

УДК 621.78

Д.Г. ШЕРСТЮК¹, А.В. КУЛИК¹, А.М. МАЙ²¹ Днепропетровский национальный университет им. Олеса Гончара² ГППО "Южмаш" им. А.М. Макарова

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОПТИМАЛЬНЫХ ПАРАМЕТРОВ ПРИ ТЕРМОМЕХАНИЧЕСКОМ КАЛИБРОВАНИИ ЦИЛИНДРИЧЕСКИХ И КОНИЧЕСКИХ ОБЕЧАЕК ГОЛОВНОГО ОБТЕКАТЕЛЯ РН «ЦИКЛОН-4»

В статье рассмотрено моделирование процесса нагрева в технологии термомеханического калибрования обечаек изделия 2Ц41ГБ, тонкостенных крупногабаритных конструкций головного аэродинамического обтекателя ракеты-носителя «Циклон-4». С использованием опыта применения технологии термомеханического калибрования для обечаек баков ракет-носителей и результатов моделирования, определены основные параметры математического моделирования процесса термомеханического калибрования. Построены характерные закономерности процесса нагрева и сформулированы рекомендации оптимального сочетания ключевых параметров технологии. Определены оптимальные режимы термомеханического калибрования, обеспечивающие необходимые механические характеристики материала изделия и точность его геометрии.

Ключевые слова: термомеханическое калибрование, режимы нагрева, математическое моделирование, численные методы решения, ANSYS.

Введение

Технология термомеханического калибрования изделия 2Ц41ГБ, сварных обечаек главного обтекателя РН «Циклон-4» предназначена для повышения конечной точности обечаек путем нагрева изделия в жестком приспособлении и устранения эллиптичности и некруглости конструкции за счет взаимодействия обечайки и оправки в процессе температурного расширения их материалов. Подобный подход применялся для обечаек баков изделий, 15А18 только как технология отжига без учета особенностей конструкции обечайки и её подкреплений.

Тонкостенные крупногабаритные конструкции, такие как обечайки обтекателя РН «Циклон-4», требуют особого внимания к параметрам процесса нагрева, чтобы не допустить нежелательного деформирования элементов сложной конструкции обечаек, показанной на рис. 1.

Общее направление использования термомеханической обработки (ТМО) – увеличение пластичности или наоборот повышение упрочнения сплава за счет регулируемых внешних напряжений влияющих на строение сплавов.

В каждом конкретном случае ТМО сводится к оптимальной комбинации нескольких ключевых параметров [1]:

- 1) способ пластической деформации;
- 2) степень деформации;

3) совмещение термической обработки и пластической деформации;

4) скорректированные (в связи с использованием деформации) режимы термической обработки.

В работе [2] рассмотрена ТМО листовой деформированной заготовки. Даны общие рекомендации по выбору диапазонов технологических параметров ТМО (калибровки и отжига) для незамкнутых деформированных листовых заготовок, толщиной до 20 мм.

Полученные в работе [2] результаты позволяют оценить скорость деформации и усилия деформирования при термомеханической обработке листовых заготовок из алюминиевых сплавов.

В соответствии с технологическими рекомендациями по выбору режимов операций деформирования с нагревом листовую заготовку выдерживают в течении 30-60 минут при температуре 300°С. Для каждого режима дополнительно вводится начальная температура, которая может быть базовой – 20°С и температура предварительно прогретой печи (100-200°С).

Достаточно низкая скорость деформации и усилия деформирования – 10-20 МПа [2] обуславливаются длительным временем операции и малой величиной деформаций, которая рассчитывается как соотношение окончательного размера деформированного изделия к исходным размерам заготовки.

В работах [3-4] рассмотрены технологические принципы формоизменения трубных заготовок, в

режиме вязкого течения могут быть применены в производстве конических пустотелых тонкостенных деталей из анизотропных высокопрочных сплавов.

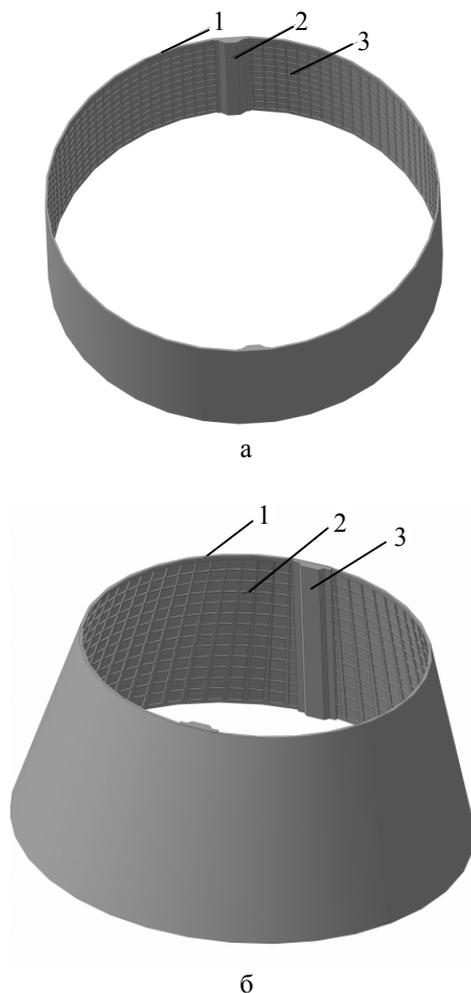


Рис. 1. Общий вид цилиндрической (а) и конической (б) обечаек с основными конструкциями и элементами (1 – торцевой шпангоут, 2 – подкрепление оболочки "вафельный фон", 3 – балка функционального стыка)

При разработке технологических процессов изотермического обжима и раздачи трубных заготовок из высокопрочных материалов, обладающих цилиндрической анизотропией механических свойств, в настоящее время используют эмпирические зависимости из различных справочных источников, а также результаты теоретических исследований, в которых не в полной мере учитываются механические свойства материала. Во многих случаях это приводит к необходимости экспериментальной отработки операций изотермического обжима и раздачи, что удлиняет сроки подготовки производства изделия.

Из общей классификации существующих видов термомеханической обработки, созданной А.П. Гуляевым [5], наиболее подходящим для термомеха-

нического калибрования крупногабаритных обечаек подходит - низкотемпературная термомеханическая обработка ниже порога рекристаллизации. Данный вид ТМО, учитывая существующий опыт применения данной технологии, обусловлен небольшой величиной необходимой пластической деформации по отношению к диаметру изделия и температуре нагрева 350°C сплава АМг6, превышение которой ведет к потере коррозионной стойкости материала [6].

Таким образом, анализ основных исследований и публикаций позволяет определить предварительные диапазоны параметров процесса термомеханического калибрования: температура процесса $300-350^{\circ}\text{C}$, скорость деформации – 10^{-5} с^{-1} и усилие деформации – $10-20 \text{ МПа}$.

Тем не менее, специфика конструкции обечаек корпуса головного аэродинамического обтекателя РН «Циклон-4» не позволяет применить полученные результаты непосредственно и для использования термомеханической обработки данных обечаек необходимо провести дополнительные исследования.

Постановка проблемы

Определение оптимальных параметров нагрева, деформации и времени операции для термомеханического калибрования сварных крупногабаритных обечаек с элементами функционального стыка применительно к корпусу головного аэродинамического обтекателя РН «Циклон-4».

Изложение основного материала

Достоверность результатов во многом зависит от принятых начальных условий и особенностей процесса, а также ключевых параметров методов расчета.

В качестве материала изделий цилиндрической и конической обечаек для моделирования процесса нагрева были приняты: АМг6 (материал изделия) и СЧ-15 (материал оправки). Значение механико-физических параметров материалов оправки и изделия приведены в табл. 1.

Деформации обечаек во время нагрева можно принять равными $\epsilon=1\%$, (ϵ – продольная деформация, положительна при осевом растяжении, отрицательна при осевом сжатии) в силу незначительности геометрических отклонений после сварки по отношению к диаметру изделия. Таким образом, технологический зазор должен быть равен примерно $1\%(0,01)$ от значения диаметра заготовки, в пределах $15-20 \text{ мм}$.

Скорость деформации – изменение относительной деформации в единицу времени:

Таблица 1

Физико-механические свойства сплава АМг6 и литого чугуна СЧ-15 [7-9]

Марка сплава	$\sigma_{п}$, МПа	$\sigma_{в}$, МПа	$E \times 10^4$, МПа	ρ , кг/м ³	α , кг/м ³	μ
АМг6	130-145	275-305	7,1	2640	24,7	0,32-0,36
СЧ15	130	150	6-8	6800-7200	10-11	0,28-0,29

$\sigma_{п}$ – предел пропорциональности, МПа; $\sigma_{в}$ – предел прочности, МПа; E – модуль упругости, МПа;
 ρ – плотность, кг/м³; α – коэффициент линейного температурного расширения, кг/м³;
 μ – коэффициент Пуассона

$$\varepsilon = \frac{D_1 - D_2}{D_2}, \quad (1)$$

$$U = \frac{\varepsilon}{T} (c^{-1}), \quad (2)$$

где ε – степень деформации; T – время.

Превышение величины D_2 над D_1 , как правило, находится в диапазоне 15-20 мм, вследствие сварочных деформаций [10], подставив в формулу (1) получим:

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

где D_2 и D_1 – конечный и начальный диаметр заготовки обечак в операции термомеханического калибрования.

Время (T) берется как время операции – 30-60 минут (1800-3600 с) из формулы (2) получаем скорость деформации для 30 минут (U_1) и для 60 – U_2 :

$$U_1 = \frac{\varepsilon}{T} = \frac{0,0088}{3600} = 2,7 \times 10^{-6} (c^{-1});$$

$$U_2 = \frac{\varepsilon}{T} = \frac{0,0088}{1800} = 5,5 \times 10^{-6} (c^{-1}).$$

Из полученных результатов расчета скорости деформации для технологического процесса термомеханического калибрования, время выдержки заготовок в печи можно принять в диапазоне 30-60 минут. Время прогрева алюминиевого сплава до заданной температуры, учитывая толщину изделия, может быть найдено по формуле, приведенной в табл. 2.

Таблица 2

Время нагрева алюминиевых и магниевых сплавов [11]

Сплавы	Диаметр или толщина заготовки в мм		
	До 50	Более 50 до 100	Более 100
Время нагревания в минутах 1 мм диаметра (толщины)			
Алюминиевые и магниевые	1,5	$T_1 = 1,5 + 0,01 (d - 50)$	2,0

$$T_1 = 1,5 + 0,01 (d - 50) = 1,5 + 0,01 (22 - 50) = 1,22,$$

т.е. обечайка с толщиной стенки 22 мм нагреется до необходимой температуры в соответствии с формулой

$$T_2 = T_1 d = 22 \times 1,28 = 26,84 \text{ мин.}$$

Таким образом, время операции (T_0) получаем сложив время прогрева металла до заданной температуры и время необходимое для деформации

$$T_0 = T_2 + T, \quad (3)$$

$$T_0 = T_2 + T = 26,84 + 60 = 87 \text{ мин.}$$

Достоверность параметров ТМО [1] может быть подтверждена диаграммой, показанной на рис. 2

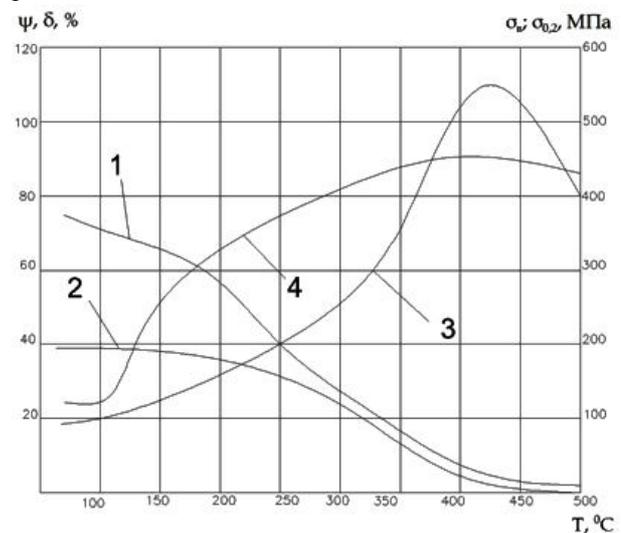


Рис. 2. Диаграмма деформирования сплава АМг6 в деформированном состоянии: 1 – $\sigma_{в}$; 2 – $\sigma_{0,2}$; 3 – δ (относительное удлинение при разрыве); 4 – ψ (относительное сужение) [13]

Сопротивление деформации алюминиевого сплава АМг6 при температуре 300°С и скорости деформации $u < 1 \times 10^{-4}$, (рис. 3) дает величину не превышающую $\sigma = 5-14 \text{ кгс/мм}^2 = 50-140 \text{ МПа}$.

Характеристику временного сопротивления $\sigma_{в}$ после горячей обработки давлением можно также

получить с помощью эмпирической формулы для деформируемых алюминиевых сплавов (АМг1-6, Д16) [14]:

$$\sigma_B = \sigma_{B \text{ исх.}} + 1,6\epsilon^{0,76} \quad (4)$$

Для АМг6, при $\sigma_{B \text{ исх.}}=290$ МПа[7]:

$$\sigma_B = 290 + 1,6 \times 10^{0,76} = 300 \text{ МПа.}$$

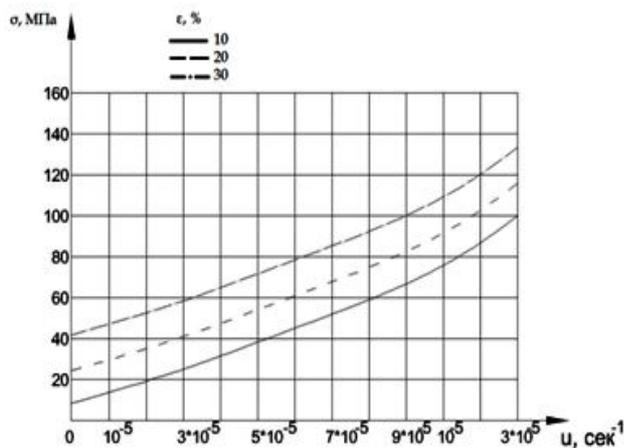


Рис. 3. Сопротивления деформации сплава Амг6 при температуре 300°C [14]

Расчетные параметры технологического процесса термомеханического калибрования приведены в табл. 3.

Таблица 3

Технологические рекомендации для процесса термомеханического калибрования цилиндрических и конических обечаек

Материал	T, °C	U, 1/c	$\tau_{\text{мин.}}$, мин.	σ_y , МПа	τ , мин.
АМг6	300-330	$2,7 \times 10^{-4}$ - $5,5 \times 10^{-4}$	26,84	50-140	90-120

T – температура, °C; U – скорость деформации, 1/c;
 $\tau_{\text{мин.}}$ – минимальное время прогрева, мин.;
 σ_y – удельное усилие, МПа;
 τ – время операции, мин.

Технологический зазор между оправкой и изделием принимается около 1% от значения диаметра

заготовки, на основании величины возможных деформаций $\epsilon=1\%$, в пределах 15-20 мм.

Размер технологической оправки для цилиндра: высота $H=1300$ мм, толщина $h=30$ мм, для конуса – $H=1020$ мм, $h=30$ мм. Данные размеры технологической оправки обусловлены максимально возможным температурным расширением алюминия

$$\Delta L = \alpha \times L \times \Delta T. \quad (4)$$

Максимально возможный прирост размера обечайки вследствие температурного расширения при нагреве до 330°C составляет:

$$\Delta R = \alpha \times R \times \Delta T = 24,7 \times 10^{-6} \times 2026 \times 310 = 30 \text{ (мм).}$$

Оптимизационное численное моделирование конструкции оправки проводилось отдельной серией экспериментов.

Моделирование режимов нагрева: замедленного, обычного, скоростного, является обоснованным решением в силу успешного применения данных схем нагрева к самым разнообразным изделиям и материалам.

Поскольку масса и объем чугунной оправки в несколько раз больше массы и объема обечайки, учитывая процессы теплообмена, то именно по ней следует рассчитывать параметры нагрева. Чугунные литые конструкции, имеющие значительные габариты и толщину стенок, как правило, нагревают со скоростью 50-150°C [11], что соответствует замедленному(вместе с печью) при скорости 50°C, либо обычному режиму нагрева со скоростью 150 °C/час. Графики различных режимов нагрева представлены на рис. 4.

Технологическая оснастка представляет собой конус (либо цилиндр в случае цилиндрической обечайки) большего, чем обечайка диаметра на величину технологического зазора. Простота принятого вида оснастки объясняется её необходимостью уделить максимальное внимание поведению обечаек во время термомеханического калибрования и их напряженно-деформированного состояния.

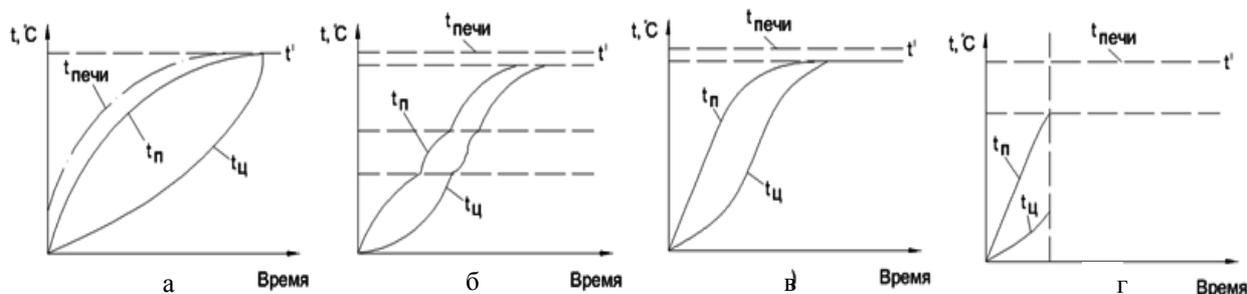


Рис. 4. Графики режимов нагрева: а – замедленный (с печью); б – ступенчатый; в – обычный; г – скоростной, где t' – необходимая температура нагрева, t_n – температура поверхности нагреваемой детали, $t_ц$ – температура в центре детали

Обечайка, как предмет исследования, берется для расчетов без каких-либо упрощений конструкции.

С помощью модуля Engineering Data, программной среды ANSYS, задано изменение механических параметров материалов от температуры во вкладыше Tabular Data, кроме указанных в таблице 1 фиксированных значений.

Для получения численного моделирования термомеханического калибрования, используя ANSYS необходимо пройти несколько последовательных этапов подготовки и расчетов математической модели. Такими этапами есть [15-16]:

- 1) создание трехмерной модели и задание свойств материалов (Engineering Data);
- 2) нанесение сетки конечных элементов – с помощью метода Hex Dominant создается упорядоченная сетка, которая имеет преимущество против произвольной;
- 3) задание начальных и конечных условий расчета;
- 4) численное решение системы уравнений;
- 5) анализ результатов.

Процесс термомеханического калибрования крупногабаритных обечаек относится к классу задач Static structural (ANSYS), поскольку, все задействованные элементы конструкций или жестко закрепленные, как технологическое оснащение, или имеют малые перемещения от линейного расширения материалов вследствие нагрева.

После внесения начальных параметров и свойств процесса в математическую модель производится серия расчетов с последующим анализом результатов.

Исходные данные и результаты моделирования комбинаций начальных условий в 18 расчетных случаях представлены в табл. 4.

Диапазон представленных основных параметров деформирования показывает их рост от начального этапа операции – прогрева печи (мини-

мальное значение) и итоговый показатель (максимальное значение) – операция термомеханического калибрования. Приведенные значения являются средним для изделия и технологической оправки. Характер распределения температурной деформации, эквивалентного напряжения и общих деформаций представлен на рис. 4-6 – среднее по изделию.

При всех комбинациях начальной температуры и скорости нагрева в печи, величины температурной деформации и эквивалентного напряжения имеют одинаковый характер распределения по изделию и совпадают по максимальной величине, поскольку оба параметра зависят только от величины конечной температуры нагрева.

Различие в начальных параметрах, при сходстве конечных результатов, сказывается на времени проведения операции и, как следствие, времени достижения максимальных напряжений.

Характер распределения эквивалентного напряжения для цилиндрической и конической обечаек приведен на рис 5.

Конечные результаты общих деформаций, представленные в табл. 3, являются средними значениями.

Деформации цилиндрической обечайки имеют одинаковый характер по принципу распределения, отличаясь только по величине в критических точках, при всех взятых для анализа режимах нагрева (рис. 6).

Деформации, в случае конической обечайки, имеют одинаковый характер принципа распределения для обычного и ускоренного режимов (рис. 7б, 7в) и несколько отличаются для случаев замедленного нагрева (7а). Данная особенность распределения деформаций объясняется, в случае конической обечайки, наклонной плоскостью оболочки, в основании которой сосредоточены наибольшие деформации и напряжения.

Таблица 4

Изменение напряженно-деформированного состояния обечаек от изменения параметров деформирования

m, °C/час	T _{нач} , °C	Цилиндрическая обечайка			Коническая обечайка		
		ε _t , %	σ _ε , МПа	δ, мм	ε _t , %	σ _ε , МПа	δ, мм
50	20	0,001-0,0084	13,1-127,85	9,92-18,92	0,001-0,0084	13,83-131,84	9,9-17,32
	100	0,0025-0,0084	39,51-1278,5	10,03-18,92	0,0026-0,0084	40,47-131,84	11,39-17,63
	200	0,054-0,0084	78,06-127,85	11,4-18,92	0,0054-0,0084	80,16-131,84	13,42-17,63
125	20	0,0021-0,0084	26,37-127,85	9,98-18,92	0,0013-0,0084	26,58-131,84	10,58-17,63
	100	0,0037-0,0084	52,53-127,85	10,69-18,92	0,0036-0,0084	54,85-131,84	11,58-17,63
	200	0,0063-0,0084	103-127,85	12,95-18,92	0,0063-0,0084	105,26-131,54	17,34-17,63
200	20	0,0025-0,0084	39,46-127,85	10,4-18,92	0,0025-0,0084	41,41-131,54	10,63-17,63
	100	0,0048-0,0084	77,95-127,85	10,83-18,92	0,0046-0,0084	80-131,84	12,54-17,63
	200	0,0065-0,0084	113-127,85	13,95-18,92	0,0065-0,0084	117,31-131,84	14,26-17,63

m – темп нагрева; T_{нач} – начальная температура; ε_t – температурная деформация; δ – общая деформация; σ_ε – эквивалентное напряжение

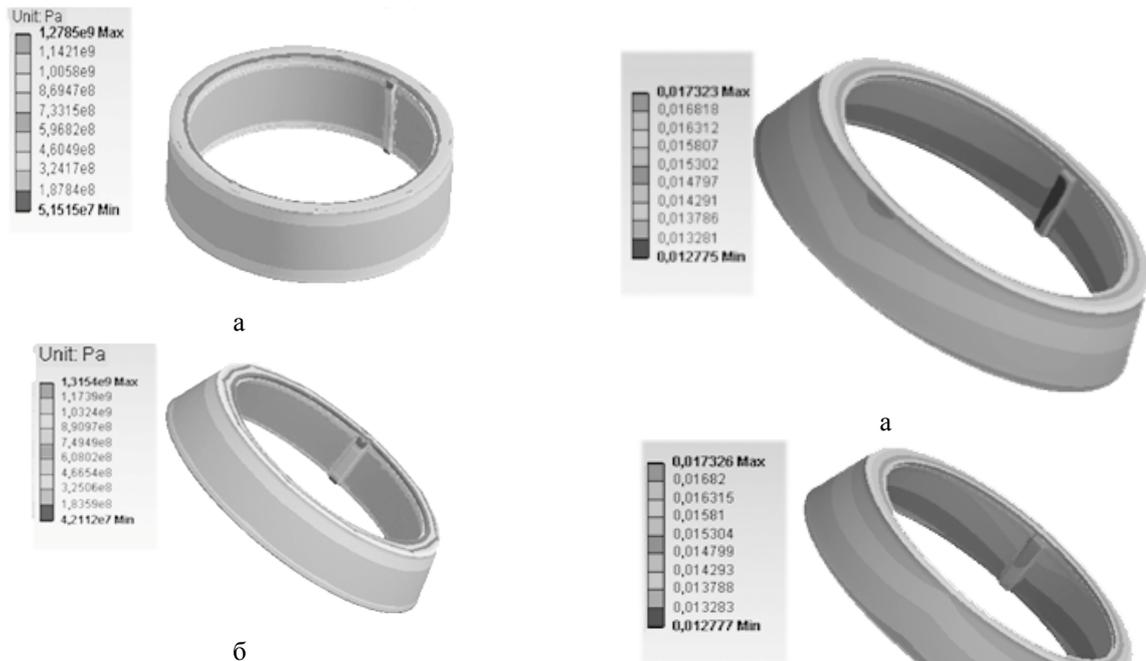


Рис. 5. Эквивалентные напряжения цилиндрической (а) и конической (б) обечайки и оправки при начальной температуре печи 100°С и темпе нагрева 50°С/час



Рис. 6. Распределение деформации цилиндрической обечайки и оправки при темпе нагрева 125°С/час и начальных условиях 20°С(а), 100°С(б) и 200°С(в). Единица измерения на приведенных рисунках - "метр"

Рис. 7. Распределение деформации конической обечайки и оправки:

а – темп нагрева 50°С/час, начальная температура 20°С, б – темп нагрева 125°С/час, начальная температура 20°С, в – темп нагрева 200°С/час, начальная температура 20°С. Единица измерения на приведенных рисунках – "метр"

Прослеживается зависимость процесса термомеханического калибрования от начальной температуры печи. Взяв для примера замедленный режим нагрева(50°С/час), разница деформаций, зависящая от начальной температуры, составляет – 35-40%, сравнивая начальные условия 20°С и 200°С начальной температуры печи.

Зависимость от режима нагрева имеет меньшие величины. Различие максимальных деформаций при замедленном и ускоренном режиме нагрева (200°С/час) составляют 16-20%.

Зависимость напряжений и деформаций от

температуры и времени при темпе нагрева $125^{\circ}\text{C}/\text{час}$, показана рис. 8-9.

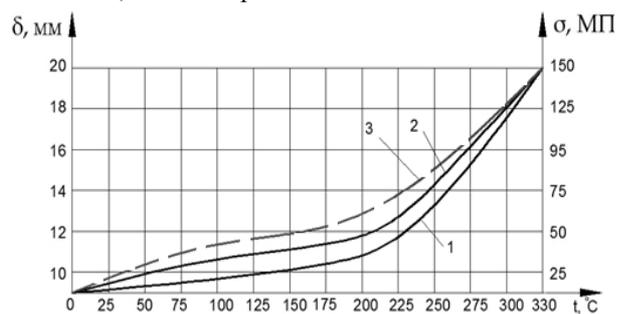


Рис. 8. Зависимость деформации и напряжений цилиндрической и конической обечаек от температуры: 1 – начальная температура 20°C ; 2 – начальная температура 100°C ; 3 – начальная температура 200°C

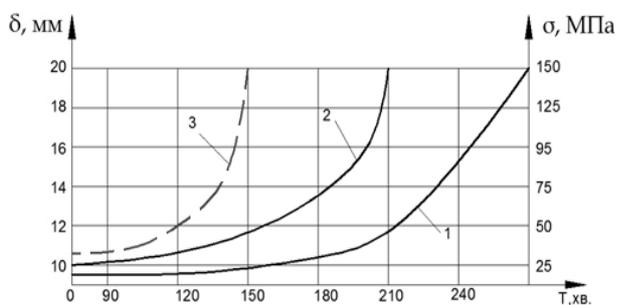


Рис. 9. Зависимость деформаций и напряжений цилиндрической и конической обечаек по времени: 1 – начальная температура 20°C ; 2 – начальная температура 100°C ; 3 – начальная температура 200°C

После нанесения вафельного фона и приварки торцевых шпангоутов обечайки подвергаются отжигу в твердых приспособлениях.

Режимы нагрева, полученные при моделировании термомеханического калибрования, могут быть применены для операций отжига, предотвращая появления остаточных напряжений и нежелательную деформацию вафельного фона обечаек. Необходимость корректировки режимов нагрева и точного определения величины и расположения зон эллиптичности подтверждается математическим моделированием (рис. 10) [17] и проведением пробного отжига в цехе ГП ПО "Южмаш" им. А.М. Макарова (рис. 11) [18].

Расчетно-теоретические показатели технологии термомеханического калибрования на основе математического моделирования, имеют высокую достоверность, совпадая по итоговым параметрам точности с обмерами обечаек после термомеханического калибрования в цехе ГП ПО "Южмаш" им. А.М. Макарова [19].

Полученные результаты моделирования термомеханической обработки частей обтекателя и построенные по ним характерные закономерности

процесса дают возможность для формирования выводов об оптимальных параметрах нагрева в технологии термомеханического калибрования и отжига обечаек головного аэродинамического обтекателя РН «Циклон-4».

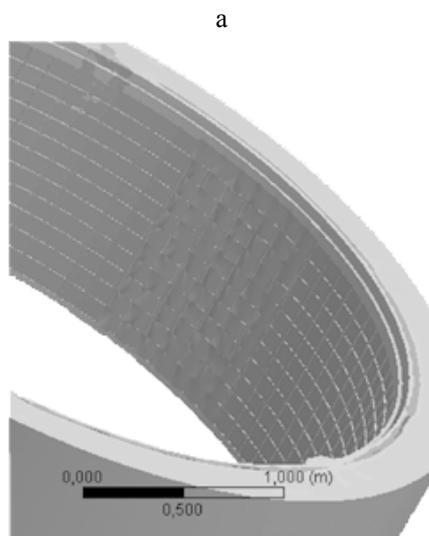
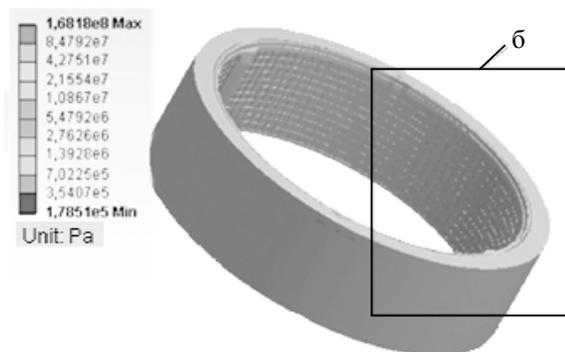


Рис. 10. Распределение остаточных напряжений в процессе термомеханического калибрования при эллиптичности цилиндрической обечайки 20 м0м (а, б) в районе балки [17]

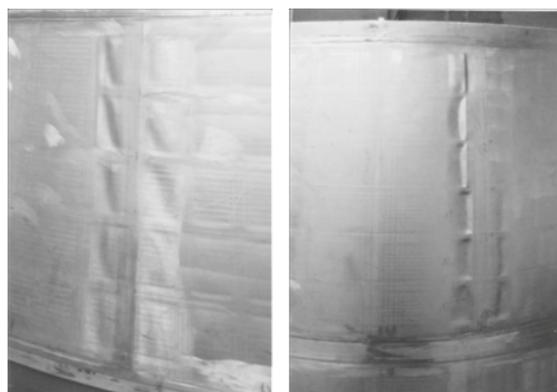


Рис. 11. Деформация обечаек (а, б) в местах максимальной эллиптичности(32 мм) после проведения отжига

Выводы

Ключевые параметры напряженно-деформированного состояния обечаек головного аэродинамического обтекателя РН «Циклон-4» зависят от конечной температуры нагрева и скорости нагрева, и связанного с ними времени проведения операции.

Температура процесса термомеханического калибрования для всех обечаек принимается равной $330 \pm 15^\circ\text{C}$, как наиболее оптимальная, обеспечивающая оптимальные показатели физико-механических свойств материала обечаек. Временной диапазон операции термомеханического калибрования крупногабаритных обечаек находится в пределах 2-2,5 часов, что является достаточным временем для исправления всевозможных отклонений геометрии обечаек.

Предельно низкая скорость нагрева, обусловленная возможностями печи и максимальная скорость нагрева дают неудовлетворительный результат в отношении длительного времени проведения операции, в первом случае, и предельно высоких напряжений изделия, не давая прогреться изделию и оправке, во втором.

Таким образом, скорость нагрева в $125^\circ\text{C}/\text{час}$ является оптимальной, сочетая разумную длительность времени проведения операции и вполне допустимый уровень напряжений на изделии и оправке.

Как и в случае со скоростью нагрева обечаек начальная температура прогрева печи также имеет оптимальное значение, но в данном случае желательным является как раз максимальная величина – 200°C .

Также, в процессе проектирования и обработки технологии термомеханического калибрования необходимо учесть, что в зонах эллиптичности 20 и более миллиметров для всех типов цилиндрических или конических обечаек, в процессе обеспечения точности путем термомеханической обработки происходят нежелательные деформации и создаются очаги остаточных напряжений, которые достигают критических величин, превосходя предел пластичности материала.

Исходя из особенностей процесса термомеханического калибрования, с использованием жесткого приспособления, напряжения деформации в любом из возможных случаев нагрева приводят к одинаковой величине напряжений в изделии, около 150 МПа. Сочетая умеренную скорость нагрева и высокую начальную температуру печи одновременно при сокращении времени самого процесса нагрева исключается опасность предельных напряжений в изделии.

Отличие основных параметров деформации между конической и цилиндрической обечайками составляет 5-6%, что обусловлено углом наклона плоскостей конической поверхности.

Полученные характерные параметры термомеханического калибрования используются для модификации и уточнения технологии термомеханического калибрования в процессе опытно-конструкторской обработки головного аэродинамического обтекателя РН «Циклон-4» и в проектировании технологических процессов ТМО для крупногабаритных тонкостенных обечаек в изделиях РН "Зенит", "Taurus-2" на ГП ПО "Южмаш" им. А.М. Макарова.

Литература

1. Берштейн, М.Л. Термомеханическая обработка металлов и сплавов [Текст] / М.Л. Берштейн. – М.: Металлургия, 1968. – 486 с.
2. Яковлев, С.С. Технологические рекомендации по выбору режимов операций деформирования с нагревом [Электронный ресурс] / С.С. Яковлев. – Режим доступа: <http://tula-mpf.narod.ru/win/top/albom/9.htm>. – 02.12.2012.
3. Полухин, Д.С. Изотермическое обратное выдавливание толстостенных трубных заготовок в режиме кратковременной ползучести [Текст] / автореф. дис. ... канд. техн. наук: 05.02.09 / Полухин Дмитрий Сергеевич; Тул. гос. ун-т. – Тула, 2010. – 27 с.
4. Изотермическое формоизменение анизотропных материалов жестким инструментом в режиме кратковременной ползучести: монография [Текст] / А.В. Черняев [и др.]; под ред. С.С. Яковлева. – М.: Машиностроение, 2009. – 412 с.
5. Гуляев, А.П. Металловедение [Текст] / А.П. Гуляев. – М.: Металлургия, 1965. – 293 с.
6. Белов, А.Ф. Металловедение алюминия и его сплавов [Текст]: справ. / А.Ф. Белов, В.И. Добаткин, Н.Н. Буйнов. – М.: Металлургия, 1983. – 389 с.
7. Бреславский, Д.В. Характеристика материала АМгб [Электронный ресурс] / Д.В. Бреславский. – Режим доступа: http://www.splav.kharkov.com/mat_start.php?name_id=1422. – 1.06.2012.
8. Mechanical properties of gray cast iron [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.stainless-steel-tube.org/Mechanical-Properties-of-Gray-Cast-Iron.htm>. – 1.06.2012.
9. Справочник по чугуному литью [Текст] / под ред. д-ра техн. наук Н.Г. Гириновича. – 3-е изд. – Л.: Машиностроение, 1978. – 758 с.
10. Расчетно-аналитическая оценка схем термокалибровки и отжига цилиндрических и конических обечаек головного обтекателя РН «Циклон-4» [Текст]: технический отчет / УкрНИИТМ; рук. П.Н. Желтов, исполн. А.А. Фокин. – Днепрпетровск, 2007. – 37 с.

11. Крупицкий, В.А. Основы термической обработки [Текст] / В.А. Крупицкий. – М.: Металлургия, 1959. – 121 с.

12. Ковка и штамповка цветных металлов. [Текст]: справ. / под ред. Н.И. Корнева. – М.: Машиностроение, 1971. – 232 с.

13. Ковка и штамповка. [Текст]: справочник в 4-х томах. / под ред. Е.И. Семенова. – М.: Машиностроение, 1984. – 568 с.

14. Третьяков, А.В. Механические свойства металлов и сплавов при обработке давлением. [Текст] / А.В. Третьяков, В.И. Зюзин. – М.: Металлургия, 1973. – 224 с.

15. Каплун, А.Е. ANSYS в руках инженера: Практическое руководство [Текст] / А.Е. Каплун, Е.А. Морозов. – М.: Едиториал УРСС, 2003. – 272 с.

16. Басов, К.А. ANSYS: справочник пользователя [Текст] / К.А. Басов. – М.: ДМК Пресс, 2005. – 640 с.

17. Залишкові напруги у процесі виготовлення циліндричних та конічних обичайках головного обтічника ракети-носія [Текст] / Д.Г. Шерстюк, О.В. Кулик, Є.А. Джур, Є.А. Сошніков // Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки: збірних наукових праць, ДНУ ім. О. Гончара. – Том XIV. – Д.: "Пороги". – С. 116-129.

18. Маршрутно-технологический паспорт [Текст]: Корпус 94.7300.1220.0340.00.0, цех №87, сверен и откорректирован с эталоном 25.09.12. – Днепропетровск: ПО ГП "Южмаш" им. А.М. Макарова. – 15 с.

19. Маршрутно-технологический паспорт [Текст]: Корпус 94.7300.1220.0240.00.0, цех №87, сверен и откорректирован с эталоном 07.12.12. – Днепропетровск: ПО ГП "Южмаш" им. А.М. Макарова. – 25 с.

Поступила в редакцию 01.06.2013, рассмотрена на редколлегии 12.06.2013

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. каф. кафедры технологии производства Е.А. Джур, Днепропетровский национальный университет им. О. Гончара, Днепропетровск.

ВИЗНАЧЕННЯ ОПТИМАЛЬНИХ ПАРАМЕТРІВ ПРИ ТЕРМОМЕХАНІЧНОМУ КАЛІБРУВАННІ ЦИЛІНДРИЧНИХ І КОНІЧНИХ ОБИЧАЙОК ГОЛОВНОГО ОБТІЧНИКА РН «ЦИКЛОН-4»

Д.Г. Шерстюк, О.В. Кулик, О.М. Май

У статті розглянуто моделювання процесу нагрівання в технології термомеханічного калібрування обичайок виробу 2Ц41ГБ, тонкостінних великогабаритних конструкцій головного аеродинамічного обтічника ракети-носія «Циклон-4». З використанням досвіду застосування технології термомеханічного калібрування для обичайок баків ракет-носіїв і результатів моделювання, визначено основні параметри математичного моделювання процесу термомеханічного калібрування. Побудовано характерні закономірності процесу нагріву і сформульовано рекомендації оптимального поєднання ключових параметрів технології. Визначено оптимальні режими термомеханічного калібрування, що забезпечують необхідні механічні характеристики матеріалу виробу і точність його геометрії.

Ключові слова: термомеханічне калібрування, режими нагрівання, математичне моделювання, чисельні методи рішення, ANSYS.

DETERMINATION OF OPTIMAL PARAMETERS IN THE THERMOMECHANICAL CALIBRATION OF CYLINDRICAL AND CONICAL SHELLS OF FAIRING «CYCLONE-4»

D.G. Sherstyuk, A.B. Kulik, A.M. Maiy

The paper considers the modeling of the heat in the thermomechanical calibration technology products 2TS41GB shells, thin-walled structures of large cerebral aerodynamic fairing of the launch vehicle "Cyclone-4". Using the experience of the application of technology for thermo-mechanical calibration of tanks shells launchers and simulation results, the main parameters of the mathematical modeling of thermo-mechanical calibration. Built characteristic patterns of the heating process and makes recommendations optimum combination of key parameters of technology. The optimal thermo-mechanical calibration modes that provide the necessary mechanical properties of the material accuracy of the product and its geometry.

Keywords: thermomechanical calibration, heating modes, mathematical modeling, numerical methods, ANSYS.

Шерстюк Дмитрий Геннадьевич – аспирант каф. технологии производства, Днепропетровский национальный университет им. О. Гончара, Днепропетровск, Украина, e-mail: SherDG@i.ua.

Кулик Алексей Владимирович – канд. техн. наук, доцент каф. технологии производства, Днепропетровский национальный университет им. О. Гончара, Днепропетровск, Украина.

Май Александр Михайлович – начальник технологического сектора, ГП ПО "Южмаш" им. А.М. Макарова, Днепропетровск, Украина

УДК 621.923

А.А. ГОРБАЧЕВ

Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского "ХАИ"

ОБОРУДОВАНИЕ ДЛЯ ВЫСОКОСКОРОСТНОГО ГЛУБИННОГО ШЛИФОВАНИЯ ДЕТАЛЕЙ ИЗ ТРУДНООБРАБАТЫВАЕМЫХ МАТЕРИАЛОВ

Сформулирована проблема необходимости разработки нового оборудования и технологии обработки методом глубинного шлифования плоских и плоско фасонных поверхностей деталей авиационных двигателей из трудно обрабатываемых материалов. Были проведены исследования состояния применяемого оборудования для глубинного шлифования. Получено новое оборудование для обработки плоских и плоско фасонных поверхностей деталей авиационных двигателей при помощи планетарной шлифовальной головки, позволяющей более эффективно и с меньшими трудозатратами вести обработку трудно обрабатываемых материалов.

Ключевые слова: глубинное шлифование, технологический процесс, планетарное глубинное шлифование, экономический эффект, труднообрабатываемые материалы.

Введение

Реализация преимуществ глубинного шлифования возможна при условии создания оборудования для глубинного шлифования.

Специфика глубинного шлифования (ГШ) плоских и плоско-фасонных поверхностей деталей авиационных двигателей из труднообрабатываемых материалов, обусловленная кинематикой и термодинамикой процесса, предъявляет особые требования к оборудованию.

Станки для глубинного шлифования должны быть виброустойчивыми, иметь повышенную мощность главного привода, высокую статическую и динамическую жесткость; особое значение придает-

ся охлаждению опор шпинделя для обеспечения постоянной температуры при вспомогательном (холостом) его вращении и под нагрузкой.

1. Формулирование проблемы

Для ГШ используются как универсальные плоскошлифовальные, так и специальные станки. Часто для плоского глубинного шлифования модернизируют плоскошлифовальные станки (например, станок ЗБ722, рисунок 1). При модернизации асинхронный двигатель переменного тока для привода круга заменяют электродвигателем переменного тока (например, 2ПФ-180ГУ4 мощностью 18 кВт для станка ЗД722).

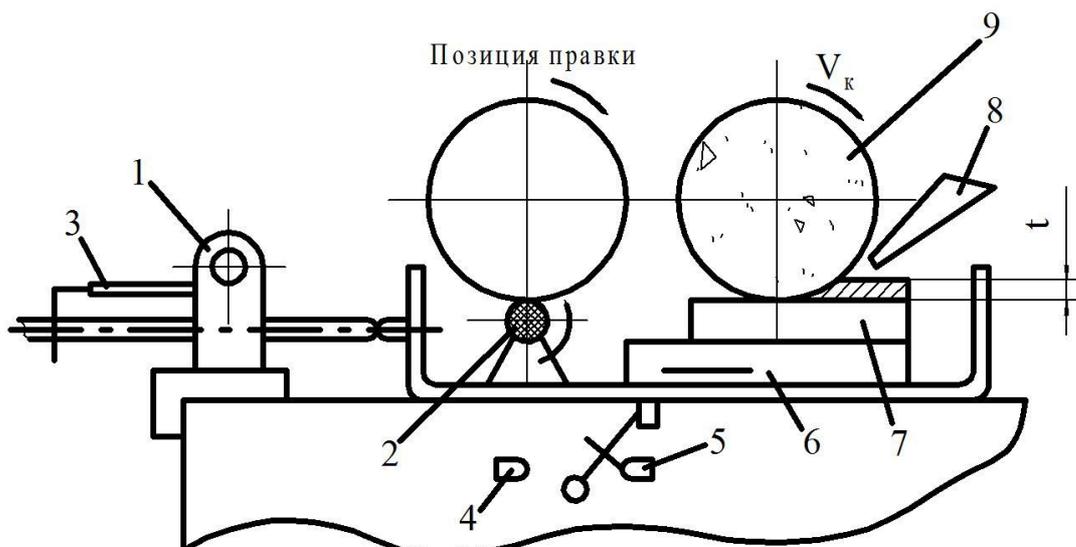


Рис. 1. Схема работы станка ЗБ722:

1 – редуктор медленной передачи; 2 – алмазный ролик; 3-5 – концевые выключатели; 6 – приспособление; 7 – деталь; 8 – сопло подачи СОЖ; 9 – шлифовальный круг

Для рабочих перемещений часто используют шаговые двигатели. Применение таких двигателей позволяет увеличить диапазон подач от 1 до 2500 [1]. В качестве приводов продольного перемещения применяют гидросистемы.

Для продольно-профильных станков используют электромеханические приводы, обеспечивающие медленное перемещение стола (20 мм/мин...10 м/мин).

Станки для глубинного шлифования оснащают системами обильного подвода СОЖ в зону шлифования, включающими: холодильные установки, сепараторы, гидроциклоны, центрифуги; кроме того, предусматривают устройства для компенсации изнашивания круга, а на станках для скоростного глубинного шлифования – устройства для балансировки кругов в процессе работы [2, 3]. Данное оборудование не позволяет обработать детали аэрокосмической техники из труднообрабатываемых материалов, потому требует дальнейшего развития.

2. Решение проблемы

Дальнейшее совершенствование станков для глубинного шлифования идет по пути разработки новых кинематических схем, а также совершенствования систем управления, как работой отдельных узлов станков, так и процессом резания в целом. В связи с этим отечественное и зарубежное оборудование для глубинного шлифования оснащают устройствами ЧПУ (системы CNC НЦ-31, НЦ-80-31, 2У-85, 2Р-22, 2С-42 и другие), обеспечивающими возможность адаптивного управления, измерения и диагностирования.

Применение данных систем наиболее целесообразно при нестационарном шлифовании, например, заготовок с неравномерным припуском или коротких заготовок. Так, при обработке сравнительно коротких заготовок практически весь цикл обработки состоит из периода врезания и периода выхода шлифовального круга из контакта с заготовкой. При этом изменения объема припуска, снимаемого с обрабатываемой поверхности в единицу времени, тем больше, чем больше заданная глубина шлифования.

Изменение интенсивности съема металла в первую очередь отражается на мощности, потребляемой приводом главного движения и приводом движения подачи заготовки. Характер изменения мощности привода главного движения позволяет судить о напряженности процесса резания. Использование этого параметра в качестве носителя информации в САУ значительно упрощает управление глубинным шлифованием, позволяет разрабатывать САУ и встраивать их в устройства ЧПУ станков для

глубинного шлифования.

Проведенные исследования и практика применения САУ на шлифовальных станках показали, что за счет поддержания постоянной мощности привода главного движения обеспечивается повышение производительности в 1,5...2 раза. При этом уменьшаются погрешности обработки; кроме того, устройство дает возможность оптимизировать глубинное шлифование при изменяющихся условиях обработки.

Станок SS-013 ELB-Schliff (ФРГ) имеет два шпинделя с горизонтальным расположением (рис. 2). За рубежом выпускают двухшпиндельные станки для ГШ, позволяющие обрабатывать деталь одновременно с двух сторон.

Преимуществами одновременной обработки двух противоположных поверхностей являются: экономия времени, высокая степень параллельности и расположения поверхности относительно оси детали.

Обработка производится в автоматическом цикле по заданной программе. Для поддержания постоянной окружной скорости по мере изнашивания кругов предусмотрено автоматическое бесступенчатое регулирование. В качестве привода продольного перемещения стола применяют электромеханический привод, обеспечивающий медленное перемещение стола при шлифовании методом врезания. Профилирование и правка абразивных кругов производится прецизионным алмазным роликом. Круги правятся поочередно при попутном вращении круга и алмазного ролика. Правка происходит при вертикальной замедленной подаче круга.

С аналогичной схемой работы фирмой ABA-Werk выпускается плоскошлифовальный двухшпиндельный станок для глубинного шлифования FUV2-1060NC с числовым программным управлением. Автоматическая правка проводится при попутном вращении кругов и алмазного ролика с реверсом нижнего круга. Правка проводится при перемещении стола с замедленной скоростью. Оба круга правятся одновременно. Скорость вращения кругов при правке – 23 м/с, скорость вращения алмазного ролика – 18,5 м/с. Плавная регулировка скорости стола проводится с помощью потенциометра. Диапазон подач стола (0,165...165)10⁻³ м/с.

Для реализации ВСГШ потребовалось еще более мощное и дорогое оборудование. Создается новое поколение прецизионных станков с мощностью привода 20...70 кВт, обеспечивающих скорость резания 180 м/с и скорость съема металла более 100 мм³/мм²·с. Примерами таких станков могут служить, например, станки модели «SPEED Gut 2000» фирмы CCI, GmbH типа Profimat MT фирмы Blohm, станки модели HEDG Master фирмы Elb-Schliff.

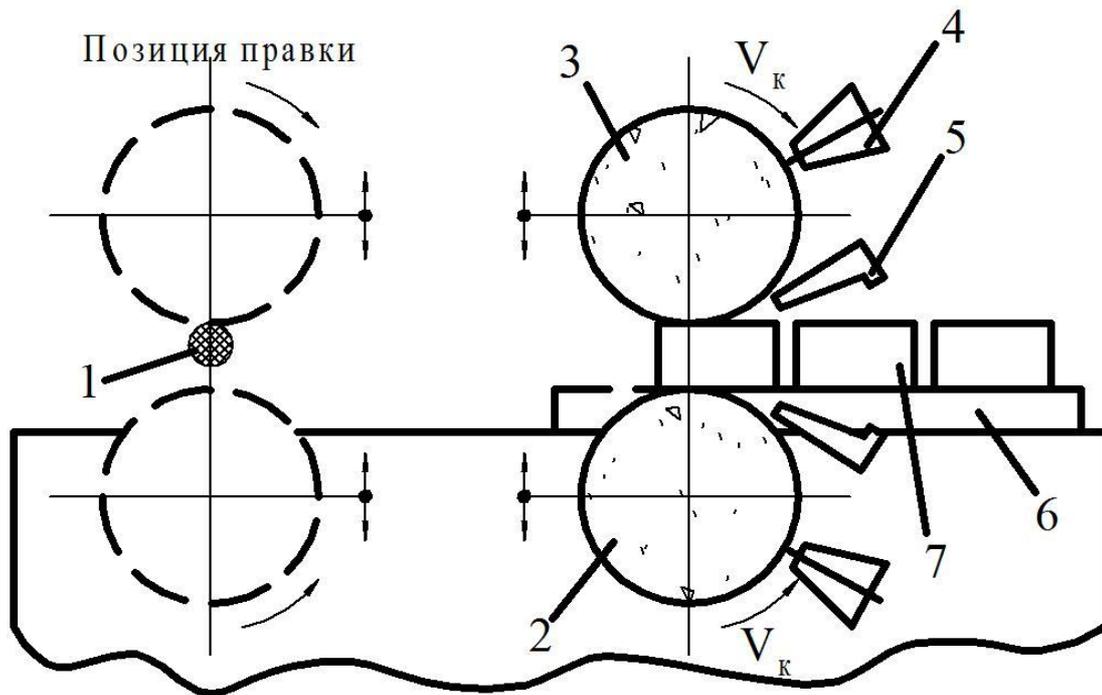


Рис. 2. Схема работы станка SS-013:

1 – алмазный ролик; 2,3 - шлифовальные круги; 4 – сопло подачи СОЖ для очистки круга;
5 – сопло подачи СОЖ в зону шлифования; 6 - приспособление; 7 – деталь

Совершенные конструкции шпинделей шлифовальных кругов и приводов исполнительных устройств позволяют использовать широкий диапазон режимных параметров от «традиционных» до ГШ и ВСГШ. Станки оснащены многшпиндельными системами ЧПУ на основе персональных компьютеров.

В настоящее время на кафедре «Технологии производства двигателей летательных аппаратов» Национального аэрокосмического университета имени Н.Е. Жуковского «ХАИ» совместно с институтом проблем машиностроения имени А.Н. Подгорного были разработаны способ и устройство для планетарного глубинного шлифования при помощи планетарной шлифовальной головки (ПШГ) [5, 6], устанавливаемой на обычном серийном оборудовании. Применение ПШГ позволяет существенно снизить энергоёмкость процесса, а также температуру, что исключает появления прижогов. А также обеспечивает остаточные напряжения сжатия, что благотворно влияет на эксплуатационные характеристики изделия.

Заключение

В результате выше приведенных исследований были изготовлены и опробованы в промышленных условиях ПШГ для глубинного шлифования труднообрабатываемых материалов. Что позволило

произвести замену дорогостоящих кругов на обычные круги, вплоть до изношенных кругов из обычных материалов, применения дорогих СОЖ с ПАВ и специальных станков для глубинного шлифования.

