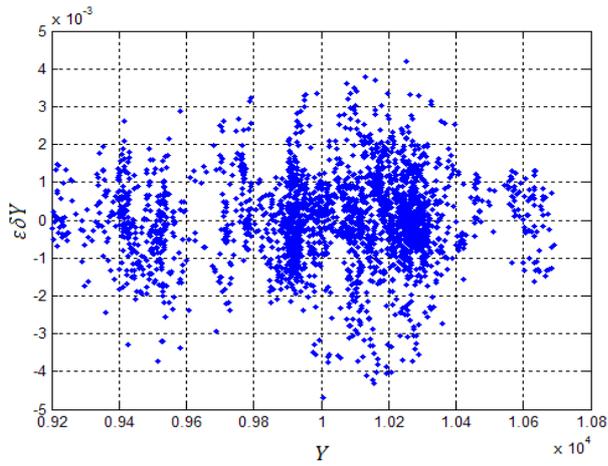
8. *A unified metric for fault detection and isolation engines [Text]* / H. R. Depold, R. Rajamani, W. H. Morrison, K. R. Pattipati // *Proc. IGTI/ASME Turbo Expo 2006, Barcelona, Spain, May 8-11, 2006. – 7 p.*

9. Loboda, I. *A more realistic scheme of deviation error representation for gas turbine diagnostics [Text]* / I. Loboda, S. Yepifanov, Ya. Feldshteyn // *International Journal of Turbo & Jet Engines. – 2013. – Vol. 30, Issue 1. – P. 179-190 (ASME Paper No. GT2012-69368).*

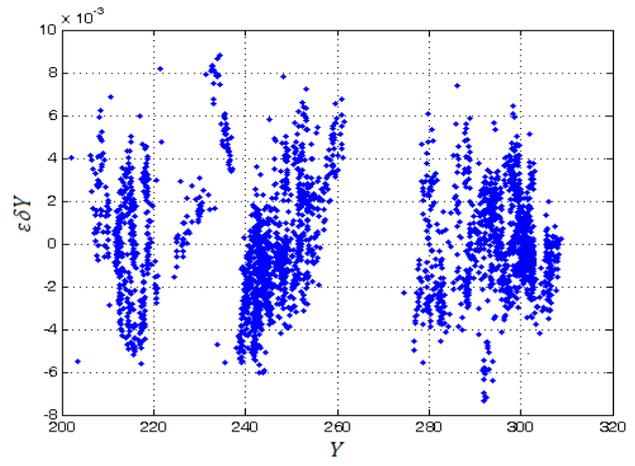
10. Loboda, I. *Gas turbine diagnostics under variable operating conditions [Text]* / I. Loboda, Ya. Feldshteyn, S. Yepifanov // *International Journal of Turbo & Jet Engines. – 2007. – Vol. 24, Issue 3-4. – P. 231-244 (ASME Paper No. GT2007-28085).*

11. Loboda, I. *A generalized fault classification for gas turbine diagnostics on steady states and transients [Text]* / I. Loboda, S. Yepifanov, Y. Feldshteyn // *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power. – 2007. – Vol. 129, Is. 4. – P. 977-985.*

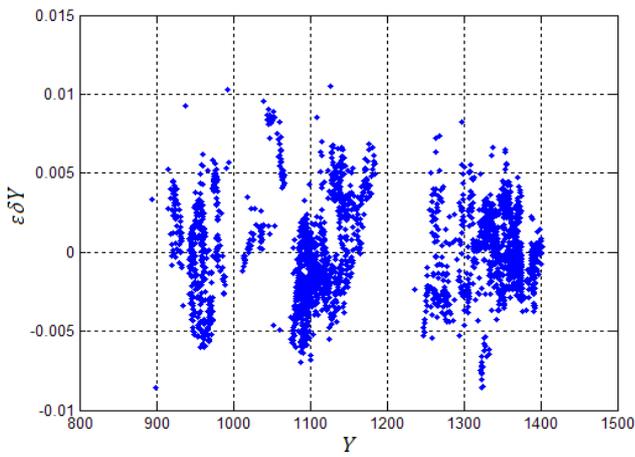
Appendix I



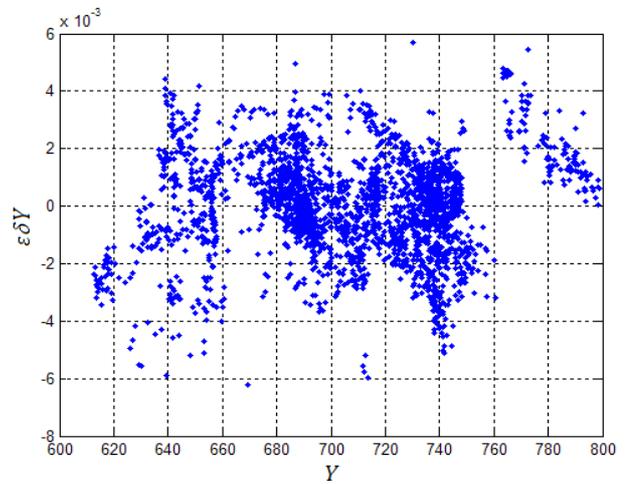
a) Compressor rotor speed



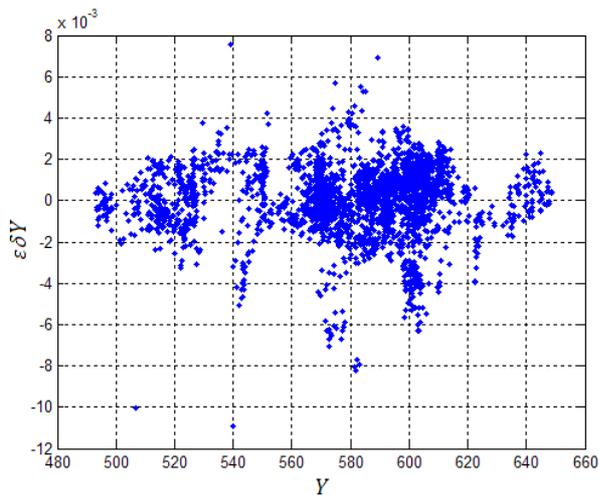
d) Exhaust gas pressure



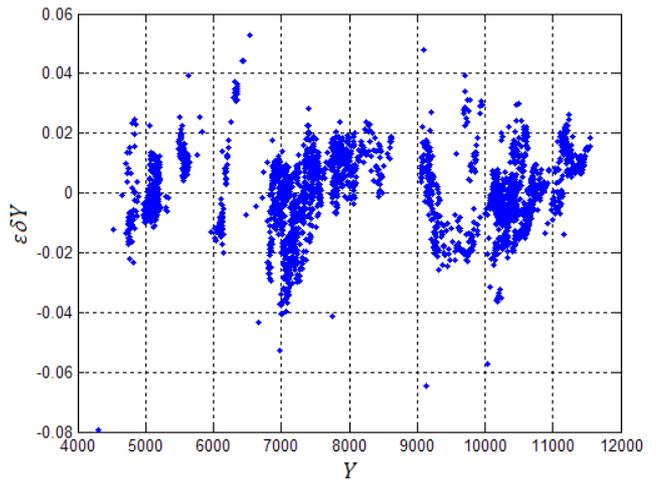
b) Compressor pressure



e) Power turbine temperature



c) Compressor temperature



f) Power turbine output

Fig. 1A. Deviation errors of all monitored variables

Поступила в редакцию 09.12.2013, рассмотрена на редколлегии 12.03.2014

Рецензент: канд. техн. наук, профессор кафедры конструкции авиадвигателей Ю. А. Гусев, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков.

ДІАГНОСТОВАНІСТЬ ГТД НА ЗМІННИХ СТАТИЧНИХ РЕЖИМАХ

І. І. Лобода, Л. А. Миро Саратэ

Параметрична діагностика ГТД суттєво покращала в останні десятиліття завдяки розвитку обчислювальної техніки і кращим методам аналізу, таким як нейронні мережі. Вона показала себе досить ефективним засобом оцінки внутрішнього стану двигуна і передбачення його можливих відмов. Необхідні для діагностики характеристики справного і несправного двигуна можна отримати на основі термогазодинамічної моделі двигуна, яка пов'язує контрольовані параметри двигуна з параметрами режиму і параметрами дефектів. Ця модель дозволяє розраховувати відхилення поточних параметрів двигуна від номінальних параметрів двигуна. Діагностування ГТД проводиться методами розпізнавання образів на основі відхилень, розрахованих для всіх контрольованих параметрів. Ці відхилення включають помилки, викликані неточністю вимірювань і неадекватністю моделі. Дані помилки змінюються разом із зміною режиму, приводячи до змінюваної достовірності діагностування. У даній роботі питання впливу помилок на діагностованість двигуна, що працює на змінних режимах, спочатку досліджується на модельованих даних і потім перевіряється на реальній інформації.

Ключові слова: ГТД, параметрична діагностика, термогазодинамічна модель, помилки відхилень.

ДИАГНОСТИРУЕМОСТЬ ГТД НА ПЕРЕМЕННЫХ СТАТИЧЕСКИХ РЕЖИМАХ

И. И. Лобода, Л. А. Миро Саратэ

Параметрическая диагностика ГТД существенно улучшилась в последние десятилетия благодаря развитию вычислительной техники и лучшим методам анализа, таким как нейронные сети. Она показала себя достаточно эффективным средством оценки внутреннего состояния двигателя и предсказания его возможных отказов. Необходимые для диагностики характеристики исправного и неисправного двигателя можно получить на основе термогазодинамической модели двигателя, которая связывает контролируемые параметры двигателя с параметрами режима и параметрами дефектов. Эта модель позволяет рассчитывать отклонения текущих параметров двигателя от номинальных параметров двигателя. Диагностирование ГТД производится методами распознавания образов на основе отклонений, рассчитанных для всех контролируемых параметров. Эти отклонения включают ошибки, вызванные неточностью измерений и неадекватностью модели. Данные ошибки меняются вместе со сменой режима, приводя к изменяемой достоверности диагностирования. В данной работе вопрос влияния ошибок на диагностируемость двигателя, работающего на переменных режимах, сначала исследуется на моделируемых данных и потом проверяется на реальной информации.

Ключевые слова: ГТД, параметрическая диагностика, термогазодинамическая модель, ошибки отклонений.

Лобода Игорь Игоревич – канд. техн. наук, доцент, преподаватель Национального политехнического института, Мехико, e-mail: iloboda@ipn.mx.

Луис Анхель Миро Саратэ – студент аспирантуры Национального политехнического института, Мехика.

УДК 629.7.064.56(03)

С. В. ГУБИН, А. В. ГУДКОВА, М. Н. НАКАЗНЕНКО

*Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Украина***МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА СТАБИЛИЗАЦИИ ТЕМПЕРАТУРЫ
ДЛЯ ИЗМЕРЕНИЯ ТЕПЛОВЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ФОТОПРЕОБРАЗОВАТЕЛЕЙ**

Предложен метод термоэлектрической стабилизации температуры при измерениях параметров фотоэлектрических преобразователей в расширенном диапазоне температур для повышения точности предпроектного моделирования солнечных батарей космического назначения. Представлен исполнительный блок термостабилизатора, разработанный для экспериментального подтверждения применимости предложенного метода. Описано моделирование процесса термостабилизации в программном модуле SolidWorks Flow Simulation. Проанализированы полученные результаты и сделаны выводы о необходимости дальнейшей доработки системы для достижения необходимого диапазона температур.

Ключевые слова: *фотопреобразователь, тепловые характеристики, термостабилизация, моделирование, модуль Пельтье.*

Введение

Параметры солнечных элементов измеряют для анализа их энергетических возможностей при определенной плотности потока излучения в узком диапазоне рабочей температуры. Существует ряд достаточно точных методик, позволяющих по измеренным темновым и световым вольт-амперным характеристикам рассчитать значения энергетических параметров фотоэлектрических преобразователей (ФЭП) и оценить эффективность работы преобразователей в составе солнечной батареи системы энергоснабжения, работающей в широком диапазоне освещенности и температуры.

Характеристики фотоэлектрических преобразователей различных типов зависят от рабочей температуры, которая в эксплуатации меняется в широких пределах, особенно при работе в космосе с потоками излучения в условиях нулевой массы АМ0. Однако количественная оценка зависимости характеристик реальных ФЭП от температуры в широком диапазоне представляет собой значительные трудности, что вызвано наличием целого ряда технологических факторов, присутствующих при измерении параметров ФЭП.

В связи с растущим объемом выпуска и коммерциализации ФЭП возникает необходимость расширенного определения их параметров и характеристик с учетом тепловых свойств.

Постановка задачи исследования

В паспортных данных ФЭП [1-3], выпускаемых современными производителями, указаны темпера-

турные коэффициенты тока и напряжения как линейно изменяющиеся характеристики в положительном диапазоне температур. Однако фотоэлементы космического назначения работают в более широких температурных пределах. Так, например, температура фотопреобразователей при работе на низких орбитах лежит в пределах от минус 70...80°C в момент выхода из тени до равновесной +55...65°C при работе на освещенном участке. Ввиду этого возникает необходимость исследовать характер изменения параметров ФЭП не только в положительном, но и в отрицательном диапазоне температур, в котором, как отмечено в [4], изменение характеристик имеет нелинейный характер.

Расширение диапазона паспортных характеристик температурных коэффициентов позволяет повысить точность предпроектного моделирования солнечных батарей для условий космоса. Поэтому возникает необходимость учета расширенного диапазона температурных коэффициентов, прежде всего, при моделировании и разработке фотоэлектрических батарей. Необходимо предварительно не только подтверждать заданные параметры БФ на основе ФЭП, но и рассматривать полный рабочий диапазон температур, что является рациональным с точки зрения надежности и экономической эффективности. Для этого целесообразным является создание комплекса, который позволит снимать характеристики ФЭП в условиях изменяющейся температуры для анализа условий космического полета с фиксированными значениями.

Для решения задачи стабилизации температуры фотопреобразователей как в области отрицательных, так и положительных значений, наиболее

подходящим из существующих методов является метод термоэлектрической стабилизации. Основным преимуществом этого метода является то, что при преобразовании электрической энергии в тепловую, можно осуществлять не только нагрев, но и охлаждение. К другим преимуществам системы, основанной на термоэлектрических модулях (ТЭМ), которые также называют модули Пельтье, можно отнести отсутствие механически подвижных узлов, отсутствие необходимости в дополнительной подаче теплоносителя, сравнительно малое энергопотребление, малые габариты, высокий ресурс, плавное регулирование температуры, малая инерционность. Кроме того, используя линейную зависимость температуры от тока возможно автоматизировать процесс термостабилизации. Модули Пельтье в настоящее время широко применяются для решения различных задач, а их различные модификации имеются в открытой продаже. Такой модуль совместно с теплоотводом позволит сбрасывать тепло, поступающее от имитатора солнечного излучения и поддерживать требуемую температуру фотопреобразователя при измерении его ВАХ.

Построение модели исполнительного блока термостабилизатора

Для экспериментального подтверждения предложенного метода исследования характеристик ФЭП в широком диапазоне температур (включая отрицательный), был разработан исполнительный термостабилизирующий блок, основным элементом которого является модуль Пельтье. Компонентная схема исполнительного блока термостабилизатора показана на рис. 1.