Литература

1. Болонова, Е.В. Силовое и скоростное шлифование [Текст] / Е.В. Болонова // В кн.: Резание металлов, станки и инструмент. - М.: ВИНТИ АН СССР. - 1971. - С. 66-110.
2. Глубинное шлифование деталей из труднообрабатываемых материалов [Текст] / С.С. Силин, В.А. Хрульков, А.В. Лобанов, Н.С. Рыкунов. - М.: Машиностроение, 1984. - 64 с.
3. Силин, С.С. Оптимизация технологии глубинного шлифования [Текст] / С.С. Силин, Б.Н. Леонов. - М.: Машиностроение, 1989. - 120 с.
4. Крымов, В.В. Производство лопаток газотурбинных двигателей [Текст] / В.В. Крымов, Ю.С.Елисеев, К.И. Зудин; под ред. В.В. Крымова. - М.: Машиностроение: Машиностроение-Полет, 2002. - 376 с.
5. Пат. 78872 Украина, В 24 В 1/100. Способ планетарного шлифования / Горбачев А.А., Сурду Н.В., Долматов А.И., Телегин А.В.; заявитель и патентообладатель Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский Авиационный Институт». — № а 2005 04196; заявл. 04.05.05; опубл. 25.04.07, Бюл. № 5. - 3 с.
6. Пат. 91409 Украина, В 24 В 1/100. Устройство

ство и способ планетарного шлифования плоских поверхностей / Куцин М.А., Долматов А.И., Горбачёв А.Ф., Горбачёв А.А.; заявитель и патентообладатель Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский Авиацион-

ный Институт». – № а 2008 11417; заявл. 22.09.08; опубл. 26.07.10, Бюл. № 14. – 3 с.

7. Куцин, М.А. Начало переходной экономики [Текст] / Куцин М.А., В.Ф. Зенковский // От плана – к рынку. – Х.: Прапор, 2000. – Т.1. – 584 с.

Поступила в редакцию 15.05.2012, рассмотрена на редколлегии 29.05.2013

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зам. директора по НИР А.Я. Мовшович, Харьковский НИИ технологий машиностроения, Харьков.

ОБЛАДНАННЯ ДЛЯ ВИСОКОШВИДКІСНОГО ГЛИБИННОГО ШЛІФУВАННЯ ДЕТАЛЕЙ З ВАЖКООБРОБЛЮВАНИХ МАТЕРІАЛІВ

О.О. Горбачов

Сформульовано проблему необхідності розробки нового обладнання та технології обробки методом глибинного шліфування плоских і плоско фасонних поверхонь деталей авіаційних двигунів з важко оброблюваних матеріалів. Було проведено дослідження стану обладнання для глибинного шліфування. Отримано нове обладнання для обробки плоских і плоско фасонних поверхонь деталей авіаційних двигунів за допомогою планетарної шліфувальної головки, що дозволяє більш ефективно і з меншими трудовитратами вести обробку важко оброблюваних матеріалів..

Ключові слова: глибинне шліфування, технологічний процес, планетарне глибинне шліфування, економічний ефект, важкооброблювані матеріали.

EQUIPMENT FOR HIGH SPEED DEEP GRINDING PARTS OF DIFFICULT CUTTING MATERIALS

A.A. Gorbachov

Presents the problem of the need for new equipment and processing technology by deep grinding flat and flat shaped surfaces of parts of aircraft engines of difficult to cut materials. There have been studies of the use-direct-equipment for deep grinding. Received new equipment for the processing of flat and flat shaped surfaces of aircraft engine parts using a planetary-shaft grinding heads, allowing more efficient and less labor to machine difficult to cut materials..

Key words: deep grinding, technological process, the planetary deep grinding, economic effect, difficult to machine materials.

Горбачев Алексей Александрович – канд. техн. наук, доцент кафедры технологии производства двигателей летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

УДК 621.7.044:658.512.011.56:681.31.(075.8)

А.В. ОНОПЧЕНКО¹, В.В. ТРЕТЬЯК¹, Н.И. ЦЫВИНДА², И.В. СКОРЧЕНКО¹

¹ *Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина*

² *Криворожский Национальный университет*

РАСЧЕТ ПАРАМЕТРОВ ИМПУЛЬСНОГО ДЕФОРМИРОВАНИЯ ОБЪЕМНЫХ ДЕТАЛЕЙ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ СПРУТ ТЕХНОЛОГИЙ

Представлены материалы для расчета параметров технологических процессов импульсных технологий. Рассмотрены особенности, преимущества и проблемы разработки технологических процессов импульсной обработки, особенности объектного подхода к проектированию импульсных технологий, а также даны рекомендации по использованию баз знаний при проектировании импульсных технологий. Предложена последовательность формирования базы знаний для проектирования детали авиационного двигателя методом объемной штамповки. Рассмотрен вариант формирования базы знаний для проектирования детали авиационного двигателя методом объемной штамповки.

Ключевые слова: импульсная объемная штамповка, базы знаний, структурный и параметрический синтез, методы проектирования, ресурсосберегающие технологии, объектный подход к проектированию.

Введение

В современных экономических условиях в Украине особенно актуальны требования ресурсосбережения и технологической гибкости производства высококачественных изделий, отвечающих запросам современного технического уровня производства.

Одно из направлений развития машиностроения, комплексно удовлетворяющее этому требованию, – использование преимуществ ресурсосберегающих технологий, в том числе импульсных.

1. Особенности использования импульсной штамповки

Детали, изготовленные импульсными методами, обладают высокой прочностью, жесткостью и хорошими технологическими показателями, а их изготовление имеет минимальную металлоемкость и стоимость, особенно при малых сериях выпуска. Однако сложность физики процесса для сложных деталей требует отработки таких процессов сначала в НИИ, а затем в производстве.

Опыт штамповки взрывом показал, что целый ряд практических вопросов, не решенных на сегодняшний день, не играют существенной роли при изготовлении деталей мелкими сериями.

Однако при освоении серийного и крупносерийного производства эти вопросы перерастают в серьезную проблему.

Таким образом, несмотря на значительные успехи в области теории и практики взрывной штамповки, ряд вопросов, связанных с внедрением этого

процесса в производство, продолжает оставаться серьезной проблемой, требующей дальнейшего решения.

К таким процессам относится в первую очередь объемная импульсная штамповка, по которой нет пока серьезных и теоретических и практических исследований, а тем более внедренческих работ.

Для эффективного использования этих процессов в производстве процесс проектирования необходимо разрабатывать с использованием возможностей современной вычислительной техники, использовать опыт проектирования технологических процессов на производстве и имеющуюся научную базу [1, 2].

2. Особенности использования САПР систем

Рациональные технологические процессы объемного деформирования разрабатываются с помощью современных САПР систем. Современные системы автоматизированного проектирования позволяют легко осуществлять такую работу лишь для хорошо формализованной и математической модели детали и технологического процесса.

Для описания технологических знаний в современных САПР системах используются принципы объектного представления знаний.

При этом математическая модель детали описывается в понятиях конструкторско-технологических элементов, которые обладают иерархической структурой, состоящей из нескольких уровней элементов. Каждый элемент, так же как и деталь, представляет собой объект со своим набором свойств.

Используя возможности наследования свойств от старшего объекта к младшему [3].

Математическая модель проектирования импульсных технологических процессов представляется в виде объекта с иерархической структурной классификацией: метод обработки, этап обработки, операция, переход. Метод обработки складывается из этапов, этапы – из операций, операции – из переходов.

Проектирование технологических процессов на уровнях формирования последовательности этапов, операций и переходов складывается из фаз структурного и параметрического синтеза [4].

Для решения задачи проектирования технологических процессов используются базы знаний, включающие в себя модули инженерных знаний (МИЗ). Модули инженерных знаний являются структурными элементами баз знаний.

3. Особенности методологии объектного подхода для формирования технологии импульсного деформирования

В проектируемой системе используется методология объектно-ориентированного проектирования.

В качестве объектов выступают сборочные единицы, узлы, детали и их элементы, а также маршрутные и операционные технологические процессы.

Состояние объекта характеризуется перечнем его свойств и текущими значениями каждого из этих свойств, а поведение объекта определяется набором правил, описываемых с помощью модулей инженерных знаний, объединенных в методы. Каждый объект обеспечивается уникальным и значимым именем, а также уникальным ключевым литералом: короткой формой имени объекта. В большой модели все объекты пронумерованы.

Элементом знаний в системе является модуль инженерных знаний (МИЗ), представляющий собой продукционное правило.

МИЗ характеризуется входными и выходными свойствами, ограничениями на значения входных свойств и механизмом преобразования входных свойств в выходные (рис. 1).

Модули инженерных знаний реализуют такие функции: присваивание значений входным свойствам, определение значений по таблицам, определение значений выбором из баз данных, вычисление значений по формулам, вычисление значений с помощью программных модулей, построение геометрических образов.

Модули инженерных знаний объединяются в функциональные библиотеки, называемые базами

знаний.

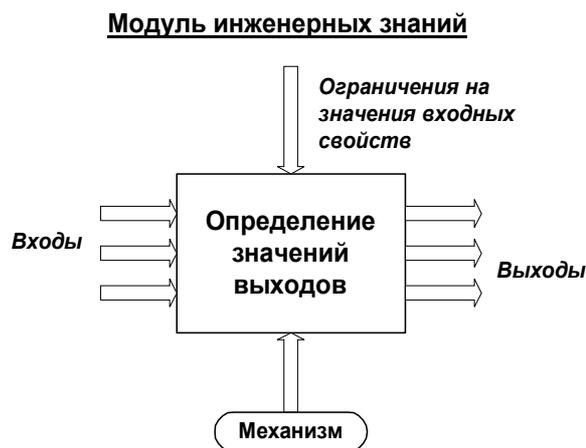


Рис. 1. Модуль инженерных знаний

База знаний имеет общий словарь (список свойств), из которого выбираются входные и выходные свойства МИЗ.

Связанные между собой по входу и выходу модули инженерных знаний образуют методы (рис. 2).

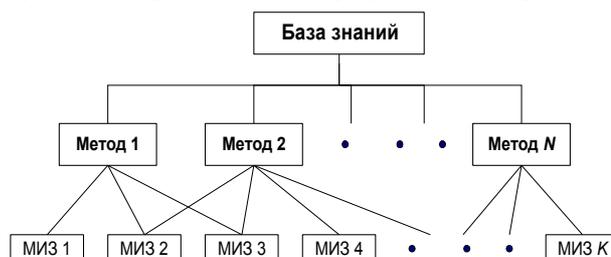


Рис. 2. Методы базы знаний

Для каждого метода в системе автоматически генерируется PRT-модуль, который может быть использован в прикладных системах, разрабатываемых в среде СПРУТ.

В представленном учебном варианте программы использованы такие основные типы модулей инженерных знаний: формула (F) – вычисление значений выходных свойств по формулам; таблица (T) – определение значений выходных свойств по таблице.

Каждое свойство характеризуется именем, идентификатором и типом значения.

Для строковых свойств может задаваться список допустимых значений свойства (ассоциативный список).

На рис. 3 показана экранная форма для определения формульного модуля инженерных знаний.

Для описания механизма метода типа таблица используется редактор таблиц (рис. 5). Таблица может иметь несколько входных переменных и несколько выходных. Входные переменные разделяются между собой «шапкой» таблицы и «бокови-

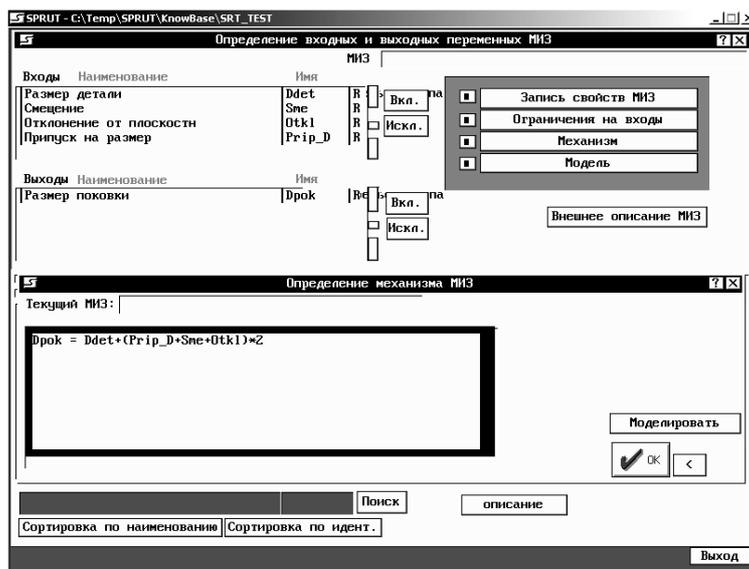


Рис. 3. Экран «Определение механизма МИЗ»

После описания условий необходимо ввести в ячейки таблицы значения выходных переменных.

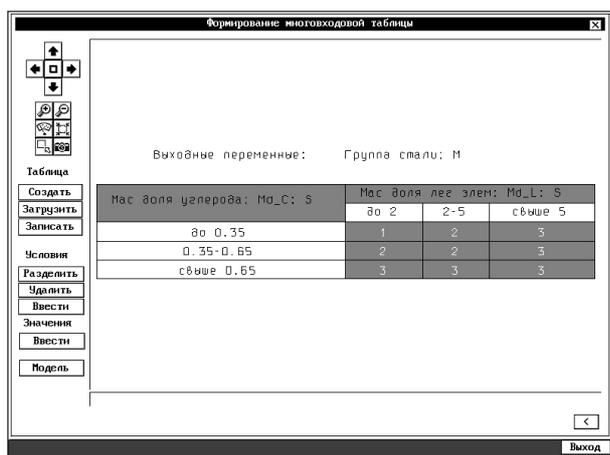


Рис. 4. Экран «Формирование многоходовой таблицы»

процессов для объемных деталей, в том числе деталей авиационных двигателей, так и для инженерных расчетов в составе САПР системы СПРУТ.

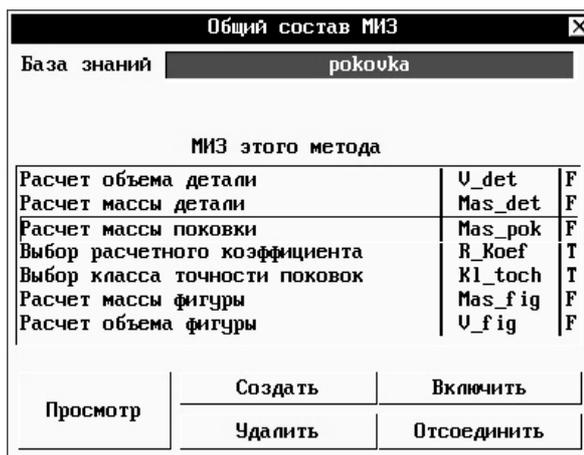


Рис. 5. Экран «Общий состав МИЗ»

Список модулей инженерных знаний, входящих в базу знаний или в редактируемый метод отображается на экране «Общий состав МИЗ» (рис. 5).

Аналогичным образом рассчитываются остальные размеры поковки.

Данный модуль базы знаний может быть использован в технологическом модуле и могут быть подключены входные и выходные параметры модуля к СПРУТ-ТП.

Список входных свойств метода формируется автоматически. Список выходных свойств метода формируется также, как и для модуля инженерных знаний.

На рис. 6 показана экранная форма для моделирования в методе инженерных знаний.

Он может быть использован как в учебном процессе при проектировании технологических

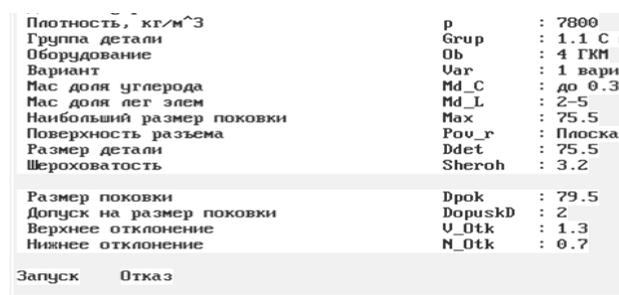


Рис. 6. Фрагмент экрана «Моделирование метода»

Выводы

Данный метод апробирован в дипломном проектировании магистров в Национальном аэрокосмическом университете им. Н.Е. Жуковского «ХАИ» и может быть использован для проведения лаборатор-

ных работ, и для научных исследований при проектировании сложных поковок, изготавливаемых импульсными методами обработки.

Данная методика может быть использована специалистами технологами, не обладающими знаниями программирования.

Преимущество данной методики состоит в том, что программный модуль сам генерирует исходный текст программы, выполненной на языке СПРУТ. При этом не требуется время на отладку программы.

Специалисты, знающие язык могут дополнять программу своим сходным текстом по ранее разработанным алгоритмам.

Литература

1. Пихтовников, Р.В. *Перспектива развития листовой штамповки взрывом [Текст]* / Р.В. Пих-

товников, В.К. Борисевич. – М.: Машиностроение, 1977. – 144 с.

2. Борисевич, В.К. *Тенденции и проблемы развития импульсных технологий [Текст]* / В.К. Борисевич // Удосконалення процесів і обладнання обробки тиском в металургії і літакобудуванні.: сб. науч. работ. / Донбаська державна машинобудівна академія. – Краматорськ, 2002. – С. 16-20.

3. Евгеньев, Г.Б. *Систематология инженерных знаний [Текст]: учеб. пособие для вузов* / Г.Б. Евгеньев. – М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2001. – 346 с.

4. Третьяк, В.В. *Расчет параметров импульсных процессов в объектном представлении [Текст]* / В.В. Третьяк, А.В. Онощенко, Т.В. Лоза // *Авіаційно-космічна техніка і технологія* – 2011. – № 84. – С. 92-95.

Поступила в редакцию 20.05.2013, рассмотрена на редколлегии 12.06.2013

Рецензент: д-р техн. наук, проф., В.Ф. Сорокин, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

РОЗРАХУНОК ПАРАМЕТРІВ ІМПУЛЬСНОГО ДЕФОРМУВАННЯ ОБ'ЄМНИХ ДЕТАЛЕЙ З ВИКОРИСТАННЯМ СПРУТ ТЕХНОЛОГІЙ

А.В. Онощенко, В.В. Третьяк, Н.І. Цивинда, І.В. Скорченко

Представлено матеріали для розрахунку параметрів технологічних процесів імпульсних технологій. Розглянуто особливості, переваги і проблеми розроблення технологічних процесів імпульсної обробки, а також розглянуто особливості об'єктного підходу до проектування імпульсних технологій. Дано рекомендації для використання баз знань при проектуванні імпульсних технологій. Запропоновано послідовність формування баз знань для проектування розрахункових модулів імпульсного штампування. Розглянуто варіант формування баз знань для проектування деталі авіаційного двигуна методом об'ємного штампування.

Ключові слова: імпульсне об'ємне штампування, бази знань, структурний і параметричний синтез, методи проектування, ресурсозберігаючі технології, об'єктний підхід до проектування.

CALCULATION OF PARAMETERS OF PULSED DEFORMATION VOLUME PARTS WITH THE USE OF SPRUT TECHNOLOGIES

A.V. Onopchenko, V.V. Tretyak, N.I. Civinda, I.V. Skorchenko

Materials for calculation of parameters of technological processes of impulsive technologies are presented. Features, advantages and problems of development of technological processes of impulsive treatment are considered. Features of objective approach to planning of impulsive technologies are considered. The recommendations for the use of knowledge bases at planning of the calculation modules of the impulsive stamping are given. A variant of forming of knowledge base for planning of detail of aviation engine by the method of volume stamping is considered.

Keywords: impulsive volume stamping, knowledge bases, structural and parametric synthesis, method of planning, saving technologies, objective approach to planning.

Онощенко Антон Виталиевич – аспирант кафедры технологии производства авиационных двигателей, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: anton.onopchenko@yandex.ru

Третьяк Владимир Васильевич – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры технологии производства авиационных двигателей, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: vladimir.tretjak@mail.ru.

Цивинда Наталья Ивановна – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры ТМ, Криворожский Национальный университет, Кривой Рог, Украина, e-mail: civinda@mail.ru.

Скорченко Ирина Васильевна – младший научный сотрудник кафедры технологии производства авиационных двигателей, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: skorchenko.irina@mail.ru.

УДК 621.9.06-529:621.91

Е.В. КОМБАРОВА, В.Ф. СОРОКИН, В.В. КОМБАРОВ*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина***АДАПТИВНОЕ УПРАВЛЕНИЕ СКОРОСТЬЮ ОБРАБОТКИ В СИСТЕМЕ ЧПУ С ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫМ ПЛАНИРОВАНИЕМ ПОДАЧИ НА ОСНОВЕ ГЛАДКИХ S-ОБРАЗНЫХ ЗАКОНОВ РАЗГОНА/ТОРМОЖЕНИЯ**

Рассмотрены задачи адаптивного управления контурной подачей при необходимости оперативной коррекции технологических режимов в процессе обработки. Для обработки с числовым программным управлением (ЧПУ) в последнее десятилетие стало важным применение алгоритмов S-образного разгона/торможения, реализующих плавность перемещений режущего инструмента, что обеспечивает качество и сокращение времени обработки. Рассмотрены особенности управления подачей в кадрах линейно-кругового интерполятора в системе ЧПУ с предварительным планированием подачи. Метод адаптивного управления подачей основан на использовании масштабирования законов разгона/торможения. Разработаны методы гладкого изменения подачи и оперативной коррекции диаграммы контурной подачи кадра в зависимости от заданных технологических режимов при оперативном изменении процента подачи. Разработан метод адаптивного управления контурной подачей с учетом ограничений максимальных скоростей осей. Предложенные методы обеспечивают максимальное приближение скоростей механической обработки к технологически заданным режимам, что способствует повышению производительности обработки.

Ключевые слова: высокоскоростное фрезерование, система ЧПУ, S – образный разгон/торможение, подача, процент подачи.

Введение

Чрезвычайная актуальность повышения эффективности механообработки в современном авиационном производстве за счет применения технологии высокоскоростного фрезерования (ВСФ) обуславливает необходимость исследований алгоритмов и процессов, происходящих в оборудовании с ЧПУ.

Противоречия между высокими скоростями и инерционными характеристиками элементов станка требуют корректного управления скоростью перемещения рабочих органов. Алгоритмы планирования подачи (look-ahead) являются ключевыми в реализации ВСФ. Различают алгоритмы оперативного планирования подачи [5], осуществляющие планирование в реальном времени при управлении движением рабочих органов и алгоритмы предварительного планирования подачи [1, 2, 6, 7], осуществляющие планирование до начала управления движением.

Преимущество предварительного планирования подачи состоит в том, что существует возможность заранее просмотреть всю траекторию движения инструмента и подкорректировать заданные значения подач для отдельных участков траектории в соответствии с ограничениями параметров станка. Анализ траектории не ограничен жесткими требованиями к времени его выполнения, что позволяет

использовать наиболее полные модели ограничений [2]. Однако жесткое планирование графика изменения подачи вдоль траектории затрудняет реализацию оперативного вмешательства в процесс выполнения управляющей программы.

Оперативное изменение графика запланированной подачи вдоль траектории обеспечивается алгоритмами адаптивного управления подачей в системе ЧПУ. Адаптивное управление подачей необходимо при решении следующих задач:

- выполнение оперативного изменения технологических режимов обработки заданием процента подачи %F;
- недопущение превышения ограничений осевых характеристик станка, например, превышение максимально допустимой осевой подачи при выполнении управляющей программы при завышенном проценте подачи;
- реагирование на предельные состояния смежных агрегатов, например снижение подачи при превышении нагрузки шпинделя.

Необходимость гладкости изменения кинематических характеристик движения при ВСФ [4] требует высокой точности выхода по скорости в конец интерполяционного кадра. К примеру, запаздывание по выполнению торможения в конце кадра может привести к сбою в управлении электроприводом, что чревато получением брака при обработке

детали. Преждевременное торможение приводит к значительному по времени «простою» в конце кадра, что приводит к повышенному износу инструмента.

Применение S-образных законов разгона/торможения [2, 3] обеспечивает плавность изменения контурной подачи, но значительно усложняет выполнение точного по скорости выхода в конец кадра. При адаптивном управлении подачей в системе ЧПУ с предварительным планированием на основе гладких S-образных законов разгона/торможения необходимо обеспечить точный по скорости выход в конец кадра. Максимальное приближение контурной подачи к заданной определяет возможность обеспечения скорости обработки при программировании ее с технологически обоснованными режимами.

Целью статьи является разработка метода адаптивного управления контурной подачей в системе ЧПУ с предварительным планированием подачи на основе гладких S-образных законов разгона/торможения.

1. Управление подачей в кадрах линейно-кругового интерполятора с применением гладких S-образных законов разгона/торможения

Представление траектории инструмента в виде набора кадров линейно-круговых перемещений широко распространено в практике применения оборудования с ЧПУ. Кадры линейно – круговой траектории характеризуются постоянством геометрических характеристик вдоль длины кадра. Это обстоятельство позволяет задавать перемещение в кадре с постоянной подачей, а диаграмму изменения подач в кадре задавать двумя параметрами: подачей начала ($F_{НКi}$) и конца ($F_{ККи}$) кадра. Участки изменения подачи в пределах кадра реализуются с применением гладких S-образных законов разгона/торможения.

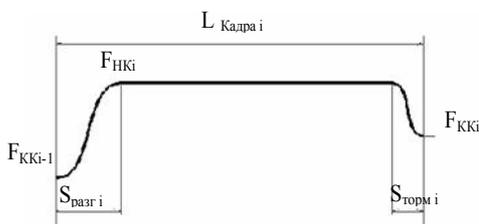


Рис. 1. Диаграмма изменения подачи на длине кадра

На рис. 1 приведена типовая диаграмма изменения подачи в пределах кадра. Движение в кадре всегда начинается с подачи, достигнутой в предыдущем кадре ($F_{ККи-1}$). В начале кадра осуществляется разгон до подачи начала кадра ($F_{НКi}$). Движение на протяжении основной части кадра осуществляется

на подаче начала текущего кадра $F_{НКi}$. В конце кадра осуществляется снижение подачи до подачи конца текущего кадра ($F_{ККи}$).

Длина участков разгона $S_{разг i}$ и торможения $S_{торм i}$ зависит от характеристик применяемого S-образного закона разгона/торможения и заданных перепадов подач. Для каждого кадра управляющей программы значения задаваемых подач $F_{ККи-1}$, $F_{ККи}$, $F_{НКi}$ должны быть такими, чтобы длины кадра $L_{кадра}$ хватило для выполнения изменения подачи.

Система предварительного планирования подачи осуществляет обработку исходного текста управляющей программы в G-кодах и формирует исполняемый код программы, в котором для каждого кадра задаются параметры диаграммы изменения подачи. Подача начала кадра $F_{НКi}$ задается таким образом, чтобы в начале кадра осуществлялось движение с постоянной скоростью (рис. 2,а) или разгон от скорости, достигнутой в конце предыдущего кадра $F_{ККи-1}$ до скорости, заданной в начале текущего кадра $F_{НКi}$ (рис. 2,б). Задание подачи начала кадра $F_{НКi}$ меньше подачи конца предыдущего кадра $F_{ККи-1}$, приводящее к торможению в начале кадра категорически не допускается (рис. 2,в), так как это может приводить к поломке инструмента.

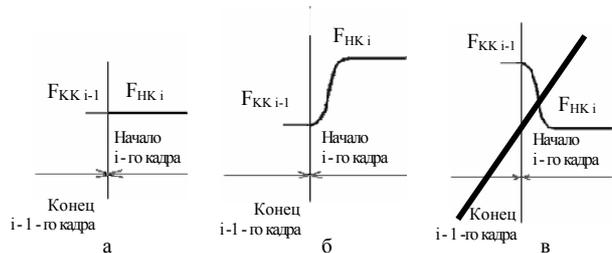


Рис. 2. Задание подачи в начале кадра

Подача в конце кадра $F_{ККи}$ должна задаваться таким образом, чтобы в конце кадра осуществлялось движение с подачей, достигнутой в текущем кадре (рис. 3,а) или осуществлялось торможение (рис. 3,б). Задание разгона в конце кадра (рис. 3,в) категорически не допускается.

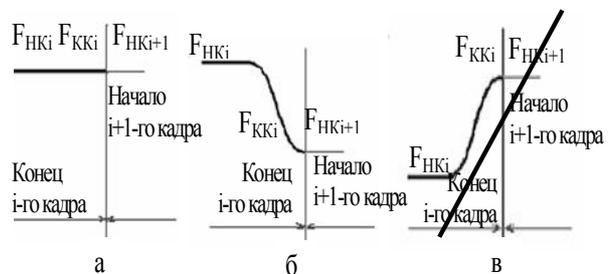


Рис. 3. Задание подачи в конце кадра

Необходимо подчеркнуть, что переход из кадра в кадр должен выполняться плавно, без резких скачков по подаче. Для выполнения этих условий на скорости $F_{ККи}$, $F_{НКi}$ накладывается ряд ограничений.

В качестве подачи начала кадра (F_{HKi}) выбирается наименьшая из перечисленных:

- подача, заданная в кадре исходного текста текущего кадра (F_i);
- подача, ограниченная максимально допустимым центробежным ускорением, при движении по дуге окружности в текущем кадре (F_{Ri});
- подача, допустимая из условия ограничения подачи по осям ($F_{маxi}$);
- подача, достижимая при постоянном разгоне от подачи конца предыдущего кадра F_{KKi-1} на длине кадра.

В качестве подачи конца кадра (F_{KKi}) выбирается наименьшая из перечисленных:

- подача, принятая в качестве подачи начала кадра (F_{HKi});
- подача, допустимая из условия перехода от текущего к следующему кадру при изменении направления вектора подачи ($F_{\Delta ai-1,i}$) с учетом ограничения мгновенных ускорений и рывков по каждой оси управления;
- подача, заданная в кадре исходного текста управляющей программы текущего кадра (F_i);
- подача, ограниченная максимально допустимым центробежным ускорением и осевыми рывками при движении по дуге окружности в текущем кадре (F_{Ri});
- подача, допустимая из условия ограничения подачи по осям ($F_{маxi}$).

Расчет подачи по заданной диаграмме осуществляется системой ЧПУ в режиме реального времени при выполнении обработки изделия. Пройденный путь по траектории при изменении подачи в соответствии с заданной диаграммой определяется выражением [2]

$$L = \int_0^T F_{тек}(t) dt \neq L_{кадра}, \quad (1)$$

где $F_{тек}(t)$ - потактовое изменение подачи (заданная диаграмма изменения подачи в кадре);

T – время обработки кадра.

Время (T) обработки кадра дискретно в связи с дискретностью цикла управления и определяется выражением:

$$T = m \cdot \tau, \quad (2)$$

где τ – время одного такта СЧПУ (например, 0.001 сек);

m – количество тактов (целое положительное число).

В общем случае пройденный путь по диаграмме не равен длине кадра из-за дискретности времени обработки кадра (1). Для компенсации этой погрешности в системе расчета подачи применяется линейный коэффициент масштабирования диаграммы подач kl , обеспечивающий точный выход по скоро-

сти в конец кадра при кратности времени выполнения кадра по тактам цикла. Коэффициент рассчитывается по выражению:

$$kl = L_{кадра} / \left(\int_0^T F_{тек}(t) dt \right). \quad (3)$$

Таким образом, при сохранении времени обработки кадра, контурная подача в каждом такте интерполяции определяется выражением

$$F_{конт} = F_{тек} \cdot kl. \quad (4)$$

Опыт эксплуатации систем ЧПУ [1, 3] подтверждает эффективность линейного масштабирования заданной диаграммы изменения подачи в кадре для линейно-круговой траектории.

2. Управление подачей при оперативном изменении процента подачи

В процессе обработки деталей по управляющей программе возникает необходимость коррекции технологических режимов обработки. Изменение скорости резания выполняется с помощью изменения $\%S$, что приводит к изменению скорости вращения шпинделя. Изменение нагрузки на инструмент достигается изменением процента подачи $\%F$, задаваемым с пульта оператора, что приводит к изменению скорости перемещения рабочих органов (рис. 4).

При использовании процента подачи осуществляется масштабирование диаграммы изменения подачи на соответствующий коэффициент $\%Fz$. В этом случае выражение для вычисления контурной подачи для каждого такта интерполяции приводится к виду:

$$F_{конт_ \%} = F_{тек} \cdot kl \cdot \%Fz, \quad (5)$$

где $\%Fz$ – действующий коэффициент процента подачи (безразмерная величина в интервале 0 ... 1,2).

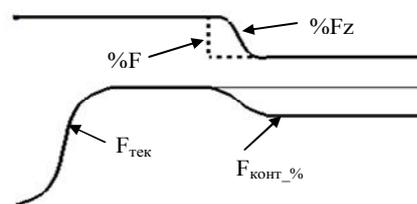


Рис. 4. Диаграмма подачи при изменении $\%F$

При изменении процента подачи для получения плавного изменения контурной подачи $F_{конт_ \%}$ необходимо обеспечить плавность изменения коэффициента действующего процента подачи $\%Fz$. Применение гладких S-образных функций обеспечивает плавное изменение действующего процента подачи от текущего значения до заданного.

Изменение действующего процента подачи $\%Fz$

выполняется в процессе управления в реальном времени в соответствии со следующими правилами:

- расчет и изменение $\%Fz$ выполняется, если нет запрета на его изменение;
- $\%Fz$ не меняется при торможении в кадре;
- для каждого такта управления расчет $\%Fz$ выполняется в начале интерполяционного цикла до выполнения расчета скорости текущего такта $F_{\text{тек}}$;
- параметры S-образной функции изменения $\%Fz$ определяются с учетом величины допустимого ускорения и рывка для выполняемого кадра.

Запрет на изменение $\%Fz$ устанавливается системой ЧПУ при выполнении некоторых функций, например, при нарезании резьбы резцом или метчиком.

Изменение $\%Fz$ не допускается на участках торможения. Для выполняемого кадра торможение осуществляется с параметрами максимально допустимых значений ускорения и рывка. При уменьшении $\%F$ выполнение масштабирования диаграммы изменения подач приводит к дополнительному увеличению значений ускорения и рывка и соответствующему ухудшению точности позиционирования. Помимо этого, увеличение интенсивности торможения приводит к преждевременному выходу на подачу конца кадра, что может приводить к длительному выходу в конечную точку кадра на подаче конца кадра, что недопустимо по технологическим причинам. При увеличении $\%F$ выполнение масштабирования диаграммы изменения подач приводит к увеличению необходимых тормозных путей и, соответственно, невозможности выхода в конце кадра на заданную подачу. По этой причине целесообразно завершить торможение в конце кадра в соответствии с заданной диаграммой изменения подачи в кадре и изменение $\%Fz$ выполнить при обработке следующего кадра.

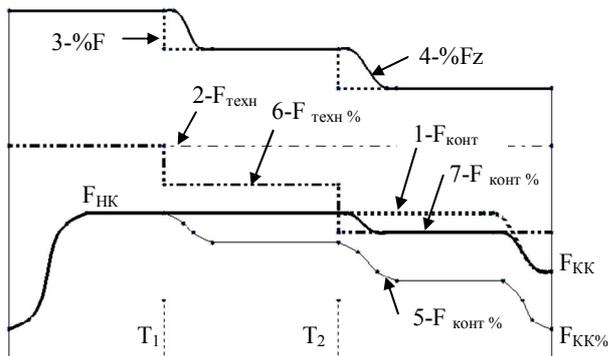


Рис. 5. Варианты изменения подачи в кадре в зависимости от изменения $\%F$

Прямое применение выражения (5) для расчета контурной подачи по базовой диаграмме реализует простейший метод управления подачей при оперативном изменении процента подачи. Метод заключается в пропорциональном изменении всех задан-

ных подач в кадре. Достоинством метода является простота реализации. Недостатком является значительное увеличение времени обработки по программе при значениях $\%Fz$ меньше 100%. На рис. 5 приведен пример изменения текущей подачи в кадре при изменении $\%Fz$, характерный для этого способа. В приведенном примере на стадии предварительного планирования подачи сформирована диаграмма изменения подачи (кривая 1 рис.5) со значением подачи в кадре $F_{\text{НК}i}$ меньше технологической подачи $F_{\text{техн}}$, заданной в исходном тексте управляющей программы (кривая 2 рис.5). Ступенчатое изменение заданного $\%F$ (кривая 3 рис.5) приводит к плавному изменению действующего процента подачи $\%Fz$ (кривая 4 рис.5). Итоговая диаграмма контурной подачи (кривая 5 рис.5) задает значения подачи значительно меньше технологических подач с учетом процента $\%F$ (кривая 6 рис.5). Это означает, что на протяжении всего кадра обработка будет осуществляться на режимах меньших заданных технологом. Снижение подачи в конце кадра, как правило, определяется условиями сопряжения кадров и осуществляется в ущерб технологическим требованиям. Дополнительное снижение подачи в конце кадра до $F_{\text{КК}i\%}$ приводит к уменьшению производительности обработки и ухудшению условий работы режущего инструмента при уменьшении толщины срезаемой стружки.

В работе [2] предложена постановка задачи разработки рационального метода управления подачей при изменении $\%F$. При возникновении необходимости оперативной коррекции рабочей подачи система ЧПУ должна в реальном масштабе времени корректировать параметры диаграммы изменения контурной подачи кадра с учетом заданной технологической подачи.

Предложенный подход реализован в линейно-круговом интерполяторе с применением гладких S-образных законов разгона/торможения. При изменении $\%Fz$ выполняется коррекция параметров диаграммы, таких как, подача в кадре $F_{\text{НК}i}$ и подача в конце кадра $F_{\text{КК}i}$ с учетом технологической подачи $F_{\text{техн}\%}$, скорректированной на величину действующего процента подачи

$$F_{\text{техн}\%} = F_{\text{техн}} \cdot \%Fz. \quad (6)$$

Подача начала текущего кадра $F_{\text{НК}i\%}$ и подача конца кадра $F_{\text{КК}i\%}$ для скорректированной диаграммы выбирается в соответствии с выражениями (7) и (8). При коррекции подачи конца кадра учитываются технологические подачи и параметры диаграмм текущего и последующего кадров.

$$F_{\text{НК}i\%} = \min \{ F_{\text{НК}i}, F_{\text{техн}\%_i} \}, \quad (7)$$

$$F_{\text{КК}i\%} = \min \{ F_{\text{КК}i\%}, F_{\text{техн}\%_i}, F_{\text{техн}\%_{i+1}}, F_{\text{НК}i+1} \}. \quad (8)$$

Скорректированная диаграмма изменения подачи при изменении %Fz для ранее рассмотренного примера обеспечивает наибольшее приближение к заданному технологическому режиму обработки (кривая 7 рис.5). При изменении %Fz в момент времени T1 технологическая подача с учетом процента подачи остается выше допустимой подачи движения в кадре, поэтому изменение подачи не выполняется. Изменение %Fz в момент времени T2 приводит к формированию технологической подачи по величине меньше подачи исходной диаграммы, поэтому осуществляется уменьшение подачи. Технологическая подача на момент конца текущего кадра задана выше подачи конца кадра исходной диаграммы и, соответственно, подача конца кадра в итоговой диаграмме остается неизменной. Сформированная диаграмма обеспечивает более высокий уровень подач при одновременном удовлетворении технологическим требованиям.

Предложенный метод обеспечивает адаптивное управление подачей при изменении процента подачи. Метод пересчета параметров диаграммы в реальном масштабе времени позволяет осуществлять ограничение контурной подачи, в соответствии с изменением %F на участках со значениями подач, превышающими технологически заданную подачу $F_{техн\%_j}$, и не трогать участки, на которых подача ниже технологической. Это приводит к увеличению средней подачи движения и повышению скорости и производительности обработки.

3. Управление подачей при превышении ограничений осевых характеристик станка

В системе ЧПУ траектория движения инструмента задается в p -мерном Римановом пространстве, где $p \geq 2$ – количество осей обработки. В процессе управления происходит проецирование заданной контурной подачи $F_{конт.\%}$ на оси перемещения рабочих органов. Таким образом, формируется скорость перемещения оси $F_{инт_j}$, где j – номер интерполируемой оси ($j=1,2,\dots,p$) (рис. 6). Система предварительного планирования подачи обеспечивает корректное планирование для режима исполнения управляющей программы на 100% подачи, так, что скорости интерполяционных перемещений осей не превышают максимально допустимых.

$$F_{инт_j} \leq F_{max_j}. \quad (9)$$

Однако, при выполнении управляющей программы с процентом подачи выше 100% возможно задание режима движения с превышением осевых ограничений параметров станка, например, максимально допустимой скорости перемещения оси. В случае такого превышения необходимо уменьшать

контурную подачу $F_{конт.\%}$ до величины $F_{конт.MF}$, при которой соответствующая интерполируемая ось будет перемещаться со скоростью $F_{инт.MF}$, соответствующей максимальной (рис. 6).

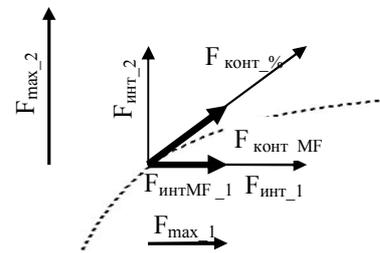


Рис. 6. Формирование подач интерполируемых осей

Реализован метод коррекции контурной подачи, обеспечивающий недопущение превышения ограничений осевых характеристик станка по характеристике максимально допустимой скорости оси. Осуществляется масштабирование диаграммы изменения подачи на величину K_{max_F} , необходимую для удовлетворения ограничения.

По данным текущего такта управления рассчитывается долевой коэффициент (K_{F_j}), определяющий степень превышения скорости для каждой интерполируемой оси:

$$K_{F_j} = \begin{cases} (F_{инт_j}) / (F_{max_j}), & F_{инт_j} > F_{max_j}; \\ 1, & F_{инт_j} \leq F_{max_j}, \end{cases} \quad (10)$$

где $F_{инт_j}$ – текущая интерполяционная скорость оси;

F_{max_j} – максимально допустимая скорость оси.

Общий коэффициент ограничения контурной подачи по максимальным скоростям осей K_{max_F} определяется как наименьшая величина долевого коэффициента для всех интерполируемых осей:

$$K_{max_F} = \min_{1 \leq j \leq p} (K_{F_j}). \quad (11)$$

Коэффициент ограничения подачи K_{max_F} вычисляется после завершения интерполяции и используется при расчетах в следующем цикле управления (рис. 7)

Контурная подача с учетом ограничения максимальных скоростей интерполируемых осей вычисляется по выражению

$$F_{конт.MF} = F_{конт.\%} \cdot K_{max_F} = F_{тек} \cdot kl \cdot \%Fz \cdot K_{max_F}. \quad (12)$$

Приведенные выше соотношения реализуют пороговое ограничение интерполируемой подачи. На рис. 8 график интерполируемой подачи $F_{инт.MF(1)}$ резко изменяется и остается на уровне ограничения F_{max_1} , что приводит к скачку ускорения и рывка в момент ограничения подачи.

Плавный выход на ограничение реализуется модификацией предложенного метода. Для каждой оси задается три диапазона скоростей (рис. 8).

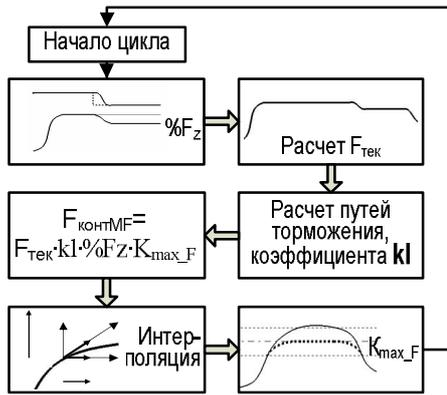


Рис. 7. Расчет коэффициента ограничения K_{\max_F}

Границы диапазонов определяются скоростями F_1 , F_2

$$F_1 = F_{\max_j} - \delta_j, \quad (13)$$

$$F_2 = F_{\max_j} + \delta_j, \quad (14)$$

где δ_j – величина интервала, допустимого приближения к максимальной скорости оси.

Верхняя граница диапазона №1 соответствует скорости F_1 . В этом диапазоне скорость далека от максимальной, и нет необходимости выполнения коррекции контурной подачи.

В диапазоне №2 на интервале скоростей от F_1 до F_2 интерполяционная скорость оси близка, либо незначительно превышает максимально допустимую скорость. В этом диапазоне выполняется плавное ограничение контурной подачи.

В диапазоне №3 при превышении границы F_2 интерполяционная скорость оси значительно превышает максимально допустимую. В этом диапазоне контурная подача ограничивается по уровню максимальной скорости оси.

Метод реализуется при применении соотношений (15) и (16). Величина ΔF_j определяет превышение интерполяционной подачи над нижней границей интервала ограничения (F_1). Коэффициент $K(\Delta F_j)$ обеспечивает плавное изменение подачи в интервале ограничения. Коэффициент $K(\Delta F_j)$ принимает значения в интервале от 0 до 0,5 при изменении ΔF_j от 0 до $2 \cdot \delta$ по гладкой S-образной функции.

$$\Delta F_j = F_{\text{инт_j}} - F_{\max_j} + \delta. \quad (15)$$

$$K_{F_j} = \begin{cases} 1, & \Delta F_j \leq 0; \\ \frac{F_{\max_j} - \delta + (1 - K(\Delta F_j)) \cdot \Delta F_j}{F_{\text{инт_j}}}, & \delta < \Delta F_j < 2 \cdot \delta; \\ \frac{F_{\max_j}}{F_{\text{инт_j}}}, & \Delta F_j \geq 2 \cdot \delta. \end{cases} \quad (16)$$

Общий коэффициент ограничения контурной подачи по максимальным скоростям осей K_{\max_F} определяется аналогично ранее рассмотренному мето-

ду, по выражению (11).

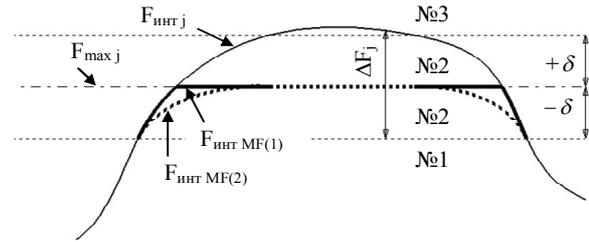


Рис. 8. Ограничение подачи интерполируемой оси

На рис.8 приведен результат расчета интерполяционного перемещения при выполнении управляющей программы на завышенном проценте подачи. Диаграмма изменения интерполяционной скорости движения оси $F_{\text{инт}MF(2)}$ имеет гладкий участок выхода на ограничение. Таким образом, предложенный метод коррекции контурной подачи, позволяет осуществлять в режиме реального времени адаптивное управление с учетом ограничений максимальных осевых подач и реализует гладкое S-образное приближение к уровню ограничения подачи.

Заключение

Разработан метод адаптивного управления подачей в системе ЧПУ с предварительным планированием подачи на основе гладких S-образных законов разгона/торможения.

Возможность масштабирования S-образных законов разгона/торможения положена в основу метода адаптивного управления подачей в ситуациях, требующих такого управления. Введение в алгоритм вычисления контурной подачи коэффициентов, вычисляемых с учетом кинематических и технологических ограничений, позволяет осуществлять различные задачи адаптации контурной подачи.

Разработаны:

- метод гладкого изменения подачи при выполнении изменения $\%F$;
- метод коррекции в реальном масштабе времени диаграммы контурной подачи кадра с учетом заданной технологической подачи при выполнении изменения $\%F$;
- метод коррекции в оперативном режиме контурной подачи, обеспечивающий гладкое адаптивное управление контурной подачей с учетом ограничений максимальных осевых подач. Ограничение подачи по величине максимальной скорости оси.

Реализация разработанных методов адаптивного управления контурной подачей обеспечивает точный выход по скорости в конец кадра при кратности времени выполнения кадра по тактам цикла. Разработанные методы обеспечивают максимальное приближение скоростей обработки к технологически заданным режимам, что способствует повышению производительности обработки.

Литература

1. Программно-аппаратный комплекс для исследования алгоритмов и процессов в станках с ЧПУ [Текст] / В.С. Кривцов, Е.В. Комбарова, Р.В. Варнас, Е.А. Аксенов // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2011. – № 4 (81). – С. 5–11.
2. Кривцов, В.С. Проблемы сплайновой интерполяции с гладкоограниченными кинематическими параметрами движения в задачах числового программного управления высокоскоростным оборудованием [Текст] / В.С. Кривцов, В.В. Комбаров, В.Ф. Сорокин // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2012. – № 9 (96). – С. 11–19.
3. Варнас, Р.В. Применение технологии высокоскоростного фрезерования на модернизированном оборудовании с ЧПУ [Текст] / Р.В. Варнас, В.В. Комбаров // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2009. – № 9 (66). – С. 26–31
4. Сорокин, В.Ф. Влияние математических параметров гладких траекторий высокоскоростной

обработки на кинематические параметры движения рабочих органов оборудования [Текст] / В.Ф. Сорокин, В.В. Комбаров // *Прогрессивные технологии и системы машиностроения: междунар. сб. научных работ*. – Донецк: ДонНТУ, 2012. – № 1,2 (44). – С. 231–237.

5. Beudaert, X. Feedrate interpolation with axis jerk constraints on 5-axis NURBS and G1 tool path [Text] / X. Beudaert, S. Lavernhe, C. Tournier // *International J. of Machine Tools & Manuf.* – 2012. – Vol. 57. – P. 73–82.

6. Heng, M. Design of a NURBS Interpolator with minimal feed fluctuations and continuous feed modulation capability [Text] / M. Heng, K. Erkorkmaz // *International Journal of Machine Tools and Manufacture*. – 2010. – Vol. 50(3). – P. 281–293.

7. Chang, Y.F. Design and implementation of look-ahead linear jerk filter for a computerized numerical controlled machine [Text] / Y.F. Chang, T.G. Nguyen, C.P. Wang // *Control Engineering Practice*. – 2010. – Vol.18. – P. 1399–1405.

Поступила в редакцию 31.05.2013, рассмотрена на редколлегии 29.06.2013

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

АДАПТИВНЕ УПРАВЛІННЯ ШВИДКІСТЮ ОБРОБКИ В СИСТЕМІ ЧПУ З ПОПЕРЕДНІМ ПЛАНУВАННЯМ ПОДАЧІ НА ОСНОВІ ГЛАДКИХ S-ПОДІБНИХ ЗАКОНІВ РОЗГОНУ ГАЛЬМУВАННЯ

О.В. Комбарова, В.Ф. Сорокин, В.В. Комбаров

Розглянуто завдання адаптивного управління контурною подачею при необхідності оперативної корекції технологічних режимів у процесі обробки. Для обробки з числовим програмним управлінням (ЧПУ) в останнє десятиріччя стало важливим використання алгоритмів S-подібного розгону/гальмування, які реалізують плавність переміщень ріжучого інструменту, забезпечують якість та скорочення часу обробки. Розглянуто особливості управління подачею в кадрах лінійно-колового інтерполлятора в системі ЧПУ з попереднім плануванням подачі. Метод адаптивного управління подачею заснований на використанні масштабування законів розгону/гальмування. Розроблено методи гладкої зміни подачі та оперативної корекції діаграми контурної подачі кадру в залежності від заданих технологічних режимів при оперативній зміні відсотка подачі. Розроблено метод адаптивного управління контурною подачею з врахуванням обмежень максимальних вісьових швидкостей. Запропоновані методи забезпечують максимальне наближення швидкостей механічної обробки до технологічно заданих режимів, що сприяє підвищенню продуктивності обробки.

Ключові слова: ВШФ, система ЧПК, S-подібний розгін / гальмування, подача, відсоток подачі.

ADAPTIVE CONTROL OF SPEED MACHINING IN CNC SYSTEM WITH PRIOR PLANNING FEEDRATE BASED ON SMOOTH S-CURVE LAWS OF ACCELERATION AND DECELERATION

O.V. Kombarova, V.F. Sorokin, V.V. Kombarov

Adaptive control feedrate tasks when need of technological mode operational correction in machining process are considered. Using of S-curve acceleration and deceleration algorithms has become important for computer numerical control (CNC) machining in recent decades because it provides smoother feedrate motions for cutting tools, can thus maintain the machining quality and shorten the machining time. Feed control features in blocks of linearly circular interpolator in a CNC system with prior planning feedrates are considered. Adaptive control feedrate method is based on scaling of the acceleration/deceleration laws. Methods for smooth changing feedrates and operational correction diagram of block feedrate depending on given technological modes at operational changing feedrate percentage are developed. Method of adaptive control contour feed with maximal axis feed limits is developed. Proposed methods provide maximal approach of machining speed to technologically given modes that enables increasing machining productivity.

Key words: HSC, CNC system, S-curve acceleration and deceleration (ACC/DEC), feed percentage.

Комбарова Елена Владимировна – аспирант кафедры технологии производства летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: kombarenok@mail.ru.

Сорокин Владимир Федорович – д-р техн. наук, доцент кафедры технологии производства авиационных двигателей, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: sovladf@ukr.net.

Комбаров Владимир Викторович – науч. сотр. кафедры технологии производства летательных аппаратов, руководитель центра САПР и ИТ, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: kombarov1@mail.ru.

УДК 629.7.002:621.762

А.М. ЗИНОВЬЕВ¹, А.П. КУШНАРЕВ², А.В. КОНДРАТЬЕВ³,
А.М. ПОТАПОВ², А.П. КУЗНЕЦОВ¹, В.А. КОВАЛЕНКО²

¹ ООО НПФ «Днепротехсервис», г. Днепрпетровск, Украина

² Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля», г. Днепрпетровск, Украина

³ Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина

СТАТИЧЕСКИЕ ИСПЫТАНИЯ ОПЫТНОГО МЕЖСТУПЕННОГО ОТСЕКА РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ «ЦИКЛОН-4» ИЗ УГЛЕПЛАСТИКА

Приведено краткое описание натуральных статических испытаний опытного крупногабаритного межступенного отсека ракеты-носителя «Циклон-4» трехслойной конструкции с обшивками из углепластика и сотовым наполнителем на четыре расчетных случая нагружения. Определена несущая способность отсека в сравнении с расчетными значениями. Методом конечных элементов установлено распределение по корпусу отсека максимальных меридиональных деформаций при различных случаях нагружения и дано их удовлетворительное совпадение с фактическими. Выявлен характер дефектов, возникающих в процессе испытаний, не критичных для разрушения отсека.

Ключевые слова: межступенной отсек, ракета-носитель «Циклон-4», углепластики, статические испытания, несущая способность, деформации.

Введение

Как уже отмечалось в ряде наших работ, например [1 – 7], на Государственном предприятии «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля» перманентно расширяется диапазон эффективных конструктивно-технологических решений (КТР) агрегатов ракетно-космических аппаратов из полимерных композиционных материалов (ПКМ), разрабатываемых совместно с вузами и предприятиями отрасли. Одной из таких разработок является опытный крупногабаритный межступенной отсек (МСО) ракеты-носителя (РН) «Циклон-4» из углепластика с сотовым наполнителем (СЗ) (рис. 1) [8 – 10].

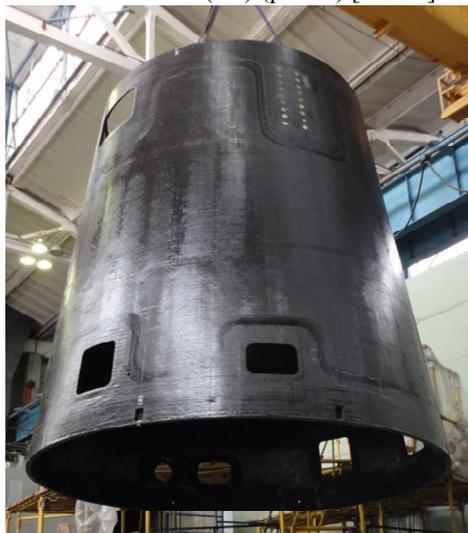


Рис. 1. МСО РН «Циклон-4» для проведения натуральных испытаний

В нашей работе [9] приведены описание данного агрегата и результаты исследования напряженно-деформированного состояния (НДС) его конструкции, а в [8, 10] – технологического процесса изготовления его корпуса и неразрушающего контроля.

Ниже изложены результаты статических испытаний МСО и их сравнения с выполненными в [9] расчетами НДС агрегата.

Изложение основного материала

Общий вид сборки МСО РН «Циклон-4» на статических испытаниях показан на рис. 2.



Рис. 2. Общий вид сборки МСО РН «Циклон-4» при проведении испытаний

Корпус МСО поступил на статические испытания с некоторыми отклонениями от конструкторской документации, которые не отразились на фактической оценке его несущей способности.

Были проведены испытания для четырех расчетных случаев нагружения: «Транспортировка» и трех случаев полета РН на активном участке траектории (АУТ), отличающихся местом, величиной и характером приложения поперечных сил и соответствующим случаю изгибающим моментом. В соответствии с программой было проведено четыре этапа тензометрических измерений с непрерывной записью результатов [11].

Статические испытания МСО сопровождались одновременным исследованием НДС его конструкции с помощью программного комплекса конечно-элементного анализа MSC NASTRAN, что позволило оценить расчетную несущую способность агрегата по сравнению с фактической.

Конечно-элементная модель МСО, имитирующая испытания и соответствующие им направления поперечных сил, показана на рис. 3 [10].

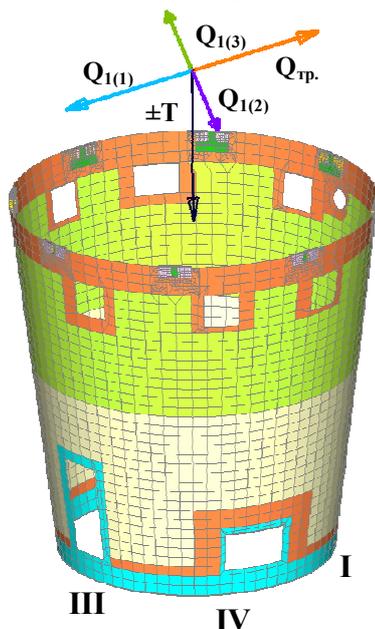


Рис. 3. Конечно-элементная модель МСО из ПКМ, имитирующая нагружение при испытаниях и соответствующие им направления поперечных сил: $Q_{тр}$ – для расчетного случая «Транспортировка»; $Q_{1(1)}$, $Q_{1(2)}$, $Q_{1(3)}$ – для расчетных случаев «Полет РН на АУТ»

Первым случаем нагружения являлись испытания по программе расчетного случая «Транспортировка». МСО нагружался одновременным приложением сил T , $Q_{тр}$ по этапам согласно табл. 1.

Поперечная сила $Q_{тр}$ прикладывалась посред-

ством гибкого банджа, зафиксированного на плече $a = 2,635$ м относительно верхнего стыка МСО, и реализовывалась в виде двух параллельных составляющих $Q_{тр} / 2$, приложенных к бандажу и расположенных диаметрально. Осевая растягивающая сила T создавалась цепью силовозбудителей.

Таблица 1
Этапы нагружения корпуса МСО
(I расчетный случай – «Транспортировка»)

Этапы нагружения	1	2	3	4	5	6
T , кН	-4,3	-8,7	-13,0	-17,3	-21,6	-26,0
$Q_{тр}$, кН	26,8	53,7	80,5	107,3	134,1	161

В табл. 1 этап 4 соответствует эксплуатационным нагрузкам, этап 6 – расчетным нагрузкам.

Фактические значения изгибающего момента M , осевой T и поперечной $Q_{тр}$ сил, реализованных при испытании, приведены в табл. 2.

В процессе испытаний отмечались в начале нагружения каждого этапа, начиная с третьего, одиночные потрескивания, которые прекращались после достижения нагрузки каждого этапа.

После испытаний внешним осмотром в доступных местах установлено, что корпус МСО из ПКМ разрушений в элементах конструкции не имеет.

Вторым случаем нагружения являлись испытания для расчетного случая «Полет РН на АУТ», соответствующего случаю приложения поперечной силы $Q_{1(1)}$. Сборка нагружалась согласно табл. 3.

Поперечная сила $Q_{1(1)}$ прикладывалась посредством гибкого банджа, зафиксированного на плече $a = 1,99$ м относительно верхнего стыка МСО, и реализовывалась аналогично предыдущему случаю в виде двух параллельных составляющих, приложенных к бандажу и расположенных диаметрально.

Сила $Q_{2(1)}$ прикладывалась в обратном направлении $Q_{1(1)}$ на расстоянии 30 мм от верхнего стыка МСО. Осевая сжимающая сила T создавалась собственным весом технологической обечайки и системой восьми параллельных сил, приложенных к технологической обечайке.

Корпус МСО из ПКМ выдержал испытательные нагрузки на этот случай нагружения. После испытаний внешним осмотром в доступных местах установлено, что на внутренней поверхности корпуса в районе нижнего шпангоута и окантовок люков имеются одиночные продольные трещины в гелькоуте, зоны его выкрашивания между плоскостями (рис. 4 и 5).

Остальные элементы конструкции при визуальном осмотре видимых изменений не имели.

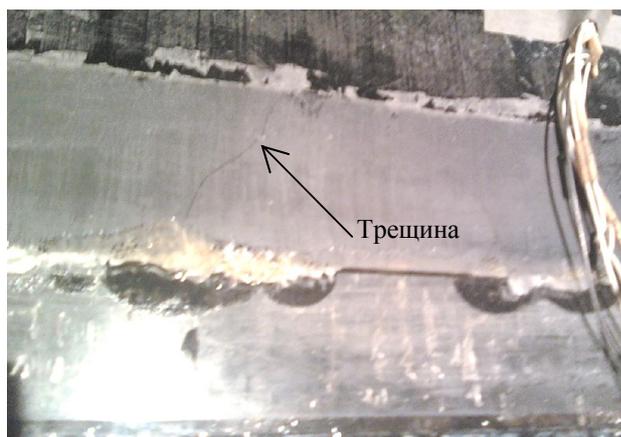


Рис. 4. Трещины и зоны выкрашивания гелькоута



Рис. 5. Трещины и зоны выкрашивания гелькоута треугольной формы размерами 35x25 мм

Таблица 2

Реализованные нагрузки на различных этапах нагружения МСО из ПКМ
(I расчетный случай – «Транспортировка»)

Этапы нагружения		0	1	2	3	4	5	6
$Q_{тр}$, кН	Программные значения	0	26,8	53,7	80,5	107,3	134,1	161,0
	Реализованные значения	0	27,7	54,0	80,7	107,5	134,2	161,1
Т, кН	Программные значения	0	-4,3	-8,7	-13,0	-17,3	-21,6	-26,0
	Реализованные значения	0	-4,6	-8,8	-13,1	-17,4	-21,8	-26,2
М, кН·м	Программные значения	0	70,6	141,5	212,1	282,7	353,4	424,2
	Реализованные значения	0	73,0	142,3	212,6	283,3	353,6	424,5

Таблица 3

Расчетные и реализованные нагрузки на различных этапах нагружения МСО из ПКМ
(II расчетный случай – «Полет РН на АУТ»)

Этапы нагружения		0	1	2	3	4	5	6
$Q_{1(i)}$, кН	Программные значения	0	90,5	181,0	271,5	362,3	416,7	471,0
	Реализованные значения	0	93,94	184,4	277,8	366,8	421,3	476,3
$Q_{2(i)}$, кН	Программные значения	0	68,0	136,0	204,0	272,3	313,2	354,0
	Реализованные значения	0	68,62	139,3	208,3	276,9	318,4	360,2
Т, кН	Программные значения	0	152,8	307,7	461,5	615,4	707,7	800
	Реализованные значения	0	244,29	310,53	467	617,2	708	801
М, кН·м	Программные значения	0	180,0	361,0	541,0	721,0	829,3	937,3
	Реализованные значения	0	187,0	367,0	552,9	730,0	838,4	947,9

Третьим случаем нагружения являлись испытания для расчетного случая «Полет РН на АУТ», соответствующего приложению поперечной силы $Q_{1(2)}$. Сборка нагружалась приложением сил T , $Q_{1(2)}$, $Q_{2(2)}$ и момента M аналогично предыдущему случаю нагружения этапами согласно табл. 4.

Корпус МСО из ПКМ выдержал испытательные нагрузки для III случая нагружения – «Полет РН на АУТ». После испытаний внешним визуальным осмотром установлено, что элементы конструкции МСО видимых изменений не имеют. Размеры трещин и зон выкрашивания гелькоута, появившихся после проведения статических испытаний, не изменились.

Четвертым случаем нагружения являлись испытания для расчетного случая «Полет РН на АУТ»,

соответствующего приложению поперечной силы $Q_{1(3)}$. Сборка нагружалась одновременным приложением сил T , $Q_{1(3)}$, $Q_{2(3)}$ и момента M этапами согласно табл. 5. Поперечная сила $Q_{1(3)}$ прикладывалась посредством гибкого биндажа, зафиксированного на плече $a = 1,99$ м относительно верхнего стыка МСО из ПКМ, и реализовывалась также в виде двух параллельных составляющих, приложенных к биндажу и расположенных диаметрально. Сила $Q_{2(3)}$ прикладывалась в обратном направлении $Q_{1(3)}$ на расстоянии 30 мм от верхнего стыка МСО из ПКМ. Осевая сжимающая сила T создавалась весом обечайки и системой восьми параллельных сил, приложенных к элементам обечайки (табл. 5).

Таблица 4

Расчетные и реализованные нагрузки на различных этапах нагружения МСО из ПКМ (III расчетный случай – «Полет РН на АУТ»)

Этапы нагружения		0	1	2	3	4	5	6
$Q_{1(2)}$, кН	Программные значения	0	90,5	181,0	271,5	362,3	416,7	471,0
	Реализованные значения	0	90,6	182,6	274,4	369,0	422,1	473,6
$Q_{2(2)}$, кН	Программные значения	0	68,0	136,0	204,0	272,3	313,2	354,0
	Реализованные значения	0	69,7	138,8	208,2	278,5	318,7	360,0
T , кН	Программные значения	0	152,8	307,7	461,5	615,4	707,7	800
	Реализованные значения	0	241,5	308,8	462,7	617,4	709,2	800,8
M , кН·м	Программные значения	0	180,0	361,0	541,0	721,0	829,3	937,3
	Реализованные значения	0	180,3	363,4	546,0	734,3	839,9	942,4

Таблица 5

Расчетные и реализованные нагрузки на различных этапах нагружения МСО из ПКМ (IV расчетный случай – «Полет РН на АУТ»)

Этапы нагружения		0	1	2	3	4	5	6
$Q_{1(3)}$, кН	Программные значения	0	90,5	181,0	271,5	362,3	416,7	471,0
	Реализованные значения	0	94,8	189,3	280,7	369,3	418,9	474,2
$Q_{2(3)}$, кН	Программные значения	0	68,0	136,0	204,0	272,3	313,2	354,0
	Реализованные значения	0	69,1	137,2	205,7	274,3	315,8	359,3
T , кН	Программные значения	0	152,8	307,7	461,5	615,4	707,7	800
	Реализованные значения	0	241,5	309,8	462,7	620,2	714,1	808,3
M , кН·м	Программные значения	0	180,0	361,0	541,0	721,0	829,3	937,3
	Реализованные значения	0	188,6	376,7	558,6	734,9	833,6	943,7

После испытаний для IV случая нагружения – «Полет РН на АУТ», соответствующего случаю приложения силы $Q_{I(3)}$, внешним осмотром установлено, что на внутренней поверхности корпуса в районе верхнего шпангоута по плоскости IV на окантовке имеются, как уже отмечалось выше, трещины и зоны выкрашивания гелькоута (рис. 4 и 5).

Обнаружены отдельные раковины в связующем с оголением углепластика на радиусе перехода законцовки верхнего шпангоута на внутреннюю поверхность оболочки (рис. 6). Остальные элементы конструкции корпуса видимых изменений не имеют.



Рис. 6. Раковины в связующем с оголением углепластика на радиусе перехода законцовки верхнего шпангоута на внутреннюю поверхность оболочки

Анализ измерений перемещений показал, что максимальные их значения зарегистрированы на верхнем стыковочном шпангоуте в радиальном направлении. По случаям испытаний для расчетных значений нагрузок (6-го этапа) они составляли:

I случай «Транспортировка РН» – 17,91 мм;

II случай «Полет РН на АУТ» – 15,24 мм;

III случай «Полет РН на АУТ» – 12,67 мм;

IV случай «Полет РН на АУТ» – 14,83 мм.

Максимальные значения деформаций в радиальном направлении зарегистрированы на горизонтальной полке нижнего шпангоута. По случаям испытаний они составляли:

I случай «Транспортировка РН» – 0,00774 % деформации сжатия в полке шпангоута на участке, находящемся в противоположной стороне от действия перерезывающей силы;

II случай «Полет РН на АУТ» – 0,00308 % деформации сжатия в полке шпангоута на участке, находящемся в противоположной стороне от действия перерезывающей силы;

III случай «Полет РН на АУТ» – 0,00173 % деформации сжатия в полке шпангоута на участке, находящемся в противоположной стороне от действия перерезывающей силы;

IV случай «Полет РН на АУТ» – 0,00576 % деформации сжатия в полке шпангоута на участке, на-

ходящемся в противоположной стороне от действия перерезывающей силы IV.

Максимальные осевые деформации в наружной и внутренней обшивках трехслойной оболочки МСО из ПКМ были зарегистрированы в сжатой зоне (в районе перехода от усиления в окантовке нижних люков к неусиленному трехслойному пакету). Их значения возрастали линейно и достигли примерно одного уровня для всех случаев нагружения.

Распределение фактических меридиальных осевых деформаций в наружной обшивке, полученных при испытаниях МСО, показано на рис. 7.

Распределение максимальных расчетных осевых деформаций в наружной обшивке МСО из ПКМ представлено на рис. 8.

Сравнительный анализ расчетных и фактических деформаций элементов конструкции МСО из ПКМ показал их хорошую сходимость.

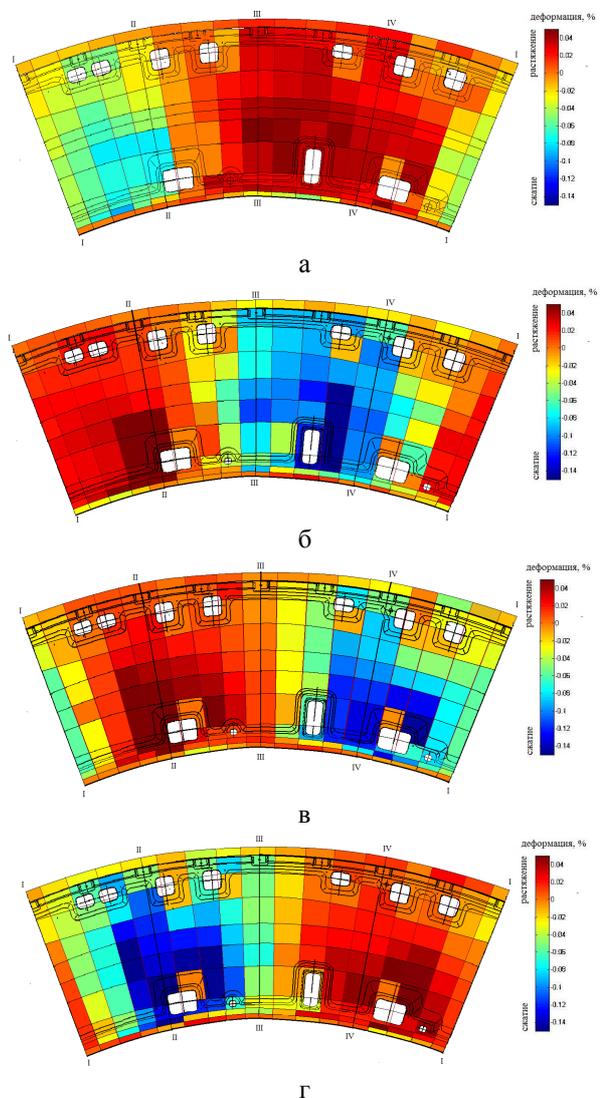


Рис. 7. Распределение фактических меридиальных деформаций во внешней оболочке МСО: а – расчетный случай I; б – расчетный случай II; в – расчетный случай III; г – расчетный случай IV

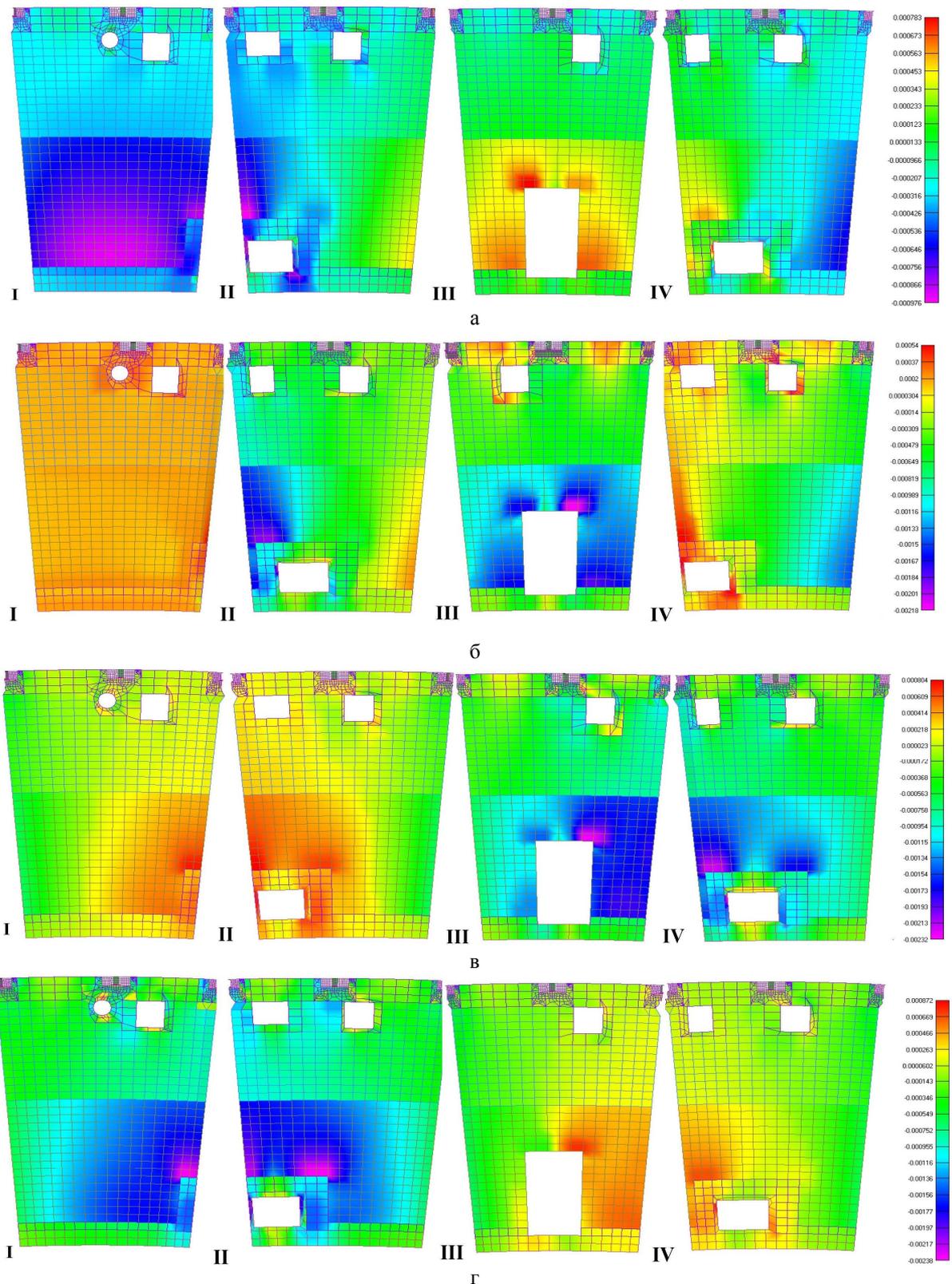


Рис. 8. Распределение максимальных расчетных меридиональных деформаций во внешней оболочке МСО из ПКМ: а – I расчетный случай «Транспортировка»; б – II расчетный случай «Полет РН на АУТ» (направление перерезывающей силы $Q_{1(1)}$ под углом $\alpha = 45^\circ$ между IV и III плоскостями стабилизации); в – III расчетный случай «Полет РН на АУТ» (направление перерезывающей силы $Q_{1(2)}$ под углом $\alpha = 15^\circ$ от IV плоскости стабилизации в сторону I; г – IV расчетный случай «Полет РН на АУТ» (направление перерезывающей силы $Q_{1(3)}$ под углом $\alpha = 15^\circ$ от II плоскости стабилизации в сторону III)

Выводы

1. Программа прочностных испытаний МСО из ПКМ выполнена в полном объеме. После нагружения отсека испытательными нагрузками расчетных этапов при внешнем визуальном осмотре изменений конструкции не наблюдалось.

2. Результаты испытаний МСО из ПКМ на данном этапе разработки позволили провести качественный анализ НДС и устойчивости элементов конструкции вследствие отклонения граничных условий, при которых проводились испытания, от штатных условий эксплуатации и нагружения.

3. Результаты контроля акустическим методом до и после статических испытаний и характер обнаруженных дефектов позволяют сделать вывод о том, что суммарная площадь дефектов (непрокля) в конструкции МСО из ПКМ в результате статических испытаний не увеличилась.

Литература

1. Дегтярев, А.В. Применение композиционных материалов при создании перспективных образцов ракетной техники [Текст] / А.В. Дегтярев, В.А. Коваленко, А.В. Потапов // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2012. – № 2(89). – С. 34 – 38.

2. Коваленко, В.А. Применение полимерных композиционных материалов в изделиях ракетно-космической техники как резерв повышения ее массовой и функциональной эффективности [Текст] / В.А. Коваленко, А.В. Кондратьев // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2011. – № 5(82). – С. 14 – 20.

3. Оптимизация проектных параметров головного обтекателя ракеты-носителя «Циклон-4» [Текст] / В.Е. Гайдачук, В.И. Сливинский, А.В. Кондратьев, А.П. Кушнарев // *Эффективность сотовых конструкций в изделиях авиационно-космической техники*: сб. материалов III междунар. науч.-практ. конф., Днепропетровск 27-29 мая 2009 г. – Днепропетровск, 2009. – С. 88 – 95.

4. Расчет головного блока ракеты-носителя «Циклон-4» при различных случаях нагружения [Текст] / В.Е. Гайдачук, В.В. Кириченко, А.В. Кондратьев, А.П. Кушнарев, В.А. Коваленко // *Эффективность сотовых конструкций в изделиях авиационно-космической техники*: сб. материалов IV междунар. науч.-практ. конф., Днепропетровск 01 – 03 июня 2011 г. – Днепропетровск, 2011. – С. 91 – 97.

5. Basic parameters' optimization concept for composite nose fairings of launchers [Text] / V. Shyvyyn'skyu, V. Gajdachuk, V. Kirichenko, A Kondratiev // 62nd International Astronautical Congress, IAC 2011. Cape Town, 3 - 7 October 2011. – Red Hook, NY:

Curran, 2012. – Vol. 9. – P. 5701 – 5710.

6. Разработка макетного образца и технологии изготовления тестовой панели солнечной батареи космического аппарата [Текст] / В.В. Гаврилко, В.А. Коваленко, А.В. Кондратьев, А.М. Потапов // *Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»*. – Вып. 3(71). – X., 2012. – С. 110 – 117.

7. Каркас сканера высокой разрешающей способности из углепластика для крепления оптических элементов и узлов космического аппарата [Текст] / А.Л. Макаров, А.М. Потапов, В.А. Коваленко, А.В. Кондратьев // *Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»*. – Вып. 1 (73). – X., 2013. – С. 40 – 51.

8. Технологические особенности изготовления крупногабаритных трехслойных сотовых конструкций из полимерных композиционных материалов [Текст] / А.М. Потапов, Ю.Г. Артеменко, В.К. Москалец и др. // *Эффективность сотовых конструкций в изделиях авиационно-космической техники: сб. материалов V междунар. науч.-практ. конф., Днепропетровск 5-7 июня 2013 г.* – Днепропетровск, 2013. – С. 155 – 159.

9. Конструктивно-технологическое решение и несущая способность межступенного отсека ракеты-носителя «Циклон-4» из полимерных композиционных материалов [Текст] / А.М. Зиновьев, А.П. Кушнарев, А.В. Кондратьев, А.М. Потапов, А.П. Кузнецов, В.А. Коваленко // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2013. – №3(100). – С. 46 – 53.

10. Технология изготовления корпуса опытного крупногабаритного межступенного отсека ракеты-носителя «Циклон» из углепластиков [Текст] / А.М. Зиновьев, А.П. Кушнарев, А.В. Кондратьев, А.М. Потапов, А.П. Кузнецов, В.А. Коваленко // *Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»*. – Вып. 2 (74). – X., 2013. – С. 7 – 17.

11. Идентификация особенностей конструктивно-технологических решений применения углепластиков в опытной сотовой конструкции по результатам тензометрических измерений при статических испытаниях [Текст] / И.И. Деревянко, Ю.А. Кочусов, А.М. Потапов и др. // *Эффективность сотовых конструкций в изделиях авиационно-космической техники: сб. материалов V междунар. науч.-практ. конф., Днепропетровск 5-7 июня 2013 г.* – Днепропетровск, 2013. – С. 114 – 123.

Поступила в редакцию 1.06.2013, рассмотрена на редколлегии 12.06.2013

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

СТАТИЧНІ ВИПРОБУВАННЯ ДОСЛІДНОГО МІЖСТУПЕНЕВОГО ВІДСІКУ РАКЕТИ-НОСІЯ «ЦИКЛОН-4» З ВУГЛЕПЛАСТИКА

О.М. Зінов'єв, О.П. Кушнар'єв, А.В. Кондратьєв, О.М. Потапов, О.П. Кузнецов, В.О. Коваленко

Наведено короткий опис натурних статичних випробувань дослідного крупногабаритного міжступеневого відсіку ракети-носія «Циклон-4» тришарової конструкції з обшивками з углепластика і стільниковим заповнювачем для чотирьох розрахункових випадків навантаження. Визначено несучу здатність відсіку у порівнянні з розрахунковими значеннями. Методом скінченних елементів встановлено розподіл по корпусу відсіку максимальних меридіональних деформацій при різних випадках навантаження і дано їх задовільний збіг з фактичними. Виявлено характер дефектів, що виникають у процесі випробувань, не критичних для руйнування відсіку.

Ключові слова: міжступеневий відсік, ракета-носій «Циклон-4», углепластики, статичні випробування, несуча здатність, деформації.

STATIC TESTS OF THE EXPERIMENTAL INTERSTAGE SECTION OF CARRIER ROCKET "TSYKLON-4" MADE OF CFRP

A.M. Zinov'ev, A.P. Kushnarev, A.V. Kondratyev, A.M. Potapov, O.P. Kuznetsov, V.A. Kovalenko

A brief description of the static tests of the prototype of large-sized interstage section of carrier rocket «Tsyklon-4» which is a three-layer construction with a CFRP skins and honeycomb core for the four load cases was presented. Bearing capacity of the section in comparison with the calculated values was determined. Meridional distribution of maximum strain by the section body at different load cases were identified by finite element method and was given a satisfactory agreement with their actual values. Character of defects that arise during testing that are not critical for the destruction of the compartment was detected.

Keywords: interstage section, carrier rocket «Tsyklon-4», CFRP, static tests, bearing capacity of section.

Зінов'єв Алексей Михайлович – генеральный директор научно-производственной группы «Днепропетехсервис», Днепропетровск, Украина.

Кушнар'єв Александр Павлович – Первый заместитель Генерального конструктора - Генерального директора по системному проектированию, Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля», Днепропетровск, Украина.

Кондратьев Андрей Валерьевич – канд. техн. наук, доцент каф. проектирования ракетно-космических аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: kondratyev_a_v@mail.ru.

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

Кузнецов Александр Петрович – канд. техн. наук, заместитель генерального директора научно-производственной группы «Днепропетехсервис», Днепропетровск, Украина.

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

УДК 539.3:534.1:629.7.02:539.4

В.Б. МИНТЮК

*Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Украина***ПРИМЕНЕНИЕ ПРОЕКЦИОННЫХ МЕТОДОВ РЕШЕНИЯ КРАЕВЫХ ЗАДАЧ В ОБЫКНОВЕННЫХ ПРОИЗВОДНЫХ В РАЗВЕТВЛЕННЫХ ОБЛАСТЯХ**

Предложенная ранее автором идея построения систем координатных функций на отрезке использована для построения функций, применяемых в проекционных методах при решении краевых задач в областях, состоящих из системы отрезков. Построение таких функций проиллюстрировано на простом примере, а качество решений, доставляемых этими функциями с помощью метода Рэлея-Ритца, – на примере трех типов задач для гибкой рамы: линейного статического деформирования, потери устойчивости и геометрически нелинейного деформирования. Решение геометрически нелинейной задачи представлено в виде диаграммы равновесных состояний, где получены все ветви устойчивого равновесия. Относительная погрешность получаемых решений, оцениваемая как невязка в уравнениях равновесия узла, составляет сотые доли процента.

Ключевые слова: система координатных функций, проекционный метод, геометрически нелинейная задача, гибкая рама.

Введение

Определение полей перемещений и напряжений, возникающих в силовых конструкциях от действия на них внешних силовых, инерционных, температурных и иных факторов, является одной из важнейших задач проектировщиков новой техники. Функции, описывающие искомые поля, находят в результате решения некоторых краевых задач, а точность их определения особенно актуальна при прочностных расчетах аэрокосмической техники. Именно здесь наиболее остро стоит проблема разрешения противоречивых требований – эффективности и безопасности.

В настоящее время в арсенале специалистов, занимающихся вопросами прочности, имеется достаточное количество методов решения краевых задач (за исключением аналитических): проекционные, проекционно-сеточные, конечно-разностные и другие. Самое широкое распространение в настоящее время благодаря своей простоте, алгоритмичности и универсальности получил метод конечного элемента.

Результаты, полученные в данной работе, направлены на развитие вариационного метода Рэлея-Ритца, а именно решение отмечаемой многими авторами проблемы построения координатной системы (базиса), отвечающей всем требованиям, к ней предъявляемым. Эта проблема для ряда краевых задач с классическими граничными условиями достаточно подробно рассмотрена в работе [1]. В работе [2] автором предложено семейство базисов, ортогональных на отрезке $-1 \leq x \leq 1$ в метрике, поро-

даемой положительно определенным оператором

$$(-1)^n \frac{d^{2n}}{dx^{2n}} \quad (n = 1, 2, \dots).$$

В данной работе строится базис для решения проекционными методами краевых задач, описываемых нелинейным матричным оператором в обыкновенных производных в области, состоящей из системы соединенных между собой отрезков.

1. Постановка задачи

Рассматривается краевая задача в области, состоящей из K отрезков $-1 < x < 1$, имеющих смежные границы. Такая краевая задача описывается системой обыкновенных дифференциальных уравнений и набором граничных условий. Пусть для i -го отрезка дифференциальный оператор A имеет порядок $2k$

$$A_i u_i = f_i, \quad (1)$$

т. е. на каждой границе отрезка $x = \pm 1$ ставятся по k условий. Это могут быть или классические краевые условия (возможно, неоднородные), или условия сопряжения

$$B_m u_i = g_m, \quad m = 1 \dots M; \quad (2)$$

$$C_n u_i = D_n u_j, \quad n = 1 \dots N, \quad (3)$$

где f_i – известная функция;

g_m – заданное значение на границе;

u_i – решение данной краевой задачи, а u_j – решения на соседних участках;

B_m, C_n, D_n – дифференциальные операторы,

порядок которых не превышает $2k - 1$. Диапазоны изменения индексов m и n таковы, что $M + N = 2k$.

В краевой задаче (1) – (3) условия (2) представляют собой классические неоднородные краевые условия, а (3) – условия сопряжения. Кроме того, должны быть выполнены условия разрешимости задачи (условия согласования данных).

Если свойства дифференциальных операторов и известных функций, входящих в (1) – (3), таковы, что удастся построить энергетическое пространство H_A , порождаемое операторами A_i , то становится возможной вариационная постановка этой задачи: определение такого элемента пространства H_A , который доставлял бы стационарное значение некоторому функционалу

$$W = \sum_{i=1}^K F_i u_i \quad (4)$$

при дополнительных условиях (2), (3). Причем, основываясь на концепции слабого решения, из этих условий можно опустить естественные, т.е. те, которые содержат дифференциальный оператор порядка k и выше.

Применение метода Рэлея-Ритца подразумевает использование плотной последовательности (ее существование гарантируется сепарабельностью пространства H_A) координатных функций, которые, естественно, должны принадлежать H_A и обязательно должны быть линейно независимыми. Не обязательные требования пока опустим. Принадлежность функций к пространству H_A кроме ограничений на гладкость этих функций требует от них выполнения как минимум главных граничных условий (2), (3), что ввиду многообразия последних является основной проблемой построения базисных функций.

2. Способ построения базиса

Построение базиса, используемого для решения вариационной задачи (4), (2), (3), как и в работе [2], основывается на идее, предложенной в работе [3], которая заключается в том, что задача отыскания стационарных точек функционала (4) с дополнительными условиями (2), (3) решается путем предварительного непосредственного удовлетворения этих условий.

Пусть имеется система линейно независимых, полных в пространстве H_A функций φ_i , но не принадлежащих ему по причине неудовлетворения ими условий (2), (3). Потребовав выполнения этих условий, аппроксимируя искомые функции рядами

$$u_i = \sum_{s=0} a_{is} \varphi_s; \quad u_j = \sum_{s=0} a_{js} \varphi_s, \quad (5)$$

приходим к системе $M + N$ алгебраических уравнений. Если дифференциальные операторы B_m , C_n , D_n линейные, то – к системе линейных алгебраических уравнений (СЛАУ):

$$\begin{cases} \sum_{s=0} a_{is} B_m \varphi_s|_{x=\pm 1} = g_m, \quad m = 1 \dots M; \\ \sum_{s=0} a_{is} C_n \varphi_s|_{x=\pm 1} = \sum_{s=0} a_{js} D_n \varphi_s|_{x=\pm 1}, \quad n = 1 \dots N. \end{cases} \quad (6)$$

Определяя из этой системы $M + N$ неизвестных коэффициентов из a_{is} , которые необходимо выбрать таким образом, чтобы система (6) стала однозначно разрешимой, и, подставляя эти значения в исходные ряды (5), приходим к определению:

а) M функций ω_M , удовлетворяющих неоднородным граничным условиям (2) и N функций ω_N , удовлетворяющих условиям сопряжения (3);

б) новых базисных функций ψ_{is} , которые удовлетворяют однородным граничным условиям, следующим из (2) и (3).

Структура полученной функции имеет вид

$$u_i = \sum_{s=1}^N \omega_{Ns}(x) + \sum_{s=1}^M \omega_{Ms}(x, a_{j1}, a_{j2}, \dots) + \sum_{s=0} a_{i(s+M+N)} \psi_{is}(x, a_{j1}, a_{j2}, \dots). \quad (7)$$

Заметим, что к такому же виду приводятся функции с помощью широко используемого приема избавления от неоднородных граничных условий.

3. Иллюстративный пример

Рассмотрим краевую задачу, описываемую дифференциальным оператором $\frac{d^2}{dx^2} \left(\frac{d^2 f}{dx^2} \equiv f'' \right)$ в области, состоящей из двух отрезков $-1 \leq x_{1,2} \leq 1$:

$$\begin{cases} u_1''(x) = 2; \\ u_2''(x) = 4 \end{cases} \quad (8)$$

с граничными условиями

$$\begin{cases} u_1(-1) = 4; \quad u_1(+1) = u_2(-1); \\ u_2(+1) = 0; \quad u_1'(+1) = u_2'(-1). \end{cases} \quad (9)$$

Решение краевой задачи (8), (9) минимизирует функционал

$$F = \int_{-1}^1 (u_1')^2 dx + \int_{-1}^1 (u_2')^2 dx + 4 \int_{-1}^1 u_1 dx + 8 \int_{-1}^1 u_2 dx \quad (10)$$

с дополнительными условиями (9).

Данная несложная краевая задача допускает точное решение

$$\begin{cases} u_1(x) = x^2 - 4x - 1; \\ u_2(x) = 2x^2 + 2x - 4, \end{cases} \quad (11)$$

но, тем не менее, решим ее численно, используя метод Рэлея-Ритца. Для построения аппроксимации функций u_1 и u_2 воспользуемся исходными степенными рядами

$$u_1(x) = \sum_{i=0} a_i x^i; \quad u_2(x) = \sum_{i=0} b_i x^i. \quad (12)$$

Устраним в данном случае дополнительные условия (9) путем их непосредственного выполнения суммами (12)

$$\begin{cases} \sum_{i=0} a_i (-1)^i = 4; & \sum_{i=0} a_i = \sum_{i=0} b_i (-1)^i; \\ \sum_{i=0} b_i = 0; & \sum_{i=0} a_i i = \sum_{i=0} b_i i (-1)^{i+1}. \end{cases} \quad (13)$$

Если в качестве неизвестных выбрать, например, a_0, a_1, b_0, b_1 , то по отношению к ним придем к следующей СЛАУ:

$$\begin{cases} a_0 - a_1 = 4 - \sum_{i=2} a_i (-1)^i; \\ b_0 + b_1 = -\sum_{i=2} b_i; \\ a_0 + a_1 - b_0 + b_1 = \sum_{i=2} b_i (-1)^i - \sum_{i=2} a_i; \\ a_1 - b_1 = \sum_{i=2} b_i i (-1)^{i+1} - \sum_{i=2} a_i i. \end{cases}$$

Решив эту систему, получаем

$$\begin{aligned} a_0 &= 3 + \frac{1}{4} \sum_{i=2} \left\{ a_i \left(3(-1)^{i+1} - 1 - 2i \right) + \right. \\ &\quad \left. + b_i \left((-1)^i (1 - 2i) - 1 \right) \right\}; \\ a_1 &= -1 + \frac{1}{4} \sum_{i=2} \left\{ a_i \left((-1)^i - 1 - 2i \right) + \right. \\ &\quad \left. + b_i \left((-1)^i (1 - 2i) - 1 \right) \right\}; \\ b_0 &= 1 + \frac{1}{4} \sum_{i=2} \left\{ a_i \left((-1)^{i+1} + 1 - 2i \right) + \right. \\ &\quad \left. + b_i \left((-1)^{i+1} (1 + 2i) - 3 \right) \right\}; \\ b_1 &= -1 + \frac{1}{4} \sum_{i=2} \left\{ a_i \left((-1)^i - 1 + 2i \right) + \right. \\ &\quad \left. + b_i \left((-1)^i (1 + 2i) - 1 \right) \right\}. \end{aligned}$$

Подставляя эти значения в (2.14), после перегруппировки слагаемых будем иметь

$$\begin{aligned} u_1(x) &= \omega_1 + \sum_{i=2} b_i \psi_i^b + \sum_{i=2} a_i (\varphi_i^a + x^i); \\ u_2(x) &= \omega_2 + \sum_{i=2} a_i \psi_i^a + \sum_{i=2} b_i (\varphi_i^b + x^i), \end{aligned} \quad (14)$$

где $\omega_1 = 3 - x$, $\omega_2 = 1 - x$;

$$\psi_i^b = \left[(-1)^i (1 - 2i) - 1 \right] \frac{1-x}{4};$$

$$\psi_i^a = \left[(-1)^{i+1} + 1 - 2i \right] \frac{1-x}{4};$$

$$\varphi_i^a = (-1)^{i+1} + \left[(-1)^i - 1 - 2i \right] \frac{1-x}{4};$$

$$\varphi_i^b = -4 + \left[(-1)^{i+1} (1 + 2i) + 1 \right] \frac{1-x}{4}.$$

Функции (14) удовлетворяют всем условиям (9) при любых значениях a_i и b_i ($i = 2, 3, \dots$). Дальнейшее использование процедуры Рэлея-Ритца приводит к двум ненулевым значениям коэффициентов $a_2 = 1$ и $b_2 = 2$, которые определяют решение, полностью совпадающее с точным (11).

Аналогичная процедура построения функций $u_1(x)$ и $u_2(x)$ без удовлетворения четвертого условия в (9) (оно естественное) приводит к следующему их виду:

$$\begin{aligned} u_1(x) &= \omega_1 + \sum_{i=1} b_i \psi_i^b + \sum_{i=2} a_i (\varphi_i^a + x^i); \\ u_2(x) &= \sum_{i=1} b_i (x^i - 1). \end{aligned} \quad (15)$$

Здесь $\omega_1 = 2(1-x)$;

$$\psi_i^b = \left[(-1)^i - 1 \right] \frac{1+x}{2};$$

$$\varphi_i^a = \frac{1}{2} \left((-1)^{i+1} - 1 \right) + \frac{1}{2} \left((-1)^i - 1 \right) x.$$

Минимизация функционала F (10) на функциях (15) приводит к решению $a_2 = 1$, $b_1 = 2$, $b_2 = 2$, и остальные коэффициенты равны нулю. Эти коэффициенты определяют функции (15), совпадающие с точным их значением (11).

Недостатком функций, построенных таким образом, является то, что функция, аппроксимирующая решение в данной области, зависит от неизвестных коэффициентов в аппроксимации решения соседней области. От этого недостатка можно избавиться, если ввести некоторые дополнительные неизвестные. Так, будем считать, что искомые функции на смежной границе принимают значение U , а их производные – N , тогда граничные условия (9) можно переписать в следующем виде:

$$\begin{cases} u_1(-1) = 4; & u_2(+1) = 0; \\ u_1(+1) = U; & u_2(-1) = U; \\ u_1'(+1) = N; & u_2'(-1) = N. \end{cases} \quad (16)$$

Если теперь применить описанную выше процедуру, то, исключив неизвестные a_0, a_1, a_2, b_0, b_1 и b_2 , придем к двум СЛАУ. После их решения, подстановки найденных значений в ряды (5) и перегруппировки придем в итоге к следующему виду функций:

$$\begin{aligned} u_1(x) &= \omega_1 + U\omega_{U1} + N\omega_{N1} + \sum_{i=3} a_i \varphi_i^a; \\ u_2(x) &= U\omega_{U2} + N\omega_{N2} + \sum_{i=1} b_i \varphi_i^b. \end{aligned} \quad (17)$$

Здесь, как можно видеть, функции

$$\omega_1 = (1-x)^2;$$

$$U\omega_{U1} = U \frac{1}{4}(1+x)(3-x);$$

$$N\omega_{N1} = N \frac{1}{2}(1-x^2);$$

$$U\omega_{U2} = U \frac{1}{4}(1-x)(3+x);$$

$$N\omega_{N1} = N \frac{1}{2}(1-x^2)$$

удовлетворяют соответствующим неоднородным граничным условиям (16), а функции φ_i^a и φ_i^b в рядах (17) – всем граничным условиям (16) как однородным.

Точное решение, доставляемое методом Рэлея-Ритца, определяется ненулевыми значениями неизвестных $U = -4$, $N = -2$.

Если не выполнять естественное граничное условие, то аналогичная процедура приведет к следующему виду функций:

$$\begin{aligned} u_1(x) &= \omega_1 + U\omega_{U1} + \sum_{i=3} a_i \varphi_i^a; \\ u_2(x) &= U\omega_{U2} + \sum_{i=1} b_i \varphi_i^b. \end{aligned} \quad (18)$$

Функции $\omega_1 = 2(1-x)$, $U\omega_{U1} = U \frac{(1+x)}{2}$,

$U\omega_{U2} = U \frac{(1-x)}{2}$ удовлетворяют неоднородным

главным граничным условиям (16), а φ_i^a и φ_i^b – им же, как однородным. Некоторые из полученных функций изображены на рис. 1.

Здесь решение, полученное методом Рэлея-Ритца и также совпадающее с точным (11), дается ненулевыми неизвестными $U = -4$, $a_2 = 1$, $b_2 = 2$.

Необходимо отметить, что функции $\frac{\omega_1}{4}$, ω_{U1} , ω_{U2} , являются не чем иным, как функциями формы метода конечного элемента.

Таким образом, анализируя структуру функций (17) или (18), заключаем, что использованная здесь процедура построения базиса приводит к финитному базису МКЭ, который уточняется рядом аналитических функций, удовлетворяющих однородным граничным условиям. Эта идея не нова. Так, в работах [4 – 6] Т. Н. Н. Рипан для аппроксимации перемещений конечного элемента использовал функции,

имеющие большее количество неопределенных коэффициентов, чем число обобщенных перемещений. Функции перемещений выбирались в виде степенных рядов. В работе [7] эти функции задавались в виде степенных рядов и рядов Фурье. Неизвестные a_i и b_i (в наших обозначениях) доопределялись из условия минимума потенциальной энергии элемента. С. А. Халилов [8, 9] уточнил известный конечный элемент Богнера-Фокса-Шмита путем введения четырех дополнительных функций, которые определялись как решение задачи Дирихле для бигармонического оператора.

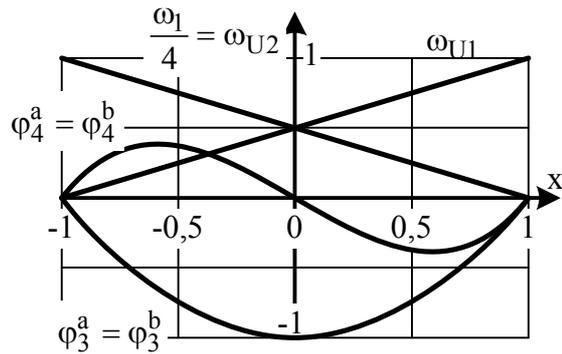


Рис. 1. Координатные функции

Принципиальное различие такого подхода и подхода, изложенного здесь, заключается в том, что упомянутые выше авторы исключали "внутренние" неизвестные на этапе проектирования конечного элемента. Следовательно, для каждой из конкретных задач, отличающихся выражением потенциальной энергии (уравнений равновесия) и количеством членов, удерживаемых в рядах, необходим свой конечный элемент (в современных вычислительных пакетах, базирующихся на МКЭ, такие конечные элементы не нашли своего применения). Здесь один раз построенные функции, обладая достаточной гладкостью, могут использоваться для решения любых краевых задач, имеющих одинаковые граничные условия, т. е. один раз задав аппроксимацию искомым функций, можно использовать проекционные методы для решения задач определения НДС (линейного, нелинейного), устойчивости и др.

Обратим внимание на то, что в рядах (17) и (18) вид функций φ_i не приведен. Это связано с тем, что в дальнейшем они не используются, поскольку система, составленная из них, является неминимальной. Вместо них используются упомянутые выше семейства функции, предложенные автором [2], или же функции, построенные С. А. Халиловым [8], которые будучи ортогональными в исходной метрике, являются квазиортогональными в метрике бигармонического оператора.

4. Исследование нелинейного деформирования гибкой рамы

В качестве приложения описанной методики к решению практических задач рассматривается исследование деформирования гибкой рамы, изображенной на рис. 2.

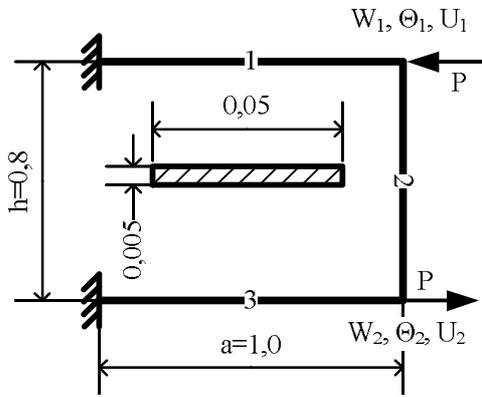


Рис. 2. Гибкая рама

Рама представляет собой три жестко соединенные балки одинакового поперечного сечения, изготовленные из одинакового материала, подчиняющегося закону Гука с модулем упругости $E = 2 \cdot 10^5$ МПа. Длины элементов, форма и размеры поперечного сечения указаны в метрах на рис. 2.

Если ввести безразмерную систему координат $x_i = \frac{x_i \pi}{l_i}$ ($l_1 = l_3 = \frac{a}{2}$, $l_2 = \frac{h}{2}$), как показано на рис. 3, то главные граничные условия для представительного элемента такой конструкции принимают вид [9]

$$\begin{aligned} u|_{-1} &= U_m; & u|_1 &= U_n; \\ w|_{-1} &= W_m; & w|_1 &= W_n; \\ \arctg \frac{w'}{1+u'}|_{-1} &= \theta_m; & \arctg \frac{w'}{1+u'}|_1 &= \theta_n, \end{aligned} \quad (19)$$

где $u(x)$, $w(x)$ – безразмерные (отнесенные к половине длины элемента l) функции перемещений осевой линии балки соответственно вдоль оси x и z ;

$U_m, W_m, \theta_m, U_n, W_n, \theta_n$ – безразмерные перемещения краев балки, положительные направления которых показаны на рис. 3.

Руководствуясь сказанным в пп. 2, 3, построим функции, которые удовлетворяют условиям (19):

$$\begin{aligned} u &= U_m \bar{\varphi}_m + U_n \bar{\varphi}_n + \sum_{k=0}^0 U_k \varphi_k; \\ w &= W_m \bar{\psi}_m + W_n \bar{\psi}_n + \sum_{k=0}^0 W_k \psi_k + \\ &+ \arctg \theta_m (1+u')|_{-1} \bar{\vartheta}_m + \arctg \theta_n (1+u')|_1 \bar{\vartheta}_n, \end{aligned} \quad (20)$$

где $\bar{\varphi}_m = \frac{1}{2}(1-x)$; $\bar{\varphi}_n = \frac{1}{2}(1+x)$;

$\varphi_k = P_{k+2} - P_k$;

$\bar{\psi}_m = \frac{1}{4}(x+2)(x-1)^2$; $\bar{\psi}_n = \frac{1}{4}(x-2)(x+1)^2$;

$\bar{\vartheta}_m = \frac{1}{4}(x+1)(x-1)^2$; $\bar{\vartheta}_n = \frac{1}{4}(x-1)(x+1)^2$;

$\psi_k = P_{k+4} - \frac{2(2k+5)}{2k+3} P_{k+2} + \frac{2k+7}{2k+3} P_k$;

P_k – полиномы Лежандра;

$U_m, U_n, U_k, W_m, W_n, \theta_m, \theta_n, W_k$ – коэффициенты, подлежащие определению.

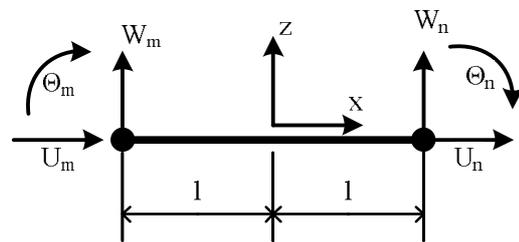


Рис. 3. Система координат и положительные направления перемещений

По структуре функций (20) отметим то, что функция w зависит от неизвестных констант, входящих в определение функции u . Это связано с видом граничных условий, присутствующих в геометрически нелинейной задаче (19), а именно обеспечением неразрывности угла поворота на границе (пятое и шестое условия). В случае линейной постановки задачи имеем $\text{tg } \theta \approx \theta \approx w'$, и функция w в (20) принимает вид

$$w = \frac{W_m}{1} \bar{\psi}_m + \frac{W_n}{1} \bar{\psi}_n + \theta_m \bar{\vartheta}_m + \theta_n \bar{\vartheta}_n + \sum_{k=0}^0 \frac{W_k}{1} \psi_k.$$

Если, кроме этого, в формулах (20) убрать суммы, то придем к функциям классического балочного конечного элемента.