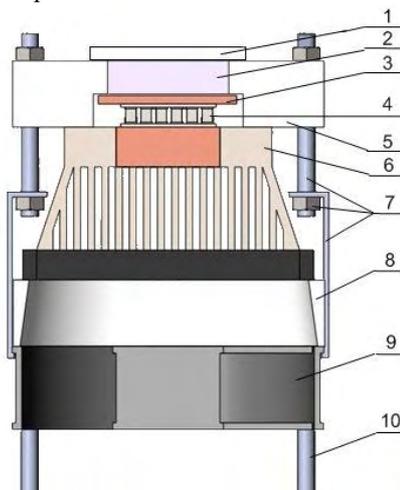


Рис. 1. Компонентная схема исполнительного блока термостабилизатора:

- 1 – крышка/стекло; 2 – охлаждаемый объем;
- 3 – медная пластина; 4 – модуль Пельтье;
- 5 – термокамера; 6 – радиатор; 7 – элементы крепления;
- 8 – диффузор; 9 – вентилятор; 10 – стойка

Для отвода тепла с горячей стороны ТЭМ используется воздушный медно-алюминиевый радиатор, который охлаждается вентилятором. Между вентилятором и радиатором установлен диффузор, выполненный из теплоизолирующего материала, с вырезом в виде конического отверстия для улучшения всасывания воздуха вентилятором. Для теплового демпфирования на холодную поверхность ТЭМ установлена медная пластина, которая термокамерой прижимается к радиатору. В пластине имеется вырез, который создает охлаждаемый объем. На медную пластину помещается ФЭП, сверху объем накрывается стеклоблоком при световых испытаниях или теплоизоляционной крышкой – при темновых.

Для уменьшения контактного сопротивления горячая и холодная поверхность ТЭМ в местах контакта с радиатором и пластиной смазаны пастой кремнийорганической термостойкой КПТ-8.

Несущим блоком конструкции является вентилятор, к верхней стороне которого закреплены исполнительные элементы, а нижняя образует зону всасывания. Крепеж исполнительных элементов осуществляется скобами и болтами.

Анализ модели исполнительного блока термостабилизатора

Для моделирования теплообмена в системе, в настоящее время существует множество средств моделирования тепловых режимов: Flomerics Flotherm, ANSYS Icepack и др. В данной работе был выбран программный модуль Flow Simulation, интегрируемый в систему SolidWorks. Полная интеграция Flow Simulation в SolidWorks дает возможность моделировать геометрию и выполнять все расчеты и анализы «в одном окне». Это значительно снижает вероятность возникновения ошибок импорта/экспорта геометрии через промежуточный формат данных.

С помощью программного модуля SolidWorks Flow Simulation было проведено моделирование процесса стабилизации температуры ФЭП. Поставленная задача решалась в три этапа. Первый этап заключался в создании моделей и сборки, второй этап – выполнялось моделирование задачи, третий этап – вывод и обработка результатов.

Модель исполнительного блока термостабилизатора была построена в системе трехмерного твердотельного моделирования SolidWorks в виде трехмерной сборки. Для упрощения модели были исключены элементы крепления: болты, гайки, стойки, скобы.

Одним из преимуществ системы Flow Simulation является то, что в ней имеется инженерная база

данных, куда сразу заложены исходные и выходные параметры, которые учитываются при вычислениях. Flow Simulation не решает их во время анализа, что позволяет сократить время расчета. Инженерная база данных включает в себя информацию по физическим свойствам газообразных и жидких веществ, свойства пористых материалов, свойства поверхностей радиационного теплообмена, значения коэффициента контактной теплопроводности, характеристики теплообменников, вентиляторов, модулей Пельтье и т.д. [5]. Для решения данной задачи использован теоретический вентилятор из инженерной базы, который полностью определяется кривой, описывающей группированную зависимость объемного расхода и перепада давления. Также было использовано теоретическое охлаждающее устройство Пельтье, которое определяется по разнице максимальной температуры, которую оно может выработать. Кроме того, оставлена возможность самостоятельно определять кривые вентилятора и задавать характеристики термоэлектрических модулей. Ввиду этого из модели также были исключены вентилятор и модуль Пельтье, которые в дальнейшем задавались из базы данных. Упрощенная модель представлена на рис. 2.

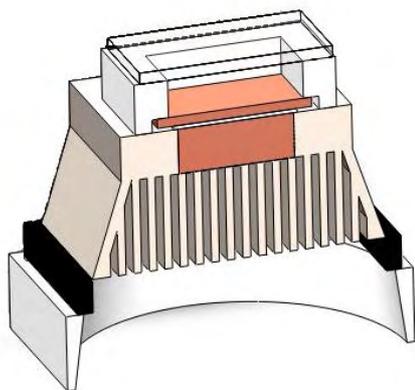


Рис. 2. Упрощенная модель исполнительного блока термостабилизатора для моделирования в программе SolidWorks Flow Simulation

Создание проекта для моделирования выполнялось в несколько этапов, на которых заданы система исчисления, тип анализа, в котором учитывается ход течения времени и действия сил гравитации и вращения, свойства воздуха или жидкости, параметры для тепловой задачи, внутренние условия (давление, температура, параметры турбулентности), параметры конечно-элементной сетки. В расчет были включены следующие параметры:

1. Вентилятор Internal Outlet Fan – был выбран из инженерной базы данных: осевой вентилятор Delta FF61, базовая ось – вертикальная (x).

2. Виртуальный модуль Пельтье. В инженерной базе данных существует множество уже опреде-

ленных термоэлектрических модулей. Однако в данной работе для соответствия с реальным экспериментом, а также возможности дальнейшего сравнения экспериментальных данных с результатами моделирования, в базу был введен новый элемент, характеристики которого были взяты из паспорта термоэлектрического модуля Stonecold PM-40X40-89 (который запланирован к применению в составе термостабилизатора при проведении эксперимента). Характеристики модуля Пельтье Stonecold PM-40X40-89 представлены в табл. 1.

3. Поверхностный источник тепла – поток солнечного излучения, падающий на поверхность ТЭМ:

$$Q = E_0 \cdot S = 2176 \text{ (Вт)}, \quad (1)$$

где $E_0 = 136 \text{ мВт/см}^2$ – солнечная постоянная;

$S = 16 \text{ см}^2$ – площадь поверхности, на которую падает поток (медная пластина).

4. Излучающая поверхность – поверхность ребер радиатора, тип «Real surface» с характеристиками алюминия.

Таблица 1
Характеристики модуля Пельтье
Stonecold PM-40X40-89

Характеристика	Температура горячих спаев, °С	
	25	50
Максимальный ток, А	10,5	10,5
Максимальное напряжение, V	15,2	17,4
Максимальный перепад температур между спаями, °С	66	75
Максимальная холодопроизводительность, Вт	85	96
Сопротивление, Ом	1,08	1,24
Габаритные размеры $S_h \times S_c$, мм ²	40 x 40	
Высота, мм	3,3	

Результаты моделирования

После создания проекта моделирования и задания всех необходимых параметров был проведен расчет в системе Flow Simulation. Расчет проводился для значений тока на ТЭМ от 1 А до 7 А с шагом 1 А для режима охлаждения, от 1 А до 3 А с шагом 0,5 А для режима нагрева. Задачей моделирования являлось определить минимальное (для режима охлаждения) и максимальное (для режима нагрева) значения температуры на холодных спаях ТЭМ. Для этого использовались функции Volume Goal Minimal Temperature и Volume Goal Maximal Temperature,

которые позволяют вывести конкретные значения температуры на контролируемом элементе сборки. Полученные в результате расчета значения представлены в табл. 2.

Таблица 2
Результаты расчета в системе FlowSimulation

Режим охлаждения		
Ток, А	Т холодного спая, °С	Т горячего спая, °С
1	5,87	20,11
2	-2,22	20,85
3	-7,43	22,51
4	-13,32	23,56
5	-15,44	24,97
6	-16,62	26,80
7	-17,13	27,49
Режим нагрева		
1	22,87	36,34
1,5	22,99	44,06
2	23,07	50,05
2,5	23,56	56,48
3	24,45	70,66

На основе моделирования были построены графики, отражающие изменение максимальных значений температуры горячего и холодного спаев для двух режимов (рис. 3 – 4).

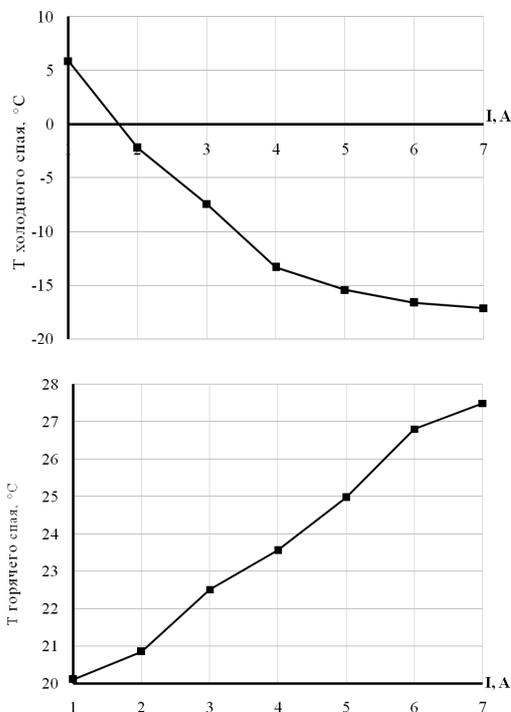


Рис. 3. Значения температур горячего и холодного спаев в режиме охлаждения спаев при моделировании процесса термостабилизации

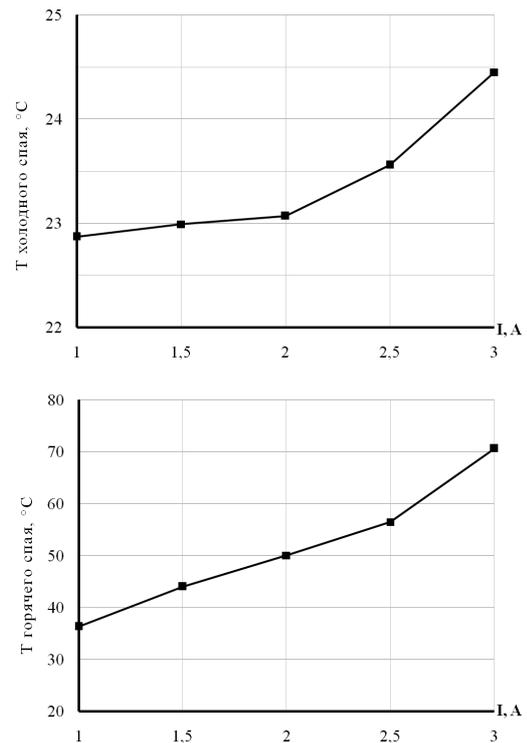


Рис. 4. Значения температур горячего и холодного спаев при моделировании процесса термостабилизации в режиме нагрева

Заключение

Моделирование показало, что предлагаемая схема позволяет достичь предельной температуры при охлаждении – минус 17,13°С на обратном токе 7 А, при нагреве – плюс 70,66°С на прямом токе 3 А. Поскольку расчетная температура ФЭП, работающих на низких орбитах, лежит в пределах от минус 70 °С в момент выхода из тени до +60°С на освещенном участке, то разработанная модель не позволяет достичь соответствующей отрицательной температуры. Это связано с эффективностью как самого ТЭМ, так и эффективностью применяемого теплоотвода. Для получения указанного диапазона температур необходимо использовать ТЭМ с более высоким значением холодильной мощности, состоящий из двух и больше каскадов, так как многокаскадные ТЭМ имеют максимально достижимые значения холодопроизводительности 250-300 Вт [6], в комплексе с системой водяного охлаждения горячего спаев. Это в несколько раз повысит эффективность системы и позволит проводить измерения характеристик ФЭП при температуре, соответствующей реальной рабочей температуре при эксплуатации в космосе.

Литература

1. 29.5% NeXt Triple Junction (XTJ) Solar Cells [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.spectrolab.com/DataSheets/cells/PV%20XTJ%20Cell%205-20-10.pdf>. – 05.12.2010.

2. 28% Triple Junction GaAs Solar Cell [Электронный ресурс]. – Режим доступа: http://www.azurspace.com/images/pdfs/HNR_0002490-00-03.pdf. – 17.04.2012.

3. Triple-Junction Solar Cell for Space Apps [Электронный ресурс]. – Режим доступа: http://www.cesi.it/services/solar_cells/Documents/Cells_for_space_Apps.pdf. – 05.05.2011.

4. Полупроводниковые нетрадиционные источники энергии [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://edward.mpei.ac.ru/index.htm>. – 19.01.2014.

5. Алямовский, А. А. Инженерные расчеты в SolidWorks Simulation [Текст] / А. А. Алямовский. – М. : ДМК Пресс, 2010. – 464 с.

6. Шостаковский, П. Современные решения термоэлектрического охлаждения. Окончание [Текст] / П. Шостаковский // Компоненты и технологии. – 2010. – Вып. 1. – С. 130-137.

Поступила в редакцию 28.01.2014, рассмотрена на редколлегии 12.03.2014

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. каф. аэрокосмической теплотехники П. Г. Гакал, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

МОДЕЛЮВАННЯ ПРОЦЕСУ СТАБІЛІЗАЦІЇ ТЕМПЕРАТУРИ ДЛЯ ВИМІРЮВАННЯ ТЕПЛОВИХ ХАРАКТЕРИСТИК ФОТОПЕРЕТВОРЮВАЧІВ ЗАСТОСУВАННЯ

С. В. Губин, А. В. Гудкова, М. М. Наказненко

Запропоновано метод термоелектричної стабілізації температури при вимірюванні параметрів фотоелектричних перетворювачів в розширеному діапазоні температур для підвищення точності передпроектного моделювання сонячних батарей космічного призначення. Представлено виконавчий блок термостабілізатора, що розроблено для експериментального підтвердження можливості застосування запропонованого методу. Описано моделювання процесу термостабілізації в програмному модулі SolidWorks Flow Simulation. Проаналізовано отримані результати і зроблено висновки щодо необхідності подальшої доробки системи для досягнення необхідного діапазону температур.

Ключові слова: фотоперетворювач, теплові характеристики, термостабілізація, моделювання, модуль Пельтьє.

SIMULATION OF THERMAL STABILIZATION PROCESS FOR MEASUREMENT OF SOLAR CELL THERMAL CHARACTERISTICS

S. V. Gubin, A. V. Gudkova, M. N. Nakaznenko

Thermal stabilization method for measurement of solar cells parameters in wide temperature range is proposed. The method is intended for accuracy increasing during predevelopment analysis of space solar panels. Thermal stabilizing unit developed for experimental validation of the proposed method applicability is presented. Thermal stabilizing process simulation in SolidWorks Flow Simulation software is described. Obtained results are analyzed and appropriate conclusions as for the necessity of further system improvement for required temperatures achievement are made.

Key words: solar cell, thermal characteristics, thermal stabilization, simulation, Peltier module.

Губин Сергей Викторович – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры ракетных двигателей и энергетических установок Национального аэрокосмического университета им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, e-mail: gubinsv@d4.khai.edu.

Гудкова Анна Витальевна – инженер отдела международных проектов и программ, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, e-mail: gudkovaanna@rambler.ru.

Наказненко Максим Николаевич – ассистент каф. ракетных двигателей и энергетических установок Национального аэрокосмического университета им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

УДК 621.793.74

Д. В. СЛЮСАРЬ

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

ИНТЕГРАЛЬНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ РАЗРЯДА В ИНВЕРСНОМ МАГНЕТРОНЕ С ГАЗОВЫМ АНОДОМ, СЕКЦИОНИРОВАННЫМИ КАТОДНЫМИ УЗЛАМИ И ОСЕВЫМИ ПОТОКАМИ ПЛАЗМЫ

Показана необходимость использования контролируемого метода нанесения покрытий для реализации принципа конструирования покрытий. Сделан вывод о перспективности использования для решения стоящей задачи установок на основе инверсной магнетронной распылительной системы с газовым анодом, секционированными катодными узлами и осевыми потоками плазмы. Представлены и проанализированы результаты измерения интегральных характеристик исследуемой распылительной системы в зависимости от давления плазмообразующего газа и величины индукции магнитного поля в разрядном промежутке. Показано, что вольтамперные характеристики исследуемой распылительной системы и их изменение в зависимости от основных параметров, влияющих на ее работу, сходны по своему характеру с другими магнетронными распылительными системами. Даны рекомендации по выбору параметров ее работы.