Чтобы соединить элементы в единую конструкцию, необходимо в функциях (20) положить:

- $W_m = \theta_m = U_m = 0$, $W_n = W_1$, $\theta_n = \theta_1$, $U_n = U_1$ для первого элемента;
- $W_m = U_1$, $\theta_m = \theta_1$, $U_m = -W_1$, $W_n = U_2$, $\theta_n = \theta_2$, $U_n = -W_2$ для второго;
- $W_m = \theta_m = U_m = 0$, $W_n = W_2$, $\theta_n = \theta_2$, $U_n = U_2$ для третьего.

Теперь для получения решений конкретных задач минимизируем на системе функций (20) соответствующий функционал:

– статический линейный расчет

$$W_1 = \frac{1}{2} \sum_{i=1}^3 \left[\int_{-1}^1 \frac{E_i I_i}{I_i} (w_i'')^2 + \frac{E_i F_i}{I_i^3} (u_i')^2 dx \right] - P(U_2 - U_1); \quad (21)$$

– расчет бифуркационной потери устойчивости

$$W_2 = \frac{1}{2} \sum_{i=1}^3 \left[\int_{-1}^1 \frac{E_i I_i}{I_i} (w_i'')^2 + \frac{E_i F_i}{I_i^3} (u_i')^2 dx \right] - \frac{1}{2} \sum_{i=1}^3 \left[\int_{-1}^1 N_0 (w_i')^2 dx \right]; \quad (22)$$

– геометрически нелинейный расчет [9]

$$W_3 = \frac{1}{2} \sum_{i=1}^3 \left[\int_{-1}^1 \frac{E_i I_i}{I_i} \left(\frac{(1+u_i') w_i'' - w_i' u_i''}{(1+u_i')^2 + (w_i')^2} \right)^2 dx + \int_{-1}^1 \frac{E_i F_i}{I_i^3} \left(\sqrt{(1+u_i')^2 + (w_i')^2} - 1 \right)^2 dx \right] - P_1(U_2 - U_1).$$

Результаты задачи линейного деформирования и задачи устойчивости показаны на рис. 4.

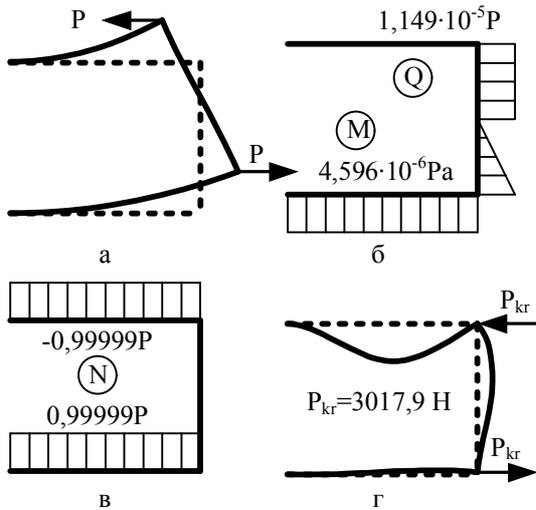


Рис. 4. Результаты линейного расчета и расчета устойчивости

Точное решение статической линейной задачи получается, если в функциях (20) оставить только $\varphi_m, \varphi_n, \psi_m, \psi_n, \vartheta_m, \vartheta_n$, т.е. один конечный элемент на одной балке приводит к точному решению. Понятно, что все результаты такого расчета пропорциональны величине силы P.

Перемещения осевой линии рамы от действия единичной силы, увеличенные в десять миллионов раз, изображены на рис. 4, а. На рис. 4, б совмещены эпюры поперечной силы и изгибающего момента, которые на вторую половину рамы необходимо продлить соответственно по симметрии и косой

симметрии относительно оси рамы. Можно показать, что максимум модуля моментных нормальных напряжений пренебрежимо мал в сравнении с напряжениями от действия продольной силы, эпюры распределения которой изображены на рис. 4, в.

Наименьшая положительная величина критической силы составляет $P_{kr} = 3017,9 \text{ Н}$, а соответствующая ей форма потери устойчивости показана на рис. 4 г. Отметим, что пять верных знаков в значении P_{kr} получаются при удержании всего 17 неизвестных, для получения результата с такой же точностью в МКЭ понадобилось введение более 100 неизвестных.

Результаты полностью геометрически нелинейного расчета изображены в виде диаграммы равновесных состояний на рис. 5. По оси ординат отложены значения прикладываемой силы в долях от первой критической $k = \frac{P}{P_{kr}}$, по оси абсцисс:

справа – норма вектора, составленного из коэффициентов, входящих в функции (20); слева – значение полной потенциальной энергии. Перечеркнутые ветви диаграммы соответствуют неустойчивым состояниям. Устойчивость состояния определялась по знаку отношения наибольшего собственного значения матрицы Гессе к наименьшему. Здесь также приведены формы деформированных рам в соответствующих точках диаграммы. На выносах указан масштаб увеличения перемещений. Если масштаб не указан, то он равен 1:1.

По приведенным диаграммам можно проследить, как деформируется рама, если в процессе нагружения или разгрузки не вносятся какие-либо дополнительные возмущения.

При увеличении нагрузки от нулевого значения до половины критического ($k = 0,5$) наблюдается линейная зависимость перемещения от нагрузки. Дальнейшее увеличение силы до величины $k = 0,8$ сопровождается незначительным отклонением от линейного закона. После превышения этого значения силы отклонение от линейного закона становится существенным. Эта часть диаграммы равновесных состояний в увеличенном масштабе изображена на рис. 6, где пунктиром показаны графики изменения полной потенциальной энергии.

Как можно видеть, после превышения значения нагрузки $P = 0,95P_{kr}$ перемещения начинают сильно увеличиваться при незначительном росте силы. Наибольшее значение силы достигается в точке А, и оно на 0,7% меньше критического. При этом наблюдается малый прогиб верхней балки выпуклостью вниз, т.е. в ту же сторону, что и в начале нагружения (рис. 4, а).

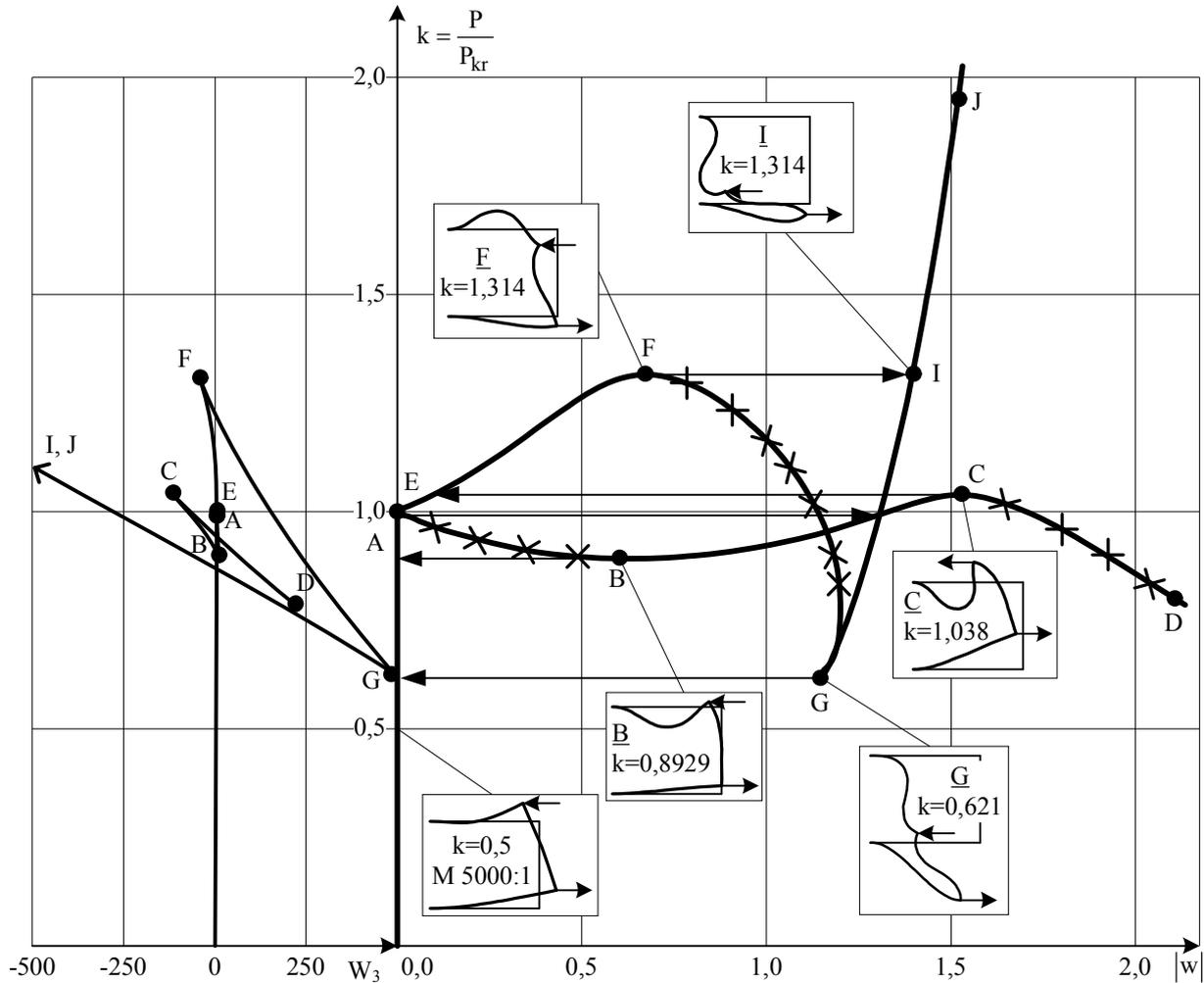


Рис. 5. Диаграмма равновесных состояний и значение полной потенциальной энергии

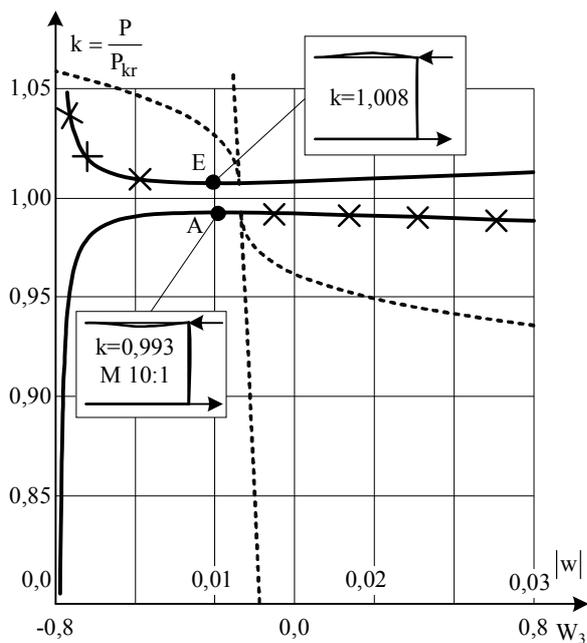


Рис. 6. Диаграмма равновесных состояний и значение полной потенциальной энергии

При дальнейшем увеличении нагрузки возможны два варианта поведения конструкции. Если задать достаточное ее приращение ($k > 1,008$), то возможен перескок на другую ветвь равновесных состояний (из точки А в точку Е, рис. 6), которая характеризуется деформированием сжатого элемента уже выпуклостью вверх. Если приращение силы недостаточное, то перескок произойдет на устойчивую ветвь этой же кривой – ветвь ВС рис. 5, где возможно увеличение силы до значения $k = 1,038$ в точке С. Дальнейшее увеличение силы по этой ветви невозможно, поэтому, вероятнее всего, произойдет перескок из точки С на ветвь устойчивых состояний EF рис. 5. Если, находясь на ветви ВС, начать разгрузку системы, то возможно уменьшение силы до значения $k = 0,8929$ (точка В), после чего рама скачкообразно перейдет в состояние, близкое к тому, которое задает линейный закон (ветвь ОА).

На ветви EF возможен рост внешней силы до значения $k = 1,314$ (точка F), чему сопутствует увеличение стрелы прогиба верхней балки и перемещение верхнего правого узла. Далее происходит пере-

скок на ветвь GJ, которая характеризуется практически горизонтальным расположением изначально вертикальной балки. Дальнейшее продвижение по этой ветви сопровождается тем, что узлы рамы стремятся занять положение на одной горизонтальной прямой. Разгрузка из этого состояния может продолжаться до точки G ($k=0,621$), после чего происходит перескок на ветвь 0A.

Таким образом, в диапазоне изменения внешней силы от 0 до 0,621 возможно только одно равновесное состояние, близкое к тому, что дает линейное решение. При изменении значений силы от 0,621 до 1,314 возможны две или три различные формы равновесия, но наименьшим значением полной потенциальной энергии обладает форма, приведенная на ветви GJ (рис. 5), которая становится единственно возможной при $k > 1,314$.

На рис. 7 показаны эпюры распределения внутренних сил и момента в элементах рамы вблизи точки F при $k=1,313$. Эти функции определяются формулами [9]:

$$M = -EI \frac{(1+u')w'' - w'u''}{(1+u')^2 + (w')^2};$$

$$N = EF \left(\sqrt{(1+u')^2 + (w')^2} - 1 \right);$$

$$Q = \frac{M'}{\sqrt{(1+u')^2 + (w')^2}},$$

и показаны соответственно на рис. 7, а, б и в. Точность определения этих величин можно оценить по невязке в уравнениях равновесия, например, верхнего узла (рис. 7, г):

$$3089,7 + 228,4 - 3962,5 \cos 33,16^\circ = 0,9;$$

$$837,5 + 1330,4 - 3962,5 \sin 33,16^\circ = 0,5,$$

т.е. относительные погрешности составляют сотые доли процентов. Погрешность определения изгибающих моментов еще меньше.

Хотя в данном конкретном примере наибольшие напряжения, возникающие в элементах рамы, превышают предел пропорциональности большинства существующих конструкционных материалов, это не умаляет значения полученных здесь результатов в том смысле, что всегда можно указать такую величину изгибной податливости балки, чтобы оставаться в пределах действия закона Гука.

Заключение

1. Предложена регулярная процедура построения аналитических функций, которые позволяют применять метод Рэлея-Ритца для решения краевых задач в разветвленных областях.

2. Процедура получения результата обладает

численной устойчивостью, а сами результаты – высокой точностью. Это обусловлено использованием при построении решения базисных функций, которые отвечают всем предъявляемым к ним требованиям.

3. При величинах нагрузок, близких к критическим, поведение конструкции и отдельных элементов существенно различное. Так, для рассмотренной модели конструкции оказывается возможным устойчивое равновесное состояние, отличное от исходного, уже при $0,621P_{кр}$.

Автор считает своим приятным долгом поблагодарить С. А. Халилова за постоянное внимание к работе и ряд полезных замечаний.

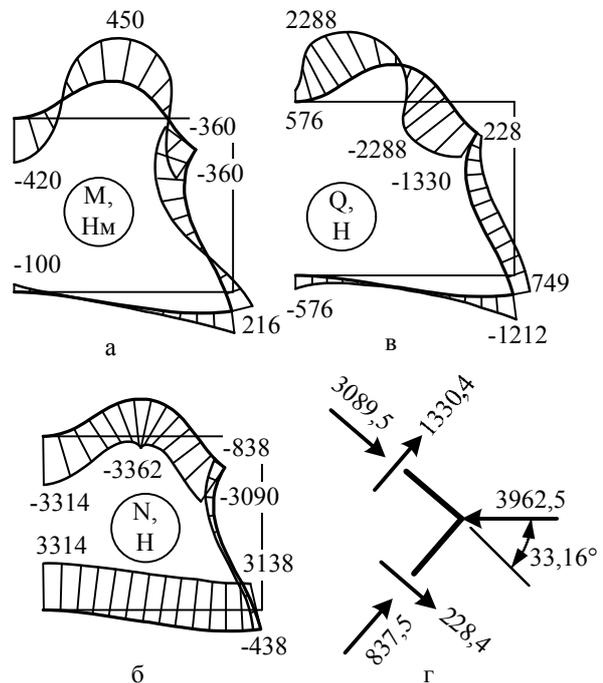


Рис. 7. Эпюры внутренних сил и момента в окрестности точки F при $k = 1,313$ и равновесие узла

Список литературы

1. Михлин, С.Г. Численная реализация вариационных методов [Текст] / С.Г. Михлин. – М. : Наука, 1966. – 432 с.
2. Минтюк, В.Б. Ортонормированный базис для одномерных краевых задач [Текст] / В.Б. Минтюк // Авиационно-космическая техника и технология. – 2007. – № 5 (41). – С. 32–36.
3. Минтюк, В.Б. Построение одномерного базиса приближенного анализа [Текст] / В.Б. Минтюк // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. / М-во образования и науки Украины, Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского "ХАИ". – Х., 2007. – Вып. 35. – С. 143–148.
4. Pian, Т.Н.Н. Derivation of Element Stiffness

Matrices [Text] / T.H.H. Pian // AIAA Journal. – 1964. – Vol. 2, N 3. – P. 576–577.

5. Pian, T.H.H. *Derivation of Element Stiffness Matrices by Assumed Stress Distributions [Text] / T.H.H. Pian // AIAA Journal. – 1964. – Vol. 2, N 7. – P. 1333–1336.*

6. Pian, T.H.H. *Element Stiffness-Matrices for Boundary Compatibility and for Prescribed Boundary Stresses, Proceeding of Conference on Matrix Methods In Structural Mechanics [Text] / T.H.H. Pian // Rept. AFFDL-TR-66-88, Air Force Flight Dynamics Lab. – 1965. – P. 457–477.*

7. Крахула, Дж.Л. *Использование рядов Фурье в методе дискретных элементов [Текст] / Дж.Л. Крахула, Дж.Ф. Полемус // Ракетная техника и космонавтика : пер. с англ. – М. : Мир, 1968. – Т. 6, № 4. – С. 210–211.*

8. Халилов, С.А. *Изгиб прямоугольной ортотропной пластины при заданных на границе перемещениях [Текст] / С.А. Халилов // Вопросы проек-*

тирования и производства конструкций летательных аппаратов: темат. сб. науч. тр. – Х. : ХАИ, 1987. – С. 31–39.

9. Халилов, С.А. *Решение в прямоугольнике статической задачи теории упругости при заданных на границе напряжениях [Текст] / С.А. Халилов // Вопросы проектирования самолетных конструкций : темат. сб. науч. тр. – Х. : ХАИ, 1982. – Вып. 3. – С. 120–127.*

10. Халилов, С.А. *Новые системы ортонормированных многочленов, некоторые их свойства и приложения [Текст] / С.А. Халилов // Прочность конструкций летательных аппаратов: темат. сб. науч. тр. – Х. : ХАИ, 1978. – Вып. 5. – С. 46–56.*

11. Халилов, С.А. *Плоский нелинейный изгиб балки. Вывод замкнутой системы уравнений [Текст] / С.А. Халилов, В.Б. Минтюк // Авиационно-космическая техника и технология. – 2011. – № 1 (78). – С. 39–45.*

Поступила в редакцию 5.06.2013, рассмотрена на редколлегии 12.06.2013

Рецензенты: д-р техн. наук, проф., заведующий кафедрой прочности летательных аппаратов П.А. Фомичев, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ЗАСТОСУВАННЯ ПРОЕКЦІЙНИХ МЕТОДІВ ВИРІШЕННЯ КРАЙОВИХ ЗАДАЧ В ЗВИЧАЙНИХ ПОХІДНИХ В РОЗГАЛУДЖЕНИХ ОБЛАСТЯХ

В.Б. Минтюк

Запропоновану раніше ідею побудови систем координатних функцій на відрізку використано для побудови функцій, які застосовуються в проекційних методах при вирішенні крайових задач в областях, що складаються із системи відрізків. Побудова функцій ілюструється на простому прикладі, а якість рішень, що доставляються цими функціями за допомогою методу Релея-Рітца, – на прикладі вирішення трьох типів задач для гнучкої рами: лінійного статичного деформування, втрати стійкості та геометрично нелінійного деформування. Вирішення геометрично нелінійної задачі наведено у вигляді діаграми рівноважних станів, де отримано всі гілки стійкої рівноваги. Відносна похибка отриманих рішень, яку оцінено як похибку рівноваги вузла, становить соті частки проценте.

Ключові слова: система координатних функцій, проекційний метод, геометрично нелінійна задача, гнучка рама.

APPLICATION OF PROJECTION METHODS FOR SOLVING BOUNDARY-VALUE PROBLEMS IN ORDINARY DERIVATIVES IN BRANCHED REGIONS

V.B. Mintyuk

The idea proposed by the author previously of coordinate functions systems construction on the segment is used for constructing functions applied in projection methods when solving boundary-value problems in regions consisting of a segment system. The construction of these functions is illustrated by the simple example, and the quality of the solutions delivering by these functions with the help of Rayleigh-Ritz method on the example of three tasks types for flexible frame: linear static deformation, stability loss and geometrically nonlinear deformation. The solution of a geometrically nonlinear problem is represented as an equilibrium states chart, where all branches of sustainable equilibrium are obtained. The relative accuracy of the received solutions, which is estimated as the discrepancy in the node equilibrium equations, is a hundredth of a percent.

Keywords: basis function, direct variational method, geometrically nonlinear problem, flexible frame.

Минтюк Виталий Борисович – канд. техн. наук, докторант кафедри прочности летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: minvit@mail.ru.

УДК 631.7.04-197:631:7.019.13

В.О. ПОВГОРОДНИЙ*Украинская инженерно-педагогическая академия, Украина***ОБРАТНЫЕ ЗАДАЧИ ТЕРМОУПРУГИХ НАПРЯЖЕНИЙ
ПРИ НЕСТАЦИОНАРНЫХ РЕЖИМАХ**

Экспериментально – теоретическое исследование термоупругих характеристик материалов приборов, а также элементов турбостроения осуществляется исходя из решения обратной задачи термоупругости. Обратная задача термоупругости решается с использованием уравнения Фредгольма и гранично-элементный аналог ядра интегрального оператора позволяет заменить эксперимент. К числу обратных задач термоупругости относятся задачи управления температурным (тепловым) режимом. Задача управления тепловым режимом основана на использовании различных критериев (в частности Преводаitelева), о котором будет упомянуто в данной статье.

Ключевые слова: температура, обратная задача, термоупругость, критерий, материал.

Введение

Современные достижения в самолетостроении, ракетной технике, атомной и теплоэнергетике и других областях техники требуют все более тонких и в тоже время практически удобных аналитических методов расчета термоупругих напряжений, вызванных неравномерным распределением температуры в элементах конструкций. Приближенные методы решения задач нестационарной теплопроводности и термоупругости позволяют обойти все эти трудности и предложить эффективные аналитические методы определения полей термоупругих (температурных, термических или тепловых) напряжений при любых переменных во времени тепловых воздействиях. Предложенное представление полей температурных напряжений при произвольных входных температурных возмущениях позволяет разработать аналитические методы решения обратных задач термоупругих напряжений, связанных с вопросами управления внешним температурным режимом, при котором обеспечиваются заданные допустимые термические напряжения в обрабатываемом теле или изделии.

В данной статье исследуются обратные задачи термоупругости (ОЗТУ) или обратные задачи термоупругих напряжений (ОЗТН), связанные с решением проблемы регулирования внешних или внутренних температурных нагрузок, при которых будут достигнуты термонапряжения в обрабатываемых изделиях в пределах допустимых значений. При произвольной температуре $T_0 + \phi(F_0)$, где $\lim \phi(F_0) = 0$, касательные напряжения на поверхности пластины, цилиндра и шара находят в первом

приближении в области изображений по Лапласу из соответствующих формул, полагая, что $q_v = 0$, в виде

$$\bar{\sigma}_\phi(\zeta, p, m) = \frac{\beta E(m+5)}{4(m+3)(1-\nu)} \frac{p \bar{\phi}(p)}{p + A(m)} * \left[m - (m+2)\zeta^2 \right].$$

Касательное термоупругое напряжение, как наиболее опасное по температурному полю, определяется по следующей зависимости.

Пусть задано локальное максимальное касательное напряжение, достигаемое на поверхности тела при $\zeta = 1$, т.е. известно $\sigma_\phi(1, F_0, m)$. Введя относительное напряжение

$$\sigma_\phi(1, F_0, m)(1-\nu) / (\beta E) = \Phi(F_0, m),$$

из вышеприведенной формулы при $\zeta = 1$ получим

$$\bar{\Phi}(p, m) = \frac{m+5}{2(m+3)} \frac{p \bar{\phi}(p)}{p + A(m)}.$$

После перехода в область оригиналов получим окончательную формулу. Эта формула решает вопрос об управлении температурой на поверхности цилиндра и шара, при которой термоупругое напряжение не будет превосходить допустимое критическое значение.

Рассмотрим конкретный пример. Пусть при термической обработке на поверхности тела прямоугольной формы температура возрастает до постоянной величины. При этом, термоупругое касательное напряжение на поверхности цилиндра должно изменяться по заданной кривой, аппроксимация ко-

торой определяется некоторой функцией. Для изменения относительного касательного напряжения в виде, необходимо температуру на поверхности тела повышать по закону, близкому к экспоненциальному с темпом (критерий Предводителя) $Pd = 2$. Вторым примером управления нестационарным температурным режимом по допустимым значениям термических (температурных) напряжений на поверхности тела является **управление температурой среды (температурой газа в печи)**. Пусть температура печи изменяется от начальной температуры по некоторому произвольному закону $T_0 + \phi(F_0)$. Важной характеристикой поверхностного температурного слоя, является так называемый коэффициент теплоусвоения K_ϕ . Он показывает, какая доля тепла аккумулируется в стенке с определенной толщиной по сравнению с бесконечно тонкой стенкой. Коэффициент теплоусвоения является сложной функцией критерия Предводителя. Также часто в расчетах используется критерий Померанцева (Po). Критерий Померанцева имеет смысл обобщенной интенсивности внутренних источников теплоты в условиях нестационарного температурного поля. Po характеризует отношение количества теплоты, выделяемой в единицу времени в объеме 1 к максимально возможному количеству теплоты, передаваемой теплопроводностью через единицу поверхности при толщине стенки [1, 2].

Также используется такое свойство как огнеупорность. Огнеупорность – это свойство материалов противостоять, не расплавляясь, воздействию высоких температур. Огнеупорность не следует смешивать с температурой плавления. Огнеупорность материала определяют как температуру деформации образца (тела) – пироскопа (ПК), при которой вершина образца огнеупора в виде пирамиды стандартных размеров (30 мм * 8*2) и формы (пироскоп), нагреваемого в стандартных условиях, под действием силы тяжести коснется поддона. Величина этой температуры определяется сравнением с эталонными пироскопами. Маркировка ПК-172 обозначает, что пироскопу соответствует 1720. Для огнеупоров однокомпонентного состава огнеупорность практически равна его температуре плавления. У огнеупоров, представляющих собой, как правило, смесь химических соединений, нет определенной температуры, а существует температурный интервал плавления. Огнеупорность характеризует предельную температуру службы огнеупора в идеализированных условиях, при отсутствии механических и химических воздействий на огнеупор. Обычно, она существенно превышает предельную рабочую температуру службы огнеупора, которая является не физическим, а техническим понятием. Под

огнеустойкостью понимают температуру, выше которой в условиях эксплуатации (механические, физико-химические и др. разрушающие воздействия) данный огнеупор теряет свои свойства. Деформация под нагрузкой при высокой температуре учитывает воздействие на огнеупор механической нагрузки и является важнейшей его пиропластической характеристикой. Механическая прочность характеризуется температурой деформации под нагрузкой 200. Термостойкость характеризует способность огнеупоров не разрушаться от воздействия термических напряжений. Термические напряжения в огнеупорной конструкции возникают как при наличии градиента температур $gradT$ (одностороннее охлаждение стенки, нестационарные условия тепловой работы), так и в результате структурной неоднородности огнеупора – органической или приобретенной в процессе работы [3]. Растрескивание и скалывание огнеупора происходят в результате постепенного накопления остаточных деформаций и микротрещин при теплообменах, хотя в каждом цикле температурные напряжения могут не превышать допустимых (рис. 1, 2).

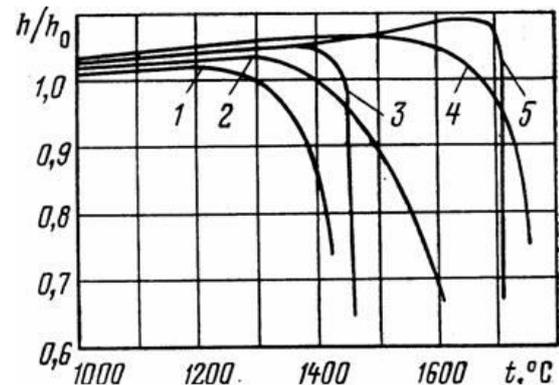


Рис. 1. Деформация под нагрузкой огнеупоров с различной структурой:

1 и 2 – шамот (2-а образца), соответственно; 3 – хромитовый; 4 – периклазовый; 5 – динасовый

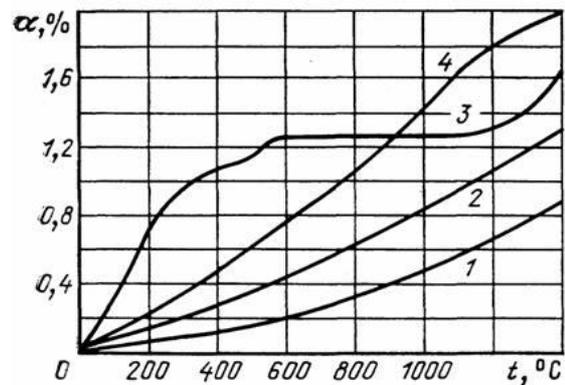


Рис. 2. Относительное удлинение при нагреве различных видов огнеупоров:

1 – шамот; 2 – корунд; 3 – динас; 4 – периклаз

На термостойкость влияют механические и теплофизические свойства огнеупорных изделий – прочность, модули упругости и сдвига, тепло- и температуропроводность, коэффициент линейного температурного расширения; макроструктура огнеупора: пористость, степень структурной неоднородности, размер кристаллических зерен; внешние условия службы – температура и скорость ее изменения во времени. Повышенную термостойкость имеют огнеупорные изделия небольших размеров с минимумом стекловидной фазы. Высокой термостойкостью обладают алюмосиликатные и глиноземные огнеупоры; низкой – периклазовые и динасовые огнеупоры. Еще один пример обратной задачи температурных напряжений или термоупругости – это **определение функции управления внутренними источниками теплоты**. В твэлах локальные внутренние источники теплоты в общем случае являются функциями координаты и времени. Для решения таких задач нестационарной теплопроводности утверждалась мысль, что вид оптимальной системы базисных координат функционального пространства, в котором находится наилучшее приближенное решение, зависит от вида функции $q_v(\zeta)$. Сказанное, естественно, относится и к вопросу оптимального решения прямых и обратных задач термических напряжений (ОЗТН), так как от точности определения температурных полей зависит точность решения указанных задач. Предположим, что локальные внутренние источники теплоты распределены равномерно вдоль координаты ζ и изменяются во времени по некоторому линейному закону. Теплообмен между твэлом и внешней средой происходит при граничных условиях третьего рода, и температура внешней (омывающей) среды считается постоянной. Поле температуры в твэлах при произвольной функции в области изображений по Лапласу можно определить из известных формул:

$$\frac{\sigma(\zeta = 1, p, Bi, m_j(1 - \nu))}{\beta E} = \Phi(p, Bi, m).$$

Переходя в область оригиналов, получаем окончательное выражение [3].

На рис. 3, 4 приведены некоторые результаты для равномерного начального распределения температурного поля $\theta_0 = 470^\circ\text{C}$ в процессе нагрева стального цилиндра радиусом $0,075 \text{ [м]}$, $x^* = 0,8R$, для значений $N = 10$ – количества членов разложения в ряд. В результате вычислений разница между действительной и заданной температурой $\Delta\theta(x, t)$ составляет менее 4°C . Также можно при-

вести пример процесса теплообмена при обжиге глины и каолинов, который протекает в сложных условиях физико-химических и структурно-механических превращений.

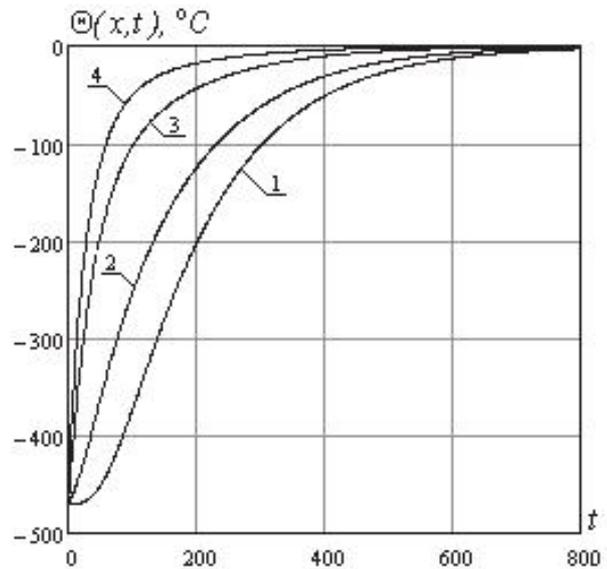


Рис. 3. Изменение во времени температуры в различных точках:

1 – $x=0$; 2 – $x = \frac{R}{2}$; 3 – $x=0,8R$; 4 – $x=R$

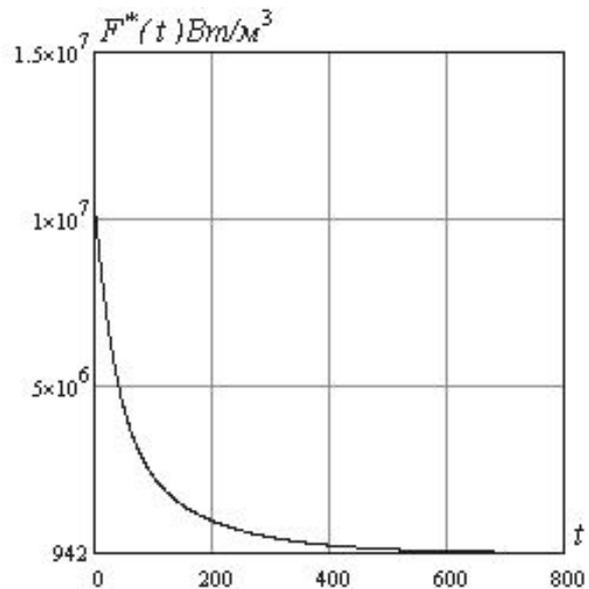


Рис. 4. Зависимость управляющего воздействия от времени в оптимальном процессе нагрева

При этом физико-химические превращения происходят в определенных интервалах температур и сопровождаются бурным выделением или поглощением значительного количества теплоты. Наиболее прочно удерживается химически связанная влага, которая удаляется при высоких температурах ($550\text{--}560^\circ\text{C}$), когда происходит разрушение кристал-

лической решетки минерала каолинита и образуется вещество метакаолинит с новой структурой и свойствами.

При этом интенсификация процессов термообработки (сушки, обжига) керамических изделий ограничивается, главным образом, допустимыми значениями термоупругих напряжений.

Также можно привести пример процесса теплообмена при обжиге глины и каолинов, который протекает в сложных условиях физико-химических и структурно-механических превращений. Наиболее прочно удерживается химически связанная влага, которая удаляется при высоких температурах (550–560°C).

Литература

1. Сергиенко, И.В. Системный анализ многокомпонентных распределенных систем [Текст] / И.В. Сергиенко, В.С. Дейнека. – К.: Наук. думка, 2009. – 639 с.
2. Тихонов, А.Н. Математическое моделирование технологических процессов и метод обратных задач в машиностроении [Текст] / А.Н. Тихонов, В.Д. Кальнер, В.Б. Гласко. – М.: Машиностроение, 1990. – 263 с.
3. Мацевитый, Ю.М. Идентификация теплофизических свойств твердых тел [Текст] / Ю.М. Мацевитый, С.Ф. Лушпенко. – К.: Наук. думка, 1990. – 213 с.

Поступила в редакцию 23.05.2013, рассмотрена на редколлегии 12.06.2013

Рецензент: д-р техн. наук, профессор А.Л. Шубенко, Институт проблем машиностроения им. А.Н. Подгорного, Харьков.

ОБЕРНЕНІ ЗАДАЧІ ТЕРМОПРУЖНИХ НАПРУЖЕНЬ ПРИ НЕСТАЦІОНАРНИХ РЕЖИМАХ

В.О. Повгородній

Експериментально-теоретичне дослідження термопружних характеристик матеріалів приладів, а також елементів турбобудування виконується виходячи з вирішення оберненої задачі термопружності. Обернена задача термопружності вирішується за допомогою інтегрального рівняння Фредгольма та гранично-елементний аналог дозволяє замінити експеримент. Обернені задачі широко використовуються в промисловості, де вимірювання можливо лише на обмеженій частині поверхні, а також задачі визначення термомеханічних характеристик матеріалів та зміни їх у часі. До обернених задач слід відносити задачі керування температурним (тепловим) режимом. Задача керування тепловим режимом заснована на використанні різних критеріїв (критерій Предводителя), який буде розглянуто в цій статті.

Ключові слова: температура, обернена задача, термопружність, критерій, матеріал.

INVERSE PROBLEMS OF THE THERMOELASTIC'S STRESSES ON UNCONSTANT REGIMEN

V.O. Povgorodny

The experimental and theoretical investigation of thermal and elastical characteristics of the material's considered and control of temperature regimen by discussed inverse problem of the thermoelasticity. The experimental and theoretical investigation of thermal and elastical characteristics of the material's considered by discussed inverse problem of the thermoelasticity. An inverse quotients thermoelasticity problem is discussed by Fredholm's equation without experiment. Assuming thermomechanical oscillation frequency small enough a solving equation was produced. Obtained results can be used to simulate the process of experimental determination of physical-mechanical properties of the materials used in aero- and spacecraft manufacturing and of the energetic and turbine's machine buildings.

Key words: temperature, inverse problem, thermoelasticity, criterion, material.

Повгородній Владимир Олегович – канд. техн. наук, доцент кафедри охорони труда, стандартизації і сертифікації, Українська інженерно-педагогічна академія, Харків, Україна, e-mail: povgorod@ukr.net

УДК 629.735.33

В.И. КЛЕПЦОВ¹, С.В. ВАКУЛЕНКО²¹ ТАНТК им. Г.М. Бериева, г. Таганрог, Российская федерация² Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина

ВЛИЯНИЕ ПАРАМЕТРОВ СХЕМАТИЗАЦИИ СЛУЧАЙНЫХ ПРОЦЕССОВ НА ОЦЕНКУ НАГРУЖЕННОСТИ САМОЛЕТА

Выполнена количественная оценка влияния параметров схематизации полетных записей перегрузки в центре тяжести самолета на результаты схематизации по методам экстремумов и полных циклов. Проведена обработка совокупности из записей перегрузки в 17 полетах самолета на пожаротушение. Даны рекомендации по выбору ширины класса и зависимости для учета асимметрии цикла перегрузки при использовании метода полных циклов. Установлено, что из-за значительного влияния ширины класса схематизации метод экстремумов, в отличие от метода полных циклов, не позволяет получить достоверную величину усталостного повреждения. Вместе с тем, максимальная перегрузка цикла "земля-воздух-земля" практически не зависит от ширины класса.

Ключевые слова: метод полных циклов, метод экстремумов, ширина класса, асимметрия цикла.

Введение

Нагружение в эксплуатации самолета носит случайный характер. В процессе создания объектов авиационной техники крайне важным является вопрос учета реальных нагрузок, что особенно актуально при эксплуатации по нестандартным профилям полета (пожаротушение, перевозка нестандартных грузов и т.п.). Для экспериментального измерения нагрузок используют различные системы, наиболее распространенной из которых является штатная многоканальная система регистрации параметров полета (МСРП), записывающая, в числе прочего, вертикальную перегрузку в центре тяжести самолета n .

Для получения статистических данных о нагруженности самолета в виде интегральных повторяемостей повреждающих силовых факторов полетные записи перегрузок подвергают схематизации. При этом реальный процесс нагружения заменяют схематизированным, используя один из стандартных методов [1]. В авиационной отрасли наибольшее распространение получили метод экстремумов и метод полных циклов.

Метод экстремумов является однопараметрическим методом и позволяет получить последовательности максимумов и минимумов перегрузки. Интегральные повторяемости максимумов и минимумов приращений перегрузки могут быть найдены непосредственно по этим последовательностям экстремумов.

В отличие от метода экстремумов, метод полных циклов является двухпараметрическим методом и позволяет получить последовательность циклов,

характеризующихся средней перегрузкой и амплитудой перегрузки. Для удобства анализа нагруженности самолета результат работы метода полных циклов представляют в виде интегральной повторяемости одного параметра – эквивалентной амплитуды. Для вычисления эквивалентной амплитуды необходима зависимость, учитывающая асимметрию цикла перегрузки.

Стандарт [1] описывает алгоритмы методов схематизации, однако не содержит однозначных рекомендаций по следующим параметрам:

- методике учета асимметрии цикла перегрузки для материалов, отличных от сталей;
- ширине класса схематизации.

Целью данной работы является количественный и качественный анализ влияния этих параметров схематизации на параметры нагруженности самолета. В качестве количественных параметров, характеризующих нагруженность, рассмотрены:

1. Параметры H_0 и c интегральных повторяемостей максимумов приращений перегрузки и эквивалентных амплитуд, аппроксимированных функциями экспоненциального вида

$$H(\Delta n) = H_0 \cdot e^{-\frac{\Delta n}{c}}, \quad (1)$$

где Δn – повреждающий фактор (максимальное приращение или эквивалентная амплитуда перегрузки), для которого вычисляется интегральная повторяемость H ;

2. Относительное усталостное повреждение за 1 км полета.

3. Максимальная перегрузка цикла "земля-воздух-земля" типового полета.

В качестве исходных данных использованы за-

писи вертикальной перегрузки в центре тяжести самолета на конвейерах полетов на пожаротушение. Конвейер представляет собой совокупность этапов типового полета от снижения для забора воды и до полета к водоему для следующего забора включительно. То есть, проведенная обработка не охватывает наземные режимы, а также этапы от аэродрома до места тушения пожара и обратно. В связи с этим не рассмотрена минимальная перегрузка цикла "земля-воздух-земля", определяющаяся нагрузками при посадке. Выполнена обработка совокупности из 17 полетов. Частота записи перегрузки – 16 Гц, что превышает частоты, соответствующие нагружению самолета от порывов воздуха и от маневренных перегрузок.

1. Учет асимметрии цикла при схематизации по методу полных циклов

Для конструкций, изготовленных из сталей, стандарт [1] предписывает вычислять эквивалентную в смысле усталостного повреждения приведенную амплитуду $n_{пр}$ симметричного цикла перегрузки по формуле Гудмана

$$n_{пр} = n_a + \psi \cdot n_m, \quad (2)$$

где ψ – коэффициент чувствительности к асимметрии нагружения.

Ввиду того, что применение сталей в современных авиационных конструкциях ограничено, вопрос о выборе зависимости для учета асимметрии требует уточнения

Формула Гудмана с коэффициентом $\psi = 0,5$ [3] может быть применена и для алюминиевых сплавов. Однако эта формула завышает значения $n_{пр}$ в области малых амплитуд, которая важна для реального спектра перегрузок самолета.

Использование эквивалентной амплитуды симметричного цикла не является целесообразным, так как для самолета характерны циклы перегрузки со средним значением, близким к единице – величине перегрузки в горизонтальном установившемся полете. Введем эквивалентную амплитуду Δn_1 как амплитуду цикла, средняя перегрузка которого равна единице, а вносимое усталостное повреждение равно повреждению реального цикла со средней перегрузкой n_m и амплитудой n_a . При использовании формулы Гудмана это условие имеет вид:

$$n_{пр} = n_a + \psi \cdot n_m = \Delta n_1 + \psi \cdot 1,$$

откуда получим

$$\Delta n_1 = n_a + \psi \cdot (n_m - 1). \quad (3)$$

В авиационной отрасли для учета асимметрии цикла нагрузки широкое распространение получила

формула Одингга. Эта формула, по мнению авторов работы [3], является более физической для конструкций из алюминиевых сплавов, чем формула Гудмана. При использовании формулы Одингга имеем

$$n_0 = \sqrt{2 \cdot \Delta n_1 \cdot (1 + \Delta n_1)} = \sqrt{2 \cdot n_a \cdot (n_m + n_a)}, \quad (4)$$

где n_0 – максимальная перегрузка эквивалентного отнулевого цикла.

Выражая Δn_1 из уравнения (4), получим

$$\Delta n_1 = -\frac{1}{2} + \sqrt{\frac{1}{4} + n_a \cdot (n_m + n_a)}. \quad (5)$$

Следует отметить, что зависимости (2) и (4) справедливы при линейном соотношении между перегрузкой и напряжением в конструкции.

2. Влияние способов учета асимметрии цикла на результаты схематизации

Выполнено сопоставление усталостных повреждений при схематизации с использованием различных способов учета асимметрии, а также с использованием спектра амплитуд перегрузки, то есть без учета средней перегрузки цикла (в предположении, что $n_m = 1$ для всех циклов).

На рисунке 1 приведены интегральные повторяемости (ИП) эквивалентных амплитуд перегрузки $H_1(\Delta n_1)$ за 1 км полета, полученные при обработке совокупности из 17 полетов с использованием зависимостей (3) и (5). На том же рисунке приведена интегральная повторяемость амплитуд перегрузки $H_a(n_a)$.

Для расчета усталостного повреждения за 1 км полета D_L применен метод расчета по номинальным напряжениям. Принято степенное уравнение кривой усталости и линейная гипотеза суммирования усталостных повреждений:

$$D_L = \sum_i D_i, \quad D_i = \frac{\sigma_i^m}{C}, \quad \sigma_i = n_{0i} \cdot \sigma_{n=1}, \quad (6)$$

где D_i – усталостное повреждение, вносимое одним отнулевым циклом с максимальным номинальным напряжением σ_i ;

m, C – параметры кривой усталости, для алюминиевых сплавов можно принять $m = 4$ [4];

$\sigma_{n=1}$ – номинальное напряжение в точке конструкции при перегрузке, равной единице;

n_{0i} – перегрузка n_0 эквивалентного отнулевого цикла с номером i .

Перегрузка n_0 найдена по формуле Одингга, так как учет асимметрии по формуле Гудмана значительно завышает усталостное повреждение в области малых амплитуд цикла перегрузки.

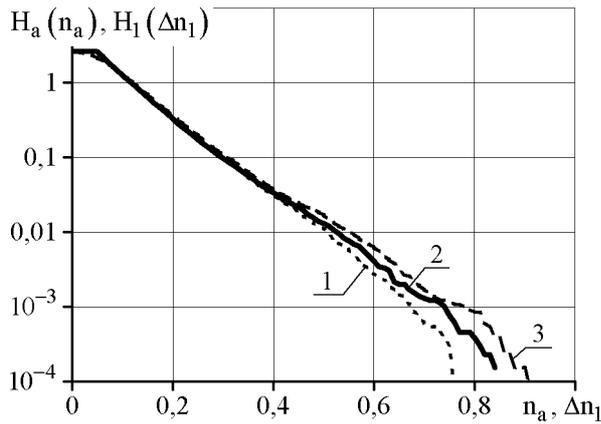


Рис. 1. Влияние способа учета асимметрии на интегральные повторяемости повреждающих факторов:

- 1 – ИП амплитуд перегрузки;
- 2 – ИП эквивалентных амплитуд перегрузки, рассчитанных с помощью формулы Одингга по (5);
- 3 – ИП эквивалентных амплитуд перегрузки, рассчитанных с помощью формулы Гудмана по (3)

При использовании зависимостей (6) можно ввести понятие относительного повреждения за 1 км полета \bar{D}_L , которое зависит только от спектра перегрузки в центре тяжести и показателя степени кривой усталости m :

$$\bar{D}_L = \frac{C}{\sigma_{n=1}^m} \cdot D_L = \sum_i (n_{0i})^m$$

Величина \bar{D}_L удобна в качестве количественной меры нагруженности самолета и позволяет оценить влияние параметров схематизации без использования данных о напряженном состоянии конструкции и параметра C кривой усталости.

Используя методику расчета усталостного повреждения по параметрам H_0 и c интегральной повторяемости амплитуд перегрузки, изложенную в [5], величину относительного повреждения за 1 км полета \bar{D}_L запишем так:

$$\bar{D}_L = \frac{H_0}{c} \cdot \int_0^\infty \left(2 \cdot (x^2 + x) \right)^{m/2} \cdot e^{-x/c} dx \quad (7)$$

Верхний предел интегрирования в формуле (7) может соответствовать расчетной перегрузке, но ввиду того, что для самолетов транспортной категории подынтегральная функция с увеличением x быстро затухает, это уточнение не является существенным [5].

В таблице 1 приведены параметры интегральных повторяемостей $H_a(n_a)$, $H_1(\Delta n_1)$ за 1 км полета, а также величины относительного повреждения за 1 км полета \bar{D}_L , вычисленные по формуле (7).

В таблице указано отношение $\bar{D}_L / \bar{D}_L(5)$, где $\bar{D}_L(5)$ – относительное повреждение, рассчитанное с помощью зависимости (5).

Использование зависимостей (3), (5) для учета асимметрии цикла либо расчет по параметрам спектра амплитуд перегрузки n_a не приводят к существенным отличиям в величине накапливаемого усталостного повреждения. Ввиду того, что формула Одингга обеспечивает среднюю величину повреждения и получила большее распространение в авиационной отрасли, использование зависимости (5), основанной на этой формуле, представляется наиболее оправданным.

Таблица 1

Относительное повреждение за 1 км полета, рассчитанное с помощью различных способов учета асимметрии цикла

Интегральная повторяемость, принятая в расчете	$H_0 ; c$	\bar{D}_L	$\frac{\bar{D}_L}{\bar{D}_L(5)}$
ИП амплитуд перегрузки	4,07; 0,083	0,355	0,97
ИП эквивалентных амплитуд перегрузки $H_1(\Delta n_1)$, рассчитанная с помощью формулы Одингга по (5)	3,46; 0,090	0,367	1
ИП эквивалентных амплитуд перегрузки $H_1(\Delta n_1)$, рассчитанная с помощью формулы Гудмана по (3)	3,35; 0,093	0,385	1,05

3. Допустимый диапазон ширины класса схематизации

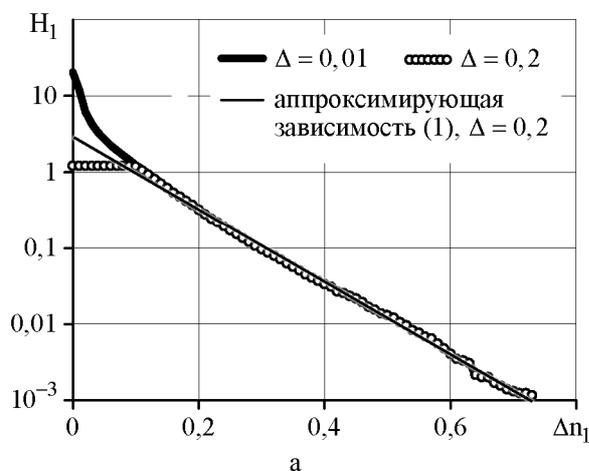
На этапе подготовки полетной записи к схематизации по любому из методов полный диапазон изменения перегрузки делится на классы шириной Δ [1]. Циклы, амплитуда которых меньше половины ширины класса, исключают из обработки. Таким образом, выбранная ширина класса оказывает влияние на результаты схематизации. Стандарт [1] ограничивает значение Δ двумя способами:

1. Количество классов должно быть от 14 до 32. Нижний Δ_{min} и верхний Δ_{max} пределы допустимого диапазона ширин класса зависят от размера обрабатываемой записи. Чем больше дистанция полета, для которой производится обработка, тем шире диапазон изменения перегрузок и тем больше величины Δ_{min} и Δ_{max} . Для обработанной совокупности из 17 полетов на пожаротушение имеем $\Delta_{min} = 0,057$; $\Delta_{max} = 0,130$.

2. При использовании метода экстремумов коэффициент нерегулярности процесса нагружения κ [2] должен быть в диапазоне $0,5 \div 1$. Коэффициент нерегулярности есть отношение числа пересечений процессом уровня средней перегрузки к общему числу экстремумов процесса. При увеличении ширины класса Δ коэффициент нерегулярности κ увеличивается. Для исходной полетной записи коэффициент κ близок к нулю, так как современные МСРП характеризуются частотой записи сигнала, существенно превышающей частоты колебаний нагрузки в полете. То есть, существует минимально допустимая величина $\Delta_{\text{кmin}}$, ниже которой $\kappa < 0,5$. Для обработанной совокупности из 17 полетов на пожаротушение это значение составило $\Delta_{\text{кmin}} = 0,035$. Так как $\Delta_{\text{кmin}} < \Delta_{\text{min}}$, то ограничение по $\Delta_{\text{кmin}}$ не является значимым. Следует отметить, что ограничение по $\Delta_{\text{кmin}}$ слабо зависит от длины записи и может быть значимым при обработке отдельных полетов с узким диапазоном перегрузок.

4. Анализ влияния ширины класса на результаты схематизации по методу полных циклов

Для метода полных циклов влияние ширины класса на результаты схематизации обусловлено тем, что получаемая интегральная повторяемость эквивалентных амплитуд не содержит данных в циклах, амплитуда перегрузки в которых составляла менее половины ширины класса Δ . Этот участок спектра не учитывается при аппроксимации интегральной повторяемости эквивалентных амплитуд перегрузки в форме (1).



На рисунке 2, а показаны интегральные повторяемости эквивалентных амплитуд за 1 км полета, полученные при схематизации совокупности из 17 полетов при ширинах класса $\Delta = 0,01$ и $\Delta = 0,2$. На рисунке 2, б приведено относительное повреждение за 1 км полета \bar{D}_L , вычисленное по формуле (7) при различных значениях ширины класса схематизации.

Уменьшение \bar{D}_L с увеличением ширины класса Δ обусловлено тем, что получаемая интегральная повторяемость эквивалентных амплитуд отличается от экспоненциального закона (1) и в логарифмических координатах выпукла вниз.

Различие повреждений \bar{D}_L на границах допустимого диапазона ширины класса Δ составляет до 8%. Окончательно можно рекомендовать значение $\Delta = 0,1$, так как оно попадает в допустимый по стандарту диапазон при схематизации большинства отдельных полетов и их совокупностей.

5. Анализ влияния ширины класса на результаты схематизации по методу экстремумов

При использовании метода экстремумов принятая ширина класса существенно влияет на спектр максимумов приращений перегрузок, что обусловлено уменьшением числа экстремумов во всех областях спектра перегрузок при увеличении Δ .

Как правило, метод экстремумов применяют для получения интегральной повторяемости максимумов и минимумов приращений перегрузок, что позволяет найти максимальную и минимальную перегрузку цикла «земля-воздух-земля» (ЗВЗ).

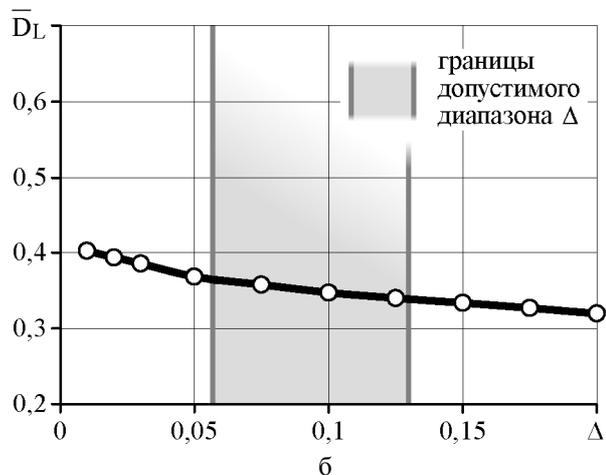


Рис. 2. Влияние ширины класса на результаты схематизации по методу полных циклов:
а – интегральная повторяемость эквивалентных амплитуд за 1 км полета;
б – относительное повреждение за 1 км полета

Стандарт [1] допускает применение метода экстремумов для расчета усталостного повреждения, однако оговаривает, что метод экстремумов завышает повреждение по сравнению с методом полных циклов, рекомендованным для решения этой задачи.

На рисунке 3, а приведены интегральные повторяемости максимумов приращений перегрузки за 1 км полета для нескольких значений Δ . Результаты представлены для совокупности из 17 полетов.

Для количественной оценки влияния ширины класса на результаты схематизации по методу экстремумов найдено относительное усталостное повреждение за 1 км полета \bar{D}_L и максимальная перегрузка цикла "земля-воздух-земля".

Для аналитического расчета усталостного повреждения можно использовать формулу (7) с параметрами N_0 , c для интегральной повторяемости максимумов приращений перегрузки $N_{max}(\Delta n_{max})$. Это допущение дает значение в запас долговечности и является приемлемым для сравнения усталостных повреждений, полученных при различной ширине класса.

На рисунке 3, б приведена зависимость относительного усталостного повреждения \bar{D}_L за 1 км полета, рассчитанного по зависимости (7), от ширины класса схематизации Δ . Функция $\bar{D}_L(\Delta)$ является убывающей и не имеет горизонтальной асимптоты. В пределах допустимого диапазона Δ различие по \bar{D}_L составляет около 40%.

Величина максимальной перегрузки цикла «земля-воздух-земля» $n_{max}^{ЗВЗ}$ в типовом полете, согласно рекомендациям [6], соответствует интегральной повторяемости за типовой полет, равной $\ln(2)$.

Зная параметры N_0 , с интегральной повторяемости максимумов приращений перегрузки за 1 км в форме (1), получим

$$n_{max}^{ЗВЗ} = 1 + c \cdot \ln\left(\frac{L_{ТП} \cdot N_0}{\ln(2)}\right),$$

где $L_{ТП}$ – дистанция типового полета в км.

Зависимость максимальной перегрузки цикла ЗВЗ $n_{max}^{ЗВЗ}$ от ширины класса схематизации Δ при дистанции типового полета $L_{ТП} = 650$ км приведена на рисунке 3, б. В пределах допустимого диапазона Δ различие по $n_{max}^{ЗВЗ}$ составляет до 1%.

Выводы

Выполнена количественная оценка влияния параметров схематизации полетных записей перегрузки в центре тяжести самолета на результаты схематизации по методам экстремумов и полных циклов. Проведена обработка совокупности из записей перегрузки в центре тяжести для 17 полетов самолета на пожаротушение.

Выполнено исследование способов учета асимметрии при использовании метода полных циклов. Установлено, что использование формул Одингга, Гудмана либо расчет по параметрам спектра амплитуд перегрузки приводит к отличиям по величине накапливаемого усталостного повреждения до 8%. Можно рекомендовать использование формулы Одингга, так как она обеспечивает среднюю величину повреждения и получила широкое распространение в авиационной отрасли.

Установлено, что из-за значительного влияния ширины класса схематизации метод

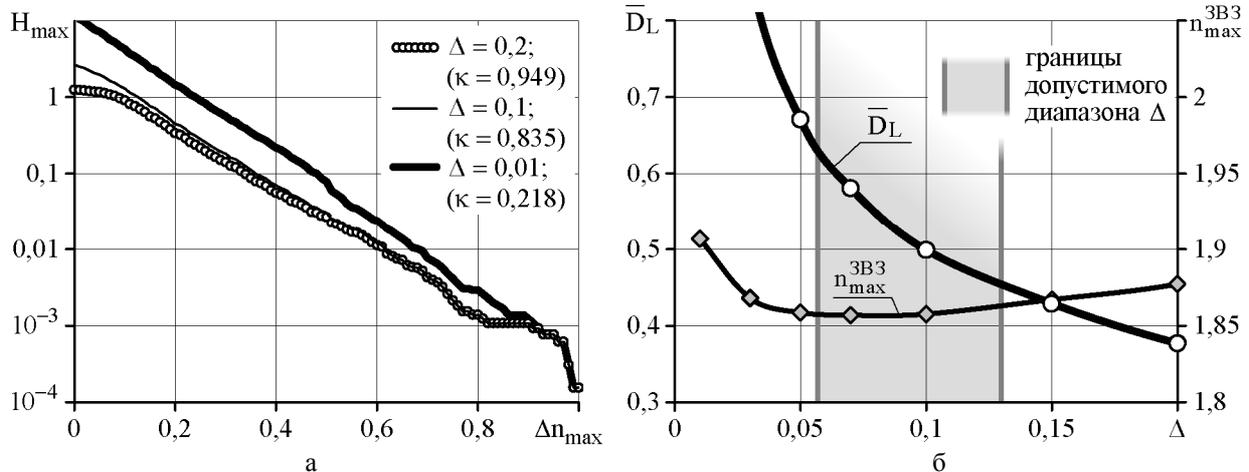


Рис. 3. Влияние ширины класса на результаты схематизации по методу экстремумов: а – интегральная повторяемость максимумов приращений перегрузки за 1 км полета; б – относительное повреждение за 1 км полета и максимальная перегрузка цикла "земля-воздух-земля"

экстремумов, в отличие от метода полных циклов, не позволяет получить достоверную величину усталостного повреждения. В пределах диапазона ширины класса, допускаемого стандартом [1], различие по повреждению составляет около 40% для метода экстремумов и 8% для метода полных циклов.

При схематизации по методу экстремумов влияние ширины класса на максимальную перегрузку цикла "земля-воздух-земля" составляет до 1%.

Литература

1. ГОСТ 25.101-83. Методы схематизации случайных процессов нагружения элементов машин и конструкций и статистического представления результатов [Текст] – Введ. 01.07.84. – М.: Изд-во стандартов, 1983. – 29 с.

2. ГОСТ 23207-78. Сопротивление усталости. Основные термины, определения и обозначения [Текст] – Введ. 01.01.79. – М.: Изд-во стандартов, 1981. – 48 с.

3. Бессолова, О. А. Расчет усталостной повреждаемости при циклическом и случайном

нагружении с ненулевым средним значением [Текст] / О. А. Бессолова, В. Л. Райхер, А. С. Устинов // Ученые записки ЦАГИ / Центральный аэрогидродинамический институт им. Н. Е. Жуковского. – 1989. – Том XX, №3. – С. 72–80.

4. Справочные данные по выносливости конструкционных самолетостроительных сплавов [Текст]: отчет о НИР: № 1852 VII / Центральный аэрогидродинамический институт им. Н. Е. Жуковского; рук. Воробьев А. З.; исполн.: Богданов Б. Ф., Колганова З. Н., Заверюха Г. Г. – М., 1977. – 172 с.

5. Фомичев, П. А. Методы расчета усталостной долговечности элементов авиаконструкций [Текст]: учеб. пособие / П. А. Фомичев. – Харьков: Харьк. авиац. ин-т, 1992. – 58 с.

6. Чижов, В. М. Применение метода экстремальных значений к определению максимальных эксплуатационных нагрузок [Текст] / В. М. Чижов // Ученые записки ЦАГИ / Центральный аэрогидродинамический институт им. Н. Е. Жуковского. – 1972. – Том III, №1. – С. 45–50.

Поступила в редакцию 15.05.2012, рассмотрена на редколлегии 29.05.2013

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. каф. теоретической механики О.К. Морачковский, Национальный технический университет «Харьковский политехнический институт», г. Харьков.

ВПЛИВ ПАРАМЕТРІВ СХЕМАТИЗАЦІЇ ВИПАДКОВИК ПРОЦЕСІВ НА ОЦІНКУ НАВАНТАЖЕНОСТІ ЛІТАКА

В.І. Клепцов, С.В. Вакуленко

Виконано кількісну оцінку впливу параметрів схематизації польотних записів перевантаження у центрі тяжіння літака на результати схематизації за методами екстремумів та повних циклів. Проведено обробку сукупності з записів перевантаження у 17 польотах на пожежегасіння. Надано рекомендації щодо вибору ширини класу та залежності для врахування асиметрії циклу перевантаження при застосуванні методу повних циклів. Встановлено, що із-за значного впливу ширини класу схематизації метод екстремумів, на відміну від методу повних циклів, не дозволяє отримати достовірну величину втомного ушкодження. Разом з тим, максимальне перевантаження циклу "земля-воздух-земля" практично не залежить від ширини класу.

Ключові слова: метод повних циклів, метод екстремумів, ширина класу, асиметрія циклу.

INFLUENCE OF CYCLE COUNTING PARAMETERS ON THE EVALUATION OF AIRPLANE LOADING

V.I. Kleptsov, S.V. Vakulenko

The aim of the paper is to evaluate the influence of cycle counting parameters on processing of the center-of-gravity load factor flight data for peak counting and range-pair counting methods. Load factor records of 17 firefighting flights have been processed. The paper provides recommendations on how to choose the width of a counting level and take into account the load ratio when using the range-pair method. The peak counting, in contrast to range-pair counting was found to give unreliable fatigue damage data because of the substantial influence of the counting level width. However, the maximum load factor of "ground-air-ground" was found to be independent of the counting level width.

Keywords: range-pair counting method, peak counting method, counting level width, load ratio.

Клепцов Виктор Иванович – заместитель начальника отдела прочности, ОАО «Таганрогский авиационный научно-технический комплекс имени Г.М. Бериева», г. Таганрог, Российская федерация, e-mail: kleptsov@beriev.com.

Вакуленко Сергей Владимирович – аспирант кафедры прочности, Национальный аэрокосмический университет, им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", младший научный сотрудник ПНИЛ "Прочность", г. Харьков, Украина, e-mail: vakulenkosv@ukr.net.

УДК 629.735.33.001.63:681.3.01

А.С. ДАНОВ, С. А. ДАНОВ

*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»***АНАЛИТИЧЕСКОЕ РЕШЕНИЕ ЗАДАЧИ О ВНУТРЕННЕМ ДАВЛЕНИИ
В ЦИЛИНДРЕ ПРИ ПОСТОЯННОЙ ОСЕВОЙ ДЕФОРМАЦИИ**

Предложено новое аналитическое решение контактной упруго-пластической задачи стеснённой клёпки при линейно-гиперболическом законе контактного трения, постоянной осевой деформации и линейном упрочнении материала, которое позволяет установить однозначное соответствие между внешними силовыми параметрами заклёпочного соединения, выбранного за базовое, и характеристиками напряжённо-деформированного состояния пакета и крепежа. Определено аналитически напряженно-деформированное состояние в толстостенном цилиндре, нагруженном внутренним давлением при постоянной осевой деформации.

Ключевые слова: внутреннее давление, цилиндр, заклёпка, осевая деформация, напряжённо-деформированное состояние.

Введение

Одной из наиболее важных проблем в современном авиастроении является необходимость в существенном увеличении эффективности авиационных транспортных систем. Решение данной задачи тесно связано с повышением ресурса самолетов и увеличением его весовой отдачи. Одним из путей, позволяющих достигнуть увеличения ресурса и снижения массы соединений, является применение крепежных элементов, в частности заклепок из титановых сплавов.

Несмотря на то, что в нашей стране и за рубежом известны технические решения для конструкций таких заклепок ([1, 2] и др.), их внедрение задерживается как по различным технологическим причинам, так и в связи с недостаточными разработками методики оценок напряженно – деформированного состояния таких заклёпочных соединений, позволяющих оценивать физику явлений.

Вопрос проектирования заклёпочного крепежа необходимо рассматривать комплексно: начиная от структурных свойств материала, из которого будет изготавливаться заклёпка, детали пакета, учитывать технологию изготовления, как заклепок, так и деталей пакета, условия для сборки деталей при помощи клёпки, саму технологию клёпки, вводя промежуточные контрольные параметры. Подобный подход и вместе с тем внедрение комплексных исследований при проектировании многих изделий промышленности, использующих различные блоки и элементы системы автоматизированного проектирования (САПР), находятся еще на недостаточно высоком уровне.

Математическая интерпретация свойств реального материала в условиях неравномерного пространственно-временного распределения параметров напряженно-деформированного состояния (НДС) при наличии скоростных эффектов имеет существенные трудности при ее численной реализации, зависящие от правильности выбора самой модели процесса. Поэтому вопрос выбора расчетной схемы клёпки проводится с учетом упрощающих предположений и допущений относительно характеристик материалов и картины деформирования.

В качестве основного критерия, обеспечивающего приемлемые конструктивно-технологические и эксплуатационные характеристики самолетных конструкций, использующих соединения с разработанным крепежом, как правило, служит заданная долговечность. В свою очередь, комплексным параметром, влияющим на получение заданных характеристик долговечности, является радиальный натяг в соединениях и связанное с ним внутреннее давление по месту контакта крепежа и пакета.

Известны методики решения задач теории упругости для толстостенных цилиндров: Н.Н. Малинина, [3], Н.И. Безухова [4], В. Новацкого [5], М.А. Колтунова [6], Н.М. Беляева [7], Н.И. Федосьева [8] и др. Существуют также методики оценки НДС и в пластической области: А.А. Илюшина [9], С.Д. Пономарева [10], Н.А. Малинина [3], Н.М. Беляева [7], И.И. Трапезина [11], Н. Hertel [12] и др.

Однако приведенные в данных источниках результаты основываются, как правило, на приближенных вычислениях. Точные решения получены лишь для частных случаев, когда

касательные напряжения отсутствуют $[\tau_{rz} = 0]$, а также когда осевая деформация равна нулю $[\varepsilon_z = 0]$.

Данная статья посвящена вопросу оценки НДС при постоянной осевой деформации заклепки и пакета, после постановки крепежа с предварительным упруго – пластическим натягом.

1. Постановка задачи

Решим задачу определения НДС заклепочного соединения при запрессовке в предположении, что касательные напряжения отсутствуют $[\tau_{rz} = 0]$, материал заклепки и пакета обладает линейным упрочнением, а осевая деформация ε_z является постоянной величиной. Выберем цилиндрическую систему координат (r, φ, z) , причем ось z должна совпадать с осью симметрии.

Для решения задачи, используем уравнения равновесия, физический закон в упругой и пластической областях, с учётом адиабаты и закона упрочнения, геометрические соотношения в форме Коши [4, 5, 10]. Определение НДС в пластической области проведем методом малых упруго – пластических деформаций, предложенных А. А. Ильюшиным [9], т. е. будем считать, что максимальные деформации не превышают 10%.

2. Обоснование выбранной расчетной схемы и принятого метода решения

Рассмотрим при этих упрощениях квазистатическое равновесие деформируемого тела V в правой ортогональной цилиндрической системе координат (r, φ, z) при простом монотонном нагружении и заданных на поверхности суммах данного тела перемещениях и нагрузках.

Учитывая, что нагружение предполагается квазистатическим, тепловыми и инерционными процессами пренебрежём.

Получена полная система из 7 линейно независимых уравнений для нахождения 7 неизвестных: $\sigma_r, \sigma_\varphi, \sigma_z, \tau_{rz}, U, W, \rho$, которая использована для получения аналитического решения определения НДС полого цилиндра с внутренним давлением (пакет) и осадки заклепки при постоянной осевой деформации.

Нагружение и само тело (пакет + заклепка) будем считать **осесимметричными**, тело – однородным, изотропным, до и после нагружения находящимся в евклидовом (псевдоевклидовом) пространстве. Опорными решениями будут являться компоненты тензоров упруго – пластической задачи, например, $\sigma_{ik}^i, \varepsilon_{ik}^i, U_{ik}^i$, полученные из решения Ламе

для упруго – непрерывного радиального контакта (натяга) двух цилиндров, которые в свою очередь являются функциями $P_a(\Delta a)$ радиального контактного давления и натяга, а также задачи осадки из обработки металлов давлением. Задача определения НДС рассматриваемого соединения состоит в совместном рассмотрении системы заклепка – пакет, последовательном решении основных, базовых задач и последующей стыковке граничных условий.

3. Определение напряженно – деформированного состояния в цилиндре под действием внутреннего давления при постоянной осевой деформации

В литературе известны точные аналитические решения задачи о нагружении толстостенного цилиндра при условии отсутствия касательных напряжений ($\tau_{rz} = 0$), осевой деформации ($\varepsilon_z = 0$), и линейном (П) или степенном упрочнении материала пакета. Получим базовое решение об определении НДС при упруго – пластическом контакте толстостенных цилиндров, простом монотонном нагружении и при $\tau_{rz} = 0, \varepsilon_z = 0, P \neq 0$ с использованием метода Ильюшина А.А.

Уравнение для радиального смещения:

$$u_2 = \frac{1}{2} \varepsilon_{z2} r + \frac{C_2}{r}. \quad (1)$$

Считая упрочнение линейным, получим связь σ_{i2} и ε_{i2} , т.е.

$$\sigma_{i2} = \left(1 - \frac{P_2}{E_2}\right) \sigma_{T_2} + P_2 \varepsilon_{i2} = \lambda_2 \sigma_{T_2} + P_2, \quad (2)$$

где $\sigma_{i2}, \varepsilon_{i2}$ – интенсивности тензоров напряжения и деформаций; P_2 – модуль упрочнения; E_2 – модуль упругости; σ_{T_2} – предел текучести материала пакета.

Для интенсивности деформаций получим формулу:

$$\varepsilon_{i2} = \sqrt{\varepsilon_{z2}^2 + \frac{4}{3} \frac{C_2^2}{r^4}}. \quad (3)$$

Из уравнений равновесия для данной задачи:

$$\frac{\partial \sigma_{r2}}{\partial r} + \frac{\sigma_{r2} - \sigma_{\varphi 2}}{r} = 0, \quad (4)$$

$$\frac{\partial \sigma_{r2}}{\partial z} = 0. \quad (5)$$

получим:

$$\frac{\partial \sigma_{r2}}{\partial r} = \frac{4}{3} \frac{\sigma_{i2}}{\varepsilon_{i2}} \frac{C_2}{r^3}, \quad (6)$$

$$\sigma_{z_2} = \sigma_{z_2}(r). \quad (7)$$

Поскольку выполняется равенство (7) для σ_z , то функция σ_{r_2} будет также зависеть только от радиуса, поэтому вместо частной производной в (6) можно писать полную:

$$\frac{d\sigma_{r_2}}{dr} = \frac{4}{3} \frac{\lambda_2 \sigma_{r_2} C_2}{r^3 \sqrt{\varepsilon_{z_2}^2 + \frac{4}{3} \frac{C_2^2}{r^4}}} + \frac{4}{3} \frac{\Pi C_2}{r^3}. \quad (8)$$

Произведя интегрирование выражения (8), определим функцию $\sigma_{r_2}(r)$:

$$\sigma_{r_2} = -p_a + \frac{\sigma_{T_2}}{\sqrt{3}} \left[(1-\bar{\Pi}) \ln \left(\frac{r^2 \sqrt{\varepsilon_{z_2}^2 a^4 + \frac{4}{3} C_2^2} + \frac{2}{\sqrt{3}} C_2}{a^2 \sqrt{\varepsilon_{z_2}^2 r^4 + \frac{4}{3} C_2^2} + \frac{2}{\sqrt{3}} C_2} \right) + \frac{2}{\sqrt{3}} C_2 \frac{\bar{\Pi}_2 r^2 - a^2}{\varepsilon_{T_2} a^2 - r^2} \right], \quad (9)$$

где $\bar{\Pi} = \Pi_2 / E_2$.

Для удобства дальнейших записей обозначим функцию, стоящую под знаком \ln в выражении (9), через $\psi(r)$.

Для функций $\sigma_{\varphi_2}(r)$ и $\sigma_z(r)$ получены следующие выражения:

$$\sigma_{\varphi_2} = -p_a + \frac{\sigma_{T_2}}{\sqrt{3}} \left[(1-\bar{\Pi}) \ln \psi_2(r) + \frac{\frac{4}{\sqrt{3}} \lambda_2 C_2}{\sqrt{\varepsilon_{z_2}^2 r^4 + \frac{4}{3} C_2^2}} + \frac{2}{\sqrt{3}} C_2 \frac{\bar{\Pi}}{\varepsilon_T} \frac{r^2 + a^2}{a^2 r^2} \right], \quad (10)$$

$$\sigma_{z_2} = -p_a + \frac{\sigma_{T_2}}{\sqrt{3}} \left[(1-\bar{\Pi}) \ln \psi_2(r) + \frac{\frac{2}{\sqrt{3}} \lambda_2 C_2 + \sqrt{3} \varepsilon_{z_2} r^2}{\sqrt{\varepsilon_{z_2}^2 r^4 + \frac{4}{3} C_2^2}} + \frac{\bar{\Pi} 2 C_2}{\sqrt{3} \varepsilon_T} \cdot \frac{1}{a^2} + \bar{\Pi} \sqrt{3} \frac{\varepsilon_{z_2}}{\varepsilon_{T_2}} \right]. \quad (11)$$

Для радиальных смещений – следующее условие:

$$u_2 = -\frac{1}{2} \varepsilon_{z_2} r + \frac{\sqrt{3}}{2} r_{T_2}^2 \varepsilon_{T_2} \sqrt{1 - \varepsilon_{z_2}^2} \frac{1}{r}. \quad (12)$$

Величину контактного давления p_a определим из условия равновесия радиальных напряжений на границе упругой и пластической областей:

$$\bar{p}_a = \frac{1}{\sqrt{3}} \times \left((1-\bar{\Pi}) \ln(r_T^2 \times \frac{\sqrt{1 - \bar{\varepsilon}_{z_2}^2} \times (1 - \frac{1}{r_{T_2}^4})}{1 + \sqrt{1 - \bar{\varepsilon}_{z_2}^2}}) + \sqrt{1 - \bar{\varepsilon}_{z_2}^2} \times \left((1-\bar{\Pi}) + \bar{\varepsilon}_T^2 \left(\bar{\Pi} - \frac{1}{b^2} \right) \right) \right). \quad (13)$$

Определяя величину радиального натяга по формуле:

$$u_2 - u_1 = \Delta, \quad (14)$$

определим зависимость $p_a(\Delta)$ для упруго – пластического нагружения (рис.1).

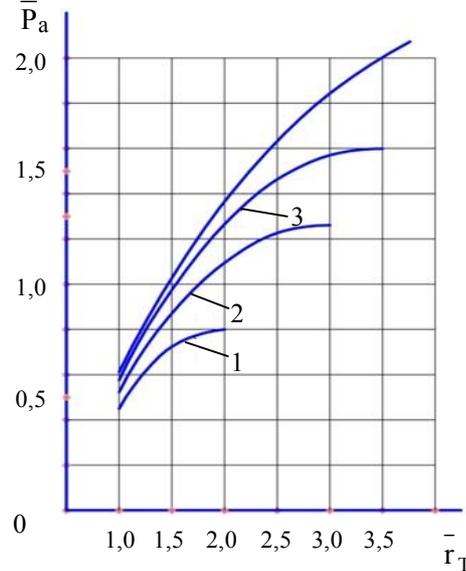


Рис. 1. Зависимость относительного контактного радиального давления \bar{p}_a от радиуса текучести при $\bar{\Pi} = 0$, $\bar{\varepsilon}_z = 0$: 1- $\bar{b} = 2,0$; 2- $\bar{b} = 3,0$; 3- $\bar{b} = 0,5$; 4- $\bar{b} = \infty$.

Минимальное значение $p_{a \min}$, при котором начинается область текучести по энергетическому критерию:

$$p_{a \min} = \sqrt{1 - \bar{\varepsilon}_z^2} \left(\frac{b^2 - a^2}{b^2} \right) \frac{\sigma_T}{\sqrt{3}}. \quad (15)$$

Предложенное инженерное решение задачи в упрощенных случаях ($\varepsilon_z = 0$; $\varepsilon_{zy} = 0$) совпадает с известными вариантами оценки НДС.

Полученная система уравнений может быть также использована для анализа различных технологических процессов упрочняющей обработки отверстий, а в совокупности с использованием тензора напряжений с компонентами ($\sigma_r = U$; $\sigma_\varphi = 0$; σ_z ; τ_{rz}) позволит решать и задачи клепки.

Выводы

1. Авторами предложено новое аналитическое решение контактной упруго-пластической задачи стеснённой клепки при линейно-гиперболическом законе контактного трения, постоянной осевой деформации и линейном упрочнении материала.

2. Предложенные аналитические зависимости совпадают с известными решениями в предельных случаях $\dot{\varepsilon}_z = 0$; $\tau_{rz} = 0$.

3. Определено аналитически в замкнутом виде напряженно-деформированное состояние в толсто-стенном цилиндре, нагруженном внутренним давле-

нием при постоянной осевой деформации. Данные величины используются для определения радиального контактного давления от величины осевого радиального натяга в соединении, а также для определения усилия предварительной запрессовки крепежа в пакет и усилия остаточной стяжки пакета заклепками.

Литература

1. Белянин, П.Н. Производство широкофюзеляжных самолетов [Текст] / П.Н. Белянин. – М.: Машиностроение, 1979. – 360 с.
2. Данов, А.С. К вопросу применения высоко-ресурсного заклепочного крепежа из титанового сплава [Текст] / А.С. Данов, А.Г. Лебединский, В.В. Чуб // Вопросы проектирования самолетных конструкций. – 1983. – Вып. 4. – С. 67–72.
3. Малинин, Н.Н. Прикладная теория пластичности и ползучести [Текст] / Н.Н. Малинин. – М.: Машиностроение, 1975. – 400 с.
4. Безухов, М.И. Основы теории упругости, пластичности и ползучести [Текст] / М.И. Безухов. – М.: Высш. шк., 1968. – 537 с.
5. Новацкий, В. Теория упругости [Текст] / В. Новацкий. – М.: Мир, 1975. – 872 с.

6. Колтунов, М.А. Упругость и прочность цилиндрических тел [Текст] / М.А. Колтунов. – М.: Высш. шк., 1975. – 528 с.

7. Беляев, Н.М. Труды по теории упругости и пластичности [Текст] / Н.М. Беляев. – М.: Гостехиздат, 1957. – 632 с.

8. Феодосьев, В.И. Сопротивление материалов [Текст] / В.И. Феодосьев. – М.: Физматгиз, 1962. – 536 с.

9. Ильюшин, А.А. Упруго – пластические деформации полых цилиндров [Текст] / А.А. Ильюшин, П.М. Огибалов. – М.: МГУ, 1960. – 228 с.

10. Расчеты на прочность в машиностроении [Текст]: в 2 т. / под. ред. С.Д. Пономарева, В.Л. Бидермана, К.К. Лихарева. – М.: Машигиз, 1958. – Т. 2: Некоторые задачи прикладной теории упругости. Расчеты за пределами упругости. Расчеты на ползучесть. – 974 с.

11. Трапезин, И.И. Расчеты на прочность при пластических деформациях [Текст] / И.И. Трапезин. – М.: Моск. авиац. Ин-т, 1979. – 70 с.

12. Hertel, H. Ermudungsfestigkeit der Konstruktionen springer [Text] / H. Hertel. – NY.: Heidelberg, 1970. – 649 с.

Поступила в редакцию 10.06.2013, рассмотрена на редколлегии 12.06.2013

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

АНАЛІТИЧНЕ РІШЕННЯ ЗАДАЧІ ПРО ВНУТРІШНІЙ ТИСК В ЦИЛІНДРІ ПРИ ПОСТІЙНІЙ ОСЬОВІЙ ДЕФОРМАЦІЇ

О.С. Данов, С.О. Данов

Запропоновано нове аналітичне рішення контактної пружно-пластичної задачі стисненої клепки при лінійно-гіперболічному законі контактного тертя, постійної осьової деформації і лінійному зміцненні матеріалу, яке дозволяє встановити однозначну відповідність між зовнішніми силовими параметрами заклепувального з'єднання, вибраного за базове, і характеристиками напружено-деформованого стану пакету і кріплення. Аналітично визначено напружено-деформований стан в товстостінному циліндрі, навантаженому внутрішнім тиском при постійній осьової деформації.

Ключові слова: внутрішній тиск, циліндр, заклепка, осьова деформація, напружено-деформований стан.

ANALYTICAL DECISION OF TASK ABOUT INTRINSIC PRESSURE IN CYLINDER DURING PERMANENT AXIAL DEFORMATION

A.S. Danov, S.A. Danov

A new analytical solution of the contact plasto-elastic task of the straitened stave at the linear-hyperbolic law of contact friction, permanent axial deformation and linear work-hardening of material is offered, which allows you to set one-to-one correspondence between the external force parameters riveted joint chosen as the base, and the characteristics of the tense-deformed state of the package and location bracketry. Analytically determined the tense-deformed state in a thick-walled cylinder loaded by intrinsic pressure at a permanent axial deformation.

Key words: intrinsic pressure, cylinder, riveting, axial deformation, tense-deformed state.

Данов Александр Сергеевич – старший преподаватель каф. конструкции самолётов и вертолёт, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: danovas5@gmail.com

Данов Сергей Александрович – соискатель каф. конструкции самолётов и вертолёт, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: danuch_2008@mail.ru

УДК 532.526 : 532.24

А.А. ПРИХОДЬКО, С.В. АЛЕКСЕЕНКО

*Днепропетровский национальный университет им. О.Гончара, Украина***ОБЛЕДЕНЕНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ПОВЕРХНОСТЕЙ:
МОДЕЛИРОВАНИЕ ВОЗДУШНО-КАПЕЛЬНОГО ПОТОКА**

Разработано программно-методическое обеспечение для моделирования воздушно-капельного потока и процессов выпадения влаги на обтекаемую поверхность. Для описания воздушного потока используются уравнения Навье-Стокса сжимаемого газа, для описания движения переохлажденных капелек воды применены модель взаимопроникающих сред, инерционная модель осаждения капелек и гомогенная модель. Проведено тестирование численных алгоритмов на задачах, воспроизводящих различные режимы обтекания цилиндра и профиля. Представлены результаты расчета выпадения влаги на поверхность цилиндра и профиля NASA 0012 с помощью модели взаимопроникающих сред.

Ключевые слова: *воздушно-капельный поток, выпадение влаги на обтекаемую поверхность, обледенение аэродинамических поверхностей.*

Введение

Обледенение самолетов в неблагоприятных метеорологических условиях является чрезвычайно актуальной проблемой при обеспечении безопасности полетов. В определенных летных условиях переохлажденные капельки воды, содержащиеся в облаках, могут замерзать, попадая на поверхности самолета. Ледяные наросты на передних кромках крыльев и хвостового оперения изменяют структуру течения, уменьшают подъемную силу крыла, угол срыва потока, негативным образом сказываются на эффективности системы управления, вызывают потерю тяги, рост турбулентного следа, приводят к увеличению веса. Причем увеличение веса самолета играет вторичную роль по сравнению с негативными эффектами, вызванными изменениями режима обтекания.

Образование льда на поверхностях входного направляющего аппарата компрессора и обечайки мотогондол авиационных двигателей может происходить даже при положительных температурах окружающего воздуха (до $+10^{\circ}\text{C}$) вследствие адиабатического расширения воздуха. Такое обледенение очень опасно, поскольку при этом уменьшается площадь межлопаточных каналов и расход воздуха, падает тяга, растет удельный расход топлива. Неравномерность потока на входе в компрессор приводит к неустойчивому режиму его работы, изменению расчетных характеристик на входе в камеру сгорания. Нарастая, ледяная корка под действием аэродинамических сил и вибрации может разрушаться и попадать в двигатель, вызывая повреждение лопаток компрессора и даже вывести двигатель из строя.

Лед также накапливается и на всех выступающих элементах фронтальной поверхности самолета – на антеннах, вентилях и заборных устройствах. Удаление льда на таких элементах не всегда представляется возможным. Ледяные образования на антеннах вызывают настолько сильную вибрацию, что могут привести к их поломке. В неблагоприятных условиях легкий самолет может получить настолько сильное обледенение, что дальнейший полет станет невозможным. Поскольку самолет в таких условиях будет иметь более высокую скорость с меньшим углом атаки, это может привести к потере управления и необратимым последствиям.

Атмосферными параметрами, влияющими на обледенение, являются: скорость полета, температура, давление, а также метеорологические параметры: влажность, диаметр переохлажденных капелек и относительная влажность.

Наихудшие условия для возникновения обледенения наблюдаются при температурах около 0°C в слоистых облаках или в дожде на высотах до 2500 м, а также в диапазоне температур от 0°C до -20°C и в особенности от 0°C до -10°C [1 – 5].

Для решения задачи численного моделирования процесса обледенения аэродинамических поверхностей необходимо описать внешний воздушный поток и движение переохлажденных капелек воды, влагу на обтекаемой поверхности и нарастающий лед. В настоящей работе анализируются основные подходы к описанию набегающего влажного потока. Образование пленки, ее замерзание и изменение формы обтекаемой поверхности станет предметом последующего обсуждения.

1. Постановка задачи обтекания аэродинамической поверхности воздушно-капельным потоком

В настоящей работе рассматривается обтекание аэродинамической поверхности потоком воздуха, содержащим переохлажденные капельки воды.

Для расчета параметров воздушного потока применяются уравнения Навье–Стокса вязкого сжимаемого газа. При описании движения капелек использованы модель взаимопроникающих сред, а также инерционная и гомогенная модели.

2. Модели для описания воздушно-капельных потоков

В механике многофазных сред выделяются четыре основные группы моделей. Это – чисто феноменологические модели, феноменологические модели с включением элементов статистики, статистические модели, содержащие элементы механики сплошной среды, чисто статистические модели, основанные на введении функций распределения, как для частиц, так и для молекул газа и получении соответствующих кинетических уравнений [6, 7]. При решении прикладных задач чаще всего используются феноменологические модели многофазных сред, описываемые уравнениями в частных производных, реализация которых возможна с помощью известных численных методов на существующей вычислительной технике.

Это модель взаимопроникающих континуумов, предложенная Х.А. Рахматулиным [6 – 8].

Траекторная модель в невязком потоке, была применена в [6].

Гомогенная модель обтекания с учетом обмена массой, импульсом и энергией между фазами, рассматривается в [9 – 11].

Модель взаимопроникающих сред. Большинство практических результатов по расчету многофазных течений получено с использованием модели взаимопроникающих континуумов, предложенной Х.А. Рахматулиным [8]. Модель базируется на понятии многоскоростной многотемпературной среды, в каждой точке которой имеется столько скоростей и температур, сколько фаз содержит рассматриваемая среда. Каждая фаза заполняет пространство непрерывно. Основные допущения модели следующие:

- среда является двухскоростной и двухтемпературной, состоящей из вязкого сжимаемого несущего газа и фракции несжимаемых сферических частиц одного диаметра, не взаимодействующих между собой;

- теплоемкости газа и частиц постоянны;
- размеры частиц во много раз больше молекулярно-кинетических и во много раз меньше расстояний, на которых осредненные макроскопические параметры течения меняются существенно;
- взаимодействие частиц с несущей средой происходит посредством вязкости газа;
- температура отдельной частицы постоянна по ее объему;
- несущий газ предполагается химически не реагирующим, с постоянным показателем адиабаты.

Уравнения, описывающие несущую и дисперсную фазы, связаны через источниковые члены, учитывающие межфазный обмен импульсом и энергией. Они отличаются от уравнений Навье–Стокса лишь наличием этих источников. Для определения слагаемых, описывающих межфазное взаимодействие, пользуются результатами исследования процессов, происходящих при обтекании частиц потоками газа.

Нестационарные уравнения двухфазного течения имеют вид [6, 8]:

$$\frac{\partial \hat{\mathbf{q}}}{\partial t} + \frac{\partial \hat{\mathbf{E}}}{\partial \xi} + \frac{\partial \hat{\mathbf{F}}}{\partial \eta} + \hat{\mathbf{H}} = \frac{1}{\text{Re}} \left(\frac{\partial \hat{\mathbf{T}}}{\partial \xi} + \frac{\partial \hat{\mathbf{S}}}{\partial \eta} \right), \quad (1)$$

где

$$\hat{\mathbf{q}} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ e \\ \rho_j \\ \rho_j u_j \\ \rho_j v_j \\ e_j \end{bmatrix}, \quad \hat{\mathbf{E}} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho U \\ \rho U u + \xi_x p \\ \rho U v + \xi_y p \\ (e + p) U \\ \rho_j U_j \\ \rho_j U_j u_j \\ \rho_j U_j v_j \\ e_j U_j \end{bmatrix},$$

$$\hat{\mathbf{F}} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho V \\ \rho V u + \eta_x p \\ \rho V v + \eta_y p \\ (e + p) V \\ \rho_j V_j \\ \rho_j V_j u_j \\ \rho_j V_j v_j \\ e_j V_j \end{bmatrix}, \quad \hat{\mathbf{H}} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} 0 \\ H_u \\ H_v \\ H_e \\ 0 \\ -H_u \\ -H_v \\ -H_e \end{bmatrix}, \quad (2)$$

$$\hat{\mathbf{R}} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} 0 \\ \mu(\xi_x^2 + \xi_y^2)u_\xi + \left(\frac{\mu}{3}\right)\xi_x(\xi_x u_\xi + \xi_y v_\xi) \\ \mu(\xi_x^2 + \xi_y^2)v_\xi + \left(\frac{\mu}{3}\right)\xi_y(\xi_x u_\xi + \xi_y v_\xi) \\ \frac{k}{\text{Pr}(\gamma-1)}(\xi_x^2 + \xi_y^2)\frac{\partial}{\partial \xi}(a^2) + \\ + \frac{\mu}{2}(\xi_x^2 + \xi_y^2)(u^2 + v^2)_\xi + \\ + \frac{\mu}{6}\left[\xi_x^2(u^2)_\xi + \xi_y^2(v^2)_\xi + 2\xi_x\xi_y(uv)_\xi\right] \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix},$$

$$\hat{\mathbf{S}} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} 0 \\ \mu(\eta_x^2 + \eta_y^2)u_\eta + \left(\frac{\mu}{3}\right)\eta_x(\eta_x u_\eta + \eta_y v_\eta) \\ \mu(\eta_x^2 + \eta_y^2)v_\eta + \left(\frac{\mu}{3}\right)\eta_y(\eta_x u_\eta + \eta_y v_\eta) \\ \frac{k}{\text{Pr}(\gamma-1)}(\eta_x^2 + \eta_y^2)\frac{\partial}{\partial \eta}(a^2) + \\ + \frac{\mu}{2}(\eta_x^2 + \eta_y^2)(u^2 + v^2)_\eta + \\ + \frac{\mu}{6}\left[\eta_x^2(u^2)_\eta + \eta_y^2(v^2)_\eta + 2\eta_x\eta_y(uv)_\eta\right] \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix},$$

$$e = \rho \left[\varepsilon + \frac{1}{2}(u^2 + v^2) \right],$$

$$e_j = \gamma \rho_j \left[\omega T_j + (u_j^2 + v_j^2) \right]. \quad (3)$$

В уравнениях (2,3) переменные с индексом j описывают частицы; ω – отношение удельной теплоемкости каплей к теплоемкости газа при постоянном давлении; U , V – контравариантные компоненты вектора скорости несущей фазы и каплей. Остальные обозначения общепринятые.

Интенсивность межфазного обмена импульсом определяется выражением:

$$\begin{aligned} H_u &= \rho_j A_j (u - u_j), \\ H_v &= \rho_j A_j (v - v_j), \\ H_e &= \rho_j A_j B_j, \end{aligned} \quad (4)$$

где A_j , B_j – коэффициенты, определяющие обмен импульсом и энергией между фазами,

$$A_j = \frac{9}{2} \frac{\mu_g f_j \bar{L}}{m_j \tau_j^2 \bar{V}},$$

$$B_j = 2\gamma \left[\bar{q}_j \Delta \bar{q}_j - g_c (T_j - T) \right], \quad (5)$$

$$\bar{q}_j \Delta \bar{q}_j = u_j (u - u_j) + v_j (v - v_j), \quad g_c = \text{Nu}_j / 6 f_j \text{Pr}.$$

Нормированный коэффициент трения f_j определяется формулой:

$$f_j = \frac{C_D}{C_{D\text{stokes}}}, \quad (6)$$

где C_D – коэффициент сопротивления частицы,

$$C_{D\text{stokes}} = \frac{24}{\text{Re}_j}.$$

Число Рейнольдса Re_j , определенное по относительной скорости движения частиц:

$$|\Delta q_j| = \sqrt{(u - u_j)^2 + (v - v_j)^2},$$

вычислялось по формуле:

$$\text{Re}_j = \frac{2|\Delta q_j| \tau_j \rho}{\mu_g}. \quad (7)$$

В расчетах нормированный коэффициент трения f_j и число Нуссельта для частиц определялись соотношениями:

$$f_j = \begin{cases} 1, & \text{Re}_j \leq 0,49; \\ 1,125 \text{Re}_j^{0,163}, & 0,49 \leq \text{Re}_j \leq 80; \\ 0,0125 \text{Re}_j^{1,217}, & 80 \leq \text{Re}_j \leq 1000; \\ \text{Re}_j/12, & \text{Re}_j > 1000, \end{cases} \quad (8)$$

$$\text{Nu} = 2 + 0,459 \text{Re}^{0,55} \text{Pr}^{0,33}. \quad (9)$$

В соотношениях (4) – (9) \bar{L} – характерный масштаб длины; τ_j – радиус твердой частицы; μ_g – коэффициент динамической вязкости несущей среды; m_j – массовая плотность частиц; \bar{V} – характерная скорость; ρ – безразмерная плотность несущей фазы, остальные обозначения общепринятые.

Начальное распределение параметров частиц вычислялось с помощью коэффициентов λ_v и λ_T , определяющих механическую и тепловую инерционность частиц:

$$\begin{aligned} \rho_j &= \rho \varphi / (1 - \varphi), \quad u_j = u \lambda_v, \\ v_j &= v \lambda_v, \quad T_j = T / \lambda_T, \end{aligned} \quad (10)$$

где $\phi = W_j / W_m$ – массовая доля частиц в двухкомпонентной среде.

Инерционное осаждение капель. Анализ процессов обледенения элементов конструкций летательных аппаратов показывает, что решающую роль на многих режимах вносит инерционное осаждение капель. В этой модели влияние капель на картину течения газа не учитывается. Задача аэродинамического обтекания профиля газом решается в переменных u, v, p, ρ – компоненты скорости, давления и плотности.

Численное моделирование осуществляется на основе решения уравнений Навье-Стокса совместно с уравнениями неразрывности и сохранения энергии в криволинейных координатах.

При найденных газодинамических параметрах стационарные поля скорости частиц находятся интегрированием двух скалярных уравнений, имеющих вид обыкновенных дифференциальных уравнений, выполняющихся вдоль траекторий частиц [6]:

$$\frac{dx}{ds} = \frac{u_{gp}}{V_{gp}}, \quad \frac{dy}{ds} = \frac{v_{gp}}{V_{gp}}, \quad (11)$$

где V_{gp} – модуль вектора скорости частиц,

S – расстояние вдоль траектории,

$$\begin{aligned} \frac{dV_{gp}}{ds} &= \frac{P_{st} C_D (Re) \rho |U_g| U_g}{V_{gp}}, \\ U_g &= V_g - V_{gp}, \\ |U_g| &= \sqrt{(u_g - u_{gp})^2 + (v_g - v_{gp})^2}, \\ P_{st} &= \frac{3L^0 \rho_0^0}{8\rho_w^0 r^0}, \\ C_D &= 21,12 Re^{-1} + 6,3 Re^{-0,5} + 0,25, \\ Re &= \rho |U_g| Re_p, \\ Re_p &= \frac{2r^0 \rho_0^0 V_g^0}{\mu_0^0}, \end{aligned} \quad (12)$$

где U_g – безразмерная скорость движения частицы относительно воздуха, отнесенная к V_g^0 ;

r – отнесенная к r^0 плотность воздуха;

ρ_w^0, ρ_0^0 – размерная плотность вещества капли (переохлажденной воды);

C_D – коэффициент сопротивления сферической частицы;

Re – число Рейнольдса, определенное по диаметру частицы и её относительной скорости при

$\mu = 1$, т. е. при постоянной вязкости, что далее предполагается;

$P_{st} = Re_p / (24 St)$, St – число Стокса. Выражение для C_D справедливо в диапазоне изменения числа Рейнольдса относительно обтекания частицы газом: $0 < Re < 10^5$. При $Re > 10^5$ обтекание сферы становится полностью турбулентным с резким увеличением C_D .

Интегрирование уравнений (11) и (12) проводится по конечно-разностным уравнениям:

$$V_{gp,i} = \frac{2\bar{R}}{2+\bar{R}} \bar{V}_g + \frac{2-\bar{R}}{2+\bar{R}} V_{gp,i-1}, \quad (13)$$

$$\bar{R} = \frac{P_{st} C_D (\bar{Re}) \rho |U_g|}{\bar{V}_g} \Delta s, \quad (14)$$

$$x_i = x_{i-1} + \frac{u_{gp}}{V_{gp}} \Delta s, \quad y_i = y_{i-1} + \frac{v_{gp}}{V_{gp}} \Delta s, \quad (15)$$

где черта сверху означает среднеарифметические величины в точках i и $i-1$.

При расчете в набегающем потоке сначала строятся траектории частиц, которые с небольшим запасом «охватывают» обтекаемый профиль. Затем, между ними, с равномерным разбиением по u , рассчитываются промежуточные траектории. В начальных точках траекторий скорости капель принимаются равными скорости воздуха.

Концентрация частиц C_p у поверхности непосредственно перед выпадением на неё определяется условием сохранения потока массы частиц в сечении, ограниченными приходящими из бесконечности траекториями частиц, которые пометим индексами $j-1$ и j . Пусть x_j, y_j и y_{j0} – координаты точек траектории на теле и при $x = x_0$. Тогда, поскольку скорости частиц отнесены к V_0 , то:

$$\begin{aligned} \frac{C_p^0}{C_{p0}^0} &= 2(y_j + y_{j-1})_0 (y_j - y_{j-1})_0 / \\ & / [(y_j + y_{j-1}) \times (u_{p,j} + u_{p,j-1})(y_j - y_{j-1}) - \\ & - (v_{p,j} + v_{p,j-1})(x_j - x_{j-1})]. \end{aligned} \quad (16)$$

Коэффициент захвата капель профилем крыла $C_s = A_0 / A_\infty$. Здесь A_0 – площадь поперечного сечения в набегающем потоке, ограниченной верхней и нижней траекториями, а A_∞ – максимальная площадь проекции крыла на плоскость YOZ . Коэффициент C_s указывает долю капель, выпадающих на крыло, от их максимально возможной величины.

Гомогенная модель. Нестационарное течение пара воды и водяных капелек с учетом неравновесного процесса протекания конденсации будем опи-

сывать уравнениями газовой динамики с учетом обмена массой, импульсом и энергии между фазами [9 – 11]. Уравнения для пара воды могут быть записаны в виде (1), где:

$$\hat{\mathbf{q}} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho_g \\ \rho_g u \\ \rho_g v \\ e_g \end{bmatrix}, \hat{\mathbf{E}} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho_g U \\ \rho_g Uu + \xi_x p \\ \rho_g Uv + \xi_y p \\ (e_g + p)U \end{bmatrix},$$

$$\hat{\mathbf{F}} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho_g V \\ \rho_g Vu + \eta_x p \\ \rho_g Vv + \eta_y p \\ (e_g + p)V \end{bmatrix}, \hat{\mathbf{R}} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \\ \tau_{xy} \\ \beta_x \end{bmatrix}, \quad (17)$$

$$\hat{\mathbf{S}} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xy} \\ \tau_{yy} \\ \beta_y \end{bmatrix}, \hat{\mathbf{H}} = -\frac{1}{J} \begin{bmatrix} -\rho \dot{m} \\ -\rho u \dot{m} \\ -\rho v \dot{m} \\ \rho \dot{m} (h_{fg} - h_t) \end{bmatrix},$$

здесь ρ_g – плотность пара; u и v – компоненты скорости в x и y направлениях соответственно; p – давление; e – полная энергия; нижний индекс g обозначает пар. Источниковый член \mathbf{H} включает обмен массой, импульсом и энергией между фазами. В источниковом члене \dot{m} – конденсированная масса в единицу времени, ρ – плотность влажного пара; h_{fg} – скрытая теплота фазового перехода и $\rho \dot{m} (h_{fg} - h_t)$ – количество тепла переданного в процессе конденсации, $\tau_{xx}, \tau_{xy}, \tau_{yx}, \tau_{yy}$ – компоненты тензора напряжений, β_x, β_y – компоненты вектора теплового потока.

Процесс гомогенной конденсации условно разбивается на два: образование центров конденсации (ядер критического размера) и рост этих ядер конденсации. Конденсированная масса в единицу времени определяется соотношением

$$\dot{m} = (1 - Y) J \rho_l \frac{4\pi r_c^3}{3} + 4\pi r^2 \frac{dr}{dt} \rho_l N; \quad (18)$$

здесь J – скорость нуклеации; $\frac{dr}{dt}$ – скорость роста капли; ρ_l – плотность воды; r_c – критический радиус; N – число водяных капелек, содержащихся в единице массы влажного пара с радиусом r . Соотношение (18) получено из условия равенства конденсированной массы массе капелек от конденсации с критическим радиусом и массе за

счет роста капелек на поверхностях существующих капелек.

В уравнениях (17) предполагается, что жидкая и газообразная фазы движутся с одинаковыми скоростями. Это предположение оправдано тем, что размеры капелек воды весьма маленькие. Известные оценки [9 – 11] показывают, что скорость капелек воды будет отличаться от скорости пара не более чем на 1 %.

Жидкая фаза может рассматриваться как континуум, состоящий из большого количества капелек воды, содержащихся во влажных паровых потоках. В связи с отсутствием отставания между паровыми и водяными капельками уравнения импульса для этих капелек не нужны. Для описания жидкой фазы используются два дополнительных уравнения сохранения. Первое уравнение описывает распределение числа капелек воды, а второе – распределение влажности. В декартовых координатах эти два уравнения могут быть записаны:

$$\frac{\partial \hat{\mathbf{q}}_1}{\partial t} + \frac{\partial \hat{\mathbf{E}}_1}{\partial \xi} + \frac{\partial \hat{\mathbf{F}}_1}{\partial \eta} = \hat{\mathbf{H}}_1, \quad (19)$$

где

$$\hat{\mathbf{q}}_1 = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho N \\ \rho Y \end{bmatrix}, \hat{\mathbf{E}}_1 = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho UN \\ \rho UY \end{bmatrix},$$

$$\hat{\mathbf{F}}_1 = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho VN \\ \rho VY \end{bmatrix}, \hat{\mathbf{H}}_1 = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho_g J_c \\ \rho \dot{m} \end{bmatrix}, \quad (20)$$

Y – влажность. Согласно определению влажности Y может быть получено соотношение

$$r^3 = \frac{3Y}{4\pi \rho_l N}. \quad (21)$$

Это соотношение может использоваться для вычисления радиуса водяной капельки после того, как параметры N и Y определены на каждом шаге по времени.