Ключевые слова: покрытие, инверсный магнетрон, конструирование покрытий, контролируемое нанесение, жаростойкие покрытия.

Введение

Совершенствование газотурбинных двигателей (ГТД) с целью повышения их удельной характеристики является одной из актуальнейших задач, стоящих перед разработчиками авиационной техники. Добиться существенного их увеличения исключительно благодаря совершенствованию конструкции ГТД без разработки новых технологий их производства невозможно. В особенности это касается лопаток ГТД, как элементов конструкции, работающих в наиболее тяжёлых условиях.

Для лопаток ГТД 5 поколения характерно возникновение на профиле пера лопаток различных зон, отличающихся друг от друга уровнем температур, напряжений и знаком этих напряжений. По этой причине покрытие одного типа не может эффективно защищать всю поверхность лопатки от высокотемпературной коррозии. Решить эту задачу можно путем контролируемого нанесения покрытия, т.е. такого технологического процесса, при котором возможно получать покрытие различного химического состава и толщины на различных участках подложки. Это позволит реализовать принцип конструирования покрытий, когда производится профилирование толщины покрытия в различных зонах на поверхности пера лопатки и используются покрытия различного типа в зависимости от условий их работы в этих зонах [1].

К настоящему времени были предприняты попытки разработки новых технологических процес-

сов, использующих уже существующее технологическое оборудование, для решения данной задачи. Так был разработан технологический процесс нанесения жаростойкого покрытия с использованием установки серии МАП [2]. Данный технологический процесс предусматривает нанесение жаростойкого покрытия в два этапа с использованием дополнительных масок для создания необходимого профиля покрытия [3]. Но этот техпроцесс весьма трудоёмкий и не обладает необходимой гибкостью, что крайне важно при переходе от одного типоразмера лопаток к другому.

Также в литературе описаны возможные пути решения задачи контролируемого нанесения покрытий путем использования нескольких электроннолучевых испарителей [4]. Но даже сами авторы отмечают ряд недостатков предложенного метода, основными из которых являются большие ограничения по регулированию скорости нанесения различных компонентов покрытия по поверхности подложки, что обусловлено достаточно большими размерами систем электронно-лучевого испарения.

Для решения поставленной задачи более подходит инверсная магнетронная распылительная система с газовым анодом, секционированным катодом и радиальными потоками плазмы, разработанная в Национальном аэрокосмическом университете им. Н. Е. Жуковского «ХАИ» [5]. Её отличительными особенностями являются: наличие множества катодов-мишеней, которые изготавливаются из компонентов составляющих покрытие; большая

площадь обработки; возможность распыления магнитных материалов; высокий коэффициент использования материала катодов-мишеней. Данная установка позволяет формировать покрытие сложного состава путем совместного распыления катодов-мишеней, изготовленных из отдельных компонентов, входящих в его состав. Можно проводить регулирование состава многокомпонентных покрытий по толщине в процессе их формирования.

В то же время у этой распылительной системы имеются некоторые недостатки. Из-за внешнего расположения обрабатываемых деталей относительно источника плазмы, они могут одновременно обрабатываться только с одной стороны, что приводит к возможности адсорбции частиц остаточной атмосферы на их поверхности (при давлении в технологическом отсеке $\sim 1,3 \cdot 10^{-3}$ Па для образования на поверхности подложки мономолекулярного слоя адсорбированных газов необходимо время 0,1 с [6]) и последующему их попаданию в состав полученного покрытия. Даже в случае проведения эффективной предварительной очистки поверхности подложек, это может приводить к отклонению химического состава покрытия от заданного. Так, например, такие металлы как цирконий, титан, гафний, ванадий, ниобий, тантал, хром, молибден, вольфрам и железо хемосорбируют при комнатной температуре кислород, водород, окись углерода, углекислый газ, углеводороды и азот; алюминий и медь хемосорбируют кислород, углеводороды и окись углерода [6]. Кроме того, это приводит к существенному ограничению возможности реализации процесса контролируемого нанесения покрытий, снижению скорости обработки и необходимости применения сложных и ненадежных планетарных систем вращения подложек.

Следующим шагом на пути решения проблемы реализации технологического процесса контролируемого нанесения покрытий стала разработка в Национальном аэрокосмическом университете им Н. Е. Жуковского «ХАИ» новой схемы инверсной магнетронной распылительной системы с газовым анодом, секционированными катодными узлами и осевыми потоками плазмы [7, 8]. Она совмещает в себе достоинства инверсной магнетронной распылительной системы с газовым анодом, секционированным катодом и радиальными потоками плазмы, но лишена ее недостатков. Она позволяет в полной мере независимо контролировать процесс нанесения покрытия на обе стороны подложки; позволяет отказаться от применения планетарных систем вращения подложек; в процессе нанесения покрытия вся поверхность подложек постоянно находится в зоне обработки.

В то же время, как любая новая система, для дальнейшего совершенствования она нуждается в детальном исследовании.

Постановка задачи исследования

Для оптимального выбора режима работы распылительной системы очень важно знать, как влияют различные факторы на режим ее работы. Задачей данного исследования является выявление характера влияния таких факторов как: давление плазмообразующего газа, величина магнитной индукции в разрядном промежутке на основные параметры работы распылительной системы.

Разрядные характеристики источника плазмы

В ходе экспериментов было установлено, что разряд в исследуемой системе зажигается при давлении плазмообразующего газа (Ar) не ниже $3,33 \cdot 10^{-2}$ Па и переходит в дуговой режим при давлении выше $1 \cdot 10^{-2}$ Па. Зона устойчивой работы распылительной системы лежит в пределах $4,67 \cdot 10^{-2} \dots 8 \cdot 10^{-2}$ Па.

Типичная вольтамперная характеристика инверсной магнетронной распылительной системы с газовым анодом, секционированным катодом и осевыми потоками плазмы представлена на рис. 1. При снятии вольтамперных характеристик все катодные узлы нижней группы, также как катодные узлы верхней, находились под одинаковым потенциалом.

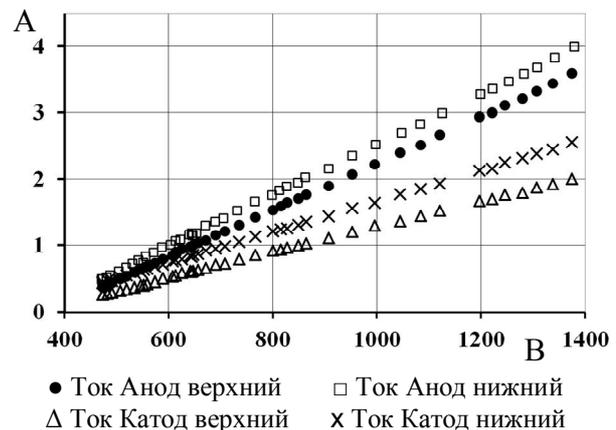


Рис. 1. Вольтамперная характеристика инверсной магнетронной распылительной системы с газовым анодом, секционированными катодными узлами и осевыми потоками плазмы при давлении плазмообразующего газа (Ar) $6,67 \cdot 10^{-2}$ Па

Вольтамперные характеристики для всех давлений плазмообразующего газа имеют линейный

характер. При малых давлениях вольтамперная характеристика сдвигается в область более высоких рабочих напряжений. Вид экспериментальных зависимостей аналогичен вольтамперным характеристикам магнетронных систем, работающих на постоянном токе [9, 10] и отличается только углом наклона кривых и положением их относительно горизонтальной оси напряжений.

При увеличении тока через соленоиды магнитной системы, что приводит к возрастанию величины магнитной индукции в разрядном промежутке распылительной системы, наблюдается увеличение тока разряда (рис. 2). Поскольку увеличение напряжённости магнитного поля продлевает время жизни электронов в разрядном промежутке, то при этом возрастает число их столкновений с атомами плазмообразующего газа. Таким образом, увеличение магнитной индукции в разрядном промежутке эквивалентно увеличению в нём давления плазмообразующего газа.

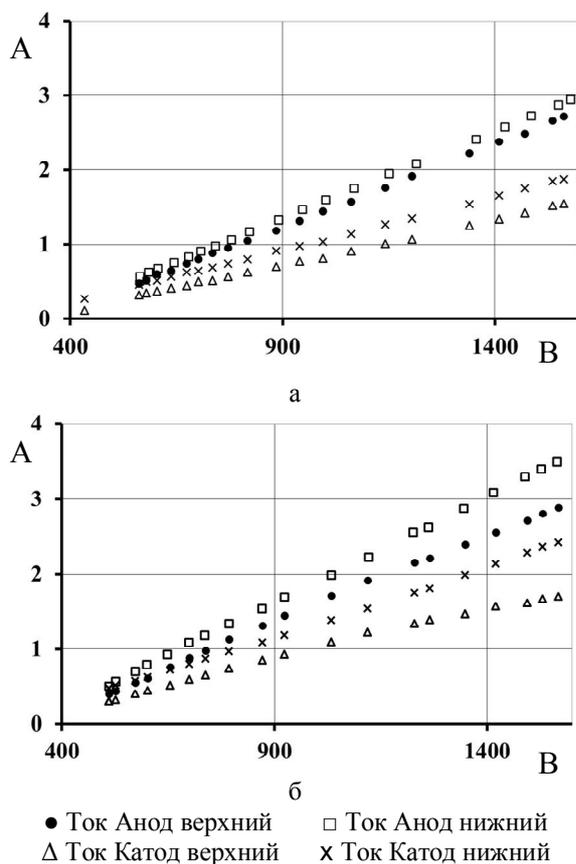


Рис. 2. Вольтамперные характеристики инверсной магнетронной распылительной системы с виртуальным газовым анодом, секционированным катодом и осевыми потоками плазмы при давлении плазмообразующего газа (Ar) $6,67 \cdot 10^{-2}$ Па:
 а – при токе через соленоиды 11 А;
 б – при токе через соленоиды 36 А

Было установлено, что при фиксированном напряжении на анодах и постоянной магнитной индукции в разрядном промежутке зависимости между суммарными анодным и катодным токами и давлением плазмообразующего газа также имеет линейный характер, что также характерно для магнетронных распылительных систем [10]. Типичные зависимости суммарных анодного и катодного токов от давления плазмообразующего газа представлены на рис. 3. Линейный рост разрядного тока при увеличении давления свидетельствует о классическом механизме дрейфа электронов по направлению к аноду.

Также было установлено, что токовый КПД (отношение суммарного катодного тока к суммарному анодному току) при фиксированном анодном напряжении возрастает прямо пропорционально увеличению давления плазмообразующего газа (рис. 4). Таким образом, можно сделать вывод о целесообразности работы с исследуемой распылительной системы с точки зрения повышения ее эффективности при более высоких давлениях плазмообразующего газа. В то же время режим работы распылительной системы необходимо выбирать таким образом, чтобы на поверхности электродов не возникало микропробоев, что может приводить к попаданию микрокапель в состав получаемых покрытий, что в ряде случаев недопустимо.

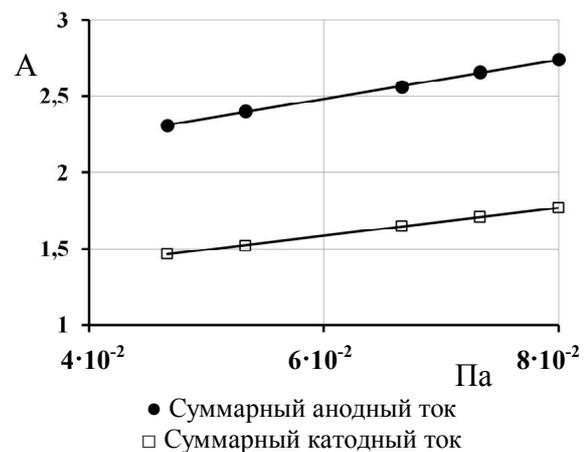


Рис. 3. Зависимости суммарных анодного и катодного токов от давления плазмообразующего газа (Ar) при напряжении на анодах 700 В

Кроме того, необходимо отметить, что токовый КПД возрастает по мере снижения напряжения на анодах. Так при напряжении на анодах 700 В и давлении плазмообразующего газа $8 \cdot 10^{-2}$ Па, токовый КПД составляет 64,8 %, в то время как при напряжении 1300 В и таком же давлении плазмообразующего газа только 61,3 %.

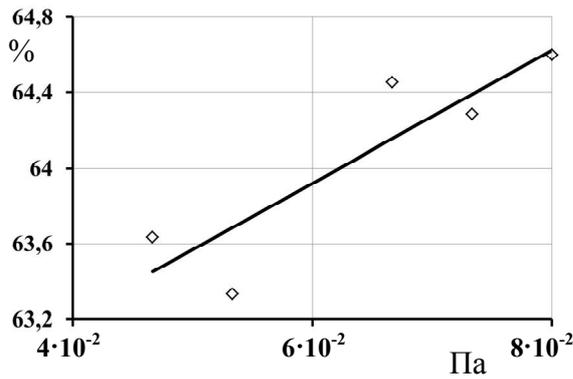
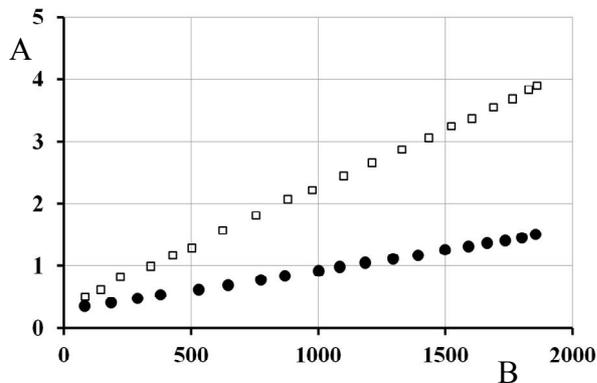


Рис. 4. Зависимость токового КПД от давления плазмообразующего газа (Ar) при напряжении на анодах 700 В

Была получена вольтамперная характеристика данной распылительной системы для случая работы только одной ее половины (рис. 5). Как видно из представленного графика, характер вольтамперной характеристики полностью сохранился, произошло лишь некоторое снижение токового КПД системы. Таким образом, можно сделать вывод о том, что обе половины распылительной системы слабо влияют друг на друга, т.е. работают практически независимо. Благодаря этому свойству с помощью данной распылительной системы можно независимо обрабатывать каждую из сторон детали.



● Ток Катод нижний □ Ток Анод нижний

Рис. 5. Вольтамперная характеристика инверсной магнетронной распылительной системы с газовым анодом, секционированным катодом и осевыми потоками плазмы в случае работы одной ее половины

Заключение

При исследовании разрядных инверсной магнетронной распылительной системы с газовым анодом секционированными катодными узлами и осевыми потоками плазмы установлено подобие ее вольтамперных характеристик вольтамперным характеристикам других систем со скрещенными $E \times B$

полями, что позволяет отнести ее к магнетронному классу. Изучены зависимости ее вольтамперных характеристик от давления плазмообразующего газа и магнитной индукции в разрядном промежутке. Выяснено, что увеличение давления плазмообразующего газа также, как и увеличение магнитной индукции в разрядном промежутке, приводит к увеличению разрядного тока, что тоже характерно для магнетронных распылительных систем. Показано, что токовый КПД незначительно растёт при повышении давления внутри технологического отсека, что говорит о целесообразности работы исследуемой распылительной системы при высоких давлениях плазмообразующего газа.

Сделан вывод, что каждая из половин распылительной системы может работать как самостоятельная распылительная система. Это позволяет использовать их независимо, что даёт возможность обрабатывать каждую из сторон подложки по индивидуальной программе.

Литература

1. Kolomytsev, P. T. *Combined coating for turbine blades of high-temperature gas turbine engines [Text] / P. T. Kolomytsev, V. M. Samoilenko // Metal Science and Heat Treatment. – 2006. – Vol. 48, Nos. 11 – 12. – P. 558-561.*
2. Пат. 2164549 Российская федерация, МКИ С 23 С 14/30. *Способ испарения и конденсации токопроводящих материалов [Текст] / Е. Н. Каблов, С. А. Мубояджян, С. А. Будиновский, Я. А. Помелов; заявитель и патентообладатель ВНИИМ № 99111127/02; Заявл. 1999.05.27; Оpubл. 27.03.01, Бюл. №7 (Пч.). – 3 с. : ил.*
3. Budinovskii, S. A. *Efficiency of two-stage ion-plasma process for depositing alloyed diffusion aluminate coatings on high-temperature nickel alloys [Text] / S. A. Budinovskii, S. A. Muboyadzhyan // Metal Science and Heat Treatment. – 2003. – Vol. 45, No. 5– 6. – P. 183-188.*
4. Костржицкий, А. И. *Многокомпонентные вакуумные покрытия [Текст] / А. И. Костржицкий, О. В. Лебединский. – М. : Машиностроение, 1987. – 208 с.*
5. Колесник, В. В. *Разработка и исследование технологического процесса и оборудования для формирования многокомпонентных покрытий на лопатки ГТД [Текст] : дис. ... канд. техн. наук: 05.03.07 : защищена 15.06.2007 : утв. 11.10.2007 / Колесник Валерий Владимирович. – Х., 2007. – 137 с.*
6. Данилин, Б. С. *Вакуумное нанесение тонких плёнок [Текст] / Б. С. Данилин. – М. : Энергия, 1967. – 312 с.*
7. Управление процессом нанесения жаростойких покрытий на лопатки газотурбинных двигателей [Текст] / В. П. Колесник, Д. В. Слюсарь, В. В. Колесник, В. В. Зиновьев // *Авиационно-*

космическая техника и технология. – 2008. – № 7(54). – С. 36–40.

8. Колесник, В. П. Нанесение многокомпонентных покрытий с управляемым компонентным составом по длине изделия [Текст] / В. П. Колесник, В. В. Колесник, Д. В. Слюсарь // IX Международный симпозиум по радиационной плазмодинамике: сб. науч. тр. - М.: НИЦ "Инженер", 2012. – С. 233-238.

9. Данилин, Б. С. Исследование магнетронных

систем ионного распыления материалов [Текст] / Б. С. Данилин, В. К. Неволин, В. К. Сырчин // Физ.-хим. обработка материалов. – 1978. – № 2. – С. 33–39.

10. Минайчев, В. Е. Магнетронные распылительные устройства (магнетроны) [Текст] / В. Е. Минайчев, В. В. Одинокоев, Г. П. Тюфаева. – М.: ЦНИИ «Электроника», 1979. – 57 с.

Поступила в редакцию 25.12.2013, рассмотрена на редколлегии 12.03.2014

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. каф. технологии производства ЛА С. И. Планковский, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ЛОКАЛЬНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ ПЛАЗМИ В ІНВЕРСНОМУ МАГНЕТРОНІ З ГАЗОВИМ АНОДОМ, СЕКЦІОНОВАНИМИ КАТОДНИМИ ВУЗЛАМИ І ОСЬОВИМИ ПОТОКАМИ ПЛАЗМИ

Д. В. Слюсар

Показано необхідність використання контрольованого методу нанесення покриттів для реалізації принципу конструювання покриттів. Зроблено висновок про перспективність використання для вирішення задачі установок, що побудовано, на основі інверсних магнетронних розпилювальних систем з газовим анодом і секціонованими катодними вузлами. Представлено і проаналізовано результати вимірювання інтегральних характеристик досліджуваної розпилювальної системи залежно від тиску плазмоутворюючого газу та величини індукції магнітного поля в розрядному проміжку. Показано, що вольтамперні характеристики досліджуваної розпилювальної системи і їх зміна залежно від основних параметрів, які впливають на її роботу, подібні за своїм характером з іншими магнетронними розпилювальними системами. Дано рекомендації щодо вибору параметрів її роботи.

Ключові слова: покриття, інверсний магнетрон, конструювання покриттів, контрольоване нанесення, жаростійкі покриття.

INTEGRAL CHARACTERISTICS OF THE DISCHARGE IN THE INVERSE MAGNETRON WITH GAS ANODE, PARTITIONED CATHOD UNITS AND AXIAL PLASMA FLOWS

D. V. Slyusar

The necessity of the use of the controlled method of coatings deposition for realization of principle of constructing of coatings is shown. A conclusion about perspective of the use for the decision of standing task of plants on the basis of the inversion magnetron sputtering system with a gas anode, partitioned cathode units and axial plasma flows is done. Are presented and analyzed the results of measuring the integral characteristics of the explored sputtering system depending on the pressure of the plasma gas and the magnitude of the magnetic field in the discharge gap. It is shown that the current-voltage characteristics of the explored sputtering system and its change depending on the main parameters affecting its work, similar in nature to other magnetron sputtering systems. Recommendations on the choice of parameters of its work are given.

Key words: coating, inverse magnetron, coatings constructing, controlled deposition, heat-resistant coating.

Слюсарь Денис Витальевич – ст. науч. сотр. каф. ракетно-космических двигателей и энергоустановок ЛА, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: begemot@d4.khai.edu.

УДК 621.43.056

В. Б. ПОДА

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

ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ В ПОРШНЕВЫХ ДВИГАТЕЛЯХ ГАЗОРАСПРЕДЕЛИТЕЛЬНЫХ МЕХАНИЗМОВ С КЛАПАНАМИ ОБРАТНОГО ДЕЙСТВИЯ

Приведены результаты исследования целесообразности и эффективности использования в поршневых двигателях внутреннего сгорания клапанов, открывающихся в сторону головки цилиндров. Исследование проводилось на основании сравнительных расчетов показателей работы поршневого двигателя с классическими клапанами прямого действия, открывающимися в полость цилиндра, и двигателя с клапанами обратного действия, открывающимися в сторону головки цилиндра. Анализ полученных результатов показал возможность существенного улучшения практически всех показателей работы двигателя при переходе на клапаны обратного действия, целесообразность разработок и применения газораспределительных механизмов с клапанами обратного действия.

Ключевые слова: газораспределительный механизм, клапан прямого действия, клапан обратного действия, площадь проходного сечения клапана, коэффициент расхода, показатели работы двигателя.

Введение

Последние два десятилетия прошлого столетия заслуженно считают рубежом второго рождения поршневых двигателей внутреннего сгорания, причиной чего стало резкое ужесточение требований, в основном для автомобильных двигателей, по показателям их токсичности и экономичности, а также стремление к повышению их литровой мощности. Модернизация двигателей в этих направлениях затронула практически все системы, механизмы и агрегаты двигателя, что привело к существенному усложнению их конструкции – это системы и механизмы изменения фаз газораспределения и степени сжатия, новые системы подачи и впрыска топлива с электронным управлением, впускные и выпускные тракты с изменяемой геометрией, микропроцессорные системы контроля и управления работой двигателя и т.д. и т.п.

1. Формулирование проблемы и постановка задачи

Одной из основных составных частей конструкции силового агрегата поршневого двигателя, которая в наибольшей степени влияет на показатели его работы, является механизм газораспределения (ГРМ). Неспроста совершенствование двигателя в конце прошлого столетия началось с увеличения количества клапанов на цилиндр и созданием механизмов и систем, обеспечивающих изменение фаз газораспределения и регулирующих высоту подъема

клапанов.

Для улучшения показателей работы двигателя путем реконструкции механизма газораспределения, по мнению автора, существует еще один достаточно простой способ, заключающийся в замене клапанов прямого действия, открывающихся в камеру сгорания, на клапаны обратного действия, которые открываются в сторону головки цилиндра. Подобные схемы механизмов газораспределения неоднократно предлагались различными авторами (см., например, [1, 2]), однако работ, которые бы изучали характеристики двигателей с такими ГРМ в научнотехнической литературе последних лет автор не нашел.

Упорная привязанность разработчиков двигателей к классической схеме механизма газораспределения с клапанами прямого действия очевидна – такие клапаны обеспечивают наилучшую герметичность внутрицилиндрового пространства в результате эффекта самоуплотнения клапанов. Но на этом все их преимущества и оканчиваются, так как очевидно и другое, а именно, что стержень такого клапана заметно уменьшает площадь проходного сечения горловины, а значит и клапана, а головка оказывает большое гидросопротивление потоку газов, проходящему через клапан. В то же время механизм газораспределения с клапанами, открывающимися в сторону головки цилиндров должен позволить:

– повысить коэффициент наполнения цилиндра и качество его очистки за счет увеличенной площади проходного сечения клапанов и снижения гидросопротивления, а, следовательно, мощность и кру-

тящий момент двигателя;

– увеличить крутизну кривой изменения площади проходного сечения клапанов, и, при необходимости, высоту подъема клапана и значения фаз газораспределения при положении поршня в верхней мертвой точке (ВМТ) без опасения соударения поршня с клапаном;

– снизить вероятность возникновения детонационного воспламенения бензовоздушной смеси в результате более низкой температуры выпускных клапанов (обтекание клапана выпускными газами, как в схемах с классическими клапанами прямого действия, в данных схемах будет отсутствовать), отсюда можно ожидать возможности некоторого повышения степени сжатия бензиновых двигателей.

К достоинствам применения клапанов обратного действия также можно отнести то, что затраты энергии на открытие и закрытие таких клапанов должны быть заметно ниже, чем для клапанов прямого действия, так как открытию их должно способствовать избыточное давление газов в цилиндре, а в моменты их закрытия перепад давления на клапанах будет практически отсутствовать.

Безусловными недостатками механизмов газораспределения с клапанами обратного действия можно считать возможное некоторое снижение герметичности внутрицилиндрового объема, а также большие нагрузки на стержень клапана на тактах сжатия и сгорания, что, в конечном счете, может быть сведено к минимуму выбором конструкции соответствующего механизма удержания их в закрытом состоянии.

В связи с вышеизложенным задачей настоящей работы было выяснение целесообразности и степени эффективности применения механизмов газораспределения с клапанами обратного действия.

1. Решение задачи

Решение поставленной задачи осуществлялось путем теоретического сравнения показателей работы выбранного прототипа существующего двигателя с клапанами прямого действия и аналогичного ему двигателя, но использующего клапаны обратного действия.

В качестве прототипа был выбран двигатель ВАЗ-21126. Исходные данные для сравнительных расчетов показателей работы базового двигателя и аналога, использующего ГРМ с клапанами обратного действия, представлены в табл. 1.

Определяющим фактором, влияющим на процессы газообмена, а, следовательно, и на все показатели работы двигателя является эффективная площадь проходного сечения клапана. Построение кривых изменения этих площадей для базового двига-

теля с клапанами прямого действия производилось на основании профилей кулачков распределительного вала двигателя и с использованием зависимостей коэффициента расхода μ от безразмерного хода клапана $\frac{h}{d_k}$, представленных в работе [3], (рис. 1).

Для построения кривых изменения эффективных площадей проходного сечения клапанов обратного действия на основании расчетных формул и справочных данных работы [4] была рассчитана зависимость $\mu \frac{h}{d_k}$ для таких клапанов, которая приведена на рис. 1.

Таблица 1
Исходные данные для расчетов

Наименование параметра		Значение параметра
Номинальная частота вращения вала, об/мин		5600
Степень сжатия		10,3
Рабочий объем, л		1596
Диаметр цилиндра / ход поршня, мм		82/71
Количество клапанов на цилиндр		4
Диаметр тарелки клапанов, мм	впускных	29
	выпускных	25,5
Диаметр стержня впускных и выпускных клапанов, мм		7
Диаметр горловины клапанов, мм	впускных	26
	выпускных	23
Фазы газораспределения, град	опережения открытия впускных клапанов	17
	запаздывания закрытия впускных клапанов	59
	опережения открытия выпускных клапанов	59
	запаздывания закрытия выпускных клапанов	17
Угол опережения зажигания, град		25
Топливо		бензин АИ-95

Расчет и построение кривых изменения эффективных площадей проходного сечения клапанов обратного действия осуществлялось с учетом максимально допустимых динамических нагрузок на детали ГРМ для двигателей серийно выпускаемых легко-

вых автомобилей. Полученные таким образом кривые приведены на рис. 2 (НМТ – нижняя мертвая точка).

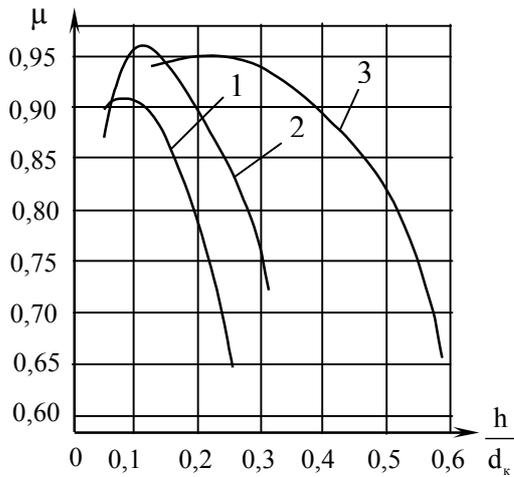


Рис. 1. Зависимость коэффициента расхода от безразмерного хода клапана:
1 – впускного; 2 – выпускного; 3 – обратного действия

Используя представленные выше исходные данные, сравнительные расчеты показателей работы базового двигателя и аналога с клапанами обратного действия на номинальном режиме производились с использованием программного комплекса ДИЗЕЛЬ-РК [5].

2. Результаты исследований

Результаты сравнительных расчетов основных показателей процессов, протекающих в базовом двигателе и в двигателе с клапанами обратного действия, а также в целом показателей работы сравниваемых двигателей представлены на рис. 3, 4, и 5 и табл. 2.