Радиус зародыша капли вычислялся с помощью соотношения [9 – 11]

$$r_c = \frac{2\sigma T_s}{\rho_l h_{fg} \Delta T}. \quad (22)$$

Скорость нуклеации J и скорость роста капелек $\frac{dr}{dt}$ определяются из классической теории нук-

леации [9]. Соотношения для этих скоростей имеют следующий вид [9 – 11]:

$$J = \frac{1}{1+\varphi} q_c \sqrt{\frac{2\sigma}{\pi m^3}} \frac{\rho_g}{\rho_l} \exp\left(-\frac{4\pi r_c^2}{3kT_g}\right),$$

$$\varphi = \frac{2(\gamma-1)}{\gamma+1} \frac{h_{fg}}{R_g T_g} \left(\frac{h_{fg}}{R_g T_g} - \frac{1}{2} \right),$$

$$\frac{dr}{dt} = \frac{\lambda_g \Delta T}{\rho_l r h_{fg} \left(\frac{1}{1+4K_n} + 3,78(1-\nu) \frac{K_n}{P_{rg}} \right)}, \quad (23)$$

$$\nu = \frac{R_g T_s}{h_{fg}} \left[\alpha - \frac{1}{2} - \frac{2-q_c}{2q_c} \left(\frac{\gamma+1}{2\gamma} \right) c_p \frac{T_s}{h_{fg}} \right].$$

$$\Delta T = T_s - T_g.$$

Для нахождения температуры насыщения водяного пара по известному давлению использовано уравнение из [16].

Исходные уравнения записаны в безразмерном виде. В качестве масштабов использованы параметры набегающего потока.

3. Реализация моделей и методов расчета обтекания аэродинамических поверхностей воздушно-капельным потоком

Рассмотренные выше математические модели были реализованы в рамках пакета программ [12 – 15].

В этих же работах было проведено тестирование численных алгоритмов на задачах, воспроизводящих различные режимы обтекания цилиндра и профиля.

4. Результаты расчета обтекания цилиндра и профиля воздушно-капельным потоком

В гомогенной модели физически выпадение влаги на поверхность обусловлено скачком температур на границе раздела паровой и жидкой фаз. Выпадение влаги является результирующим эффектом процессов конденсации совокупности молекул, ударяющихся о поверхность жидкости и захватываемых ею, и испарения молекул, отрывающихся за то же время с той же поверхности. В отличие от

инерционной модели и модели взаимопроникающих сред, при использовании гомогенной модели выпадение влаги происходит не только в передней части профиля. Таким образом, гомогенная модель может быть применена в случаях, когда обтекание влажным потоком происходит при температурах около 0° С, размеры капелек относительно невелики и когда процессы замерзания водяной пленки будут, главным образом, обусловлены более низкой температурой обтекаемого тела, а также оттоком теплоты от сконденсированной на поверхности влаги за счет испарения.

Экспериментальные данные показывают, что в процессе обледенения ключевую роль в выпадении влаги на обтекаемую поверхность и формирование ледяных наростов играют относительно крупные переохлажденные капельки, попадающие, в основном, на переднюю часть профиля. Поэтому, для описания задачи обледенения в полете уместно использовать либо инерционную модель, либо модель взаимопроникающих сред.

Поскольку инерционная модель не учитывает обмен механической и тепловой энергией между фазами, а также имеет некоторые условности в расчетах траекторий, то в данной работе в дальнейших расчетах использовалась модель взаимопроникающих сред. При моделировании турбулентности была применена модель Болдвина–Ломакса [17]. Для решения исходных уравнений использовался метод контрольных объемов, векторы потоков через грани контрольных объемов вычислялись с помощью схемы Роу [18].

4.1. Обтекание цилиндра

Рассмотрим обтекание цилиндра сжимаемым вязким двухфазным дозвуковым потоком, имеющим параметры: диаметр цилиндра $D = 0,05$ м, скорость набегающего потока $V_\infty = 70$ м/с, температура набегающего потока $T_\infty = -10$ 0С, давление на бесконечности $p_\infty = 1,01 \cdot 10^5$ Па, водность $LWC = 0,0005$ кг/м³, для четырех расчетных случаев с различными диаметрами капелек: а) $d_k = 20$ мкм, б) $d_k = 40$ мкм, в) $d_k = 100$ мкм, г) $d_k = 200$ мкм.

На рис. 1 представлен коэффициент захвата выпадающей влаги на поверхность обтекаемого тела в зависимости от размеров переохлажденных капелек, откуда видно, что с ростом размеров капелек увеличивается поток выпадающей влаги и увеличивается площадь зоны выпадения. Для капель диаметром 20 мкм коэффициент захвата, а также площадь выпадения изменяются значительно, поскольку капли такого диаметра увлекаются внешним потоком и существенно изменяют свою траекторию. Капли, имеющие диаметр 100 и 200 мкм более

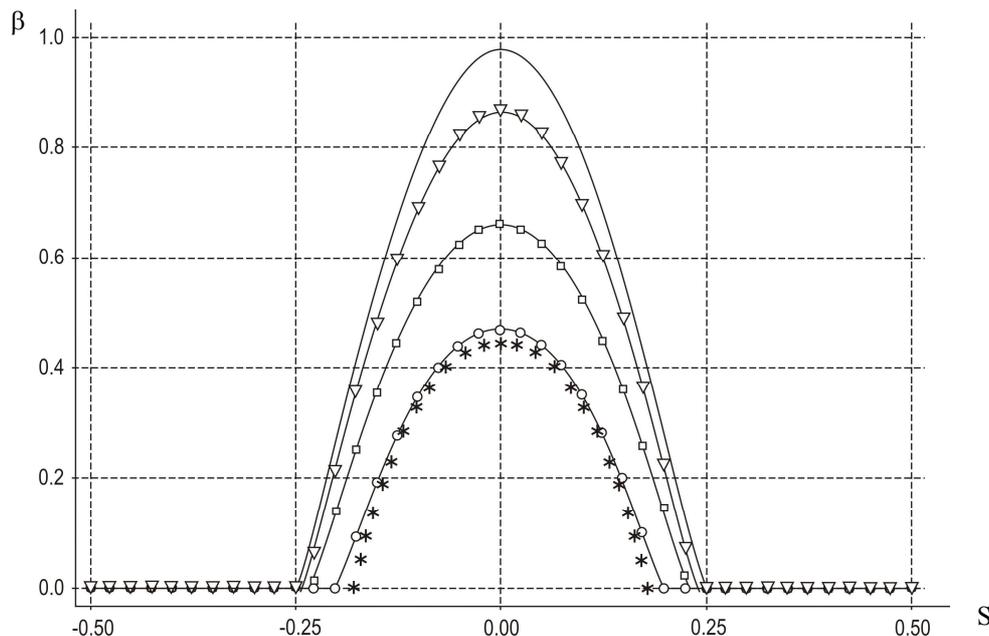


Рис. 1. Коэффициент захвата выпадающей влаги при обтекании цилиндра воздушно-капельным потоком: расчет: $d_k = 20$ мкм (○), $d_k = 40$ мкм (□), $d_k = 100$ мкм (▽), $d_k = 200$ мкм (—); известные данные [19]: $d_k = 20$ мкм (*)

инертны и в гораздо меньшей степени реагируют на несущую среду, коэффициенты распределения для таких капелек незначительно отличаются друг от друга и близки к значениям, которые имел бы поток, в котором фазы не взаимодействуют между собой.

4.2. Обтекание профиля NASA 0012

На рис. 2 представлены распределение концентрации переохлажденных капелек воды и коэффициент захвата капелек крылом при обтекании профиля NASA 0012 под углом атаки $\alpha = 0$ и $\alpha = 4^\circ$ двухфазным потоком. Параметры потока принимались следующими: скорость набегающего потока $V_\infty = 130$ м/с, температура набегающего потока $T_\infty = -12,6^\circ\text{C}$, давление на бесконечности $p_\infty = 9,075 \cdot 10^4$ Па, водность $LWC = 0,0005$ кг/м³, диаметр капелек $d_k = 20$ мкм.

Выводы

Для описания потока воздуха и переохлажденных капелек воды использованы модель взаимопроникающих сред, инерционная модель осаждения капелек, гомогенная модель и показано, что наиболее предпочтительным является использование модели взаимопроникающих сред. Приведен пример расчета выпадения влаги на поверхность цилиндра и профиля NASA 0012.

Направлением дальнейших исследований обле-

денения аэродинамических поверхностей летательных аппаратов будет учет особенностей обтекания тел двухфазным вязким сжимаемым потоком с учетом взаимодействия несущей и жидкой фаз, формы существования влаги на профиле (капельки, ручейки, пленка), режима нарастания льда (сухой, влажный, смешанный), изменения геометрии обтекаемого тела и влияния этого изменения на внешний поток.

Литература

1. Мецзякова, Т.П. Проектирование систем защиты самолетов и вертолетов [Текст] / Т.П. Мецзякова. – М.: Машиностроение, 1977. – 232 с.
2. Приходько, А.А. Обледенение аэродинамических поверхностей. Условия возникновения и методики расчета [Текст] / А.А. Приходько, С.В. Алексеенко // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2012. – №6/93. – С. 37-47.
3. *Aircraft Icing Handbook* [Электронный ресурс] // Civil Aviation Authority of New Zealand, 2000. – 97 p. – Режим доступа: http://www.caa.govt.nz/safety_info/gaps/aircraft_icing_handbook.pdf. – 14.06.2000.
4. AGARD-AR-344 - Ice Accretion Simulation [Электронный ресурс]. – Advisory Group for Aerospace Research and Development North Atlantic Treaty Organization 7 rue Ancelle, 92200 Neuilly-sur-Seine, France, 1997. – 184 p. – Режим доступа: <http://ftp.rta.nato.int/public//PubFullText/AGARD/AR/AGARD-AR-344//AGARDAR344.pdf>. – 12.05.2013.

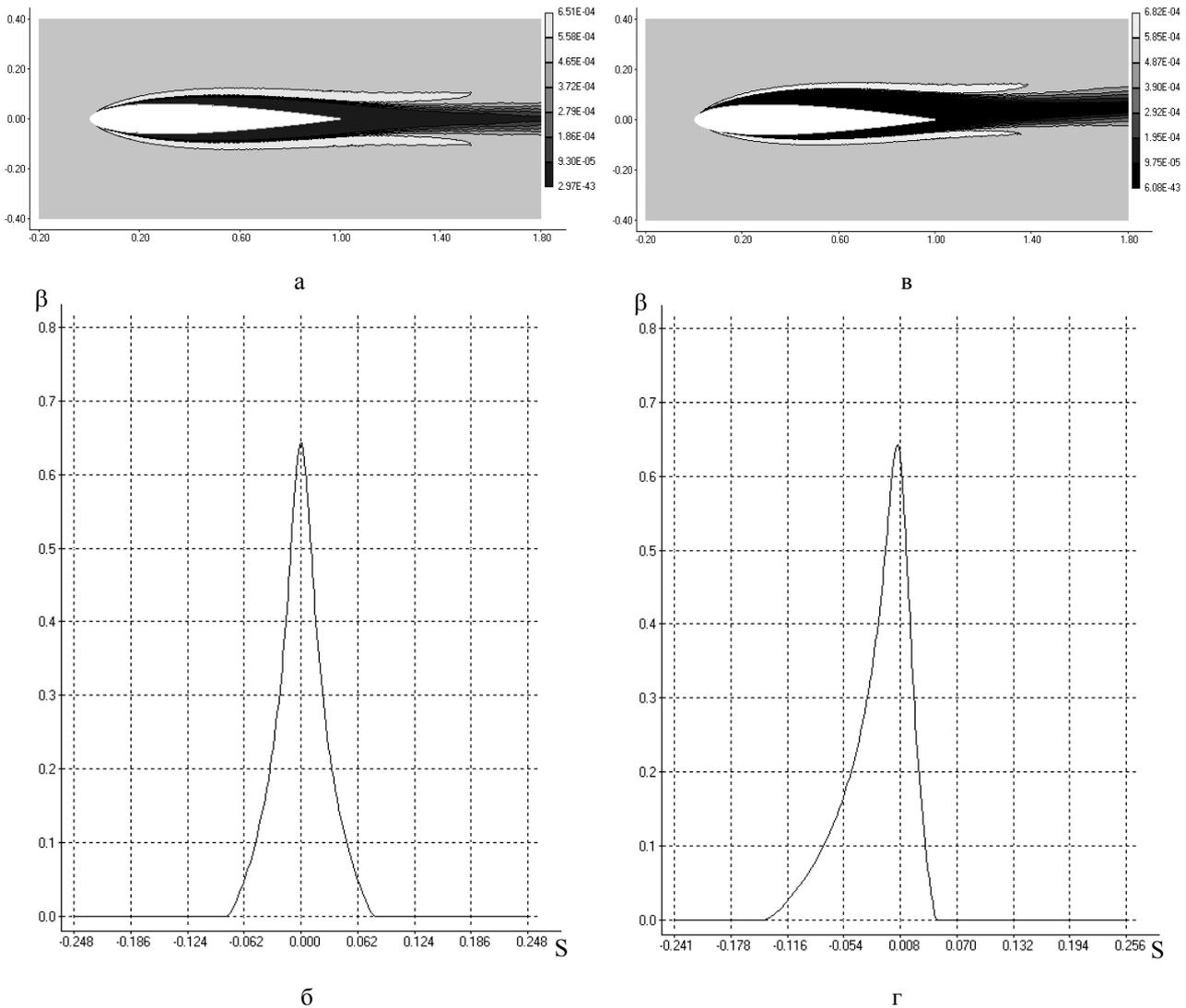


Рис. 2. Обтекание профиля NASA 0012 воздушно-капельным потоком:
 а, в – концентрация жидкой фазы для углов атаки $\alpha = 0$ и $\alpha = 4^\circ$,
 б, г – коэффициент захвата выпадающей влаги для углов атаки $\alpha = 0$ и $\alpha = 4^\circ$

5. Wright, W.B. Users Manual for the Improved NASA Lewis Ice Accretion Code LEWICE 1.6 [Электронный ресурс] / W.B. Wright. – National Aeronautical and Space Administration (NASA), Contractor Report, June 1995. – 95 p. – Режим доступа: http://www.researchgate.net/publication/24327483_Users_manual_for_the_improved_NASA_Lewis_ice_accretion_code_LEWICE_1.6 – 12.05.2013.

6. Нугматулин, Р.И. Динамика многофазных сред [Текст] / Р.И. Нугматулин. – М.: Наука, 1987. – Т. 1, 2. – 464 с.

7. Дейч, М.Е. Газодинамика двухфазных сред [Текст] / М.Е. Дейч, Г.А. Филиппов. – М.: Энергия, 1968. – 424 с.

8. Рахматулин, Х.А. Основы газодинамики взаимопроникающих движений сжимаемых сред [Текст] / Х.А. Рахматулин // Прикл. мат. и механика. – 1956. – Вып. 20, № 3. – С. 184-195.

9. Френкель, Я.И. Кинетическая теория жидкостей [Текст] / Я.И. Френкель. – Л.: Наука, 1975. –

592 с.

10. Dykas, S. Numerical calculation of the stream condensing flow [Text] / S. Dykas // CFD for Turbomachinery Applications 2001. – Gdansk, 2001. – K10. – 11 p.

11. Liang, L. Numerical simulation of spontaneously condensing flows in a plane turbine cascade [Text] / L. Liang, L. Guojun, F. Zhenping // CFD Turbo for Turbomachinery Applications 2001. – Gdansk, 2001. – С 21. – 7 p.

12. Приходько, А.А. Математическое моделирование многофазных течений при обледенении летательных аппаратов [Текст] / А.А. Приходько, С.В. Алексеев // Труды XII международного симпозиума "Методы дискретных особенностей в задачах математической физики", Харьков-Херсон, 2005. – С. 279-282.

13. Prykhodko, O.A. Numerical modelling of icing processes [Text] / O.A. Prykhodko, S.V. Alekseenko // GAMM 2005. Gesellschaft fur Angewandte Mathematik

und Mechanik. 76th Annual Scientific Conference Luxembourg, March 28 - April 1, 2005. – P. 257.

14. Приходько, А.А. Математическое моделирование процессов теплообмена при обледенении аэродинамических профилей [Текст] / А.А. Приходько, С.В. Алексеенко // Теплообмен-2008. ММФ-VI. – Т.1. – Конвективный теплообмен. Минск: АНК «ИТМО им А.В. Лыкова» НАНБ. – 2008. – С. 1–10.

15. Приходько, А.А. Численное моделирование обледенения аэродинамических поверхностей [Текст] / А.А. Приходько, С.В. Алексеенко // Доклады двенадцатой международной школы-семинара "Модели и методы аэродинамики", Изд. ЦАГИ, Евпатория, 2012. – С. 177–178.

16. Ривкин, С.Л. Уравнение состояния воды и водяного пара для машинных расчетов процессов и

оборудования электростанций [Текст] / С.Л. Ривкин, Е.А. Кременевская // Теплоэнергетика. – 1977. – № 3. – С. 69–73.

17. Baldwin, B. Thin layer approximation and algebraic model for separated turbulent flows [Text] / B. Baldwin, H. Lomax // AIAA Paper. – 1978. – № 0257. – 8 p.

18. Roe, P.L. Characteristic-based schemes for the Euler equations [Text] / P.L. Roe // Annual review of fluid mechanics. – 1986. – V. 18. – P. 337–365.

19. Wright, W.B. User's Manual for LEWICE Version 3.2. NASA/CR-2008-214255 [Электронный ресурс] / W.B. Wright. – QSS Group, Inc.; Cleveland, OH, United States. – 2008. – 454 p. – Режим доступа: http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/2008048307_2008049062.pdf. – 12.05.2013.

Поступила в редакцию 12.04.2013, рассмотрена на редколлегии 15.05.2013

Рецензент: д-р техн. наук, проф., заведующий кафедрой теплотехники В.А. Габриец, Днепропетровский национальный университет железнодорожного транспорта, г. Днепропетровск.

ОБМЕРЗАННЯ АЕРОДИНАМІЧНИХ ПОВЕРХОНЬ: МОДЕЛЮВАННЯ ПОВІТРЯНО-КРАПЕЛЬНОГО ПОТОКА

О.А. Приходько, С.В. Алексеенко

Розроблено програмно-методичне забезпечення для моделювання повітряно-крапельного потоку і процесів випадання вологи на обтічну поверхню. Для опису повітряного потоку використовуються рівняння Нав'є-Стокса стисливого газу, для опису руху переохолоджених крапельок води використано модель взаємопроникних середовищ, інерційна модель осадження крапельок та гомогенна модель. Проведено тестування чисельних алгоритмів на задачах, що відтворюють різні режими обтікання циліндра та профілю. Наведено результати розрахунку випадання вологи на поверхню циліндра і профілю NASA 0012 за допомогою моделі взаємопроникних середовищ.

Ключові слова: повітряно-крапельний потік, випадіння вологи на обтічну поверхню, обмерзання аеродинамічних поверхонь.

AIRFOILS ICING: SIMULATION OF THE AIR-DROPLET FLOW

O.A. Prykhodko, S.V. Alekseyenko

Computational procedures for modeling of air-droplet flow and the droplets impingement on the streamlined surface are developed. For the description of the air flow field the Navier-Stokes equations for a viscous compressible gas are used. Validation of numerical algorithms of flow of a cylinder and NACA 0012 airfoil is held. The model of interpenetrating mediums, trajectory model and homogeneous model are applied to describe the motion of supercooled water droplets. The results of the calculation of impingement volume of water on the surface of a cylinder and NACA 0012 airfoil are presented.

Keywords: air-droplet flow, droplets impingement on the streamlined surface, ice accretion, airfoils icing.

Приходько Александр Анатольевич - д-р физ.-мат. наук, проф., заведующий кафедрой технической механики, Днепропетровский национальный университет, г. Днепропетровск, Украина, e-mail: raadr@mail.ru.

Алексеенко Сергей Викторович – канд. техн. наук, доцент кафедры технической механики, Днепропетровский национальный университет, г. Днепропетровск, Украина, e-mail: alexeyenko_sv@ukr.net.

УДК 537.523:538.4

А.А. ТРОПИНА, В.Ш. АВЕДЯН

*Харьковский национальный автомобильно-дорожный университет, Украина***ВОСПЛАМЕНЕНИЕ УГЛЕВОДОРОДНЫХ ТОПЛИВ:
НЕРАВНОВЕСНЫЕ ЭФФЕКТЫ**

Приведены результаты численного моделирования воспламенения топливно-воздушной смеси комбинированными разрядами. Модель основывается на одномерных уравнениях переноса для компонент смеси и на уравнениях для колебательной и поступательной температуры газа. Было показано, что время задержки воспламенения существенно зависит от параметра неравновесности, определяемого как разность температур в конце микроволнового импульса, и выходит на режим насыщения при высоких значениях напряженности поля микроволнового разряда и высоком уровне начальной ионизации смеси, созданной лазерным импульсом.

Ключевые слова: *параметр колебательной неравновесности, комбинированные разряды, микроволновой разряд, колебательная температура, время задержки воспламенения.*

Введение

Время задержки воспламенения для большинства углеводородных топлив при атмосферном давлении и умеренных температурах изменяется в миллисекундном диапазоне, что практически неприемлемо для гиперзвуковых летательных аппаратов, работающих на высоких числах Маха, поскольку это приводит к значительному увеличению самой области воспламенения. Поэтому любые попытки уменьшить время задержки воспламенения и увеличить скорость распространения пламени представляют большой практический интерес для аэрокосмических приложений. В последние десятилетия контроль процесса сгорания топлива с помощью различного вида разрядов становится актуальной темой научных исследований во всем мире, в основном, за счет более эффективного использования топлива и снижения загрязнения окружающей среды путем организации горения обедненных смесей. Так, в частности в работе [1], в качестве источника воспламенения рассматривается наносекундный импульсный разряд, реализуемый в виде быстрой волны ионизации, что позволяет сократить время задержки воспламенения и увеличить скорость распространения пламени за счет образования активных радикалов. Лазерный разряд рассматривается как надежный источник воспламенения в качестве альтернативы традиционному искровому разряду и применяется как в двигателях внутреннего сгорания [2], так и для воспламенения в сверхзвуковом потоке. Основным достоинством лазерного разряда является возможность организации многоточечного зажигания, что в свою очередь, повышает давление

сгорания, сокращает время сгорания и время задержки воспламенения, значительно уменьшая при этом длину зоны индукции. Основными недостатками лазерного зажигания являются сложность оборудования для получения разряда, а также потери энергии, связанные с формированием сильной ударной волны. Как было показано в работе [3], применение микроволнового разряда в качестве источника зажигания может привести к повышению скорости распространения пламени до 20% при эквивалентном соотношении смеси порядка 0,5-0,7. Альтернативный способ комбинированного зажигания включает в себя как способность лазерного импульса, ионизировать смесь, так и способность микроволнового импульса нагревать смесь. Как было показано в работе [4], быстрый нагрев газа и воспламенение метано-воздушной смеси может быть достигнуто с помощью фемтосекундного лазерного импульса небольшой интенсивности, обеспечивающего сильную ионизацию при незначительном нагреве, и последующего более мощного микроволнового импульса, обеспечивающего контролируемый нагрев смеси.

2. Цель и постановка задачи

При попытке объяснить физический механизм воспламенения комбинированными лазерным и микроволновыми разрядами возникают два важных вопроса, требующих ответа. Какой уровень ионизации смеси и уровень мощности микроволнового импульса позволяет воспламенить обедненную топливно-воздушную смесь с временем задержки воспламенения в микросекунды, и какова роль ионов и

возбужденных молекул в этом процессе? И наконец, как влияют на процесс воспламенения неравновесные плазменные эффекты, т.е. какой уровень колебательной неравновесности может быть создан микроволновым разрядом и как это влияет на процесс воспламенения? Данная работа посвящена ответу на эти два вопроса.

При этом для моделирования процесса воспламенения топливно-воздушной смеси комбинированными лазерным и микроволновым разрядами, использовалась следующая двухступенчатая процедура. На первом этапе, все константы скоростей реакций, связанных с электронным ударом, такие как ионизация, диссоциация и реакции электронного и колебательного возбуждения были рассчитаны с использованием авторского программного кода S-PLASIG [5]. На втором этапе, эволюция микроволнового разряда описывалась в приближении однородности плазмы вдоль осевой координаты.

Модель включает в себя уравнения для поступательной и колебательной температуры газа и уравнения для концентраций всех компонент смеси. Кинетическая модель включает в себя реакции между нейтральными и возбужденными частицами, ионами и электронами, а также реакции, вызванные электронным ударом. Для топливно-воздушной плазмы модель включает в себя систему уравнений для нейтральных компонент, число которых зависит от выбора механизма горения углеводородов, а именно - 53 нейтральные компоненты для механизма GRI 3.0 и 87 нейтральных компонент для механизма C2. В модель также входят уравнения для положительных и отрицательных ионов, электронов, электронно-возбужденных компонент и уравнение переноса колебательно-возбужденных молекул азота в основном электронном состоянии $N_2(x^1\Sigma, v)$. Полный перечень всех реакций и компонент, входящих в кинетическую модель плазмы представлен в работе [6].

Уравнение для колебательной энергии возбужденных молекул азота было взято в виде

$$\frac{d\varepsilon_v}{dt} = \alpha_v Q_E - \frac{\varepsilon_v - \varepsilon_0(T)}{\tau_{VT}}, \quad (1)$$

где $\varepsilon_0(T)$ - равновесная колебательная энергия,

α_v - часть энергии электромагнитного поля, переданная в колебательные степени свободы,

Q_E - полная энергия электромагнитного поля.

Для равновесной и неравновесной колебательной энергии использовалась формула Планка вида

$$\varepsilon_0(T) = N \frac{hw_0}{\exp(hw_0/T) - 1},$$

$$\varepsilon_v(T_v) = N \frac{hw_0}{\exp(hw_0/T_v) - 1},$$

где $hw_0 = 0,28$ эВ - энергия первого колебательного уровня молекул азота.

Для времени колебательно-поступательной релаксации использовалась следующая формула, включающая в себя коррекцию этого времени в зависимости от концентрации атомов кислорода [7]:

$$\frac{1}{\tau_{VT}} = \left[7,0 \cdot 10^{-10} N \cdot \exp\left(-\frac{141}{T^{1/3}}\right) + \alpha_o \cdot 5,0 \cdot 10^{-12} \cdot N \cdot \exp\left(-128 \cdot T^{-1/2}\right) \right],$$

где N - плотность смеси,

α_o - мольная доля атомарного кислорода.

Теплоемкость смеси рассчитывалась по следующей формуле с учетом колебательной неравновесности

$$C_p = C_p^* - \frac{N_{N_2}}{\rho} \frac{d\varepsilon_v}{dT},$$

где N_{N_2} - мольная доля азота.

Часть энергии электромагнитного поля, переданная в колебательные степени свободы молекул азота, рассчитывалась как функция приведенного электрического поля путем интерполяции данных, представленных в работе [8] с учетом процентного содержания азота в смеси. Влияние колебательного возбуждения на скорость реакций с участием электронов была учтена путем умножения соответствующих констант скоростей реакции на коэффициент усиления $k_v = 10^{Cz/\theta^2}$, как в [9], где $C = 28,3$, $\theta = E/N$ в 10^{-16} В · см².

Профиль электрического поля микроволнового импульса была выбран прямоугольным с максимальным значением напряженности электрического поля $E_{max} = \beta \cdot E_b$, где $\beta < 1$ - параметр задачи, а $E_b = 120$ Td (напряженность пробоя при атмосферном давлении). Время ввода микроволновой энергии на этом этапе моделировалось параметром t_m .

Вопрос о начальных условиях для микроволнового разряда после действия фемтосекундного лазерного импульса остается открытым. Единственное, что достоверно известно, что концентрация отрицательных ионов, образовавшихся после лазерного импульса, очень низкая и ими можно пренебречь. Учитывая то, что потенциал ионизации молекулы кислорода $U_i = 12,1$ эВ, а молекулы метана $U_i = 12,98$ эВ, то эти молекулы легче ионизируются по сравнению с молекулами азота с потенциалом ионизации $U_i = 15,6$ эВ. В обзоре [10], посвященно-

му ультракоротким лазерным импульсам, авторы утверждают, что при интенсивности лазерного филамента порядка 5×10^{13} Вт/см², плотность электронов в воздухе достигает величин порядка 10^{16} - 10^{17} см⁻³. Таким образом, можно оценить уровень ионизации смеси после фемтосекундного лазерного импульса как величину порядка 10^{-2} - 10^{-3} .

Учитывая то, что в обедненной метано-воздушной смеси содержание метана достаточно низкое, и пренебрегая образованием двухзарядных ионов из-за короткой длительности лазерного импульса, можно предположить, что основными положительными ионами, образующимися после фемтосекундного лазерного импульса, могут быть ионы O_2^+ и N_2^+ .

3. Результаты расчетов

Рассматривался случай воспламенения обедненной метано-воздушной смеси ($\phi = 0,3 - 0,8$ - эквивалентное соотношение смеси). Начальный уровень ионизации смеси для микроволнового импульса длительностью $t_{MW} = 0,5 \div 2 \mu\text{s}$, был выбран уровень ионизации 10^{-3} .

Момент воспламенения определялся по максимуму на кривой зависимости скорости тепловыделения от времени после воздействия микроволнового разряда. Этот максимум очень близок к максимумам на кривых зависимостей концентраций HCO, CN и OH от времени после разряда действия (в пределах 2-3%). Все эти величины были использованы в качестве индикатора момента воспламенения топливно-воздушной смеси.

Расчетные зависимости поступательной и колебательной температур, в зависимости от напряженности электрического поля микроволнового разряда, представлены на рис. 1,2 для обедненной метано-воздушной смеси с эквивалентным соотношением $\phi = 0,8$ и временем ввода микроволновой

энергии $t_{MW} = 2 \mu\text{s}$. Можно отметить, что при уровне ионизации смеси $\alpha = 10^{-3}$ для всех значений напряженности микроволнового импульса, за исключением очень высоких значений $E_{MW} \geq 0,7 \cdot E_b$, наблюдается высокий уровень колебательно-поступательной неравновесности. В качестве основного показателя неравновесности вводился безразмерный параметр $\xi = \frac{T_v - T}{T}$, характеризующий отношение температур в конце микроволнового импульса.

Было получено, что, в зависимости от параметра ξ , вычисленные значения колебательной температуры в два раза (при $\xi \sim 1$) или в три раза (при $\xi \sim 2$) превышают значения поступательной температуры при эквивалентном соотношении смеси, меняющемся в диапазоне $\phi = 0,3 - 0,8$. Эта тенденция, сохраняющаяся при различных эквивалентных соотношениях смеси, является следствием распределения входной мощности микроволнового разряда, когда большая часть энергии поля тратится на колебательное возбуждение молекул азота.

Было получено, что для всех случаев успешного воспламенения метано-воздушной смеси время задержки воспламенения изменяется в микросекундном диапазоне, если параметр колебательной неравновесности $\xi \sim 1,1$, а при увеличении параметра до $\xi \sim 2$ время задержки воспламенения начинает расти до нескольких десятков микросекунд. Этот вывод иллюстрируется данными, представленными на рис.3, где показана зависимость времени задержки воспламенения от эквивалентного соотношения смеси для случая воспламенения метано-воздушной смеси с начальным уровнем ионизации $\alpha = 10^{-3}$ и временем ввода микроволновой энергии $t_{MW} = 2 \mu\text{s}$.

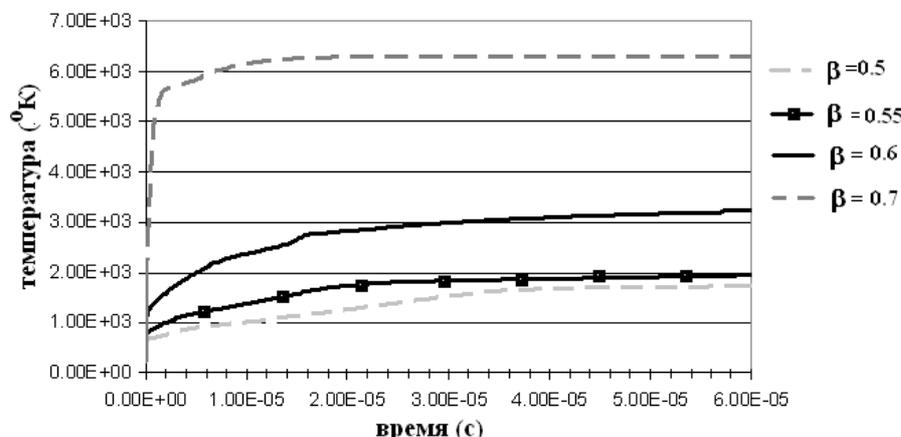


Рис. 1. Зависимость поступательной температуры от времени (начальный уровень ионизации $\alpha = 10^{-3}$)

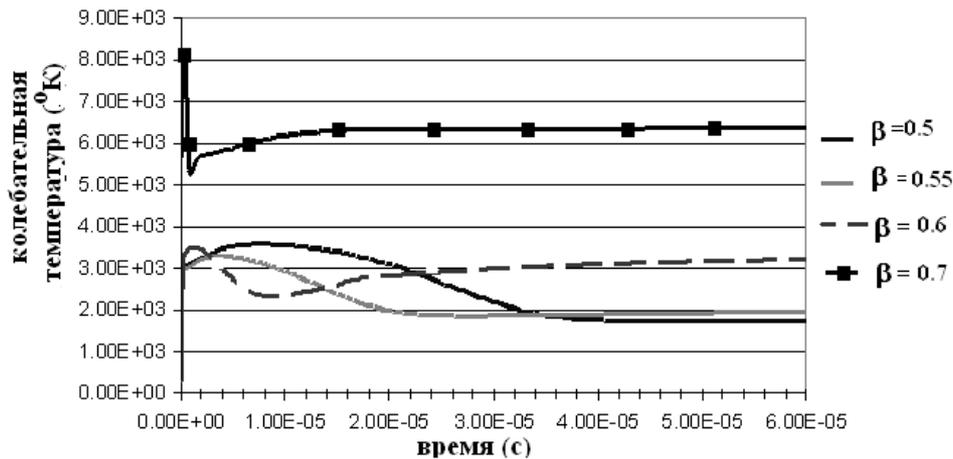


Рис. 2. Зависимость колебательной температуры от времени

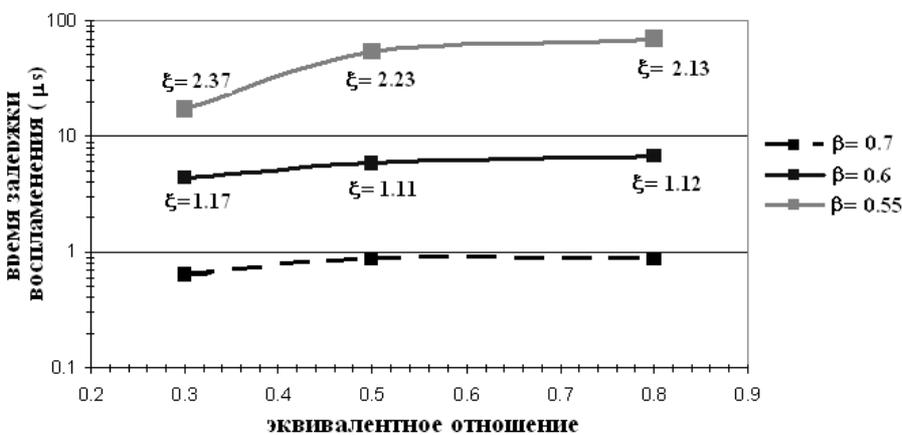


Рис. 3. Время задержки воспламенения в зависимости от эквивалентного соотношения смеси

Приведенные расчетные данные хорошо совпадают с экспериментальными данными об изменении времени задержки воспламенения в пределах $5 \mu s \leq t < 50 \mu s$, приведенными в работе [4].

Можно отметить, что численные расчеты показали, что воспламенение с помощью комбинированных разрядов может произойти даже при очень низком эквивалентном соотношении метано-воздушной смеси $\phi = 0,3$, если интенсивность напряженности микроволнового поля превышает значение $E_{MVW} > 0,5 \cdot E_b$, и начальный уровень ионизации смеси, созданный фемтосекундным лазером, составляет величину порядка $\alpha \geq 10^{-3}$. Следует отметить также, что влияние колебательного возбуждения и степени колебательной неравновесности на значения констант скоростей реакций, вызванных электронным ударом, незначительно, так как коэффициент усиления $k_V \sim 1$ в условиях рассматриваемой задачи.

Результаты расчетов показали, что при больших значениях напряженности поля микроволново-

го разряда (параметр $\beta = 0,7$), колебательно-поступательная релаксация происходит очень быстро, в течение одного микроволнового импульса, как следствие, параметр $\xi = 0$, а расчетные значения времени задержки воспламенения ниже, чем микросекунды. Было получено, что роль микроволнового разряда в процессе воспламенения, для случая воспламенения комбинированными разрядами, заключается не только в нагреве смеси до температуры самовоспламенения, а также в получении достаточного количества активных радикалов и центров, образующихся в ходе реакций, связанных с электронным ударом.

Предлагается следующий сценарий воспламенения комбинированными разрядами. На первом этапе атомы кислорода образуются в результате реакций, связанных с электронным ударом, таких как $O_2 + e^- \rightarrow 2O + e^-$ и $O_2^+ + e^- \rightarrow 2O$, затем основной канал производства атомов кислорода меняется на известный двухступенчатый механизм с участием электронно-возбужденных молекул азота

$N_2(B^3\Pi)$, $N_2(C^3\Pi)$. Это дает максимальную мольную долю кислорода около $n_o = 10^{-2} \div 10^{-3}$ для начального уровня ионизации смеси $\alpha = 10^{-4} \div 10^{-3}$. В тоже время скорость производства атомов кислорода существенно зависит от начального уровня ионизации α , создаваемого лазерным импульсом, а при низких значениях α ($\alpha = 10^{-5}$) воспламенение смеси не происходит даже при очень высоких значениях напряженности микроволнового поля.

При напряженности микроволнового импульса до 50% от напряженности пробоя ($\beta = 0,5$) воспламенение смеси достигается только для случая метано-воздушной смеси с эквивалентным соотношением $\phi = 0,8$. Для $\phi = 0,5$ и $\phi = 0,3$ при том же значении $\beta = 0,5$ максимальная поступательная температура смеси не превышает 500 °К и воспламенение смеси не происходит. Подобная же ситуация реализуется для всех случаев воспламенения обедненных смесей при $\beta < 0,5$. В тоже время увеличение продолжительности микроволнового импульса выше определенного значения не приводит к автоматическому уменьшению времени задержки воспламенения. Так, на рис. 4 представлена зависимость рассчитанных значений времени задержки воспламенения от длительности микроволнового импульса t_{MW} для случая обедненных этилено-воздушных и метано-воздушных смесей с эквивалентным соотношением $\phi = 0,5$. Анализ кривых показывает, что в этом случае мы имеем дело с так называемым эффектом насыщения, аналогичным такому же эффекту для случая искрового воспламенения.

Выводы

Приведены результаты кинетического моделирования воспламенения комбинированными лазерным и микроволновым разрядами. Получена зависимость времени задержки воспламенения от уровня колебательной неравновесности, создаваемой микроволновым разрядом. Рассчитанные значения времени задержки воспламенения для рассматриваемой задачи варьируются в микросекундном интервале, что хорошо коррелирует с имеющимися экспериментальными данными.

Литература

1. *Plasma assisted combustion [Text] / A.Yu. Starikovskii, N.B. Anilin, I.N. Kosarev, E.I. Mintousov, S.M. Starikovskaia, V.P. Zhukov // Pure and Applied Chemistry. – 2006. – Vol. 78. – P. 1265–1298.*
2. *Kroupa, G. Novel miniaturized high-energy Nd-YAG laser for spark ignition in internal combustion engines [Text] / G. Kroupa, G. Franz, E. Winkelhofer // Optical Engineering. – 2009. – Vol. 48. – P. 014202-014219.*
3. *Microwave-assisted hydrocarbon flame speed enhancement [Text] / S.H. Zaidi, S.O. Macheret, Y. Ju, R.B. Miles // Paper AIAA-2005-992, 43th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, 06-09 January 2005, Reno, Nevada.*
4. *Subcritical microwave coupling to femtosecond and picosecond laser ionization for localized, multipoint ignition of methane/air mixtures. [Text] / J.B. Michael, A. Dogariu, M.N. Schneider, R.B. Miles // Journal of Applied Physics. – 2010. – Vol. 108. – P. 093308(10).*
5. *Тропина, А.А. Механизмы воспламенения импульсным наносекундным разрядом [Текст] / А.А. Тропина // Авиационно-космическая техника и технология. – 2010. – № 5(72). – С. 64-70.*

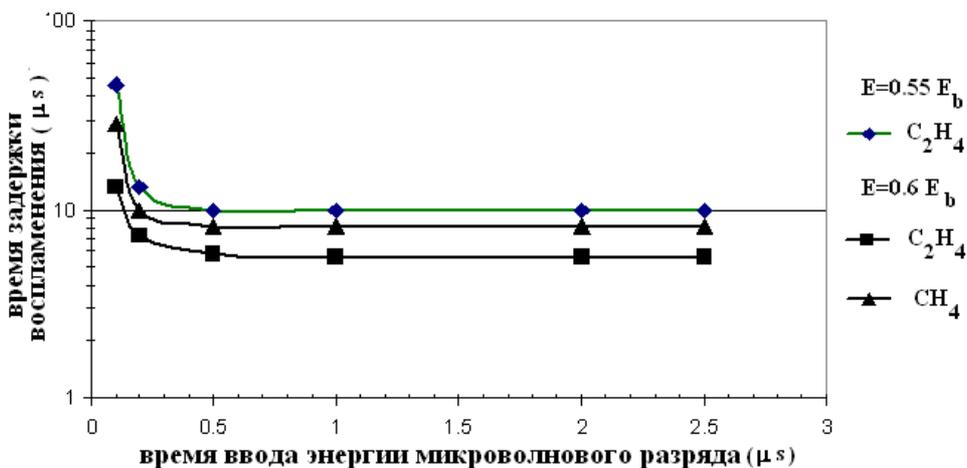


Рис. 4. Время задержки воспламенения в зависимости от времени микроволнового импульса

6. Tropina, A.A. On the effect of nonequilibrium plasma on the minimum ignition energy-Part 1: Discharge model [Text] / A.A. Tropina, M. Uddi, Y. Ju // IEEE Trans. on Plasma Science. – 2011. – Vol. 39, Issue 1. – P. 615-623.

7. Macheret, S.O. Magneto hydrodynamic control of hypersonic flows and scramjet inlets using beam ionization [Text]/S.O. Macheret, M.N. Shneider, R.B. Miles// AIAA journal. – 2002. – Vol. 40. – P. 74-81.

8. Electron distribution function in 4:1 N₂-O₂ mixture [Text] / N.L. Aleksandrov, F.I. Vysikailo, R.Sh. Islamov, I.V. Kochetov, A.P. Napartovich,

V.G. Pevgov// High Temperature. – 1981. – Vol. 19(1). – P. 17-21.

9. Son, E.E. Effect of vibrational temperature on the rate of electric excitation of diatomic molecules [Text] / E.E. Son // High Temperature. – 1978. – Vol. 16. – P. 1162-1166.

10. Ultrashort filaments of light in weakly ionized, optically transparent media [Text] / L. Berge, S. Skupin, R. Nuter, J. Kasparian, J.P. Wolf // Reports on Progress in Physics. – 2007. – Vol. 70. – P. 1633-1713.

Поступила в редакцию 5.06.2013, рассмотрена на редколлегии 12.06.2013

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. каф. физики Ю.В. Батыгин, Харьковский национальный автомобильно-дорожный университет, Харьков.

IGNITION OF HYDROCARBONS FUELS: NONEQUILIBRIUM EFFECTS

A.A. Tropina, V.Sh. Avedyan

The results of numerical simulation of the fuel-air mixture ignition by combined discharges have been presented. The model is based on one-dimensional transport equations for the components of the mixture and on the equations for the vibrational and translational temperatures of the gas. It has been shown that the ignition delay time depends essentially on the nonequilibrium parameter, defined as the temperature difference at the end of the microwave pulse, and it reaches a saturation point at high values of the electric field strength of the microwave discharge and at a high level of the initial ionization of the mixture, created by a laser pulse.

Key words: vibrational mode parameter, combined discharges, microwave discharge, vibrational temperature, ignition delay time.

ЗАПАЛЮВАННЯ ВУГЛЕВОДНИХ ПАЛИВ: НЕРІВНОВАЖНІ ЕФЕКТИ

A.A. Тропіна, В.Ш. Аведян

Наведено результати чисельного моделювання запалювання паливно-повітряної суміші комбінованими розрядами. Модель ґрунтується на одновимірних рівняннях переносу для компонент суміші і на рівняннях для коливальної та поступальної температури газу. Було показано, що час затримки запалювання істотно залежить від параметра нерівноважності, що визначається як різниця температур в кінці мікрохвильового імпульсу, і виходить на режим насичення при високих значеннях напруженості поля мікрохвильового розряду і високому рівні початкової іонізації суміші, яку створює лазерний імпульс.

Ключові слова : параметр коливальної нерівноважності, комбіновані розряди, мікрохвильовий розряд, коливальна температура, час затримки запалювання.

Тропіна Альбіна Альбертовна – д-р техн. наук, доцент, зав. кафедрой прикладной математики, Харьковский национальный автомобильно-дорожный университет, г. Харьков, Украина, e-mail: albina.tropina@fulbrightmail.org.

Аведян Валерий Шаликович – науч. сотр. кафедры прикладной математики, Харьковский национальный автомобильно-дорожный университет, г. Харьков, Украина, e-mail: v.avedyan@mail.ru.

УДК 629.735

О.В. КИСЛОВ

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

ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ ГАЗОГЕНЕРАТОРА ГТД

Рассмотрен вопрос оценки эффективности рабочего процесса газогенератора ГТД. Предложена система безразмерных параметров, оценивающих совершенство рабочего процесса газогенератора. Свободная работа и эффективность преобразования тепла в работу выражены через параметры газогенератора и коэффициент полноты сгорания. Для учета неидеальности использован относительный внутренний КПД. Показано, что его можно представить в виде произведения коэффициента полноты сгорания и безразмерного комплекса, зависящего от параметров газогенератора. Безразмерный комплекс трактуется как КПД газогенератора, характеризующий совершенство газодинамических процессов в его проточной части. Сделан вывод о целесообразности введения дополнительных характеристик газогенератора, использующих эти КПД.

Ключевые слова: газотурбинный двигатель, газогенератор, свободная работа, внутренний КПД, относительный внутренний КПД, термический КПД, коэффициент полноты сгорания.

Введение

В связи с распространением практики создания новых ГТД на основе базового газогенератора [1 - 3] актуален вопрос оценки эффективности газогенератора и совершенства процессов, из которых состоит его рабочий процесс. Развитие взаимодействия и кооперации авиадвигателестроительных фирм при проектировании новых ГТД повышает актуальность проблемы, поскольку появляется возможность выбора газогенератора и возникает необходимость сравнения газогенераторов [1].

Газогенератор представляет собой функциональный модуль ГТД [1, 2], состоящий из компрессора, камеры сгорания и турбины компрессора (рис.1).

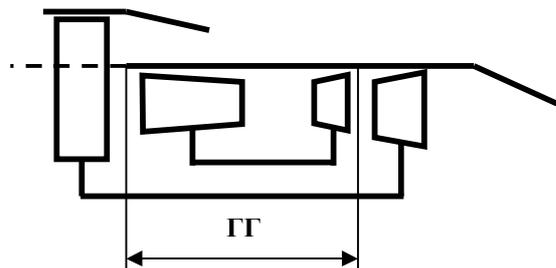


Рис. 1. Схема ГТД с одновальным газогенератором

Совершенство процессов функциональных элементов ГТД оценивается с помощью КПД. Однако КПД, характеризующие совершенство сложного термогазодинамического процесса газогенератора ГТД в целом, а также совершенство отдельных составляющих этого процесса, не нашли широкого

применения.

Целью данной работы является разработка подхода к оценке эффективности рабочего процесса газогенератора на основе учета совершенства составляющих его процессов. Для этого вводится соответствующий набор параметров эффективности, которые выражаются через параметры газогенератора.

1. Расчетные соотношения

В [3] вводятся параметры газогенератора: степень повышения давления газогенератора $\pi_{ГГ}^* = \frac{P_{ТВД}^*}{P_{ВВД}^*}$,

степень повышения температуры газогенератора $\tau_{ГГ}^* = \frac{T_{ТВД}^*}{T_{ВВД}^*}$, приведенный расход топлива

$G_{Т пр ГГ} = G_{Т} \frac{P_{ВВД р}^*}{P_{ВВД}^*} \sqrt{\frac{T_{ВВД р}^*}{T_{ВВД}^*}}$ и приведенный расход

воздуха $G_{В пр ГГ} = G_{В} \frac{P_{ВВД р}^*}{P_{ВВД}^*} \sqrt{\frac{T_{ВВД}^*}{T_{ВВД р}^*}}$ (или относительной плотности тока на входе в газогенератор $q(\lambda_{ВВД}^*)$).

Там же показано, что газогенератор, как и функциональные элементы ГТД, имеет характеристики.

При условии постоянства степени понижения давления в турбине газогенератора все безразмерные параметры газогенератора являются функцией

$$\eta_{i\Gamma\Gamma} = \frac{N_{св\Gamma\Gamma}}{H_u G_T} = \frac{L_{св\Gamma\Gamma} G_T}{H_u G_T}. \quad (2)$$

Воспользовавшись уравнением энергетического баланса

$$N_K + H_u G_T \eta_\Gamma = N_T + N_{св\Gamma\Gamma} + Q_{\Pi\Gamma\Gamma} G_T,$$

можно получить выражение для внутреннего КПД газогенератора в виде:

$$\begin{aligned} \eta_{i\Gamma\Gamma} &= \eta_\Gamma \frac{1}{1 + \frac{Q_{\Pi\Gamma\Gamma}}{L_{св\Gamma\Gamma}} + \frac{L_K^*}{L_{св\Gamma\Gamma}} \frac{1 - \eta_{мех}}{\nu \eta_{мех}}} = \\ &= \eta_\Gamma \frac{1}{\frac{1 - 1/\tau_{\Gamma\Gamma}^*}{1 - 1/e_{\Gamma\Gamma}^*} + \frac{e_K^* - 1}{\eta_K^*} \frac{1}{\tau_{\Gamma\Gamma}^* (1 - 1/e_{\Gamma\Gamma}^*)} \frac{1 - \eta_{мех}}{\nu \eta_{мех}}} = \quad (3) \\ &= f(\pi_{\Gamma\Gamma}^*, \tau_{\Gamma\Gamma}^*, \pi_K^*, \eta_K^*) = f(n_{вд пр}). \end{aligned}$$

Здесь обозначено $e^* = \pi^* \frac{k-1}{k}$, $\nu = \frac{G_T}{G_B}$, а η_Γ –

коэффициент полноты сгорания в камере сгорания.

Если пренебречь изменением η_Γ , этот КПД также может служить характеристикой газогенератора – функцией от приведенной частоты вращения ротора газогенератора, которая оценивает эффективность преобразования теплоты в работу.

С учетом того, что в знаменателе формулы (3) второе слагаемое на два порядка меньше первого слагаемого, им можно пренебречь. Тогда формула для $\eta_{i\Gamma\Gamma}$ упрощается:

$$\eta_{i\Gamma\Gamma} = \eta_\Gamma \frac{1 - 1/e_{\Gamma\Gamma}^*}{1 - 1/\tau_{\Gamma\Gamma}^*} = f(\pi_{\Gamma\Gamma}^*, \tau_{\Gamma\Gamma}^*) = f(n_{вд пр}). \quad (4)$$

Однако $\eta_{i\Gamma\Gamma}$ неудобен для оценки совершенства рабочего процесса, поскольку он зависит не только от потерь, но и от параметров цикла газогенератора. Его применение может привести к неправильным выводам о совершенстве термогазодинамических процессов газогенератора. Например, газогенератор с большими гидравлическими потерями и потерями тепла в камере сгорания может иметь более высокий внутренний КПД за счет более высоких параметров цикла $\theta_{\Gamma\Gamma}^* = \frac{T_\Gamma^*}{T_{ввд}^*}$ и π_K^* .

Поскольку газогенератор является лишь составной частью ГТД, а удельные параметры ГТД

определяются параметрами цикла ГТД, а не газогенератора, то вопрос влияния параметров цикла газогенератора на его эффективность не является главным.

Важнее оценить эффективность процессов в газогенераторе, исключив влияние параметров цикла, а также оценить отдельно совершенство газодинамических процессов в проточной части газогенератора и совершенство процесса подвода теплоты к рабочему телу.

Обычно для учета неидеальности цикла используется относительный внутренний КПД [5]:

$$\eta_{oi\Gamma\Gamma} = \frac{\eta_{i\Gamma\Gamma}}{\eta_t}, \quad (5)$$

где η_t – термический КПД цикла газогенератора, зависящий только от параметров цикла.

$\eta_{oi\Gamma\Gamma}$ характеризует ухудшение эффективности цикла вследствие наличия гидравлических потерь в проточной части и потерь тепла в камере сгорания из-за неполного сгорания топлива.

Поскольку

$$\begin{aligned} \eta_{oi\Gamma\Gamma} &= \frac{\eta_{i\Gamma\Gamma}}{\eta_t} = \frac{\eta_\Gamma \frac{1 - 1/e_{\Gamma\Gamma}^*}{1 - 1/\tau_{\Gamma\Gamma}^*}}{1 - 1/e_K^*} = \quad (6) \\ &= f(\pi_{\Gamma\Gamma}^*, \tau_{\Gamma\Gamma}^*, \pi_K^*) = f(n_{вд пр}), \end{aligned}$$

то эта функция тоже является характеристикой газогенератора.

Из формулы (6) видно, что потери тепла и гидравлические потери легко разделяются. Потери тепла оцениваются коэффициентом полноты сгорания в камере сгорания η_Γ , а гидравлические потери в проточной части – коэффициентом

$$\begin{aligned} \bar{\eta}_{oi\Gamma\Gamma} &= \frac{\eta_{oi\Gamma\Gamma}}{\eta_\Gamma} = \frac{1 - 1/e_{\Gamma\Gamma}^*}{(1 - 1/\tau_{\Gamma\Gamma}^*)(1 - 1/e_K^*)} = \quad (7) \\ &= f(\pi_{\Gamma\Gamma}^*, \tau_{\Gamma\Gamma}^*, \pi_K^*) = f(n_{вд пр}). \end{aligned}$$

Формулу (7) можно получить из формулы (6) при условии полного сгорания топлива ($\eta_\Gamma = 1$).

Функция $\bar{\eta}_{oi\Gamma\Gamma} = f(n_{вд пр})$ тоже является характеристикой газогенератора и характеризует совершенство газодинамических процессов в проточной части газогенератора.

Строго говоря, коэффициент полноты сгорания в камере сгорания η_Γ не является характеристикой газогенератора и для его определения необходимо

использовать характеристики камер сгорания. Поэтому $\eta_{\text{ГТ}}$ и $\eta_{\text{oiГТ}}$ зависят не только от $n_{\text{вд пр}}$ и считать их характеристиками газогенератора можно лишь приближенно (с точностью до изменения $\eta_{\text{Г}}$). Однако обычно изменение $\eta_{\text{Г}}$ настолько мало, что им можно пренебречь.

Напротив, функция $\bar{\eta}_{\text{oiГТ}} = f(n_{\text{вд пр}})$ не зависит от $\eta_{\text{Г}}$ и является характеристикой газогенератора.

Заключение

В работе получена система безразмерных параметров, позволяющая оценивать эффективность рабочего процесса газогенератора в целом, неидеальность процессов, а также совершенство газодинамических процессов в проточной части газогенератора и совершенство процесса подвода теплоты в камере сгорания.

Показано, что эти параметры можно использовать для построения характеристик газогенератора.

Поступила в редакцию 26.05.2013, рассмотрена на редколлегии 29.06.2013

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры теории авиационных двигателей В.П. Герасименко, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ОЦІНКА ЕФЕКТИВНОСТІ ГАЗОГЕНЕРАТОРУ ГТД

О.В. Кіслов

Розглянуто питання оцінки ефективності робочого процесу газогенератору ГТД. Запропоновано систему безрозмірних параметрів, що оцінюють досконалість робочого процесу газогенератору. Вільна робота та ефективність перетворення тепла у роботу подано через параметри газогенератора і коефіцієнт повноти згоряння. Для врахування неідеальності використано відносний внутрішній ККД. Показано, що його можна представити у вигляді добутку коефіцієнта повноти згоряння і безрозмірного комплексу, який залежить від параметрів газогенератору. Безрозмірний комплекс трактується як ККД газогенератора, що характеризує досконалість газодинамічних процесів в його проточній частині. Зроблено висновок про доцільність введення додаткових характеристик газогенератора, що використовують ці ККД.

Ключові слова: газотурбінний двигун, газогенератор, вільна робота, внутрішній ККД, відносний внутрішній ККД, термічний ККД, коефіцієнт повноти згоряння.

ESTIMATION OF GAS TURBINE ENGINE GAS GENERATOR EFFICIENCY

O.V. Kislov

The problem of evaluating the effectiveness of the working process of the gas turbine engines gas generator is considered. The system of dimensionless parameters, estimating perfection of working process of gas generator, is offered. Free work and efficiency of conversion of heat into work are expressed through the parameters of the gas generator and combustion efficiency. Relative internal efficiency is used to account nonideality. It is shown that it can be represented as a product of combustion efficiency and the dimensionless complex, which depend from the parameters of the gas generator. Dimensionless complex is treated as a gas generator efficiency, characterizing the perfection of gas-dynamic processes in flow passage. The conclusion about the practicability of additional gas generator characteristics, using this efficiency, is made.

Key words: gas turbine engine, gas generator, free work, internal efficiency, relative internal efficiency, thermal efficiency, combustion efficiency.

Кіслов Олег Владимирович – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры теории авиационных двигателей, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: OVKislov@mail.ru.

Литература

1. Работы ведущих авиадвигателестроительных компаний по созданию перспективных авиационных двигателей (аналитический обзор) [Текст] / В.А. Скибин, В. И. Солонин, В. А. Палкин и др.; под ред. В. А. Скибина, В. И. Солонина. – М.: ЦИАМ, 2004. – 424 с.
2. Теория двухконтурных турбореактивных двигателей [Текст] / В.П. Деменченко, Л.Н. Дружинин, А.Л. Пархомов и др.; под ред. С.М. Шляхтенко, В.А. Сосунова. – М.: Машиностроение, 1979. – 700 с.
3. Нечаев, Ю.Н. Теория авиационных двигателей [Текст] / Ю.Н. Нечаев. – М.: ВВИА, 1990. – 704 с.
4. Нечаев, Ю.Н. Теория авиационных газотурбинных двигателей. Ч. 2 [Текст] / Ю.Н. Нечаев, Р.М. Федоров. – М.: Машиностроение, 1978. – 336 с.
5. Теплоэнергетика и теплотехника: Общие вопросы. [Текст]: справ. / Г.Г. Бартоломей, В.В. Галактионов, А.А. Громогласов и др.; под ред. В.А. Григорьева и В.М. Зорина. – М.: Энергия, 1980. – 528 с.

УДК 621.438:621.515

И.Ф. КРАВЧЕНКО¹, В.А. ШКАБУРА², А.В. ЕЛАНСКИЙ¹¹ ГП «Ивченко-Прогресс», Украина² Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Украина

ИССЛЕДОВАНИЕ ВАРИАНТОВ ВОЗДУХО-ВОЗДУШНОГО ТЕПЛООБМЕННИКА ДЛЯ ОХЛАЖДЕНИЯ ТУРБИНЫ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ

В рамках развития двигателей и энергетических установок рассмотрены варианты совершенствования газотурбинных двигателей путём использования в них системы охлаждения воздуха для турбин. Объектом исследования является воздушно-воздушный теплообменник (ВВТ) для охлаждения сжатого воздуха в наружном контуре ТРДД. Для проведения расчётных исследований различных вариантов системы охлаждения сжатого воздуха и определения параметров оптимальной её работы была разработана соответствующая методика теплогидравлического расчёта. Для снижения сложности расчётной модели приняты упрощения в гидравлическом приближении, т.е. расчёты проведены по одномерным уравнениям газовой динамики и теплообмена.

Ключевые слова: воздушно-воздушный теплообменник, система охлаждения воздуха турбины, газотурбинный двигатель, лопатки наружного контура двигателя.

Введение

В современных ГТД для охлаждения высокотемпературных турбин высокого давления используют часть воздуха, сжатого в компрессоре. Расход воздуха, отбираемого на охлаждение, достигает 14% расхода воздуха, проходящего через газогенератор ГТД [1, 2]. Отбираемый из циклового компрессора воздух после перепуска его через деталь либо выбрасывается в проточную часть турбины (открытое охлаждение), либо возвращается в цикловой компрессор (полузамкнутое охлаждение). Поскольку работоспособность охлаждающего воздуха при открытом охлаждении на турбине значительно снижается, возникает необходимость в уменьшении его расхода.

Одним из действенных способов уменьшения расхода охлаждающего воздуха является повышение его хладоёмкости, т.е. снижение его температуры перед подачей на охлаждение турбины. Для этого используют различные воздушно-воздушные и жидкостно-воздушные теплообменники [3].

В ряде двигателестроительных фирм ведутся работы по созданию воздушно-воздушного теплообменника для снижения температуры сжатого воздуха, используемого для охлаждения узлов турбины [3, 4].

1. Формулирование проблемы

Воздушно-воздушный теплообменник (ВВТ) можно установить в наружном контуре двигателя, как это сделано в двигателе АЛ-31Ф. Однако при

малой степени двухконтурности двигателя ($m < 1,5$) это приводит к существенным гидравлическим потерям воздушного потока в наружном контуре ТРДД, в результате чего заметно снижается тяга двигателя. Поэтому такой способ охлаждения воздуха в данном классе двигателей не получил распространения. При отсутствии наружного контура в ГТД в качестве теплоносителя для охлаждения воздуха может быть использован заборный атмосферный воздух [3].

Более перспективно применение таких теплообменников в двигателях с большой степенью двухконтурности. Например, для повышения надёжности работы двигателей ПС-90А в наружном контуре стали устанавливать воздушно-воздушный теплообменник для снижения температуры воздуха, используемого для охлаждения опор подшипников газогенератора.

В качестве первоначального варианта был испытан плоский теплообменник, который обеспечил получение заданных теплогидравлических характеристик, однако его размещение и крепление в канале наружного контура ПС-90А вызвало определенные трудности. Поэтому в качестве окончательного варианта был выбран теплообменник в виде шестигранника. Он был признан наиболее соответствующим предъявляемым требованиям и в дальнейшем получил наименование «ВВТ-90».

Теплообменная поверхность состоит из змеевиков, витых из труб Ш 6х0,8 мм, плотно обжатых кожухом в шестигранный пучок, и объединенных трубными досками. Для обеспечения минимальной

массы в качестве материала всех деталей теплообменника использованы, широко применяемые в авиационной, свариваемые титановые сплавы.

Недостатком данного теплообменника является то, что он существенно загромождает проточную часть наружного контура ТРДД и для охлаждения воздуха турбины имеет довольно малую тепловую мощность.

2. Решение проблемы

Авиационные теплообменники характеризуются высокой интенсивностью теплообмена, минимальным гидравлическим сопротивлением и малой массой. Это обуславливает применение в их конструкции тонкостенных элементов, что усложняет технологию их изготовления. Выбор размеров теплообменника производится в каждом конкретном случае с учётом условий его компоновки на двигателе.

Вместо компактных теплообменников на некоторых самолётах применяют поверхностные – канальные теплообменники (рис. 1), в которых стенка канала воздухозаборника представляет собой теплопередающую поверхность. Эта поверхность обдувается воздухом, поступающим в двигатель самолёта. Вследствие большого расхода воздуха в канале (50...200 кг/с) происходит интенсивная теплопередача между ним и горячим воздухом. Однако небольшие размеры и масса теплообменника не позволяет его применять на любом самолёте [3].

Канальный теплообменник выполняется из тонких стальных (X18H9T) листов, соединённых роликовой сваркой, и состоит из внутренней обечайки, к которой с помощью роликовой сварки соединён гофрированный лист. По каналам, образованным внутренней обечайкой и гофрированным листом, через входной и выходной коллекторы про-

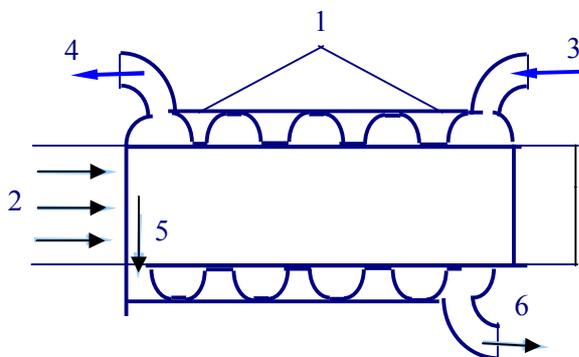


Рис. 1. Конструктивная схема канального теплообменника: 1 – ВВТ; 2 – воздухозаборник; 3, 4 – входной и выходной патрубки охлаждаемого воздуха; 5, 6 – входной и выходной патрубки охлаждающего воздуха

ходит горячий воздух. Между гофрированным листом и внешней обечайкой дополнительно проходит продувочный воздух, отводимый из канала воздухозаборника и выпускаемый в атмосферу.

По конструктивному оформлению теплопередающей поверхности теплообменники можно разделить на две группы – трубчатые и пластинчатые [3].

В трубчатых теплообменниках систем охлаждения горячий воздух высокого давления проходит внутри трубок, а охлаждающий – между трубок.

При температуре теплоносителей менее 240°C, благодаря компактности, простоте изготовления и эффективному теплообмену, большое распространение получили пластинчато-ребристые теплообменники. Их теплопередающая поверхность состоит из плоских листов, между которыми располагаются гофрированные листы [3].

Каждому варианту присущи свои преимущества и недостатки. Например, воздухо-воздушный теплообменник не требует дополнительного насоса для подачи воды и ёмкости для её хранения, как в воздухо-жидкостном теплообменнике, однако уступают по интенсивности теплообмена. Поэтому для выбора наилучшего варианта охлаждения воздуха для турбины ГТД необходим комплексный подход.

Для проведения оценочных расчётных исследований в качестве исходных данных приняты параметры перспективного двигателя для взлётного и крейсерского режимов. В результате предварительных расчётных исследований установлено, что обеспечить необходимый теплообмен при указанных гидравлических потерях в направляющих лопатках наружного контура ТРДД возможно. Однако, чтобы достигнуть приемлемого снижения температуры сжатого воздуха, необходимо как можно больше увеличить поверхность теплообмена лопаток НА, например, развить сеть каналов внутри лопаток по всей их длине и высоте. На рис. 2 показана схема размещения каналов в охлаждающих лопатках для рассматриваемого двигателя.

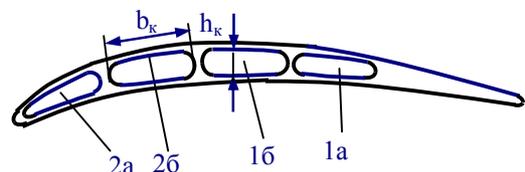


Рис. 2. Схема расположения каналов в поперечном сечении охлаждающих лопаток наружного контура ТРДД: 1а, 1б – каналы горячего воздуха; 2а, 2б – каналы охлаждённого воздуха

Схема системы охлаждения сжатого воздуха в наружном контуре ТРДД показана на рис. 3. Внутри лопаток НА движется сжатый воздух с высокими

значениями плотности и температуры, а снаружи – со сравнительно низкими.

Для проведения расчётных исследований системы охлаждения её проточная часть условно разделена на характерные участки. На каждом участке определялись гидравлические потери, а по уравнению теплопередачи тепловой поток

$$\dot{Q}_i = k_i \Delta \bar{T}_i F_i,$$

где k_i и $\Delta \bar{T}_i$ – коэффициент теплопередачи и средний температурный напор i -го участка;

F_i – площадь поверхности теплообмена участка.

Расчётные исследования показали, что если задействовать для охлаждения сжатого воздуха порядка 30 лопаток НА наружного контура, то коэффициенты теплоотдачи с обеих сторон будут близкими по величине и соответственно поверхность теплообмена будет достаточной. На рис. 4 показана зависимость снижения температуры сжатого воздуха от количества охлаждающих лопаток НА.

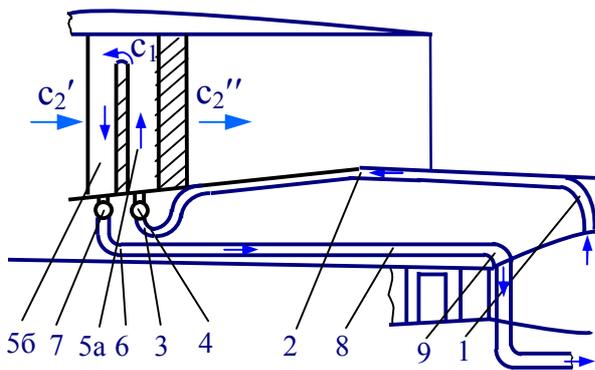


Рис. 3. Конструктивная схема комбинированного варианта системы охлаждения воздуха в ТРДД: 1, 6, 9 – отвод; 2 – панель-трубопровод; 3 – колено; 4 – раздающий коллектор; 5а, 5б – каналы в лопатке; 7 – собирающий коллектор; 8 – трубопровод

Из рис. 4 видно, что для охлаждения сжатого воздуха в каналах лопаток НА больше чем на 150° необходимо задействовать не менее 22 лопаток. То-

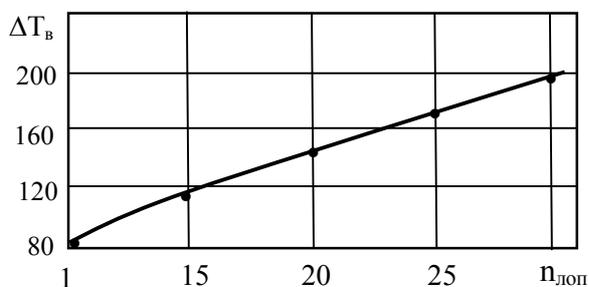


Рис. 4. Зависимость снижения температуры сжатого воздуха от количества охлаждающих лопаток НА наружного контура ТРДД

гда коэффициенты теплоотдачи внутри и снаружи лопаток будут примерно равными, а площадь теплообмена – достаточной.

Для обеспечения приемлемых гидравлических потерь и прочности лопаток НА их толщину в периферийной части необходимо увеличить. Особое внимание в данной схеме следует уделить раздающим и собирающим коллекторам, так как при неоптимальном их проектировании там будут значительные гидравлические потери. При подобранных проходных сечениях гидравлические потери при данной схеме охлаждения не превышают 4...4,5 %.

В процессе исследований принята относительная ширина канала $b_k/b_{\text{на}} = 0,14...0,2$. В зависимости от массового расхода сжатого воздуха, приходящегося на одну охлаждающую лопатку, толщины лопатки, относительная высота канала может быть в диапазоне $h_{\text{л}}/b_k = 0,2...0,4$.

Сжатый воздух в периферийной части охлаждающих лопаток в колене перетекает из канала 1а – в канал 2а и из 1б – в 2б соответственно.

В табл. 1 представлены результаты расчёта системы охлаждения для двух режимов работы двигателя – взлётного и крейсерского. В охлаждении сжатого воздуха задействовано 30 лопаток НА наружного контура. Размеры каналов в охлаждающих лопатках находятся в указанном выше диапазоне.

Таблица 1
Результаты теплогидравлического расчёта

Наименование величин	Режимы работы двигателя	
	взлётный	крейсерский
ΔT^* , град	205	180
Δp^* , Па	81550	45500

Расчёты показали, что для уменьшения гидравлических потерь при разделении и слиянии потоков сжатого воздуха в коллекторах необходимо, чтобы после компрессора ТРДД было несколько отводов.

Чтобы найти наиболее рациональную конструктивную схему системы охлаждения сжатого воздуха, исследовали комбинированный вариант системы охлаждения сжатого воздуха: вначале воздух охлаждается в подводящей панели-трубопроводе, которая прижата к внутренней поверхности наружного контура, а затем – в лопатках НА (рис. 3).

Такой вариант системы охлаждения оказался более эффективным. Однако, чтобы охладить сжатый воздух на $40...50^\circ$ и более в подводящем трубопроводе, он должен иметь форму панели, плотно прижатой к внутренней поверхности наружного контура. Площадь теплопередающей поверхности $F_{\text{ТА}}^l$ должна быть довольно развитой. В данном

случае она состоит из трёх панелей 2 (см. рис. 3) общей площадью 1,0 м².

В табл. 2 приведены результаты вычислений комбинированного варианта системы охлаждения.

Таблица 2
Результаты теплогидравлического расчёта

Наименование величин	Характерные участки системы охлаждения		
	панель-трубопровод	канал 5а	канал 5б
ΔT^* , град	46	86	65
Δp^* , Па	6850	6500	6400

Использование панели-трубопровода позволяет уменьшить количество охлаждающих лопаток НА (в данном случае с 30 до 24) и тем самым несколько упростить систему охлаждения. Однако после охлаждающих лопаток температура сжатого воздуха ниже на 200°, соотношение коэффициентов теплоотдачи на внутренних и наружных поверхностях панели становится неоптимальным, температурный напор существенно снижается, поэтому охлаждать далее сжатый воздух в панели-трубопроводе нерацionalmente.

Заключение

Исследования показали, что для охлаждения сжатого воздуха на 200° необходимо задействовать 30 лопаток НА наружного контура с развитой сетью каналов внутри лопаток по всей их длине и высоте. Тогда коэффициенты теплоотдачи внутри и снаружи лопаток будут примерно равными, а площадь теплообмена – достаточной.

Для достижения более эффективного охлаждения сжатого воздуха в охлаждающих лопатках наружного контура ТРДД, можно на их поверхность добавить рёбра.

Для обеспечения приемлемых гидравлических потерь и прочности лопаток НА их толщину в периферийной части необходимо увеличить. Особое внимание в данной схеме следует уделить раздающим и собирающим коллекторам, так как при неоптимальном их проектировании там будут значительные гидравлические потери. При рационально подобранных проходных сечениях потери полного давления в рассмотренных системах охлаждения будут менее 4...4,5 %.

Недостатком системы охлаждения сжатого воздуха в наружном контуре ТРДД в направляющих лопатках является сложность получения высокой надёжности системы из-за вибрации в двигателе и попадания посторонних предметов в проточную часть наружного контура, сложность каналов про-

точной части охлаждающих лопаток и высокая стоимость изготовления охлаждающих лопаток.

Применение комбинированного варианта в наружном контуре ТРДД позволяет уменьшить количество охлаждающих лопаток, в данном случае с 30 до 24, и тем самым упростить систему охлаждения.

Уменьшение высоты канала в панели-трубопроводе приводит к увеличению площади теплообмена, что позволяет существенно снизить температуру сжатого воздуха. Однако, при этом возрастают путевые потери, вследствие уменьшения гидравлического диаметра, а также местные потери на раздающем и собирающем коллекторах.

Основной недостаток данной схемы охлаждения сжатого воздуха такой же, как и в предыдущей схеме, – невысокая живучесть системы, сложность внутренних каналов охлаждающих лопаток и дорогая технология их изготовления.

Очевидно, что надёжность и эффективность подобных схем, в значительной степени определяется надёжностью и эффективностью применяемых в этих схемах ВВТ. Поэтому основной проблемой, с которой сталкиваются разработчики подобных схем, является создание воздухо-воздушного теплообменника, конструкция которого должна отвечать ряду специфических требований, а именно:

1. Устойчивость к воздействию повышенных аэродинамических, акустических и вибрационных нагрузок, действующих в канале наружного контура (КНК) турбореактивного двухконтурного двигателя.
2. Минимальные габаритные размеры ВВТ, обеспечивающие минимальные возмущения потока воздуха, протекающего в канале наружного контура.
3. Относительно большие сечения каналов для прохода охлаждающего воздуха с целью исключения накопления загрязнений, а также обеспечения возможности эффективной промывки.
4. Достаточная механическая прочность, исключающая случайные повреждения теплообменных поверхностей твёрдыми частицами, содержащимися в атмосферном воздухе, а также при проведении работ в КНК двигателя.
5. Устойчивость к абразивному износу твёрдыми частицами, содержащимися в атмосферном воздухе.

Литература

1. *Теплопередача в охлаждаемых деталях газотурбинных двигателей [Текст] / В.И. Локай, М.Н. Бодунов, В.В. Жуйков, А.В. Щукин. – М.: Машиностроение, 1985. – 216 с.*
2. *Локай, В.И. Газовые турбины двигателей ЛА: Теория, конструкция и расчёт [Текст] / В.И. Локай, М.К. Максимова., В.А. Стрункин. – М.: Машиностроение, 1979. – 447 с.*

3. Проектирование авиационных систем кондиционирования воздуха: учеб. пособие для студентов высших технических учебных заведений [Текст] / Н.В. Антонова, Л.Д. Дубровин, Е.Е. Егоров и др.; под ред. Ю.М. Шустрова. – М.: Машиностроение, 2006. – 384 с.

4. Пат. №4561246 США, F02C7/06; F02C7/28. Rearing compartment for a gas turbine engine [Text] /

Inventor: Edward J. Hovan. Assignee: United Technologies Corporation. – Filed Dec. 23, 1983. Dated of Patent Dec. 31, 1985. Appl. No.: 564,996.

5. Теория теплообмена [Текст] : учеб. для технических ун-тов. – М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1997. – 683 с.

Поступила в редакцию 31.05.2013, рассмотрена на редколлегии 12.06.2013

Рецензент: д-р техн. наук, проф. А.О. Костиков, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ДОСЛІДЖЕННЯ ВАРІАНТІВ ПОВІТРЯНО-ПОВІТРЯНОГО ТЕПЛОБІМНІКА ДЛЯ ГАЗОТУРБІННОГО ДВИГУНА

І.Ф. Кравченко, В.А. Шкабура, О.В. Єланський

У рамках розвитку двигунів та енергетичних установок висвітлено питання удосконалення газотурбінних двигунів шляхом використання в них систем охолодження повітря для турбін. Об'єктом дослідження є повітряно-повітряний теплообмінник (ППТ) для охолодження стисненого повітря у зовнішньому контурі ТРДД. Розглянуто відомі варіанти повітряно-повітряних теплообмінників. Для проведення розрахункових досліджень різних варіантів систем охолодження стисненого повітря і визначення параметрів оптимальної роботи розроблено відповідні методики теплогідрравлічних розрахунків різних її варіантів. Для зменшення складності розрахункової моделі було прийнято спрощення у гідрравлічному наближенні, тобто розрахунки проведено за одновимірними рівняннями газової динаміки та теорії теплообміну.

Ключові слова: повітряно-повітряний теплообмінник, охолодження турбіни, газотурбінний двигун, лопатки зовнішнього контуру двигуна.

THE VARIANTS OF AIR-TO-AIR HEAT EXCHANGER FOR COOLING OF GAS TURBINE ENGINE INVESTIGATION

I.F.Kravchenko, V.A.Shkabura, A.V.Elanskij

In the frame of engines and power installations development the variant of gas turbine engines improvement considered. The way of improvement is the air cooling before turbine. The object of investigation is air-to-air heat exchanger that is using for high pressure air cooling in the secondary flow of bypass engine. The method of thermal hydraulic calculations for investigations of various variants of system for high-pressure air cooling and optimal parameters of their work development was defined. The simplifications in the frame of hydraulic approach were made for reduction of calculation model complexity that is the simulations were made with using of one dimension equations of gas dynamics and heat transfer.

Key words: air-to-air heat exchanger, system the air cooling of turbine, gas turbine engine, the secondary flow of bypass engine.

Кравченко Игорь Фёдорович – канд. техн. наук, генеральный конструктор ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина.

Шкабура Владимир Анатольевич – канд. техн. наук, ст. научн. сотр., Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е.Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: shkabura_v_a@mail.ru.

Єланський Александр Витальевич – начальник бригади ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина.

УДК 621.385.032

А.В. ЛОЯН, Е.П. СОЛОНИНКО

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

РАСЧЕТ ВОЛЬТ-АМПЕРНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ДИОДНОГО ПРОМЕЖУТКА В РЕЖИМЕ ОДНОГО ИМПУЛЬСА ПРИ ИСПЫТАНИЯХ ЭМИТТЕРОВ КАТОДОВ ЭЛЕКТРОРЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

В данной работе рассмотрена возможность определения активного сопротивления диодного промежутка при произвольной форме и крутизне фронтов задающего импульса, что необходимо для определения работы выхода поверхности методом полного тока. Предложена полная и эквивалентная электрические схемы устройства для испытания эмиттеров катодов электрореактивных двигателей (ЭРД). Дается математическая модель и метод ее решения. Приводятся результаты расчета и анализа. Показано, что при произвольном импульсе тестового напряжения истинные значения тока могут быть получены в случае известного значения емкостной составляющей устройства испытания эмиттеров и токопроводящей линии.

Ключевые слова: сопротивление диодного промежутка, эмиттер, импульс напряжения.

Введение

Для определения одного из важнейших параметров эмиссионного материала – работы выхода его поверхности, используют метод полного тока [1]. В этом случае для каждого значения приложенного напряжения измеряется значение тока. Для снижения влияния реактивного сопротивления цепи, рекомендуется проводить измерение только в случае приложения постоянного напряжения, т.е. на «полочке» тока и напряжения [2].

В этом случае за один импульс измеряется только одна точка вольт-амперной характеристики (ВАХ). Затем изменяют напряжение зондирующего импульса и проводят следующее измерение. Процесс повторяют до полного, поточечного определения ВАХ диодного промежутка. Обработывая полученную ВАХ можно получить искомое значение работы выхода поверхности материала для заданной температуры. Такой метод очень трудоемкий и длительный по времени. Возникает естественный вопрос: «возможно ли использовать результаты измерений, получаемые в одном импульсе?» Так, например, предложенный в [3] цифровой безынерционный измерительный комплекс позволяет надежно регистрировать полную длину импульса с хорошим временным разрешением. А вот вопрос обработки полученной информации остается открытым.

Восходящая ветвь импульса длиной порядка нескольких микросекунд применяется для определения ВАХ промежутка как эквивалент работы эмиттера в режиме «коротких» импульсов, а нисходящая ветвь длиной порядка миллисекунды ис-

пользуется для определения работы выхода в режиме «длинных» импульсов (или квазистационарном режиме). Это позволит в одном импульсе рассчитать параметр активации A [4] и затем спрогнозировать время активации для заданной температуры.

Однако, получаемые в [3] ВАХ не поддаются интерпретации, их вид даже отдаленно не похож на вид классической ВАХ вакуумного диодного промежутка.

1. Эквивалентная схема

Рассмотрим более детально электрическую схему системы измерений и коммутации представленной в [3]. При слабо меняющихся во времени напряжении и токе (или как в методе измерений на «полочке» импульса) влиянием реактивной составляющей цепи можно пренебречь. Однако при измерениях в полном импульсе скорость возрастания напряжения составляет 10^6 - 10^7 В/с и более [3]. Таким образом, влияние реактивности цепи может оказаться значительным.

Выделим следующие элементы, которые вносят вклад в активную и реактивную составляющую сопротивления цепи:

- 1) распределенная емкость и индуктивность токопроводящих проводов;
- 2) емкость между эмиттером и коллектором эмиттеров;
- 3) активное сопротивление проводов;
- 4) активное сопротивление эмиттер – коллектор;
- 5) паразитные активные сопротивления конст-

рукции.

В этом случае можно нарисовать эквивалентную электрическую схему устройства (рис. 1). Очевидно, что эту схему можно упростить, сгруппировав однотипные элементы (рис. 2)

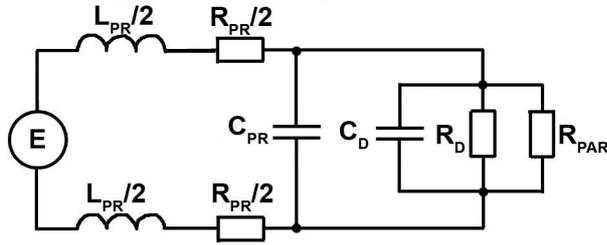


Рис. 1. Эквивалентная электрическая схема:

L_{PR} , C_{PR} , R_{PR} – индуктивность, емкость и активное сопротивление токопроводящей линии; C_D , R_D – емкость и активное сопротивление устройства испытания эмиттеров (УИЭ); R_{PAR} – паразитное сопротивление УИЭ; E – напряжение задающего импульса.

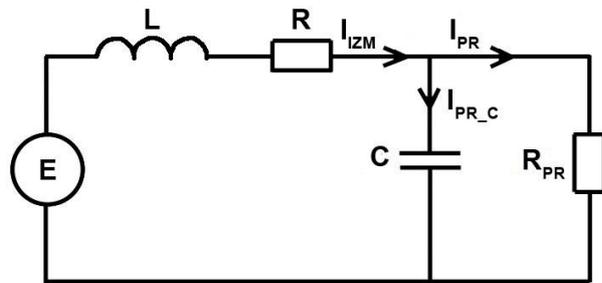


Рис. 2. Расчетная эквивалентная схема измерительной системы ВАХ:

L – общая индуктивность источника импульсного напряжения; R – общее активное сопротивление источника импульсного напряжения и проводов; C – емкость линии подачи напряжения; R_{PR} – активное сопротивление исследуемого диодного промежутка; E – напряжение задающего импульса; I_{IZM} – регистрируемый прибором ток цепи; I_{PR} – истинный ток через активное сопротивление промежутка; I_{PR_C} – ток через емкость разрядного промежутка.

Исходя из законов Кирхгофа для схемы, изображенной на рис. 2, можно записать следующую систему уравнений:

$$\begin{cases} I_{IZM} = I_{PR_C} + I_{PR}; \\ R_{IZM} + L \frac{dI_{IZM}}{dt} + U_{IZM} = e; \\ U_{IZM} = R_{PR} \cdot I_{PR}; \\ I_{PR_C} = C \frac{dU_{IZM}}{dt}. \end{cases} \quad (1)$$

Откуда можно записать систему линейных

дифференциальных уравнений

$$\begin{cases} \frac{dU_{IZM}}{dt} = -\frac{1}{R_{PR} \cdot C} \cdot U_{IZM} = e; \\ \frac{dI_{IZM}}{dt} = -\frac{1}{L} \cdot U_{IZM} - \frac{R}{L} \cdot I_{IZM} + \frac{1}{L} \cdot e. \end{cases} \quad (2)$$

Следует отметить, что сопротивление разрядного промежутка есть существенно не линейная функция напряжения, поэтому, система уравнений (2) не может быть решена в общем виде. Ее решение будем находить численно, используя для этого пакет прикладных подпрограмм языка FORTRAN.

2. Результаты моделирования

Для определения адекватности модели попробуем рассчитать полученные ВАХ по имеющимся экспериментальным данным. Для этого оценим величины составляющих в системе (2).

Для оценки емкости диодного промежутка используем выражение [5]:

$$C = \frac{\epsilon_0 \cdot \epsilon_r \cdot S}{d}, \quad (3)$$

где ϵ_0 – электрическая постоянная вакуума;

ϵ_r – относительная диэлектрическая проницаемость диэлектрика;

S – площадь пластины;

d – толщина диэлектрика.

Откуда оценка емкости диодного промежутка дает величину $C = 0,192$ пФ.

Величину активной составляющей оценим по величине падения напряжения при пропускании постоянного тока. Для этого вместо эквивалента нагрузки (диодного промежутка – емкости и сопротивления промежутка) подключим источник стабилизированного тока и измеряем полученное напряжение. Оценка полного сопротивления постоянному току дает значение 3,6 Ом.

Индуктивность контура измеряется RLC-метром Ф4320 на частоте 1 кГц. Однако важно отметить, что при длине «восходящей» части ВАХ в 5 мкс (что соответствует частотам около 200 кГц) такое измерение может дать существенную погрешность. Измерение индуктивности на частоте 1 кГц дает величину порядка 0,56 Гн.

Сопротивление диодного промежутка будем определять как U/I , где U , I – измеренные в эксперименте значения тока и напряжения, полученные как методом одиночных импульсов, так и на «спадающей» части ВАХ в режиме длительного импульса. На рис. 3 представлены для трех температур

эмиттера типичные зависимости $R_{PR} = f(U)$ и их аппроксимация по формуле:

$$y = A_1 + (A_2 - A_1) \left[\frac{p}{1 + 10^{(B_1 - X)h_1}} + \frac{1 - p}{1 + 10^{(B_2 - X)h_2}} \right], \quad (4)$$

где $A_1, A_2, p, B_1, B_2, h_1, h_2$ – коэффициенты, зависящие от температуры и свойств материала эмиттера; X – напряжение импульса.

Коэффициент корреляции расчета с экспериментальными данными не хуже $R=0,993$.

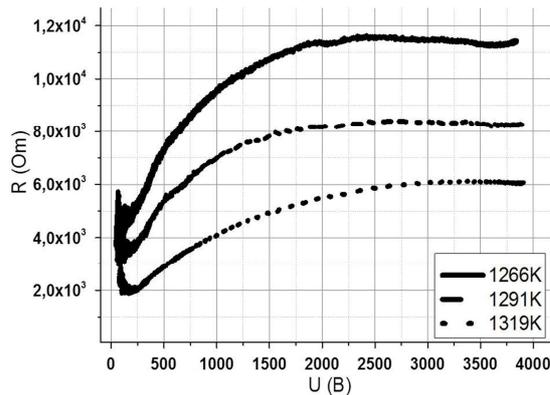


Рис. 3. Зависимость сопротивления промежутка от напряжения

Будем считать, что подаваемый импульс имеет вид, полученный при измерениях без нагрузки (рис. 4).

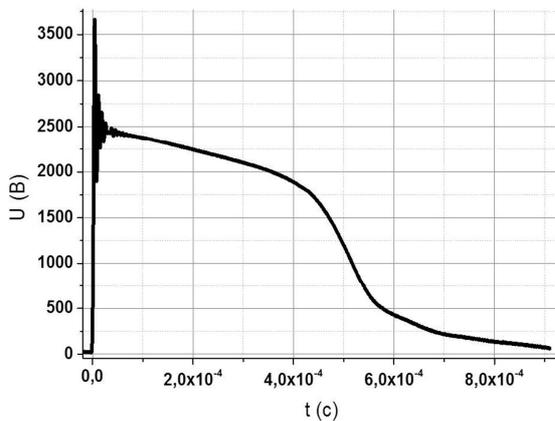


Рис. 4. Импульс напряжения без нагрузки

Для аппроксимации импульс напряжения был условно разбит на две части: первая – часть с возрастанием до максимума и концом колебаний напряжения (рис. 5), вторая – начало спадающей, гладкой части и до нуля напряжения (рис. 6).

Подставив полученные аппроксимации можно моделировать поведение системы (1). Однако качественного соответствия удалось достичь при других значениях L, R, C . Особенно это касалось индуктивного сопротивления цепи: вместо оценки в 0,56 Гн

нами были достигнуты наилучшие результаты при L на порядок меньше, т.е. около 0,05 Гн. Однако это был прогнозируемый результат, что только подтверждает правильность наших взглядов.

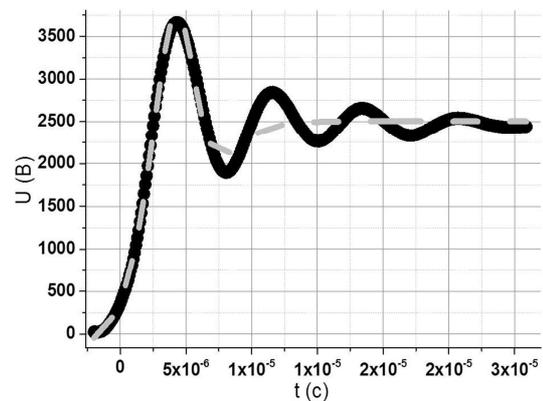


Рис. 5. Аппроксимация импульса напряжения по частям

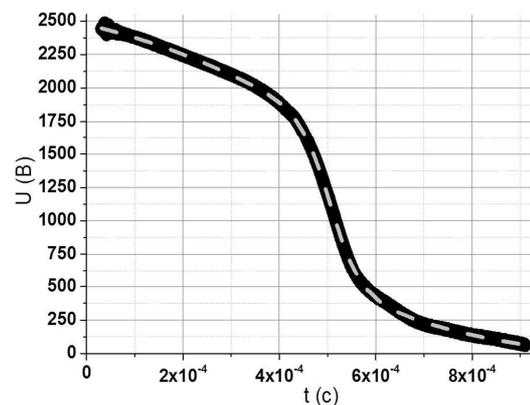


Рис. 6. Аппроксимация импульса напряжения по частям

Вторым этапом решения была задача определить возможность восстановления $R_{PR} = f(U)$ при заранее заданных величинах $L, R, C, \epsilon(\tau), U_{IZM}, I_{IZM}$.

Из системы (1) имеем:

$$\begin{cases} I_{PR} = I_{IZM} - I_{PR_C}; \\ R_{PR} = \frac{U_{IZM}}{I_{PR}}; \\ I_{PR_C} = C \frac{dU_{IZM}}{dt}. \end{cases} \quad (5)$$

Тогда:

$$R_{PR} = \frac{U_{IZM}}{I_{IZM} - C \frac{dU_{IZM}}{dt}}. \quad (6)$$

Таким образом, используя выражение (6) по измеренным значениям тока и напряжения можно определить истинное активное сопротивление вакуумного диодного промежутка и затем рассчитать работу выхода поверхности исследуемого образца.

3. Обсуждение результатов

Решение системы дифференциальных уравнений (2) является сложной функцией комплекса параметров L, C, R , где R – сопротивление, зависящее от температуры. Анализ каждого из факторов не входит в задачу настоящей работы. Однако рассмотрим результаты расчётов одного из вариантов для характерных значений $L=0,05$ мГн, $C=36$ пФ, $R=3,2$ Ом. Отметим, что контролируемыми параметрами были: напряжение задающего импульса и напряжение, измеряемое на диодном промежутке, измеряемый ток и ток диодного промежутка.

Временная развертка задающего импульса представлена на рис. 7. и аппроксимировалась кусочно-линейной функцией вида (4). На этом рисунке представлен график отображающий напряжение, которое можно измерять экспериментально. Очевидно, что наличие индуктивности цепи приводит к некоторой затяжке фронта импульса. Следствием емкости цепи является наличие пиков напряжения не имеющих на задающем импульсе. Важно обратить внимание, что отличие измеренного напряжения от задающего напряжения наблюдается только на начальных этапах быстропротекающих процессов и характеризуется временным интервалом до нескольких микросекунд. В дальнейшем отличий между тестовым и измеренным импульсом не наблюдается.

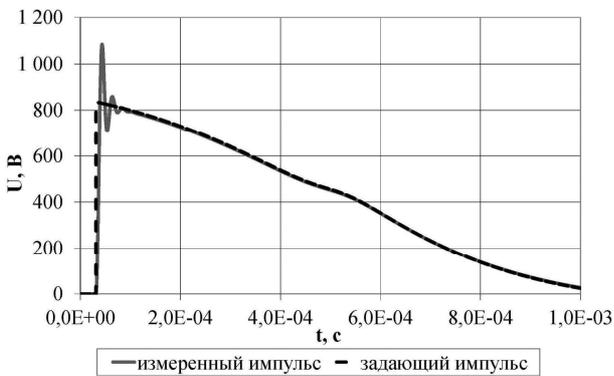


Рис. 7. Задающий и измеренный импульс напряжения

Аналогичное явление наблюдается и при рассмотрении графиков во времени, тока измеренного и истинного (рис. 8а).

В то же время имеются и существенные отличия, основным из которых является не только отличие по величине, но и сдвиг по фазе. Это хорошо можно увидеть на рис. 8б с большим временным разрешением. Именно это явление не позволяет использовать фронты импульсов для измерения ВАХ диодного промежутка и заставляет брать истинное только значение тока с «полочки» импульса.

Наиболее очевидно эти отличия проявляются при построении ВАХ промежутка по измеренным и истинным значениям тока (рис. 9). В этом случае существенные отличия наблюдаются только ВАХ, построенной при измерениях на восходящем быстропротекающем фронте импульса. Для спадающей части импульса, после завершения переходящих процессов обе ВАХ совпадают. Обращает на себя тот факт, что измеренная и истинная ВАХ имеют несколько общих точек, в которых градиент напряжения по времени равен нулю.

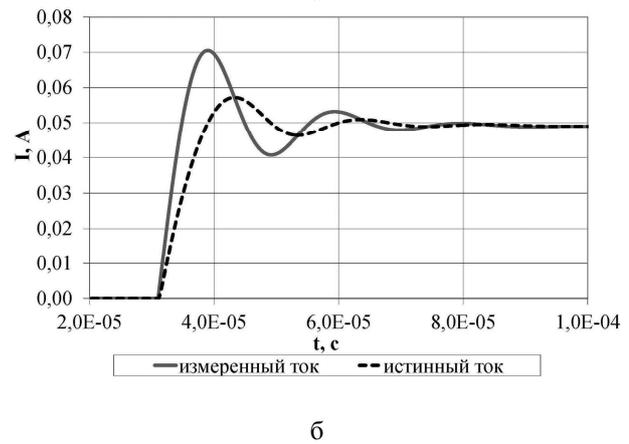
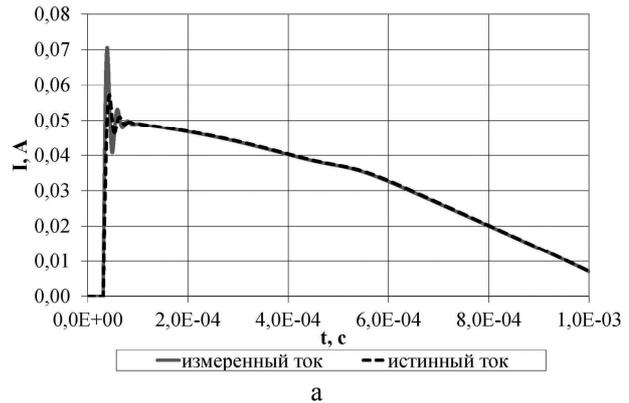


Рис. 8. Развертки импульса тока: а – полная развертка, б – начальная стадия развертки

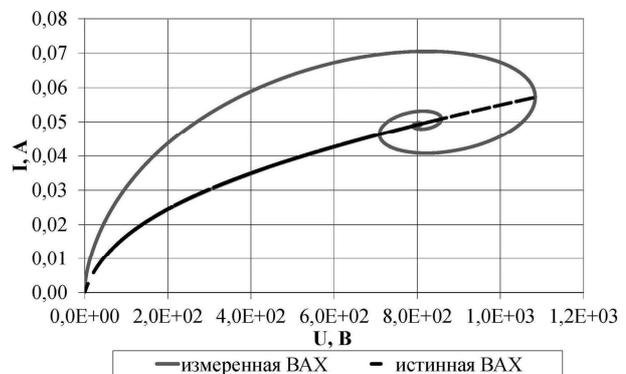


Рис. 9. Измеренная и истинная ВАХ диодного промежутка

Очевидно что:

$$I_{PR} = \frac{U_{IZM}}{R_{PR}}. \quad (7)$$

Подставляя (6) в (7) получаем:

$$I_{PR} = \frac{U_{IZM}}{\frac{U_{IZM}}{I_{IZM} - C \frac{dU_{IZM}}{dt}}} = I_{IZM} - C \frac{dU_{IZM}}{dt}. \quad (8)$$

Положим $dU_{IZM}/dt = 0$ и получим:

$$I_{PR} = I_{IZM}. \quad (9)$$

Этот результат позволяет сделать очень важный вывод, что в случае петлевых ВАХ для построения истинной ВАХ промежутка можно использовать точки с $dU/dt = 0$. При этом необходимость в знании параметров цепи отпадает.

Предварительные исследования системы (2) можно провести, изменяя сопротивление диодного промежутка. Согласно аппроксимации (4) для различных температур проведем расчет системы (2). Результаты представлены на рис. 10, где $T_1 < T_2 < T_3$. Очевиден вывод, что изменение температуры (и как следствие сопротивления диодного промежутка) приводит к трансформации измеренной ВАХ от циклоидоподобной до ВАХ с небольшим гистерезисом. При этом повышение температуры эмиттера (и соответственно снижение его активного сопротивления) приводит к существенному уменьшению влияния реактивной составляющей цепи и сближению измеренной и реальной ВАХ диодного промежутка.

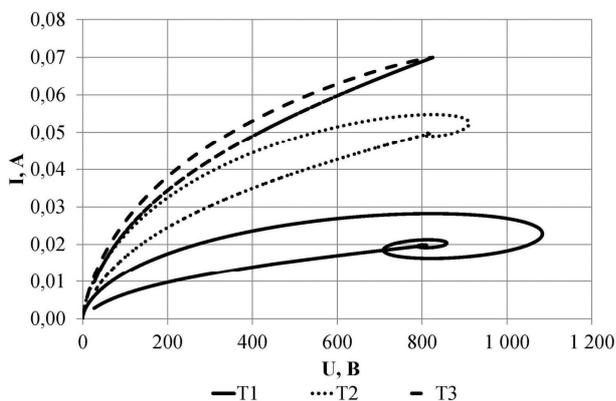


Рис. 10. Изменение измеренной ВАХ при различных температурах эмиттера

Необходимо подчеркнуть, что в системе (2) моделировался диодный промежуток с независимым от времени сопротивлением. В случае разогрева поверхности в течении импульса (как указывалось в

[6]) будет происходить изменение его сопротивления, что необходимо учитывать в расчетах.

Выводы

1. Предложенная в работе модель учитывает реактивную составляющую цепи и адекватным образом описывает измеренные ВАХ диодного промежутка при испытаниях эмиссионных материалов катодов ЭРД.

2. Отмечается существенное влияние реактивной составляющей цепи на измеренные ВАХ, особенно для низких температур эмиттера.

3. Для анализа измеренной ВАХ необходимо знать емкость диодного промежутка, при этом индуктивность контура не вносит погрешностей в расчет (см. формулу (8)).

4. Для построения истинной ВАХ можно использовать данные измеренной ВАХ в точках $dU/dt = 0$, без определения точного значения емкости токопроводящих цепей и устройства испытаний эмиттеров. Это существенно упрощает интерпретацию измеренных ВАХ.

Литература

1. Владимиров, Г.Г. Физическая электроника. Ч. 1. Термоэлектронная эмиссия [Текст] / Г.Г. Владимиров. – СПб: СПбГУ, 2007. – 187 с.
2. Демидов, Н.Ф. Методика одиночных импульсов для исследования эмиссионных свойств термокатодов [Текст] / Н.Ф. Демидов, А.Б. Киселев, И.С. Мазуров // Вопросы радиоэлектроники: Сер. 1. Электроника. – 1964. – № 4. – С. 111 – 119.
3. Солонинко, Е.П. Измерительный безынерционный комплекс для определения эмиссионных способностей эмиссионных материалов [Текст] / Е.П. Солонинко // Радиоелектронні і комп'ютерні системи. – 2013. – № 2(61). – С. 24–30.
4. Дудкин, В.Н. Активирование оксидных катодов отбором тока [текст] / В.Н. Дудкин, А.Б. Киселев // Электронная техника: Сер. 1. Электроника СВЧ. – 1976. - №1. – С. 60 – 66.
5. Справочник по электролитическим конденсаторам [Текст] / М.Н. Дьяконов, В.И. Карабанов, В.И. Присняков и др.; под общ. ред. И.И. Четверткова, В.Ф. Смирнова. – М.: Радио и связь, 1983. – 576 с.
6. Кислицын, А.П. Распределение температуры в активном слое оксидного катода при непрерывном и импульсном токоотборах [Текст] / А.П. Кислицын, С.Ю. Подгорный, А.А. Таран // Авиационно-космическая техника и технология. – 2012. – № 3(90). – С. 47-55.

Поступила в редакцию 20.05.2013, рассмотрена на редколлегии 12.06.2013

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры 401 А.И. Оранский, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

**РОЗРАХУНОК ВОЛЬТ-АМПЕРНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ДІОДНОГО ПРОМІЖКУ
В РЕЖИМІ ОДНОГО ІМПУЛЬСУ ПРИ ВИПРОБУВАННЯХ КАТОДІВ
ЕЛЕКТРОРЕАКТИВНИХ ДВИГУНІВ**

А.В. Лоян, Є.П. Солонинко

У даній роботі розглянуто можливість визначення активного опору діодного проміжку при визначенні роботи виходу поверхні методом повного струму. Авторами запропоновано повну і еквівалентну електричні схеми пристрою для випробування емітерів катодів ЕРД. Надано математичну модель і метод її вирішення. Наведено результати розрахунку та аналізу. Показано, що при довільному імпульсі тестової напруги істинні значення струму можуть бути отримані у разі відомого значення ємнісної складової пристрою випробування емітерів і струмопровідної лінії.

Ключові слова: опір діодного проміжку, емітер, імпульс напруги.

**V-A CHARACTERISTIC CALCULATION OF DIODE GAP IN A SINGLE IMPULSE
DURING TESTS OF EMITTERS FOR ELECTRIC PROPULSION**

A.V. Loyan, E.P. Solonynko

In this paper we consider the possibility of determination of active resistance of diode gap for determination of surface work function by total current method. The authors propose a complete and equivalent electrical circuit of testing device of cathode emitters for electric propulsion. We give a mathematical model and a method for its solution. The results of calculations and analysis are presented. It is shown that for any impulse of test voltage the true current values can be received in the case of known value of the capacitance of the emitter test device and the conductance of electric line.

Key words: resistance of diode gap, emitter, voltage pulse.

Лоян Андрей Витальевич – канд. техн. наук, ст. науч. сотр. кафедры 401, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: a.loyan@khai.edu.

Солонинко Евгений Павлович – аспирант каф. 401, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: solonynkoyevgen@gmail.com

УДК 629.78.064.5

Ю.А. ШЕПЕТОВ, Е.А. ДОЛЖИКОВА

*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина***ОЦЕНКА РАЦИОНАЛЬНОГО УГЛА РАСКРЫТИЯ ПАНЕЛЕЙ СОЛНЕЧНЫХ БАТАРЕЙ С ТОЧКИ ЗРЕНИЯ МАКСИМУМА ЭНЕРГОПРИХОДА**

В работе приведена оценка энергоприхода от панелей солнечных батарей малого космического аппарата класса микроспутник для дистанционного зондирования Земли для различных углов расположения панелей, значений высоты орбиты и местного времени прохождения восходящего узла орбиты. Проведенные расчеты дают возможность определить рациональные углы установки панелей солнечных батарей для космических аппаратов рассматриваемого класса. В работе рассчитано изменение максимального значения коэффициента использования солнечного излучения для каждого случая и на основе этих данных сделан вывод о максимально эффективном расположении фотоэлектрических батарей с точки зрения обеспечения максимума энергоприхода за один виток.

Ключевые слова: дистанционное зондирование Земли, космический аппарат, фотоэлектрический элемент, угол установки панелей, расчетная модель, освещенность, энергоприход.

Введение

В настоящее время создание и развитие космических средств и технологий дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) является одним из важнейших направлений применения космической техники для социально-экономических и научных целей. В мире успешно эксплуатируются десятки космических аппаратов (КА) ДЗЗ.

На различных стадиях разработки находятся от 200 до 300 новых проектов по реализации перспективных возможностей наблюдения и съемки Земли из космоса. Наблюдается быстрый прогресс в области повышения технического уровня космических аппаратов и сокращения затрат на их создание и эксплуатацию. Это обеспечивается за счет применения новых конструкционных материалов и методов проектирования, минимизации массогабаритных характеристик, разработки унифицированных орбитальных платформ.