Кривые изменения давления в цилиндре в те-

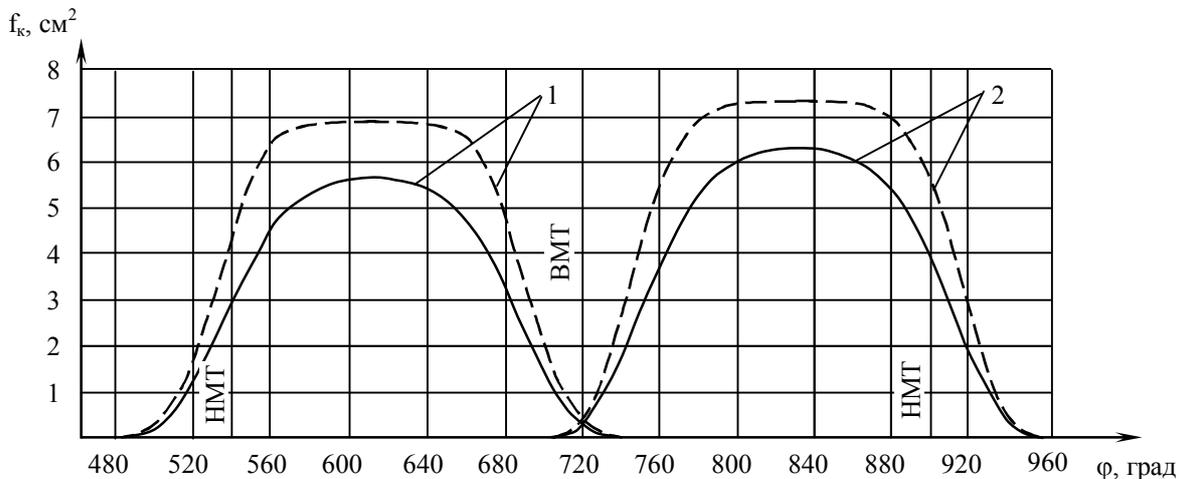


Рис. 2. Диаграммы изменения эффективной площади проходного сечения клапанов:
1 – выпускных; 2 – впускных;

— — для клапанов прямого действия; - - - - для клапанов обратного действия

чение процессов газообмена (рис. 3) свидетельствуют о значительно меньшем давлении газов в процессе выпуска и большем давлении наполнения в цилиндрах двигателя с клапанами обратного действия. Следовательно, уменьшаются затраты механической работы двигателя на очистку и наполнение цилиндров, на 7,7% повышается коэффициент наполнения цилиндров свежим зарядом и улучшается их очистка от отработавших газов – коэффициент остаточных газов снижается на 8% (см. табл. 2). Так среднее давление насосных ходов для базового двигателя составляет $p_{н.х.} = -0,0909$ МПа, в то время как для двигателя с клапанами обратного действия $p_{н.х.} = -0,0556$ МПа, что на 39% меньше.

В результате более интенсивного тепловыделения в цилиндрах двигателя с клапанами обратного действия (рис. 4) скорость нарастания давления в них составляет $\frac{dp}{d\phi} = 0,388 \frac{\text{МПа}}{\text{град}}$ по сравнению с

$\frac{dp}{d\phi} = 0,353 \frac{\text{МПа}}{\text{град}}$ для двигателя с клапанами прямо-

го действия. Это приводит к увеличению на 8% максимального давления цикла p_z в цилиндрах такого двигателя (рис. 5 и табл. 2) и повышению значения среднего эффективного давления p_e цикла на 13,6%. При этом, как видно из рис. 5 и табл. 2, максимальная температура сгорания T_z и температура начала выпуска T_b остаются такими же, как и в цилиндрах двигателя с клапанами прямого действия, температуры же окончания наполнения цилиндров свежим зарядом T_a , конца сжатия T_c и среднестатистическая температура выпускных газов T_f снижаются на 1...2%.

В результате комплексного улучшения почти всех показателей рабочего процесса двигателя с клапанами обратного действия его эффективная

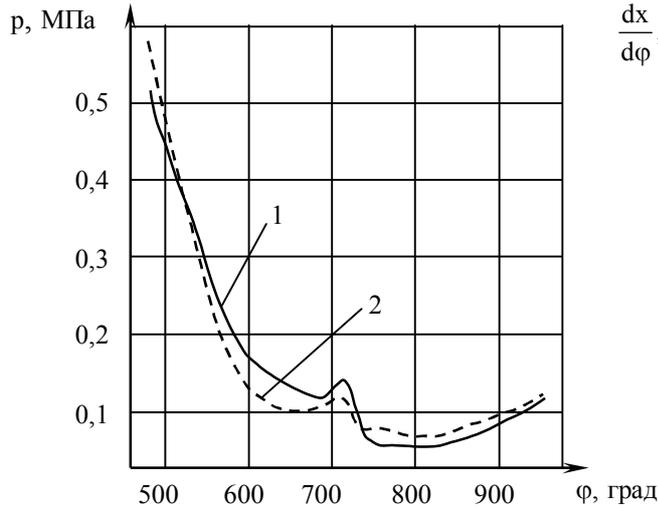


Рис. 3. Кривые изменения давления в цилиндре в процессах выпуска и наполнения:
1 – в двигателе с клапанами прямого действия;
2 – в двигателе с клапанами обратного действия

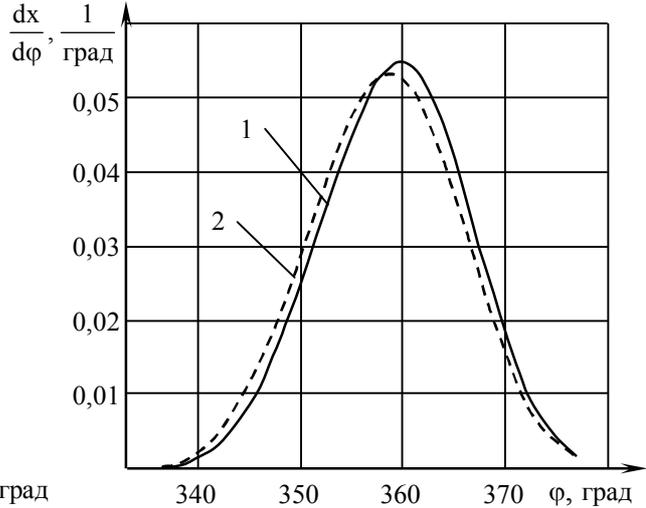


Рис. 4. Динамика тепловыделения в цилиндре:
1 – двигателя с клапанами прямого действия;
2 – двигателя с клапанами обратного действия

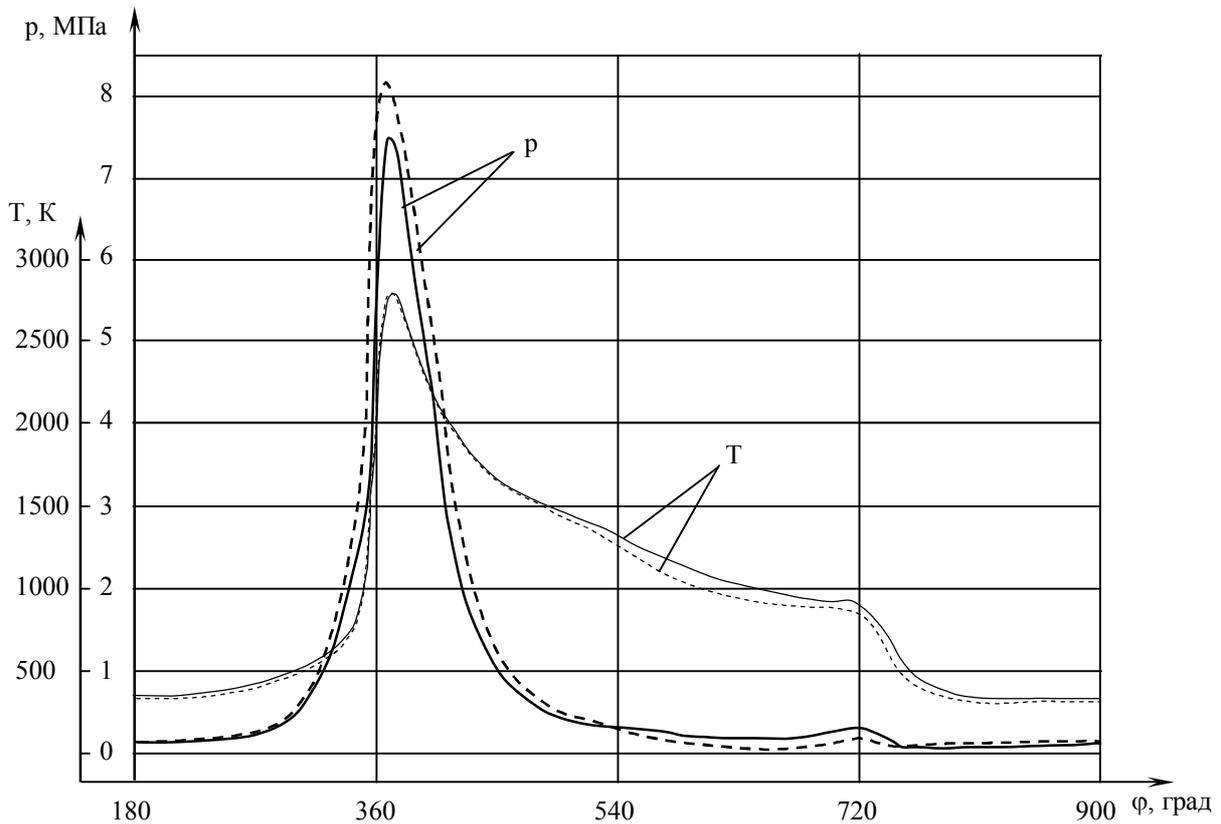


Рис. 5. Индикаторная диаграмма и изменение температуры в цилиндре двигателя:
— с клапанами прямого действия; - - - с клапанами обратного действия

мощность и крутящий момент возрастают на 10% при снижении на 5% удельного эффективного расхода топлива и повышении на 6,8% эффективного КПД двигателя. При этом, однако, в двигателе с клапанами обратного действия несколько возрастают значения тепловых потоков в крышку цилиндра и в поршень (на 5%), в результате чего температура

огневой поверхности крышки и днища поршня повышаются примерно на 1%.

Логично было предположить, что значения фаз газораспределения, оптимальные для базового двигателя с клапанами прямого действия и выбранные в качестве исходных данных для сравнительных расчетов, могут не являться оптимальными для двига-

теля с клапанами обратного действия. В связи с этим для номинального режима работы двигателя с клапанами обратного действия была проведена оптимизация фаз по максимальным значениям эффективной мощности и крутящего момента двигателя, в результате чего получено: для впускных клапанов начало открытия – 26° до ВМТ, закрытие – 55° по-

сле НМТ; для выпускных клапанов начало открытия – 67° до НМТ, закрытие – 23° после ВМТ.

Используя полученные оптимальные значения фаз газораспределения для двигателя с клапанами обратного действия, производился расчет показателей работы такого двигателя с неизменными остальными исходными данными (см. табл. 2).

Таблица 2

Результаты сравнительных расчетов показателей работы двигателей с клапанами прямого и обратного действия

Показатели двигателя и рабочих процессов	Двигатель с клапанами прямого действия	Двигатель с клапанами обратного действия	Двигатель с клапанами обратного действия и оптимальными фазами газораспределения	Изменение значений показателей в %
Эффективные показатели				
Мощность, N_e [кВт] / при 5600 об/мин	60,5	66,54	68,05	+10 (+12,4)
Крутящий момент, M_e [Н·м] / при 5600 об/мин	103,2	113,5	116	+10 (+12,8)
Среднее эффективное давление, p_e [МПа]	0,836	0,950	0,972	+13,6 (+16,2)
Удельный эффективный расход топлива, g_e [кг/кВт·ч]	0,279	0,265	0,262	-5 (-6)
Эффективный КПД, η_e	0,29	0,308	0,312	+6,8 (+7,6)
Показатели газообмена				
Коэффициент наполнения, η_v	0,845	0,910	0,920	+7,7 (+8,9)
Коэффициент остаточных газов, γ_r	0,05	0,046	0,045	-8 (-10)
Среднее давление насосных ходов, $p_{н.х}$ [МПа]	-0,0909	-0,0556	-0,0471	-39 (-48)
Заброс ОГ во впускной коллектор $G_{забр.}$ [%]	0,91	0,84	0,86	-7,7 (-5,5)
Показатели сгорания				
Коэффициент избытка воздуха, α	1,0	1,0	1,0	0 (0)
Максимальное давление цикла, p_z [МПа]	7,55	8,15	8,27	+8 (+9,5)
Максимальная температура цикла, T_z [К]	2755	2755	2755	0
Угол максим. давления, φ_{pz} [град. за ВМТ]	9	8	8	-11 (-11)
Угол максим. температуры, φ_{Tz} [град. за ВМТ]	13	12	12	-7,7 (-7,7)
Максим. скорость нарастания давления, $dp/d\varphi$ [МПа/град]	0,35	0,38	0,39	+8,6 (+11,4)
Продолжительность сгорания, $\varphi_{гор}$ [град.]	43	43	43	0 (0)
Показатель сгорания в цилиндре по Виббе, m_v	2,96	2,77	2,73	-5 (-7,8)
Внутрицилиндровые показатели				
Давление начала сжатия, p_a [МПа]	0,127	0,133	0,127	+5(0)
Температура начала сжатия, T_a [К]	383	375	368	-2 (-4)
Давление конца сжатия, p_c [МПа]	2,23	2,35	2,38	+5,4 (+6,7)
Температура конца сжатия, T_c [К]	774,7	762,2	759,6	-1,6 (-2)
Давление начала выпуска, p_b [МПа]	0,531	0,563	0,596	+6 (+12,2)
Температура начала выпуска, T_b [К]	1493	1493	1515	0 (+1,5)
Параметры выпускных газов в выпускном коллекторе				
Среднее статич. давление ОГ, p_r [МПа]	0,104	0,104	0,104	0 (0)
Средняя статич. температура ОГ, T_r [К]	1060,4	1038,6	1036,1	-2,1 (-2,3)
Средняя скорость газа, w_r [м/с]	268	282	286	+5,2 (+6,7)
Средняя температура стенки коллектора, T_{wr} [К]	1010	989,2	989,3	-2,1 (-2,1)
Экологические показатели				
Концентр. Влажных NO_x , [1/млн]	4607,5	4668,5	4680,4	+1,3 (+1,5)
Эмиссия NO_x , приведенная к NO , [г/(кВт·ч)]	22,787	21,784	21,607	-4,4 (-5,2)

Как видно из табл. 2, выбор оптимальных фаз газораспределения для двигателя с клапанами обратного действия позволяет еще более улучшить показатели работы такого двигателя (в среднем на 1...2%) по сравнению с базовым двигателем и в итоге добиться увеличения эффективной мощности на 12,4% и крутящего момента на 12,8%, снижения на 6% удельного эффективного расхода топлива и повышения эффективного КПД на 7,6%. При этом эмиссию оксидов азота NO_x можно снизить на 5,2%.

Выводы

Проведенные сравнительные расчеты показателей работы двигателя с классическим ГРМ, использующим клапаны прямого действия, открывающиеся в сторону камеры сгорания, и двигателя с ГРМ, клапаны которого открываются в сторону головки цилиндра, свидетельствуют о том, что значения практически всех основных внутрицилиндровых, мощностных, экономичных и экологических показателей последнего значительно выше (на 6...12%), чем у двигателя с классическим ГРМ. Это позволяет сделать вывод о целесообразности перехода на такие ГРМ, по крайней мере, для двигателей с относительно невысокими значениями p_z .

Безусловно, переход на ГРМ с клапанами обратного действия потребует разработки новой конструкции клапанов, седел, возможно, выбора новых материалов для них, механизмов их открытия и закрытия, а также оценки степени герметичности таких клапанов. Основной проблемой, конечно же, является разработка механизма удержания клапанов в закрытом состоянии с обеспечением достаточной их герметичности на тактах сжатия, сгорания и расширения, но и эта проблема является вполне разрешимой и может быть решена созданием механизма, удерживающего клапаны в закрытом состоянии без

существенных энергозатрат, например, с системой гидрокомпенсации усилий, действующих на клапан. Для дальнейшей оценки целесообразности применения ГРМ с клапанами обратного действия следует провести тщательный анализ возможных схем таких механизмов с определением их кинетических, динамических и энергетических показателей, а также с оценкой степени герметичности обратных клапанов в этих механизмах.

Литература

1. Пат. 2251005 Российская Федерация, МПК⁷ F01L 9/02, Клапанный газораспределительный механизм и способ клапанного газораспределения двигателя внутреннего сгорания [Текст] / Голубенко Г. В. ; заявитель и патентообладатель Голубенко Георгий Владимирович. – № 2003109677/06 ; заявл. 07.04.2003 ; опубл. 27.04.2005, Бюл.№12. – 5 с. : ил.
2. Пат. 2448261 Российская Федерация, МПК⁷ F01L 9/02, Гидромеханическая система привода клапанов двигателя и способ ее применения [Текст] / Мелдолеси Риккардо (GB), Лейси Клайв (GB) ; заявитель и патентообладатель СКАДЕРИ ГРУП, ЭлЭлСи (US). – № 2010101968/0 ; заявл. 01.07.2008 ; опубл. 20.04.2012, Бюл. № 11. – 27 с. : ил.
3. Дьяченко, В. Г. Теория двигателей внутреннего сгорания [Текст] : учеб. для вузов / В. Г. Дьяченко. – Харьков : ХНАДУ, 2009. – 500 с.
4. Идельчик, И. Е. Справочник по гидравлическим сопротивлениям [Текст]: справочник / И. Е. Идельчик; под ред. М. О. Штейнберга. – 3-е изд., перераб. и доп. – М. : Машиностроение, 1992. – 672 с.
5. Кулешов, А. С. Программа расчета и оптимизации двигателей внутреннего сгорания ДИЗЕЛЬ-РК [Текст] / А. С. Кулешов. – М. : МГТУ им. Баумана, 2004. – 123 с.

Поступила в редакцию 14.02.2014, рассмотрена на редколлегии 12.03.2014

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры ракетно-космических двигателей и энергетических установок летательных аппаратов А. В. Амброжевич, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ОЦІНКА ЕФЕКТИВНОСТІ ЗАСТОСУВАННЯ В ПОРШНЕВИХ ДВИГУНАХ ГАЗОРОЗПОДІЛЬНИХ МЕХАНІЗМІВ ІЗ КЛАПАНАМИ ЗВОРОТНОЇ ДІЇ

В. Б. Пода

Наведено результати дослідження доцільності та ефективності використання в поршневих двигунах внутрішнього згорання клапанів, що відкриваються у бік головки циліндрів. Дослідження проводилося на підставі порівняльних розрахунків показників роботи поршневого двигуна із класичними клапанами прямої дії, що відкриваються у бік порожнини циліндра, та двигуна із клапанами зворотної дії, які відкриваються у бік головки циліндра. Аналіз одержаних результатів довів можливість суттєвого покращення практично усіх

показників роботи двигуна у разі переходу на клапани зворотної дії, доцільність розробок і застосування газорозподільних механізмів із клапанами зворотної дії.

Ключові слова: газорозподільний механізм, клапан прямої дії, клапан зворотної дії, площа прохідного перетину клапана, коефіцієнт витрат, показника роботи двигуна.

**ESTIMATION OF EFFICIENCY OF APPLICATION IN THE PISTON ENGINES
OF GAS-DISTRIBUTING MECHANISMS WITH THE REVERSE-ACTING VALVES**

V. B. Poda

Are given the results of investigating of expediency and effectiveness in the use in the piston internal combustion engines of valves, which are opened to the side of cylinder head. The investigation was conducted on the basis the comparative calculations of the indices of the work of piston engine with the classical valves of direct action, which are opened into the cavity of cylinder, and engine with the reverse-acting valves, which are opened to the side of cylinder head. The analysis of the obtained results showed the possibility of an essential improvement in practice all indices of the work of engine upon transfer on reverse-acting valves, the expediency of developments and applying the gas-distributing mechanisms with the reverse-acting valves.

Keywords: gas-distributing mechanism, valve of direct action, reverse-acting valve, area of section of the valve through passage, factor of an expense, indicators of operation of the engine.

Пода Вадим Борисович – канд. техн. наук, доцент кафедри ракетно-космічних двигателів і енергетических установок летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: vadimpoda@mail.ua.

УДК 62-574

Ф. Ф. СИРЕНКО, С. В. ЕПИФАНОВ, С. И. СУХОВЕЙ

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

СИНТЕЗ ДИНАМИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ТРЕХВАЛЬНОГО ДВУХКОНТУРНОГО ДВИГАТЕЛЯ НА ЭТАПЕ ЗАПУСКА

Для синтеза программ управления авиационными ГТД широко применяются нелинейные или линеаризованные модели двигателей, которые в основном обеспечивают расчет параметров в диапазоне режимов между «малым газом» и «максималом» и крайне редко – в области запуска. Отсутствие моделей запуска приводит к значительным затруднениям при синтезе систем автоматического управления. В данной статье рассмотрен метод, позволяющий синтезировать квазилинейную динамическую модель запуска с использованием идентификации по ограниченному объему экспериментальных данных, а также априорной информации. При использовании предлагаемого метода установка дополнительных датчиков не требуется. Модель запуска также содержит модель термопары для восстановления результатов измерения температуры газа. В статье приведены особенности синтеза модели для трехвального двухконтурного двигателя и его реализация на базе экспериментальной информации.

Ключевые слова: математическая модель, запуск, идентификация, трехвальный двухконтурный ГТД, экспериментальные данные.

Введение

Данная статья посвящена актуальной задаче обеспечения разработчиков САУ математическими моделями двигателей для синтеза программ управления во всем диапазоне рабочих режимов и условий их эксплуатации.

Запуск является динамическим процессом, структура которого представлена в [1]. Действующими нормативными документами [2] выдвигаются высокие требования к безопасности и надежности процесса запуска, которые находят свою реализацию в законах управления запуском и ограничителях, применяемых для предотвращения опасных состояний двигателя (таких как горячее зависание, помпаж, перегрев и др.).

Для безопасной отработки программ управления, уменьшения сроков и стоимости доводки САУ двигателя необходимо применение математического моделирования. Обзор существующих методов и их классификация приведены в работе [3].

Большинство рассмотренных моделей имеют недостатки (необходимость проведения большого числа дорогостоящих экспериментов либо применимость лишь к отдельным узлам или типам двигателей), которые не позволяют применять их практически при синтезе САУ.

Условные обозначения

A, B, C, D матрицы коэффициентов влияния ($a_{11} \dots a_{ij}$, $b_{11} \dots b_{ij}$, $c_{11} \dots c_{ij}$, $d_{11} \dots d_{ij}$ – соответственно элементы матриц A, B, C, D);

G	расход;
J	момент инерции ротора;
M	крутящий момент;
n	частота вращения;
p	давление;
T	температура;
t	время;
\vec{U}	вектор управления;
\vec{X}	вектор параметров состояния;
\vec{Y}	вектор параметров наблюдения;
v	постоянная времени термопары;
ГТД	газотурбинный двигатель;
ЛДМ	линейная динамическая модель
САУ	система автоматического управления;
ТРДД	турбореактивный двухконтурный двигатель;
УСМ	упрощенная статическая модель;
УСХ	Упрощенная статическая характеристика.

Индексы

ВД	ротор высокого давления;
кр старт	крутящий момент стартера;
НД	ротор низкого давления;
пр	приведенный;
с	сопротивление;
СД	ротор среднего давления;
т	топливо;
эксп	экспериментальное значение.

Требования к математической модели запуска и ее структура

При решении задач моделирования рабочих процессов в двигателе одной из основных проблем является выбор структуры модели, которая соответствует задачам, решаемым с помощью этой модели.

Основной целью рассматриваемой модели является решение задач предварительной настройки САУ. Для этого модель должна:

- адекватно отображать зависимости между параметрами рабочего процесса в двигателе (т.к. процесс запуска динамический, модель должна корректно описывать свойства ГТД, определяющие нестационарность процессов);
- функционировать совместно с другими моделями, используемыми при отработке САУ, такими как модели рабочих режимов, модели регуляторов и др.;
- корректно имитировать характерные особенности изменения параметров двигателя в процессе запуска, например величину перерегулирования для температуры газа за турбиной;
- требовать минимального количества экспериментальной информации для ее согласования с реальным объектом;
- обеспечивать количественную оценку необходимых параметров, которые невозможно экспериментально измерить.

В наибольшей степени этим требованиям соответствует динамическая модель, состоящая из линейной динамической модели

$$\begin{cases} \dot{\bar{X}} = A \cdot \Delta \bar{X} + B \cdot \Delta \bar{U}; \\ \Delta \bar{Y} = C \cdot \Delta \bar{X} + D \cdot \Delta \bar{U}. \end{cases} \quad (1)$$

и упрощенной статической модели.

Структура модели запуска аналогична структуре модели, рассмотренной в [4], и приведена на рис. 1.

Особенностью модели трехвального ТРДД является необходимость учета взаимодействия роторов.

Упрощенная статическая модель

Структура упрощенной статической модели (УСМ) и особенности ее настройки приведены в работе [4]. Особенностью описанной методики применительно к трехвальному ТРДД является нецелесообразность проведения специального анализа для получения дополнительных экспериментальных точек на характеристике, т.к. для данного типа двигателя малый газ является самым низким устойчивым режимом его работы. Поэтому единственным источником информации о режиме «малый газ» является согласованная с экспериментальными данными модель двигателя для его рабочих режимов (с помощью этой модели рассчитываются необходимые неизмеряемые параметры, например $G_{в стат пр}$ или $T_{К стат пр}$, на режиме малого газа и производные моделируемых параметров по параметру-аргументу модели запуска, например $\frac{dG_{т пр}}{dn_{ВД пр}}$).

Точно определенные параметры на режиме малого газа и их производные очень важны, поскольку в основе метода синтеза УСХ лежат следующие два условия:

- значения моделируемых параметров, рассчитанных по модели рабочих режимов и модели запуска в точке малого газа, равны между собой и равны экспериментальным значениям;
- производная от моделируемого параметра по параметру-аргументу модели запуска в точке малого газа равна аналогичной производной, рассчитанной по модели рабочих режимов.

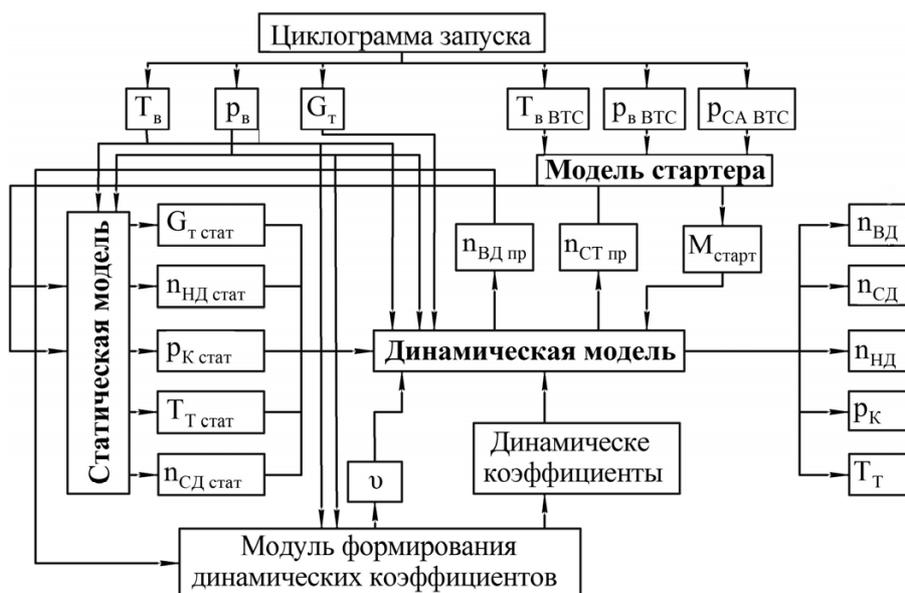


Рис. 1. Структура предлагаемой модели запуска ТРДД

Применение плохо согласованной с экспериментальными данными математической модели рабочих режимов может приводить к получению ошибочных результатов, таких как повышенная или пониженная чувствительность моделируемых параметров к изменению внешних воздействий.

Пример синтезированной прямой зависимости УСХ приведен на рис. 2 с нанесенными на него экспериментальными точками малого газа.

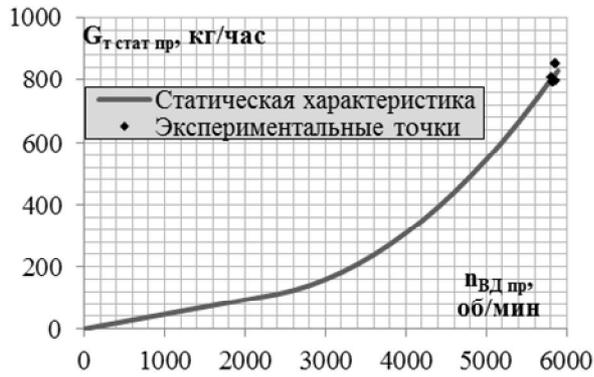


Рис. 2. Зависимость $G_{T стат пр} = f(n_{ВД пр})$ статической характеристики

Линейная динамическая модель

Приведенная выше динамическая модель (1) в пространстве состояний для рассматриваемого трехвального ТРДД имеет вид системы линейных алгебраических и дифференциальных уравнений

$$\begin{cases} \dot{n}_{CD} = a_{11} \cdot \Delta n_{CD} + a_{12} \cdot \Delta n_{ВД} + a_{32} \cdot \Delta n_{НД} + b_{11} \cdot \Delta G_T; \\ \dot{n}_{ВД} = a_{21} \cdot \Delta n_{CD} + a_{22} \cdot \Delta n_{ВД} + a_{23} \cdot \Delta n_{НД} + b_{21} \cdot \Delta G_T + b_{24} \cdot (M_{кр старт} - M_c); \\ \dot{n}_{НД} = a_{31} \cdot \Delta n_{CD} + a_{32} \cdot \Delta n_{ВД} + a_{33} \cdot \Delta n_{НД} + b_{31} \cdot \Delta G_T; \\ \Delta p_K = c_{11} \cdot \Delta n_{CD} + c_{12} \cdot \Delta n_{ВД} + c_{13} \cdot \Delta n_{НД} + d_{11} \cdot \Delta G_T; \\ \Delta T_T = c_{21} \cdot \Delta n_{CD} + c_{22} \cdot \Delta n_{ВД} + c_{23} \cdot \Delta n_{НД} + d_{21} \cdot \Delta G_T. \end{cases} \quad (2)$$

где $\Delta n_{CD} = n_{CD} - n_{CD стат}$, $\Delta n_{ВД} = n_{ВД} - n_{ВД стат}$, $\Delta n_{НД} = n_{НД} - n_{НД стат}$, $\Delta G_T = G_T - G_{T стат}$, $\Delta p_K = p_K - p_{K стат}$ и $\Delta T_T = T_T - T_{T стат}$.

Для ее решения может быть использован метод Эйлера.

Система уравнений (2) может быть упрощена путем учета следующих допущений:

– т.к. аргументом статической модели и функций для определения зависимости коэффициентов линейной динамической модели от режима работы двигателя является частота вращения ротора высокого давления, то $n_{ВД} = n_{ВД стат}$, вследствие чего $\Delta n_{ВД} = 0$.

– взаимное влияние роторов определяется в основном взаимодействием каскадов турбины, поэтому распространяется по потоку (ротор высокого давления влияет на ротор среднего и низкого давления, а ротор среднего давления влияет на ротор низкого давления).

С учетом приведенных допущений система уравнений (2) принимает вид

$$\begin{cases} \dot{n}_{CD} = a_{11} \cdot \Delta n_{CD} + b_{11} \cdot \Delta G_T; \\ \dot{n}_{ВД} = b_{21} \cdot \Delta G_T + b_{24} \cdot (M_{кр старт} - M_c); \\ \dot{n}_{НД} = a_{31} \cdot \Delta n_{CD} + a_{33} \cdot \Delta n_{НД} + b_{31} \cdot \Delta G_T; \\ \Delta p_K = d_{11} \cdot \Delta G_T; \\ \Delta T_T = d_{21} \cdot \Delta G_T. \end{cases} \quad (3)$$

Задача синтеза линейной динамической модели сводится к задаче определения коэффициентов ЛДМ.

Коэффициенты b_{24} , b_{21} , d_{11} определяются аналитически с привлечением априорной и экспериментальной информации с последующей аппроксимацией полиномиальными зависимостями, аргументами которых является частота вращения ротора высокого давления:

$$b_{24} = \frac{30}{\pi \cdot J_{ВД}}, \quad (3)$$

где $J_{ВД}$ – момент инерции ротора высокого давления.

$$b_{21} = \frac{\dot{n}_{ВД эксп} - b_{24} \cdot (M_{кр старт эксп} - M_c)}{G_{T эксп} - G_{T стат}}; \quad (4)$$

$$d_{11} = \frac{p_{K эксп} - p_{K стат}}{G_{T эксп} - G_{T стат}}. \quad (5)$$

Аналитическое определение коэффициентов a_{11} , b_{11} , a_{31} , a_{33} , b_{31} невозможно, поэтому они определяются методом наименьших квадратов с привлечением априорной и экспериментальной информации и с последующей аппроксимацией зависимости полученных значений от параметра, определяющего режим работы двигателя.

Так, например, процедура определения коэффициентов $a_{11 пр}$, $b_{11 пр}$ имеет вид

$$\hat{\theta} = \arg \min J(\bar{\theta}), \quad (6)$$

где $\bar{\theta} = \begin{bmatrix} a_{11 пр} \\ b_{11 пр} \end{bmatrix}$ – вектор идентифицируемых коэффициентов $a_{11 пр}$, $b_{11 пр}$, изменение которых аппроксимируется

полиномами $b_{11 пр} = \sum_{i=0}^2 q_i \cdot n_{ВД пр}^i$ и

$a_{11 пр} = \sum_{i=0}^2 p_i \cdot n_{ВД пр}^i$, $\hat{\theta}$ – оценка вектора $\bar{\theta}$.

Таким образом задача определения коэффициентов $a_{11 пр}$, $b_{11 пр}$ сводится к задаче определения коэффициентов полиномов, аппроксимирующих изменение этих коэффициентов на этапе запуска:

$$J(\bar{\theta}) = J(q_2, q_1, q_0, p_2, p_1, p_0) = \sum_{j=1}^N \left[\dot{n}_{СД пр j} - \left((q_2 \cdot n_{ВД пр j}^2 + q_1 \cdot n_{ВД пр j} + q_0) \cdot \Delta G_{Т пр j} + (p_2 \cdot n_{ВД пр j}^2 + p_1 \cdot n_{ВД пр j} + p_0) \cdot \Delta n_{СД пр j} \right) \right]^2. \quad (7)$$

Результаты определения изменения коэффициента $a_{11 пр}$ приведены на рис. 3.

Априорно известно, что коэффициент $a_{11 пр}$ монотонно увеличивается с уменьшением частоты вращения [5], поэтому результаты его идентификации являются достоверными. Для большей адекватности модели коэффициент $b_{11 пр}$ уточняется по следующей зависимости:

$$b_{11 пр} = \frac{\dot{n}_{СД эксп} - a_{11 пр} \cdot (n_{СД эксп} - n_{СД стат})}{G_{Т эксп} - G_{Т стат}}. \quad (8)$$

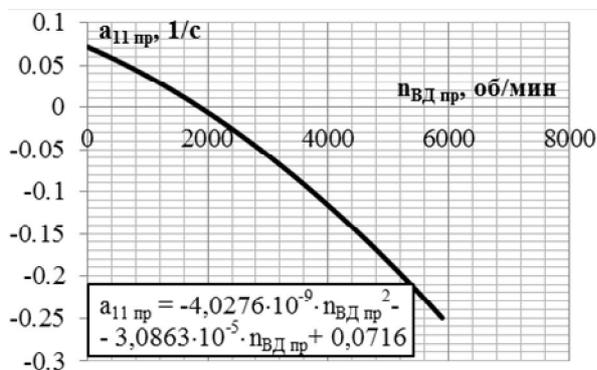


Рис. 3. Зависимость $a_{11 пр} = f(n_{ВД пр})$

Верификация модели запуска

Для подтверждения адекватности модели и оценки ее качества проведено моделирование запуска и его сравнение с экспериментом. Для этого был выбран запуск, который не использовался для идентификации и отличается от других законом подачи топлива и внешними условиями. Моменты розжига камеры сгорания и отключения стартера идентичны аналогичным параметрам запусков, использованных при синтезе модели. Результаты верификации модели приведены на рис. 4-9.

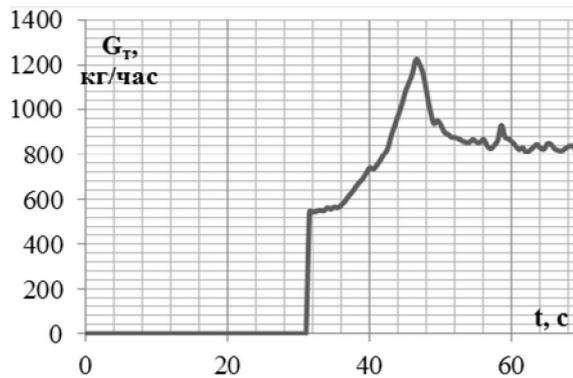


Рис. 4. Циклограмма подачи топлива $G_{Т} = f(t)$

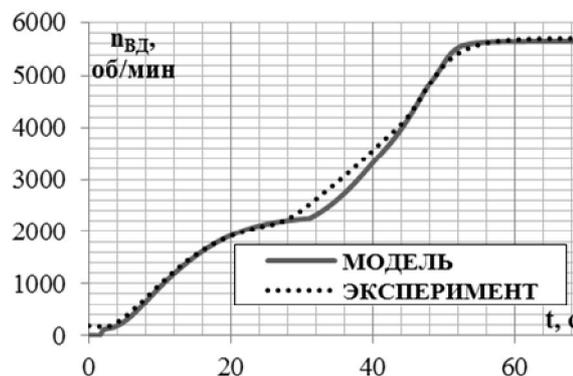


Рис. 5. Сравнение смоделированного и реального запусков ($n_{ВД} = f(t)$)

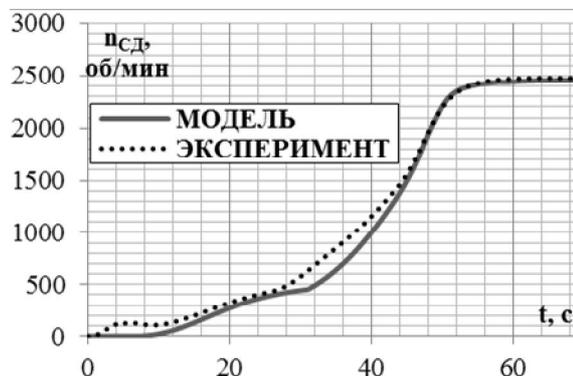


Рис. 6. Сравнение смоделированного и реального запусков ($n_{СД} = f(t)$)

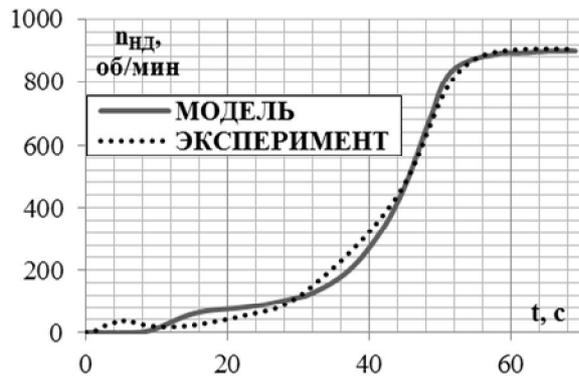


Рис. 7. Сравнение смоделированного и реального запусков ($n_{нд} = f(t)$)

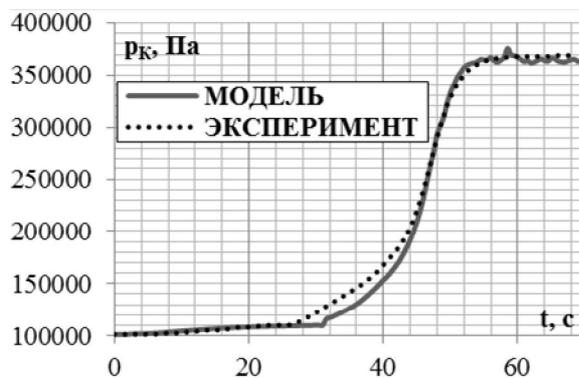


Рис. 8. Сравнение смоделированного и реального запусков ($p_k = f(t)$)



Рис. 9. Сравнение смоделированного и реального запусков ($T_t = f(t)$)

Сравнение результатов моделирования с экспериментальными данными показывает, что модель соответствует всем требованиям, предъявляемым к моделям, используемым при отработке САУ. Расхождения между экспериментальными и смодели-

рованными данными объясняются тем, что розжиг камеры сгорания был проведен ранее, чем заявлено в требованиях к САУ, а моделирование выполнено в соответствии с этими требованиями.

Выводы

Предложенная ранее и примененная к турбовальному двигателю со свободной турбиной методика формирования математической модели запуска успешно применена к трехвальному ТРДД. Разработанные модели обладают достаточной адекватностью, что позволит использовать их для отработки программы управления наземным запуском, холодной прокруткой, ложным запуском и сократить затраты времени и средств на синтез САУ. Авторы считают, что дальнейшие исследования в области моделирования запуска должны быть направлены на обеспечение возможности моделирования запуска в полете и исследования влияния механизации компрессора на динамику изменения моделируемых параметров.

Литература

1. Кац, Б. М. Пусковые системы авиационных газотурбинных двигателей [Текст] / Б. М. Кац, Э. С. Жаров, В. К. Винокуров. – М. : Машиностроение, 1976. – 220 с.
2. Авиационные правила часть 33 «Нормы летной годности воздушных судов» [Текст] : АП33-2003: утв. Межгосударственным авиационным комитетом 5.09.2003. – введ. в действие 25.12.2004. – М. : ОАО «АВИАИЗДАТ», 2003. – 48 с.
3. Епифанов, С. В. Анализ методик синтеза математических моделей газотурбинных двигателей на этапе запуска [Текст] / С. В. Епифанов, Ф. Ф. Сиренко, И. И. Головин // Авиационно-космическая техника и технология. – 2013. – № 10/46. – С. 128–135.
4. Создание быстросчетной математической модели турбовального двигателя на этапе запуска для решения задач синтеза систем автоматического управления [Текст] / С. В. Епифанов, Ф. Ф. Сиренко, С. И. Суховей, Р. Л. Зеленский // Авиационно-космическая техника и технология. – 2012. – № 9/96. – С. 234–242.
5. Гимадиев, А. Г. Системы автоматического регулирования авиационных ГТД [Текст] : учеб. пособие / А. Г. Гимадиев, Е. В. Шахматов, В. П. Шорин ; Мин-во высшего и среднего специального образования РСФСР, Куйбыш. авиац. ин-т. – Куйбышев : Изд-во Куйбыш. авиац. ин-та, 1976. – 122 с.

Поступила в редакцию 04.01.2014, рассмотрена на редколлегии 12.03.2014

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры конструкции авиационных двигателей Д. Ф. Симбирский, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

**СИНТЕЗ ДИНАМІЧНОЇ МОДЕЛІ ТРЬОХВАЛЬНОГО ДВОКОНТУРНОГО ДВИГУНА
НА ЕТАПІ ЗАПУСКУ****Ф. Ф. Сіренко, С. В. Єпіфанов, С. І. Суховій**

Для синтезу програм керування авіаційними ГТД широко використовуються нелінійні чи лінеаризовані моделі двигунів, які в більшості забезпечують розрахунок параметрів в діапазоні режимів між «малим газом» і «максималом» і значно рідше – в області запуску. Відсутність моделей запуску призводить до значних труднощів при синтезі систем автоматичного керування. В цій статті наводиться метод синтезу квазілінійної динамічної моделі запуску з використанням ідентифікації за обмеженої кількості даних, а також з використанням апріорної інформації. Використання метода, що пропонується, не передбачає встановлення додаткових датчиків. Модель запуску також включає модель термопари для відновлення результатів вимірювання температури газу. В статті наведено особливості синтезу моделі для трьохвального ТРДД і його реалізація на базі експериментальної інформації.

Ключові слова: математична модель, запуск, ідентифікація, трьохвальний ТРДД, експериментальні дані.

SYNTHESIS OF A DYNAMIC MODEL OF STARTING OF A THREE-SPOOL TFE**F. F. Sirenko, S. V. Yepifanov, S. I. Sukhovii**

The evaluation of steady-state and transient engine performance during gas turbine control system development is usually provided by applying linear or linearized models of GTEs that mostly cover the operating range between idle and maximum power points and more recently – a sub-idle operating range. The absence of the latest ones makes ACS control laws synthesis a very complex problem. The proposed paper deals with the new method to synthesize quasi-linear dynamic model of starting basing identification from limited experimental data and prior information. Except engine model, starting model also has a thermocouple behavior equation to restore true values, which were measured by a thermocouple. The specific features of the model for three spool turbofan and its practical implementation are presented in the paper.

Keywords: mathematical model, starting, identification, three-spool TFE, experimental data.

Сіренко Фелікс Феліксович – аспірант кафедри конструкції авіаційних двигателів, Національний аерокосмічний університет ім. Н. Е. Жуковського «ХАІ», Харків, Україна, e-mail: aedlab@gmail.com.

Єпіфанов Сергій Валерьевич – д-р техн. наук, проф, завідує кафедрою конструкції авіаційних двигателів, Національний аерокосмічний університет ім. Н. Е. Жуковського «ХАІ», Харків, Україна, e-mail: aedlab@gmail.com.

Суховей Сергій Іванович – канд. техн. наук, доц., доцент кафедри конструкції авіаційних двигателів, Національний аерокосмічний університет ім. Н. Е. Жуковського «ХАІ», Харків, Україна, e-mail: aedlab@gmail.com.

УДК 629.78.064.5

С. В. ГУБИН, И. Г. БУРЫМ

*Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Украина***АНАЛИЗ ФУНКЦИОНАЛЬНЫХ ВОЗМОЖНОСТЕЙ ЭНЕРГОДВИГАТЕЛЬНОГО МОДУЛЯ ДЛЯ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ**

В работе выполнен анализ функциональных возможностей энергодвигательного модуля для малых космических аппаратов. Изначально такой модуль планировался для придания маневренности космическому аппарату Lapan TUBSat, после чего была поставлена задача его применения на целом классе аппаратов. Анализ проводился с помощью специально созданной для этого математической модели, описывающей орбитальное движение спутника. Модель реализована в приложении MathCAD и протестирована на известных параметрах орбиты работающих микро космических аппаратов. С помощью модели проведены численные эксперименты по определению функциональных возможностей модуля, а именно высотной коррекции орбиты и изменения плоскости орбиты.

Ключевые слова: *микроспутник, электроракетный двигатель, энергоустановка, энергодвигательный модуль, коррекция орбиты.*

Введение

С развитием микроспутникостроения и расширением области выполняемых задач малыми космическими аппаратами, потребность в установке на космических аппаратах (КА) двигателей малых тяг, обеспечивающих маневры, становится весьма актуальной [1]. Она влечет за собой необходимость согласования между массами основных частей КА, массами двигательной установки и условиями ее работы. Для орбитального маневрирования таких аппаратов и удовлетворения требований к точности орбитального перехода КА ключевой проблемой является наличие и создание двигателей с малой тягой и двигательных установок на их основе. Сложностью применения жидкостных ракетных двигателей является значительная масса, как топливных компонент, так и агрегатов двигателя [2], что значительно затрудняет их применение для микроспутников. Такая же проблема стоит и перед применением газореактивных систем в двигательных установках подобного типа. Электроракетные двигатели (ЭРД) требуют для выполнения тех же задач гораздо меньшего количества рабочего тела (РТ), что позволит при его незначительных запасах на борту выполнять задачи маневров более эффективно и существенно повысить точность выполнения целевой задачи КА на орбите. Для придания маневренности целому классу микроспутников было принято решение создания двигательной установки на базе стационарного плазменного двигателя (СПД) с автономной системой энергоснабжения. Создание единого энергодвигательного модуля (ЭДМ) позволит объединить в одном блоке и двига-

тельную и энергетическую установки независимо от энергетических возможностей основной платформы космического аппарата. Такая установка будет являться абсолютно независимой от формы и конструкции космического аппарата, что позволит применять ее для различных космических аппаратов в диапазоне масс КА от 20 кг до 70 кг.

Постановка задачи

Существующая элементная база силовой электроники, бортовых компьютеров, преобразователей и накопителей энергии, средств связи, навигации и видеонаблюдения позволяет реализовать современный малый космический аппарат для большинства космических задач в пределах массовых характеристик 20...70 кг (Lapan TUBSat). Для данного диапазона масс КА возможно применение единого ЭДМ, который легко согласуется по габаритам и составляет 7...25 % массовой сводки основного КА. Изначально такой модуль планировался для придания маневренности КА Lapan TUBSat, после чего была поставлена задача его применения на целом классе аппаратов. При этом модуль комплектуется ЭРД СПД-20, собственной системой энергоснабжения (СЭС), контроллером управления, подсистемой хранения и подачи РТ с баком до 3 дм³.

В связи с универсальностью энерго-двигательного модуля возникает, прежде всего, вопрос об анализе его функциональных возможностей по высотной коррекции орбиты и изменению плоскости орбиты, при применении для КА аппаратов указанного диапазона масс.

В дальнейшем ограничим задачу рассмотрени-

ем маневренных возможностей ЭДМ на примере КА дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) [3] в диапазоне масс от 20..50 кг.

Параметры исходной орбиты:

- тип – солнечно-синхронная орбита (ССО);
- высота (H) – 573 км;
- наклонение (i) – 97,54°;
- период обращения ($T_{об}$) – 96 мин.

Решение задачи

Решим задачу определения возможностей ЭДМ по высотной коррекции орбиты.

Для решения этой задачи воспользуемся уравнением Циолковского [4] и выражением для расчета характеристической скорости:

$$V_{ch} = \sqrt{\frac{\mu}{R_f}} - \sqrt{\frac{\mu}{R_s}}, \quad (1)$$

где μ – гравитационный параметр притягивающего центра (для Земли $\mu=3,986 \cdot 10^5 \text{ км}^3/\text{с}^2$);

R_s – радиус начальной орбиты, $R_s=6945 \text{ км}$;

R_f – радиус конечной орбиты, км.

В результате преобразований из данных уравнений можно получить следующее выражение:

$$\Delta R = \mu \left(\sqrt{\frac{\mu}{R_s}} + I_s \cdot \ln \left(\frac{M_{sp} + M_{edm} - M_{rt}}{M_{sp} + M_{edm}} \right) \right)^{-2} - R_s, \quad (2)$$

где ΔR – приращение высоты орбиты, км;

I_s – удельный импульс двигателя, $I_s=12750 \text{ м/с}$;

M_{sp} – масса спутника, кг;

M_{edm} – масса ЭДМ, $M_{edm}=5,33 \text{ кг}$;

M_{rt} – масса рабочего тела, $M_{rt}=0,73 \text{ кг}$.

С помощью выражения, представленного выше можно рассчитать максимальное приращение высоты орбиты, которое может обеспечить ЭДМ за его суммарное время работы [4]:

$$T_{sum} = \frac{I_s \cdot M_{rt}}{3600 \cdot F} = 574,7 \text{ ч}, \quad (3)$$

где F – тяга двигателя, $F=0,0045 \text{ Н}$.

Результаты расчета максимального приращения высоты орбиты, которое может обеспечить ЭДМ, в зависимости от массы спутника представлены на рис. 1.

Также нас интересует значение времени маневра, которое может понадобиться для поднятия спутника на какую-либо промежуточную орбиту (R_p) в диапазоне от R_s до $R_s + \Delta R$.

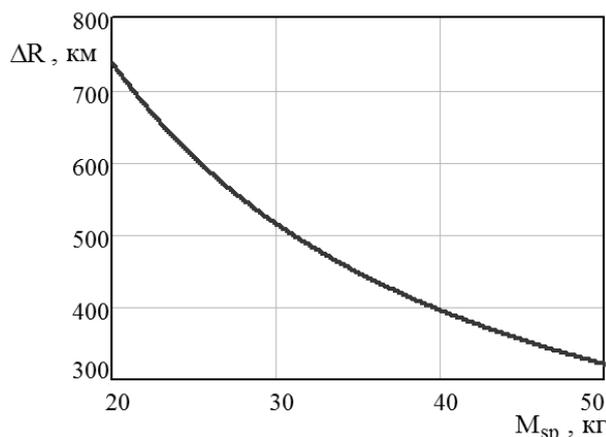


Рис. 1. Зависимость приращения высоты орбиты от массы спутника

Для расчета времени маневра можно воспользоваться следующим выражением [4]:

$$T_m = \frac{1}{F} \cdot (M_{sp} + M_{edm}) \cdot I_s \cdot \left(1 - e^{-\sqrt{\frac{\mu}{R_p}} - \sqrt{\frac{\mu}{R_s}}} \right). \quad (4)$$

На рис. 2 представлены результаты зависимости времени маневра от промежуточной орбиты для спутников массой 20 кг и 50 кг.

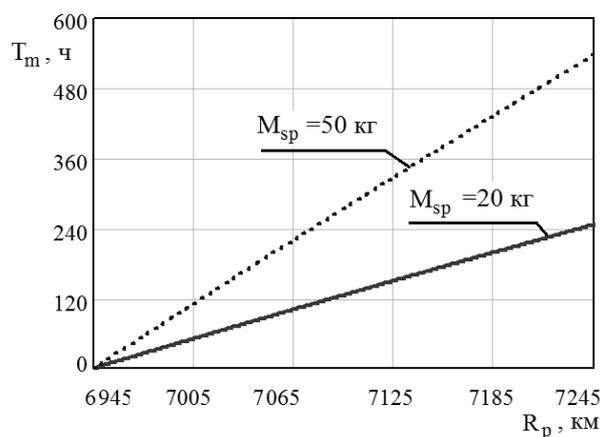


Рис. 2. Зависимость времени маневра от промежуточной орбиты

Далее решим задачу определения возможностей ЭДМ по изменению плоскости орбиты.

Для расчета изменения наклонения орбиты под воздействием двигателей малых тяг можно воспользоваться следующим выражением [5]:

$$V \frac{di}{dt} = \frac{F}{M_{sp} + M_{edm}} \cos u(t), \quad (5)$$

где V – орбитальная скорость движения, м/с;

i – наклонение орбиты;

u – аргумент широты спутника.

Запишем данное выражение в интегральном виде:

$$\Delta i = \frac{F}{(M_{sp} + M_{edm}) \cdot V} \cdot \int_{T_1}^{T_2} \cos(u(t)) dt. \quad (6)$$

Из данного выражения видно, что для увеличения либо уменьшения наклона орбиты тяга двигателя должна при $\pi/2 < u(t) < 3\pi/2$ действовать в одном направлении, а при $0 < u(t) < \pi/2$ и $3\pi/2 < u(t) < 2\pi$ менять свое направление на противоположное. Также тяга должна быть перпендикулярна плоскости орбиты. На рис. 3 показано необходимое направление тяги двигателя в различных точках при увеличении наклона для орбит с прямым движением.

Рассмотрим случаи, когда двигательная установка работает на протяжении всего витка и в течение 10 минут при прохождении восходящего узла орбиты. Результаты расчетов изменения наклона орбиты в течении одного витка представлены на рис. 4. Линия 1 показывает значение Δi при работе ЭДМ в течение всего витка, а линия 2 – при работе ЭДМ в течение 10 минут при прохождении восходящего узла.

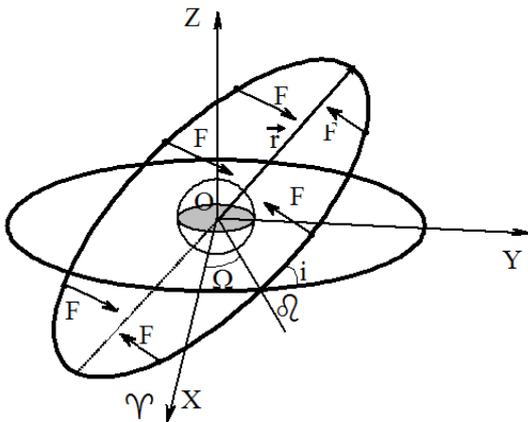


Рис. 3. Необходимое направление тяги двигателя в различных точках для увеличения наклона орбиты

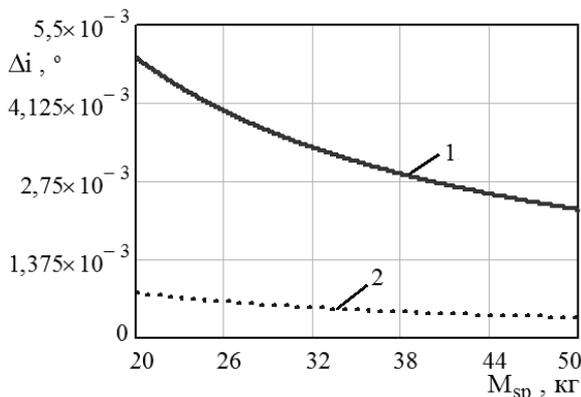


Рис. 4. Зависимость изменения наклона орбиты в течение одного витка от массы спутника

Также найдем значение Δi , которое может обеспечить ЭДМ за все время его работы. Для этого можно также воспользоваться выражением (6). На рис. 5 показаны результаты расчета максимального значения Δi . Линия 1 показывает значение Δi при работе ЭДМ в течение всего витка, а линия 2 – при работе ЭДМ в течение 10 минут при прохождении восходящего узла на каждом витке.

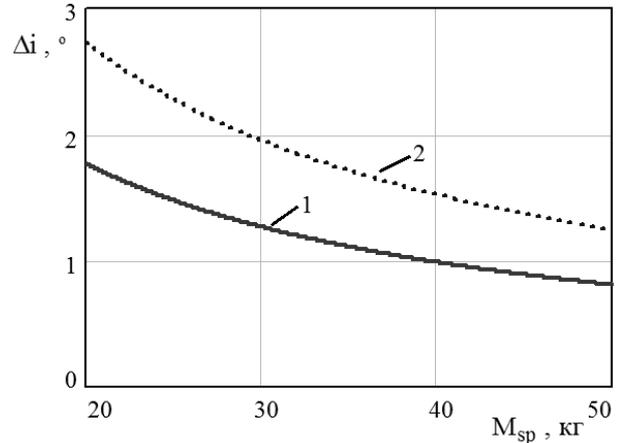


Рис. 5. Зависимость изменения наклона орбиты, которое может обеспечить ЭДМ, от массы спутника

Определим также количество энергии, необходимое для работы ЭДМ на протяжении всего срока его эксплуатации. Для этого воспользуемся следующим выражением:

$$E = \frac{F \cdot I_s}{2 \cdot \eta} \cdot T_{sum} = 1,979 \cdot 10^8 \text{ Дж}, \quad (7)$$

где η - коэффициент полезного действия двигателя, $\eta=0,3$.

Заключение

В данной работе проводился анализ возможностей энергодвигательного модуля по коррекции орбиты микроспутников дистанционного зондирования Земли.

Результаты анализа показали, что для спутников в диапазоне масс от 20 кг до 50 кг ЭДМ может изменить высоту орбиты от 320 км до 740 км. Также были получены зависимости времени работы модуля от высоты промежуточной орбиты, которые в дальнейшем могут использоваться для быстрой оценки необходимого времени для поднятия спутника на необходимую высоту.

Анализ возможностей модуля по изменению наклона орбиты показал, что более эффективным будет включение модуля при прохождении восходящего узла орбиты, чем его работа на протяжении всего витка. При этом за суммарное время работы двигателя можно добиться большего изменения плоскости орбиты, что показано на рисунке 5.

Литература

1. Овчинников, М. Ю. *Малые спутники и проблемы их ориентации. Современные проблемы прикладной математики [Текст] / М. Ю. Овчинников.* – М. : МЗ Пресс, 2005. – 324 с.

2. Солодов, А. В. *Инженерный справочник по космической технике [Текст] / А. В. Солодов.* – М. : Воениздат, 1977. – 430 с.

3. *Космические аппараты систем зондирования поверхности Земли [Текст] : моногр. / А. В. Соллогуб, Т. П. Анишаков, В. В. Данилов и др.* – М. : Машиностроение, 1993. – 368 с.

4. Балк, М. Б. *Элементы динамики космического полета [Текст] / М. Б. Балк.* – М. : Наука, 1965. – 339 с.

5. Левантовский, В. И. *Механика космического полета в элементарном изложении [Текст] / В. И. Левантовский.* – М. : Наука, 1974. – 512 с.

Потупила в редакцию 20.01.2014, рассмотрена на редколлегии 12.03.2014

Рецензент: д-р техн. наук, проф., профессор каф. аэрогидродинамики В. В. Тюрев, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

АНАЛІЗ ФУНКЦІОНАЛЬНИХ МОЖЛИВОСТЕЙ ЕНЕРГОДВИГУНОГО МОДУЛЯ ДЛЯ МАЛИХ КОСМІЧНИХ АПАРАТІВ

С. В. Губін, І. Г. Бурим

У роботі виконано аналіз функціональних можливостей енергорушійого модуля для малих космічних апаратів. Спочатку такий модуль планувався для додання маневреності КА Lapan TUBSat, після чого було поставлено завдання його застосування на цілому класі апаратів. Аналіз проводився за допомогою спеціально створеної для цього математичної моделі, яка описує орбітальний рух супутника. Модель реалізовано в програмі MathCAD і апробовано на відомих параметрах орбіти працюючих мікро космічних апаратів. За допомогою моделі проведено чисельні експерименти з визначення функціональних можливостей модуля, а саме висотної корекції орбіти і зміни площини орбіти.

Ключові слова: мікросупутник, орбіта, сонячна батарея, освітленість, температура, математична модель.

FUNCTIONALITY ANALYSIS OF POWER PROPULSION MODULE FOR SMALL SPACECRAFT

S. V. Gubin, I. G. Burym

In this paper we analyzed the functionality of power propulsion module for small spacecraft. Module was originally planned for giving maneuvering spacecraft Lapan TUBSat, then was tasked with its implementation in a whole class of spacecrafts. Analysis was carried out using a specially created mathematical model describing the orbital motion of the satellite. The model is implemented in the application MathCAD and tested on the known parameters of the orbit of working micro spacecraft. The model numerical experiments to determine the functionality of the module, namely the high-altitude orbit correction and change the orbital plane.

Keywords: micro satellite, orbit, solar array, light, temperature, the mathematical model.

Губин Сергей Викторович – канд. техн. наук, доцент, доцент каф. Ракетно-космических двигателей и энергоустановок летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

Бурим Иван Григорьевич – магистрант каф. Ракетно-космических двигателей и энергоустановок летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.