Многообразие решаемых прикладных и научных задач ДЗЗ, непрерывное расширение состава и рост информационных характеристик бортовых съемочных и зондирующих приборов, развитие новых технологий интерпретации и использования получаемых космических данных, стремительный процесс технического совершенствования и удешевления КА ДЗЗ, а также набирающая темпы интенсификация международного сотрудничества по созданию глобальных систем наблюдения Земли дают все основания прогнозировать, что в период до 2025 года космические средства ДЗЗ станут наиболее приоритетным и эффективным классом косми-

ческих аппаратов гражданского назначения, как за рубежом, так и в нашей стране [1].

Постановка задачи

В полном соответствии с наблюдающимся интенсивным ростом мирового рынка продуктов и услуг на основе космической информации, предоставляемой космическими средствами наблюдения Земли, сейчас происходит бурное развитие космических аппаратов и космических технологий ДЗЗ.

Только в 2012 году на орбиты вокруг Земли запущены 24 гражданских, коммерческих и военных КА для съемки Земли, принадлежащие 13 странам и организациям. Бесспорным лидером по числу запущенных национальных КА дистанционного зондирования Земли ДЗЗ стал Китай, затем Россия, Франция и другие страны, запустившие по одному микроспутнику [1].

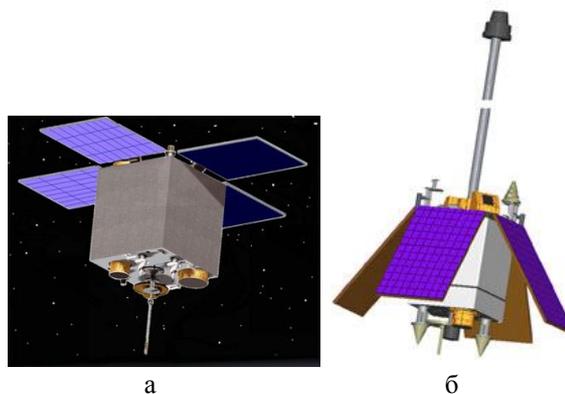


Рис. 1. Микроспутник ДЗЗ: а – Sich; б – MC - 1

Такие КА имеют несколько специфических черт, обусловленных объективными факторами. Как правило, они запускаются на круговую солнечно-синхронную орбиту. Это позволяет объекту съемки постоянно находиться в фокусе сканирующей аппаратуры. При этом положение плоскости орбиты относительно направления на Солнце в течение года не меняется. Также ориентация таких КА в большинстве случаев одноосная. Ось направлена на центр Земли. Угол раскрытия панелей обычно фиксирован, так как установка механизмов ориентации солнечных батарей влечет за собой неизбежное увеличение массы КА и стоимости [2].

Таким образом, неориентированные панели фотоэлектрических батарей (БФ) обычно располагаются на корпусе симметрично относительно продольной оси КА.

В идеале, с учетом неопределенности направления на Солнце, такую форму расположения панелей относительно продольной оси КА можно описать в виде конуса.

Решение поставленной задачи

Для того чтобы определить угол раскрытия панелей микроспутника, при котором энергоприход на рабочую поверхность будет максимальным были проведены следующие расчеты.

В качестве рабочей модели геометрии фотоэлектрической батареи был принят конус (рис. 2) с углом раскрытия 2γ . Боковая поверхность объекта покрыта фотоэлектрическими элементами. Под углом α к плоскости основания конуса направлен вектор направления на Солнце \vec{S} , который находится в плоскости XOZ.

Проведем расчет для произвольного элемента на поверхности конуса перпендикулярно, к которому направлен вектор нормали \vec{N} .

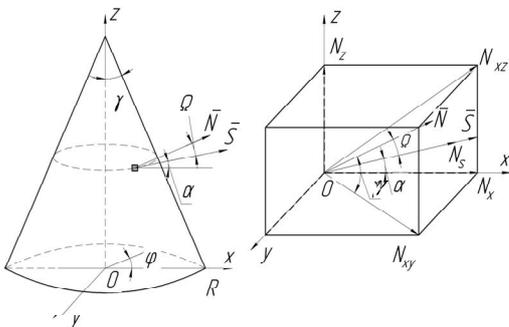


Рис. 2. Расчетная модель геометрии БФ

Освещенность произвольного элемента будет определяться значением $\cos\Omega$, где $\cos\Omega$ – угол между векторами \vec{N} и \vec{S} .

$$\cos\Omega = \frac{N_s}{N}, \tag{1}$$

где N_s – проекция вектора \vec{N} на вектор \vec{S} .

В соответствии с рис. 2 выражение (1) принимает вид:

$$\cos\Omega = \cos\varphi \cdot \cos\gamma \cdot \cos\alpha + \sin\gamma \cdot \sin\alpha, \tag{2}$$

где φ – угловая координата N_{xy} относительно оси x.

Для каждого угла α , значение $\varphi_{кр}$ (угол раскрытия для конического сектора освещенной части конуса) находится из условия $\cos\Omega=0$. Его можно определить как образующую вдоль поверхности конуса, для которой вектор нормали \vec{N} перпендикулярен направлению на Солнце (рис. 3).

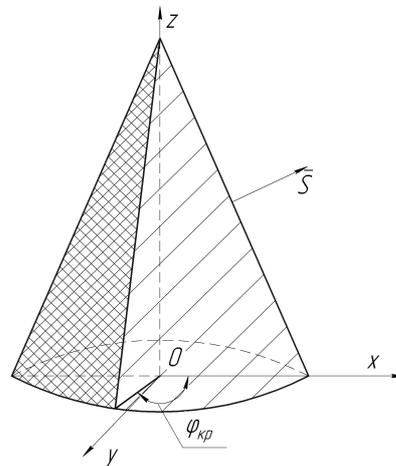


Рис. 3. Расчетная модель для определения энергоприхода на поверхность БФ

Приравняв выражение (2) к нулю, найдем значение $\varphi_{кр}$:

$$\varphi_{кр} = \arccos(\operatorname{tg}\alpha \cdot \operatorname{tg}\gamma). \tag{3}$$

Рассмотрим выражение для получения площади боковой поверхности конуса ($S_{бок}$):

$$S_{бок} = \int_0^R \int_0^{2\pi} \frac{RdRd\varphi}{\sin\gamma} = \frac{\pi \cdot R^2}{\sin\gamma}, \tag{4}$$

где R – радиус основания конуса.

Следовательно, изменение площади освещенного участка ($S_{осв}$) будет иметь вид:

$$S_{осв} = \int_0^R \int_{-\varphi_{кр}}^{+\varphi_{кр}} \frac{RdRd\varphi}{\sin\gamma} \cdot \cos\Omega. \tag{5}$$

С учетом выражений (4) и (5) определим интегральный коэффициент освещенности площади поверхности конуса ($K_{осв}$):

$$K_{осв} = \frac{S_{осв}}{S_{бок}}. \quad (6)$$

После ряда преобразований выражение (6) принимает вид:

$$K_{осв} = \frac{1}{\pi} \cdot (\cos \gamma \cdot \cos \alpha \cdot \sin \varphi_{кр} + \varphi_{кр} \cdot \sin \alpha \cdot \sin \gamma). \quad (7)$$

Тогда суммарный коэффициент освещенности ($K_{\Sigma осв}$) запишем следующим образом:

$$K_{\Sigma осв} = \frac{1}{S_{бок}} \int_S K_{осв} dS, \quad (8)$$

где dS – единица площади поверхности конуса.

Таким образом, мощность, вырабатываемая боковой поверхностью конуса, можно записать в виде формулы:

$$P(\tau) = K_{\Sigma осв} \cdot S_{бок} \cdot E \cdot \eta_{БФ}, \quad (9)$$

где E – солнечная постоянная ($E=1360 \text{ Вт/м}^2$);

$\eta_{БФ}$ – коэффициент полезного действия фотоэлектрической батареи.

Рассмотрим движение космического аппарата на орбите. Для этого изменим систему координат и введем угол α' , это угол между осью конуса и вектором направления на солнце ($\alpha'=90-\alpha$).

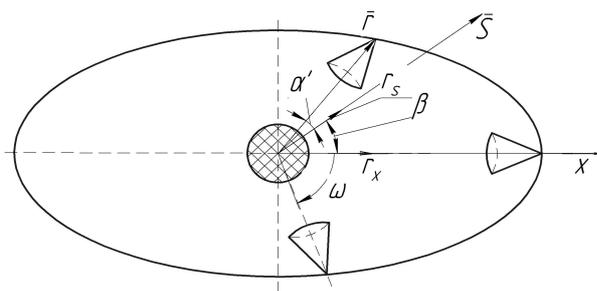


Рис. 4. Схема движения космического аппарата по орбите

В соответствии с рис. 4 $\cos \alpha'$ вычислим по формуле:

$$\cos \alpha' = \frac{r_s}{r}, \quad (10)$$

где r_s – проекция r_x на вектор \vec{S} ;

r – радиус-вектор.

$$r_s = r_x \cdot \cos \beta, \quad (11)$$

где r_x – проекция вектора r на ось x ;

β – угол между плоскостью орбиты спутника и вектором направления на Солнце (угол ПОС).

Проекцию вектора r на ось x определим следующим образом:

$$r_x = r \cdot \cos \omega, \quad (12)$$

где ω – аргумент перигея орбиты.

Следовательно, выражение (10) принимает вид:

$$\cos \alpha' = \cos \beta \cdot \cos \omega. \quad (13)$$

Продолжительность теневого участка определяется моментами входа спутника в тень и выхода из нее. Для проведения дальнейших исследований интерес представляет угол тени (ω_T), которую отбрасывает Земля (рис. 5).

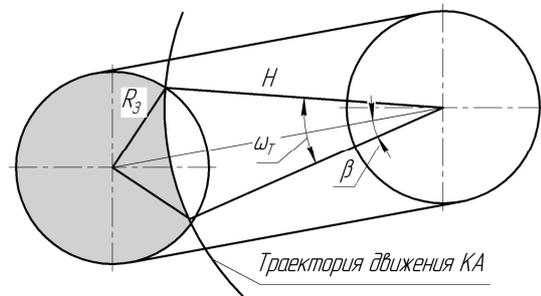


Рис. 5. Расчётная схема для вычисления длительности тени на витке

Особенностью космического аппарата класса ДЗЗ является то, что он, как правило, функционирует на круговой, солнечно-синхронной орбите. Это позволяет ему находиться над одним и тем же участком земной поверхности в одно и то же местное время и на одной высоте. Поэтому принимаем движение Солнца по эклиптике круговым, а тень Земли цилиндрической без учета полутени [3].

При таких условиях найдем значение ω_T :

$$\cos \frac{1}{2} \omega_T = \frac{\cos \beta_{кр}}{\cos \beta}, \quad (14)$$

где $\beta_{кр}$ – значение угла ПОС, при котором тень Земли не влияет на освещенность спутника.

Для получения суммарного значения коэффициента использования солнечного излучения ($K_{исп}$) необходимо учесть влияние тени Земли на освещенность космического аппарата:

$$\begin{cases} \omega_T = 2 \cdot \arccos \left(\frac{\cos \beta_{кр}}{\cos \beta} \right), & \text{при } \beta \leq \beta_{кр}; \\ \omega_T = 0, & \text{при } \beta \geq \beta_{кр}, \end{cases} \quad (15)$$

где $\beta_{кр}$ определяется выражением:

$$\beta_{кр} = \arcsin \left(\frac{R_3}{R_3 + H} \right), \quad (16)$$

где R_3 – радиус Земли (6732 км);

H – высота орбиты космического аппарата.

Из вышеизложенного следует, что коэффициент использования солнечного излучения принимает вид:

$$K_{исп} = \frac{1}{T_{вит}} \int_0^{T_{вит}} K_{\Sigma осв} d\tau, \quad (17)$$

где $T_{вит}$ – длительность витка (мин).

Мощность солнечного излучения, попадающего на поверхность конуса, можно определить с помощью выражения:

$$W_{\text{виток}} = K_{\text{исп}} \cdot S_{\text{бок}} \cdot E \cdot \eta_{\text{БФ}} \cdot T_{\text{вит}} \quad (18)$$

Результаты численных экспериментов

Главной задачей расчетов являлось получение зависимости коэффициента использования солнечного излучения от угла между плоскостью орбиты спутника и направлением на Солнце (ПОС – угол β) и угла раскрытия конуса (2γ), для наглядности результатов в расчетах использовался угол γ , т.е. половина полного угла раскрытия. В качестве переменных в каждом отдельном расчете выступали значения углов γ и β . Эти два значения являются определяющими количества солнечной энергии, поступающей на единицу площади.

На рисунке 6 показано изменение угла γ_{max} , т.е. значения угла раскрытия конуса, при котором наблюдается максимальное значение коэффициента использования солнечного излучения, для различных значений угла β .

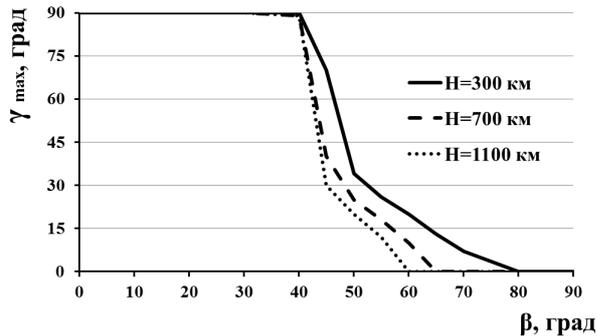


Рис. 6. Изменение значения γ_{max} в зависимости от β для различных значений высоты.

На основе полученных результатов можно сделать вывод, что при значениях угла ПОС ниже 40° рационально устанавливать фотоэлектрические батареи под углом 90° , т.е. использовать конструкцию цилиндра. При $\beta \geq 40^\circ$ γ_{max} стремительно уменьшается и достигает 0° (плоскость) при $\beta=60^\circ$, если спутник функционирует на высоте 1100 км и при $\beta=80^\circ$ на высоте 300 км.

На рисунке 7 приведен расчет ожидаемого максимального коэффициента использования солнечного излучения для различных значений угла ПОС. Значения β варьируются в пределах $0 \dots 90^\circ$

Максимальное значение коэффициента использования солнечного излучения ($0,32 \dots 0,33$) наблюдается при соотношениях крайних положений плоскости орбиты относительно Солнца и крайних значений угла установки панелей. Минимальное значение

$K_{\text{исп}}$ ($0,22 \dots 0,25$) для любых β наблюдается в пределах $30^\circ \leq \gamma \leq 50^\circ$ независимо от высоты.

На рисунке 8 приведен расчет ожидаемого максимального коэффициента использования солнечного излучения для различных значений угла γ при различной высоте орбиты. Значения γ варьируются в пределах $0 \dots 90^\circ$

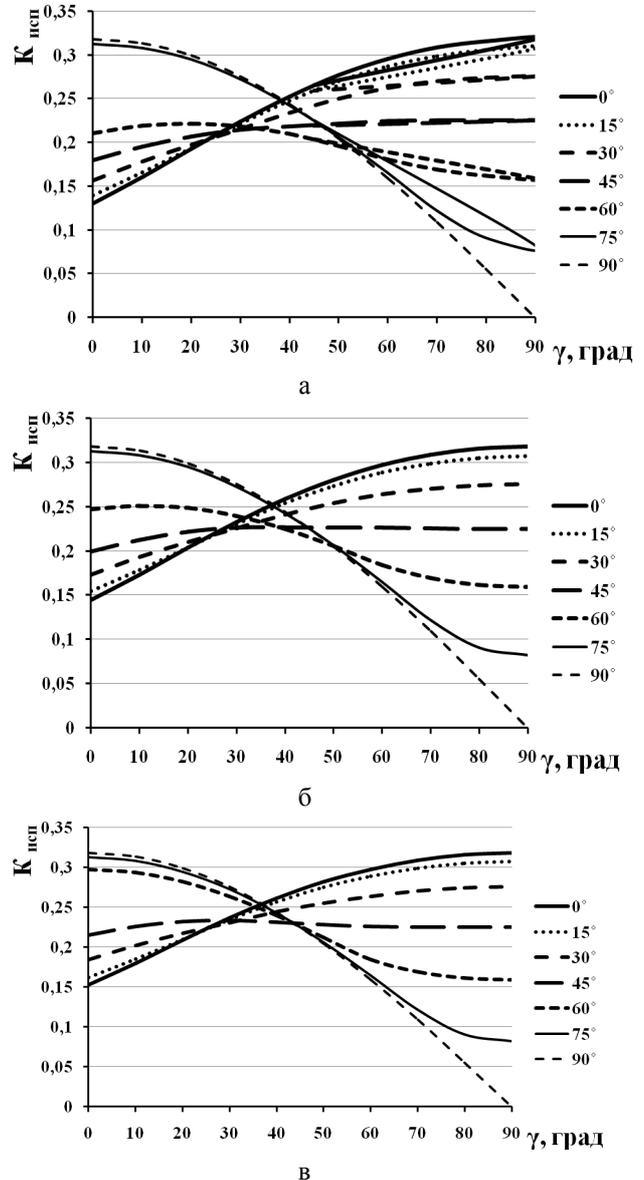
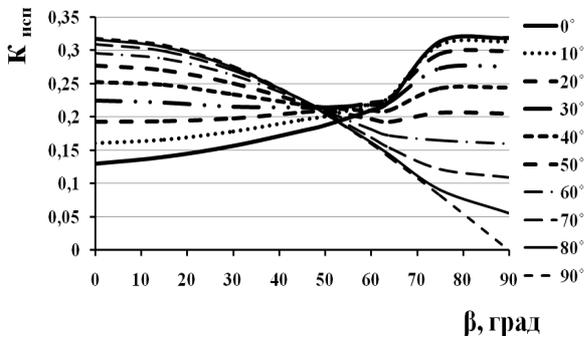


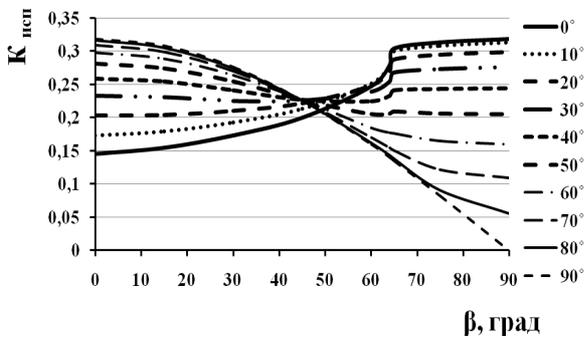
Рис. 7. Изменение максимального значения коэффициента использования солнечного излучения для различных значений угла ПОС: а – на высоте 300 км; б – на высоте 700 км; в – на высоте 1100 км

Максимальное значение коэффициента использования солнечного излучения составляет $0,32 \dots 0,33$ и достигается также в крайних положениях. Минимальное значение $K_{\text{исп}}$ для любых γ наблюдается в пределах $40^\circ \leq \beta \leq 60^\circ$ независимо от высоты и варьируется в пределах $0,22 \dots 0,23$.

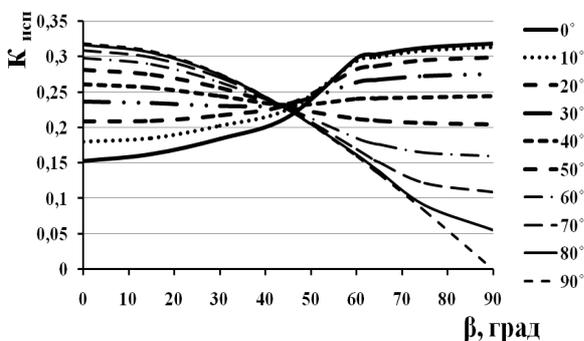
На основе полученных результатов был построен график (рис. 9) зависимости изменения максимального значения коэффициента использования солнечного излучения от различных значений угла β при разных значениях высоты орбиты космического аппарата.



а



б



в

Рис. 8. Изменение максимального значения коэффициента использования солнечного излучения для различных значений угла γ : а – на высоте 300 км; б – на высоте 700 км; в – на высоте 1100 км

Полученный график дает возможность сделать вывод, что независимо от высоты орбиты для различных значений угла β минимальное значение коэффициента использования солнечного излучения достигается в пределах 40-55°. Следует учесть, что при минимальной высоте орбиты $K_{исп\ max}$ стремительно уменьшается до значения 0,22...0,23 при $\beta=50^\circ$ и достигает значения, приближенного к мак-

симальному, только при $\beta=80^\circ$. С увеличением высоты орбиты минимум $K_{исп\ max}$ смещается по оси γ , а значение $K_{исп\ max}$ начинает стремительно увеличиваться и уже при $\beta=60^\circ$ приближается к максимальному значению, что увеличивает суммарный энергоприход.

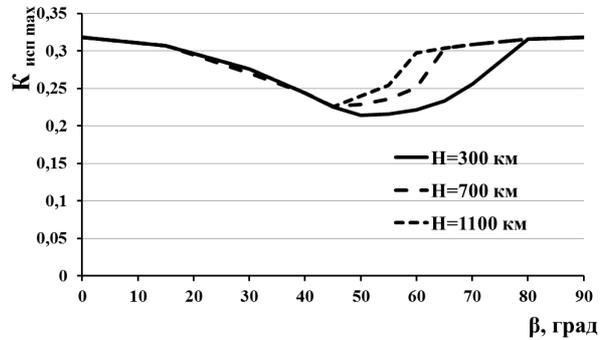


Рис. 9. Максимальное значение коэффициента использования солнечного излучения для различных значений угла ПОС и высоты орбиты спутника

Заключение

Изменение максимального значения коэффициента использования солнечного излучения было рассчитано для значений угла раскрытия панелей γ и угла между плоскостью орбиты и направлением на Солнце β в пределах 0...90°. Полученные результаты дают основание сделать вывод, что максимальное значение (0,3...0,32) коэффициента использования солнечного излучения достигается в крайних положениях плоскости орбиты относительно Солнца и крайних значения угла установки панелей. При этом значению $\beta=0^\circ$ (направление на Солнце лежит в плоскости орбиты) соответствует $\gamma=90^\circ$ (цилиндр) и, наоборот, $\beta=90^\circ$ (направление на Солнце перпендикулярно плоскости орбиты) соответствует $\gamma=0^\circ$ (плоскость).

Что касается промежуточных значений, то при положениях орбиты с $40^\circ \leq \beta \leq 60^\circ$ суммарный энергоприход, практически, не зависит от угла установки панелей и при этом $K_{исп}=0,22...0,23$, т.е. примерно в 1,45 раза меньше по сравнению с максимально возможным.

Также для орбит $\beta \leq 40^\circ$ влияние высоты орбиты практически никак не сказывается на характере изменения энергоприхода при изменении углов установки панелей.

Изложенная методика и полученные результаты дают возможность проанализировать изменение максимального коэффициента использования солнечного излучения в зависимости от 3-х параметров – высота орбиты, угол раскрытия панелей и угол направления на Солнце относительно плоскости

орбиты, и определить рациональные значения углов установки панелей для конкретных параметров запуска космического аппарата.

Литература

1. Задачи ДЗЗ и требования к космической информации (КИ) для их решения [Текст] // Концепция развития российской космической системы дистанционного зондирования Земли на период до 2025 года. – М.: Рос. Космос, 2006. – С. 4-10.

2. Безручко, К.В. Расчет освещенности и температуры солнечных энергоустановок искусст-

венных спутников Земли в условиях орбитального полета [Текст]: учеб. пособие по курсовому и дипломному проектированию / К.В. Безручко, А.В. Горовой, И.Б. Туркин; Харк. нац. аэрокосмический ун-т. – Х.: Гос. аэрокосмический ун-т "ХАИ", 1999. – 66 с.

3. Белов, Д.Г. Освещенность и ориентация солнечных батарей искусственных спутников Земли [Текст]: учеб. пособие по преддипломному курсу специальности 8.101305 / Д.Г. Белов, С.В. Губин, Ю.А. Шепетов; Харк. нац. аэрокосмический ун-т. – Х.: Гос. Аэрокосмический ун-т "ХАИ", 2001. – 40 с.

Поступила в редакцию 5.06.2013, рассмотрена на редколлегии 12.06.2013

Рецензент: д-р техн. наук, проф., заместитель генерального директора по научной работе В.Н.Борщов, ГП "Научно-исследовательский технологический институт приборостроения", Харьков, Украина

ОЦІНКА РАЦІОНАЛЬНОГО КУТА РОЗКРИТТЯ ПАНЕЛЕЙ СОНЯЧНИХ БАТАРЕЙ З ТОЧКИ ЗОРУ МАКСИМУМУ ЕНЕРГОПРИХОДУ

Ю.О. Шепетов, К.О. Должикова

У роботі наведено оцінку енергоприходу від панелей сонячних батарей малого космічного апарату класу мікросупутник для дистанційного зондування Землі для різних кутів розташування панелей, значень висоти орбіти і місцевого часу проходження висхідного вузла орбіти. Проведені розрахунки дають можливість визначити раціональні кути розташування панелей сонячних батарей для космічних апаратів розглянутого класу. У роботі розраховано зміну максимального значення коефіцієнта використання сонячного випромінювання для кожного випадку і на основі цих даних зроблено висновок про максимально ефективне розташування фотоелектричних батарей з точки зору забезпечення максимуму енергоприходу за один виток.

Ключові слова: дистанційне зондування Землі, космічний апарат, фотоелектричний елемент, кут встановки панелей, розрахункова модель, освітленість, енергоприхід.

THE ESTIMATION OF SOLAR BATTERIES PANELS RATIONAL DEPLOYMENT ANGLE ACCORDING TO MAXIMUM INCOMING ENERGY

Yu.A. Shepetov, E.A. Dolzhukova

This paper provides the estimation of incoming energy from the solar panels of the small spacecraft (microsatellite) for Earth remote sensing in accordance to different panels deployment angles, the orbit height and the local transit time of the orbit ascending node. The calculations make it possible to determine the rational deployment angles of the solar panels cells for space crafts of this class. The paper is targeted the change of the maximum value of solar radiation utilization coefficient for each case and on the basis of these data, concluded that the most efficient arrangement of photovoltaic cells from the point of view of ensuring maximum incoming energy per one revolution.

Key words: Earth remote sensing, spacecraft, photoelectric cell, the deployment angle of the panels, the design model, sun lighting, quantity of radiant energy per square unit.

Шепетов Юрий Алексеевич – 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.

Должикова Екатерина Александровна – аспирант каф. ракетно-космических двигателей и энергоустановок летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

УДК 621.3.032.21

А.А. ТАРАН, А.П. КИСЛИЦЫН

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

ИЗМЕНЕНИЕ СТРУКТУРЫ КАТОДНЫХ МАТЕРИАЛОВ НА ОСНОВЕ ВаHfO₃–W ПРИ ИМПУЛЬСНОМ ТОКООТБОРЕ

Представлены результаты рентгенодифрактометрических и электронно-микроскопических исследований состава и структуры поверхности и приповерхностных слоев высокотемпературных композиционных катодных материалов на основе гафната бария с вольфрамом с различным процентным содержанием компонент. Исходная структура этих эмиттеров представляет собой в основном зерна вольфрама и гафнат бария с небольшим количеством оксида бария. В процессе активирования на поверхности катода образуется пористый слой гафния. Площадь пор составляет 10...15 % от общей эмитирующей поверхности. Под верхним слоем находится промежуточный слой твердых растворов бария, гафния, вольфрама и их химических соединений (с нарушенной стехиометрией). Высокая эмиссионная активность этих материалов обусловлена адсорбцией бария на гафнии. Барий при этом диффундирует через развитую систему пор.

Ключевые слова: катод, гафнат бария, вольфрам, адсорбция, работа выхода электрона.

1. Общая постановка проблемы, связь с научно-практическими задачами, обзор публикаций и анализ нерешенных проблем

Для ракетно-космической техники и высокоэлектронной электроники всегда было актуальным использование таких термоэмиссионных катодных материалов, которые позволяли бы значительно уменьшить энергетические затраты на их нагрев до рабочих температур без потери величины эмиссионного тока, т.е. материалов с более низким значением работы выхода электрона.

Среди перспективных катодных материалов можно выделить новые высокотемпературные оксидные катодные материалы на основе скандатов или гафнатов бария.

В работах [1–3] описан способ получения прессованных композиционных высокотемпературных оксидных катодов на основе системы гафнат бария-вольфрам с различным процентным содержанием компонентов и представлены результаты исследований термоэмиссионных свойств катодных материалов в системе ВаHfO₃ – W в импульсном режиме токоотбора. Было показано, что введение мелкодисперсного вольфрама приводит к интенсификации восстановления свободного бария из соединения ВаHfO₃ и, как следствие, к снижению работы выхода электрона при образовании адсорбционной системы барий на гафнии.

Предложенный композиционный материал значительно расширяет температурный диапазон работы бариевых термокатодов. Для наиболее эффек-

тивного термоэмиссионного материала (63 мас. % ВаHfO₃ – 37 мас. % W) в диапазоне температур от 1200 до 1720 К работа выхода электрона изменяется от 2,11 до 2,23 эВ, а в диапазоне от 1720 до 2000 К – от 2,23 до 2,53 эВ. При T = 2000 К плотность термоэмиссионного тока достигает значений 230 А/см².

Однако до настоящего времени не представлены подробные исследования исходной структуры катодов на основе ВаHfO₃–W, изменения структуры и состава поверхности и приповерхностных слоев этих катодных материалов в процессе их активирования и при импульсном токоотборе.

Настоящая работа посвящена исследованию изменений структуры и состава поверхности материалов ВаHfO₃–W с привлечением рентгенодифрактометрического и электронно-микроскопического методов анализа.

2. Цель исследований

Целью проведенных исследований явилось изучение состава и структуры катодов в системе ВаHfO₃–W до и после проведения эмиссионных испытаний, а также выяснение влияния состава и структуры эмитирующей поверхности на термоэмиссионную активность таких материалов.

3. Результаты исследований

Исследования структуры и состава поверхности, приповерхностных слоев и объема катодных материалов выполнялись с помощью рентгеновского дифрактометра ДРОН-1,5 и растрового электронного микроскопа РЭМ-106 с рентгеновским энергодисперсионным микроанализатором ЭДАР.

Рассмотрим вначале результаты качественного и количественного рентгенодифрактометрического анализа образцов катодов, который проводился на дифрактометре ДРОН-1,5 в Cu K_β - излучении. В качестве монохроматора использовался кристалл пиролитического графита (отражение $\{002\}$). Изучался фазовый состав пяти катодов, прошедших эмиссионные испытания: индивидуального BaHfO_3 , катодов в системе $\text{BaHfO}_3 - \text{W}$ с 29, 44, 70 и 87 мас. % W.

Проведенные исследования показывают, что все изученные катоды характеризуются наличием приповерхностного слоя толщиной до 10–20 мкм, фазовый состав которого существенно отличается от состава объема образцов (табл. 1). Фазовый состав объема изучался после измельчения образцов.

В объеме катодов в системе $\text{BaHfO}_3 - \text{W}$ фиксируются только линии гафната бария и вольфрама, а в образце индивидуального BaHfO_3 зафиксировано наличие небольшого содержания BaO .

При изучении состава приповерхностного слоя для образца с 44 мас. % W по неустановленной причине наблюдается очень слабая интенсивность отражения, что не позволяет идентифицировать фазы в этом слое. Для других образцов с вольфрамом фиксируются интенсивные линии фаз, которые не удалось расшифровать. Вполне возможно, что такими фазами являются гафнат бария, вольфраматы гафния и бария с нарушенной стехиометрией по барию и гафнию (или их твердые растворы).

Таким образом, проведенные рентгенодифрактометрические исследования катодов не позволили достоверно определить фазовый состав приповерхностного слоя.

В дальнейшем проводились исследования структуры и состава поверхности катодов на основе $\text{BaHfO}_3 - \text{W}$ на растровом электронном микроскопе РЭМ-106. Вначале рассмотрим структуру и состав поверхности наиболее эмиссионно-активного катодного материала 63 мас. % $\text{BaHfO}_3 - 37$ мас. % W.

Исходная структура поверхности представлена на рис. 1.

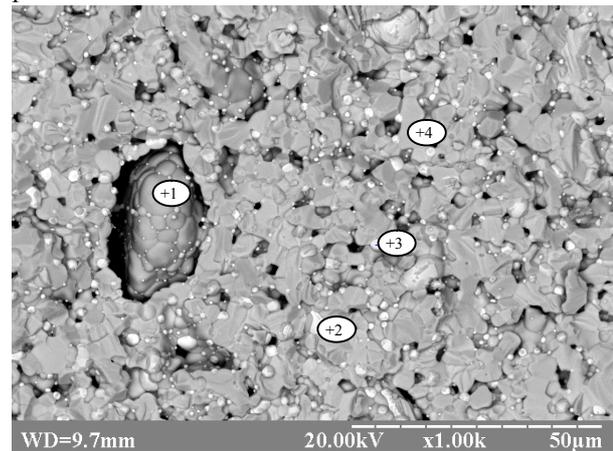


Рис. 1. Электронно-микроскопическое изображение поверхности 63 мас. % $\text{BaHfO}_3 - 37$ мас. % W до эмиссионных испытаний

Поверхность этого материала состоит из различных зерен и характеризуется достаточно высокой пористостью. Серые области (точки 1 и 4) представляют собой в основном гафнат бария с небольшим количеством оксида бария BaO . При этом фиксируется достаточно большое количество кислорода, находящегося на поверхности и в объеме этих областей из BaHfO_3 и BaO . Светлые области (точки 2 и 3) представляют собой частицы вольфрама с небольшим количеством бария и гафния. Размеры частиц вольфрама меняются от 0,2 до 3 мкм. После эмиссионных испытаний структура и состав поверхности претерпевают существенные изменения (рис. 2).

На поверхности образуется довольно своеобразная «волнистая» структура, состоящая из очень пористого слоя металлического гафния, в котором не фиксируются кислород, барий, вольфрам и другие элементы. Например, в точке 3 по результатам дисперсионного рентгеновского анализа содержание Hf составляет 100 %.

Таблица 1

Фазовый состав катодов $\text{BaHfO}_3 - \text{W}$ после эмиссионных испытаний по результатам рентгенодифрактометрических исследований

Материал катода	Приповерхностный слой	Объем
BaHfO_3	BaO , BaHfO_3 : интенсивность линий BaO выше интенсивностей линий BaHfO_3 . Наличие текстуры BaO	> 98 % BaHfO_3 ~ 1-2 % BaO
71 мас. % $\text{BaHfO}_3 - 29$ мас. % W	Неустановленные фазы, BaHfO_3 , W, BaO (< 1-2 %)	BaHfO_3 , W
66 мас. % $\text{BaHfO}_3 - 44$ мас. % W	Фазовый состав определить невозможно из-за очень слабой интенсивности отражения	BaHfO_3 , W
30 мас. % $\text{BaHfO}_3 - 70$ мас. % W	Неустановленные фазы (интенсивные линии), слабые линии BaHfO_3 , W, BaO	BaHfO_3 , W
13 мас. % $\text{BaHfO}_3 - 87$ мас. % W	W, BaO (~ 1-2 %), BaHfO_3 (слабые линии, наличие текстуры), неустановленные фазы (интенсивные линии)	BaHfO_3 , W

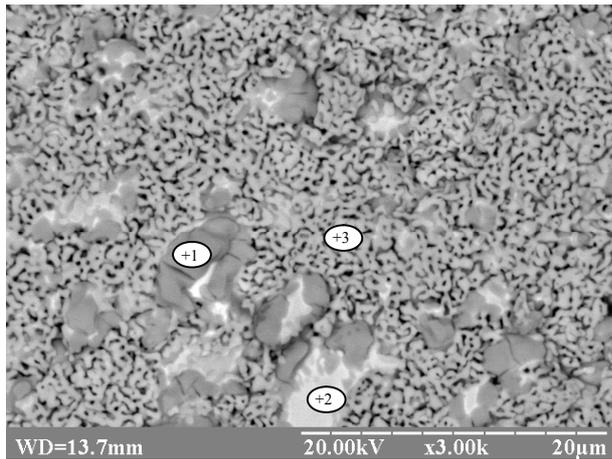


Рис. 2. Электронно-микроскопическое изображение поверхности 63 мас. % ВаНfO₃–37 мас. % W после эмиссионных испытаний

Площадь пор на поверхности катода составляет 10 – 15 % от общей площади эмитирующей поверхности.

Светлые участки (точка 2) поверхности представляют собой частицы вольфрама с адсорбированным гафнием.

Кроме того, на поверхности наблюдаются серые области (см. точку 1 на рис. 2) с характерными размерами от 1 до 5 мкм и больше, которые по данным рентгеновского микроанализа представляют собой зерна вольфрама со слоем вольфрамата гафния Hf(WO₄)₂ (рис. 3).

Исследования структуры и состава поверхности катодов с большим содержанием вольфрама (70 и 87 мас. % W) показывают (рис. 4) практически ту же структуру и состав поверхности, которая характерна для катодного материала с 37 мас. % W за исключением возросшего количества областей с вольфраматом гафния и частиц (зерен) вольфрама.

Таким образом, учитывая результаты рентгенодифрактометрических, электронно-микроскопических исследований с рентгеновским микроанализом, можно представить следующую структуру активированного катода на основе ВаНfO₃ с W (рис. 5).

Объем катода состоит из гафната бария и вольфрама. Непосредственно на поверхности катода находится слой гафния (толщиной, как минимум, 1 мкм). Под верхним слоем гафния находится про-

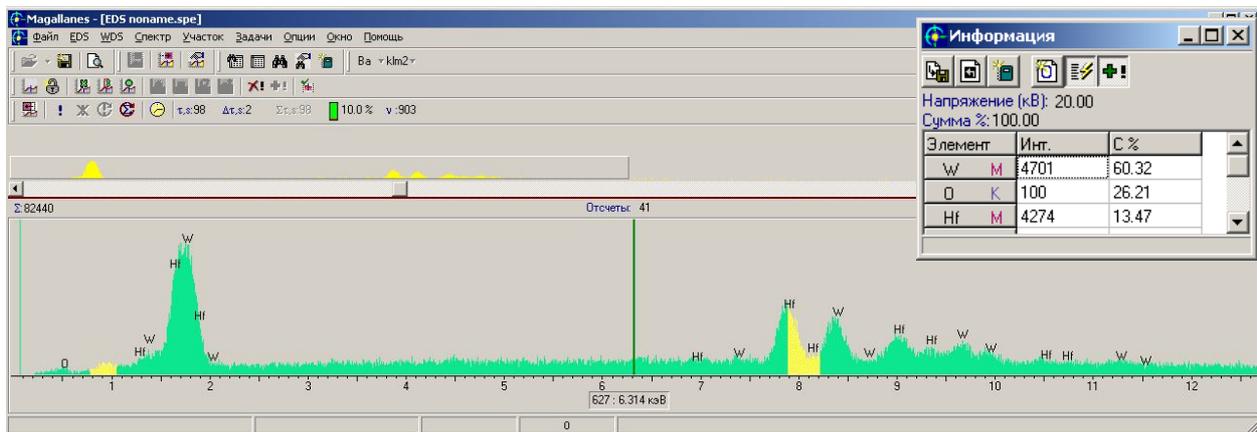
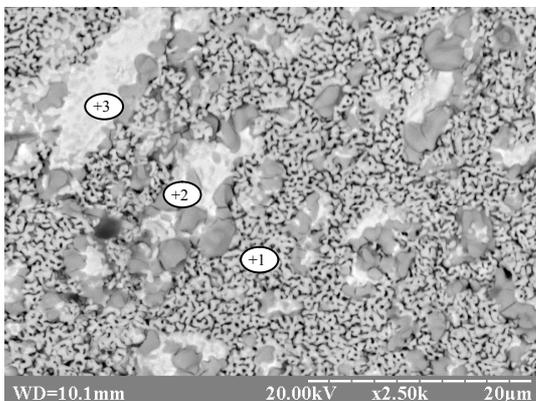
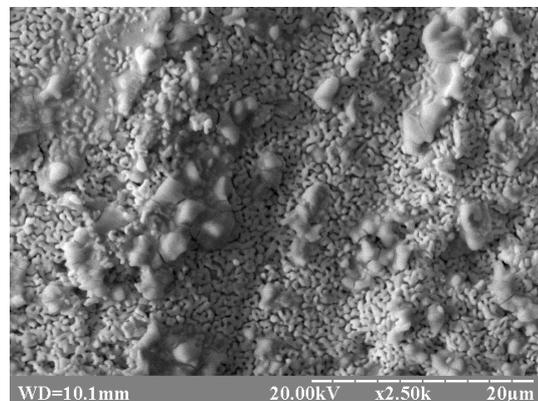


Рис. 3. Энергетический спектр рентгеновского излучения и состав поверхности в массовых процентах в точке 1 рис. 2



а



б

Рис. 4. Электронно-микроскопическое изображение поверхности катода 30 мас. % ВаНfO₃ – 70 мас. % W после эмиссионных испытаний: а – в первичных электронах; б – во вторичных электронах

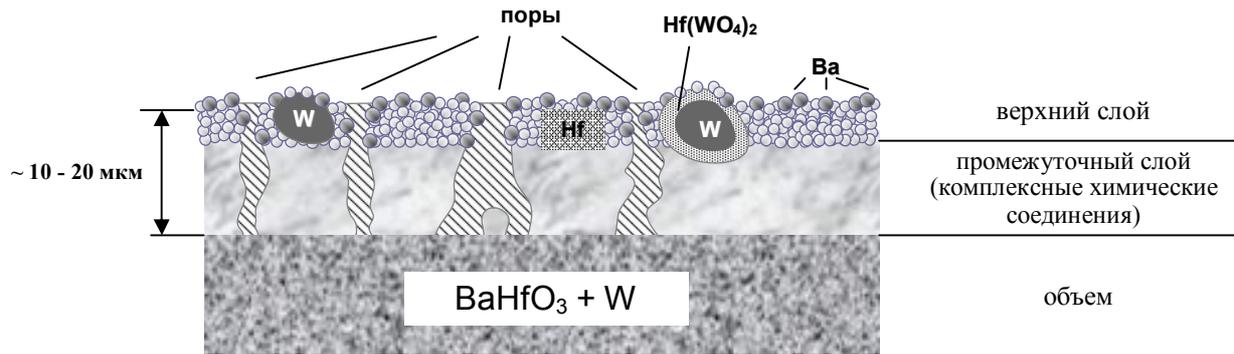


Рис. 5. Схематическая структура активированного катода в системе $\text{BaHfO}_3 - \text{W}$ (поперечное сечение)

межуточный слой со смесью и твердыми растворами соединений бария, гафния и вольфрама (с нарушенной стехиометрией по барию и гафнию). В верхнем и промежуточном слоях находятся частицы вольфрама с вольфраматом гафния; непосредственно на поверхности наблюдаются также частицы вольфрама, покрытые гафнием. Вся приповерхностная структура характеризуется очень высокой пористостью: площадь пор составляет 10...15 % от общей площади эмитирующей поверхности.

Высокая эмиссионная активность рассматриваемых катодов обусловлена адсорбцией на гафнии бария, диффундирующим из промежуточного слоя через развитую систему пор. Действительно, в [4] было показано, что при напылении Ba на поверхность поликристаллического гафния при $T = 1000\text{--}1500\text{ K}$ имеет место снижение работы выхода гафния от 3,53 эВ [5] до 2,4 эВ при монослойном покрытии Ba и до 2,3 эВ при оптимальной концентрации Ba на поверхности. При дополнительном напуске кислорода в диапазоне давлений от $1,3 \cdot 10^{-5}$ до $1,3 \cdot 10^{-3}$ Па фиксировался эффект еще большего снижения работы выхода до 2,15 эВ [4].

В наших экспериментах работа выхода для катода состава 63 мас. % $\text{BaHfO}_3 - 37$ мас. % W при $T = 1200\text{ K}$ составляла 2,11 эВ, что полностью согласуется с данными [4].

Максимальная термоэлектронная эмиссия для состава с 37 мас. % W (20 об. %) обусловлена наиболее выгодными условиями протекания твердофазных химических реакций W с BaHfO_3 . Действительно, если считать, что средние размеры частиц W и BaHfO_3 равны соответственно 0,75 и 10 мкм (и частицы сферические), то наиболее полный контакт частиц W с зернами BaHfO_3 , как показывают расчеты, будет иметь место при объемном содержании W, равном 20 об. %, что и имеет место в наших экспериментах. Именно при таком содержании вольфрама обеспечивается оптимальная концентрация атомов бария (степень покрытия) эмитирующей поверхности (состоящей, в основном, из Hf) путем диффузии Ba по поверхности пор, что приводит к

возрастанию термоэмиссионного тока и снижению работы выхода электрона. В случае изменения дисперсности как частиц W, так и BaHfO_3 , концентрационные зависимости плотности термоэмиссионного тока могут несколько отличаться от полученных ранее в [4].

Предложенная модель строения катодов в системе $\text{BaHfO}_3 - \text{W}$ (см. рис. 5) позволяет внести некоторые коррективы в объяснение процесса активирования катодов и результатов по измерению спектральной и интегральной излучательных способностей катодов [2].

Активирование катодов состоит в образовании пористого приповерхностного слоя толщиной 10...20 мкм с верхним слоем Hf. В процессе активирования имеет место восстановление Hf из BaHfO_3 (восстановитель – вольфрам), диссоциация молекул BaHfO_3 , образование BaO и Ba при взаимодействии с W, а также вольфраматов бария BaWO_4 и гафния $\text{Hf(WO}_4)_2$.

Выводы

Изучены состав и структура катодов в системе $\text{BaHfO}_3 - \text{W}$ до и после проведения испытаний. Определено, что активирование катодов приводит к существенной перестройке приповерхностных слоев материала. Представлена модель структуры катодного материала на основе системы $\text{BaHfO}_3 - \text{W}$. Непосредственно на поверхности находится слой гафния толщиной 1...3 мкм с достаточно высокой пористостью: площадь пор составляет 10...15 % от общей площади эмитирующей поверхности. При этом показано, что высокая эмиссионная активность катодов $\text{BaHfO}_3 - \text{W}$ обусловлена адсорбцией на гафнии бария, диффундирующего через развитую систему пор из слоя толщиной 10...20 мкм.

Заключение

Композиционные катоды на основе системы $\text{BaHfO}_3 - \text{W}$ целесообразно использовать в установках с импульсным токоотбором при короткой (несколько микросекунд) длине высоковольтного им-

пульса напряжения при отборе плотности тока от 2 до 200 А/см² и более. При небольших токоотборах возможно использование этих катодов в высоковольтных длинноимпульсных установках.

Высокая термоэмиссионная способность, незначительная скорость испарения, отсутствие необратимого отравления после пребывания на атмосфере позволяют рекомендовать пресованный эмиттер на основе системы гафнат бария – вольфрам для использования в полых катодах ЭРД и при выводе плазмы полого катода (например, плазмотрона) в атмосферу, других устройствах сильноточной электроники.

Представляет интерес модификация этих катодных материалов на основе гафната бария с вольфрамом путем замены части атомов бария на атомы стронция. Вполне возможно, что при этом будет реализоваться адсорбция как бария, так и стронция на поверхности гафния, что приведет к более низким значениям работы выхода электрона и большим значениям плотности термоэмиссионного тока.

Авторы благодарят С.Л. Абашина за помощь в проведении электронно-микроскопических исследований.

Поступила в редакцию 03.06.2013, рассмотрена на редколлегии 12.06.2013

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

ЗМІНЕННЯ СТРУКТУРИ КАТОДНИХ МАТЕРІАЛІВ НА ОСНОВІ ВаНfO₃-W ПРИ ІМПУСНОМУ СТРУМОВІДБОРІ

А.О. Таран, О.П. Кислицын

Наведено результати рентгенодифрактометричних та електронно-мікроскопічних досліджень складу і структури поверхні та приповерхневих шарів високотемпературних композиційних катодних матеріалів на основі гафнату барію з вольфрамом з різним процентним вмістом компонент. Вихідна структура цих емітерів являє собою в основному зерна вольфраму та гафнату барію з невеликою кількістю оксиду барію. В процесі активування на поверхні катоду утворюється пористий шар гафнію. Площа пор складає 10...15 % від загальної емітуючої поверхні. Під верхнім шаром знаходиться проміжний шар твердих розчинів барію, гафнію, вольфраму та їх хімічних сполук (з порушеною стехіометрією). Висока емісійна активність цих матеріалів зумовлена адсорбцією барію на гафнії. Барій при цьому дифундує через розвинуту систему пор.

Ключові слова: катод, гафнат барію, вольфрам, адсорбція, робота виходу електрону.

STRUCTURE'S CHANGE OF THE CATHODE MATERIALS BASED ON ВаНfO₃-W AT PULSE CURRENT TAKE-OFF

A.O. Taran, O.P. Kyslytsyn

X-ray diffraction and electron microscopic investigation results of the surface and near-surface layers composition and structure are presented for the high temperature composition cathode materials based on barium hafnate with tungsten and different components percentage. Initial structure of that emitters is generally tungsten grains and barium hafnate with a small quantity of barium oxide. There is the porous hafnium layer on the cathode surface during activation process. Pore areas are 10...15 % of the total emitting surface. Under the top layer, there is an intermediate layer with solid solutions of barium, hafnium, and tungsten, and their chemical compounds (with violated stoichiometry). The high emission activity of this cathode is caused by barium adsorption on hafnium which diffuses from the intermediate layer through the developed pores.

Key words: cathode, barium hafnate, tungsten, adsorption, electron work function.

Таран Анатолій Алексеевич – д-р техн. наук, проф., зав. каф. фізики, Национальний аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: anatoliytaran@rambler.ru.

Кислицын Александр Петрович – канд. техн. наук, доц., доцент каф. фізики, Национальний аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: apkyslytsyn@mail.ru.

Литература

1. *Высокоэффективный горячепресованный эмиттер на основе гафната бария с вольфрамом и перспективы его использования в полой катоде [Текст] / А.А.Таран, Е.К.Островский, Н.В.Белан, А.И.Оранский // Авиационно-космическая техника и технология. – 2004. – № 8 (16). – С. 202–206.*

2. *Получение, излучательные характеристики и особенности импульсной термоэмиссии катодов на основе гафната бария с вольфрамом [Текст] / А.А.Таран, Е.К.Островский, П.А.Комозьинский, и др. // Авиационно-космическая техника и технология. – 2004. – № 6/14. – С. 5–11.*

3. *Review of LaB₆, Re-W Dispenser and BaHfO₃-W Cathode Development [Text] / A. Taran, D. Voronovich, S. Plankovskyy et al. // IEEE Transactions on Electron Devices. – 2009. – Vol. 56, no. 5. – P. 812–817.*

4. *Култашев, О.К. Влияние кислорода на работу выхода пленок электроположительных металлов, адсорбированных на 4d- и 5d-переходных металлах [Текст] / О.К.Култашев, А.П.Макаров, С.Е.Рожков // Изв. АН СССР. Сер. физ. – 1976. – Т.40, № 12. – С. 2478–2483.*

5. *Фоменко, В.С. Эмиссионные свойства материалов. Справочник [Текст] / В.С.Фоменко. – 4-е изд. – К.: Наук. думка, 1981. – 340 с.*

УДК 004.82 + 004.89

O.V. PROKHOROV, O.M. PAKHNINA*National Aerospace University named after M.Ye. Zhukovsky «Kharkiv Aviation Institute», Ukraine***THE APPROACH TO ORGANISING INFERENCE ON ONTOLOGIES
IN MULTIAGENT SYSTEMS**

It's provided to use multiagent system's technologies and ontologies for solving problems, directly relating to analyses, diagnostic, evaluation and identification of situations, forecasting of outcomes, information fusion, coordination of unmanned aerial vehicle's group operation. An approach is suggested, which allows analysing the correctness of ontology and its completeness, searching for disturbances in semantic links, agreement of representations about the subject area and the semantics of objects described in terms of different ontologies during their merging. Issues of mapping the elements of the OWL and SWRL-languages to a knowledge base of a decision support system based on the first-order predicate logic are discussed. The key principles of implementing an effective inference algorithm on ontologies for different strategies of search reduction are described.

Key words: *multiagent system, inference, knowledge base, decision support system, predicate logic, ontology, simulation modeling, knowledge-oriented system, agent approach.*

Introduction

The enhancement of scope of solvable tasks and its complication, substantial increase of autonomy and improving reliability of unmanned aerial vehicles (UAV) necessitate the development of aircraft control systems of new generation, based on multipurpose use of modern intelligent information technologies. Such systems make it possible to operate under the conditions when air situation is rapidly changing, if random environmental disturbances and another uncertainties appear. Viz multiagent system's technologies are used for solving problems, directly relating to analyses, diagnostic, evaluation and identification of situations, forecasting of outcomes, information fusion, coordination of unmanned aerial vehicle's group operation.

The key element of a program agent in a multiagent system, allowing it to make decisions, plan actions, and interact with other agents is a knowledge base containing models of conceptual notions, relations and rules for analysis and situational orientation. Ontologies are used as a tool for structuring and representing information in such systems [1].

Since an ontology defines the terms in a specific knowledge area, it should be described by a formal language based on mathematical logic principles. Then, clear, detailed and complete definitions can be formulated for classes of objects, their properties and interrelations. In turn, ontology processing tools can automatically infer certain conclusions by being based on mathematical logic principles.

**Analysis of Recent Research
and Publications**

Plenty of papers are dedicated to intelligent aircraft control systems' development based on adaptive controllers with self-organization and predictive algorithms' implementation. However intelligent systems that actively use experts' knowledge and experience and focus on immediate operation in UAV's and its subsystems' performance (based on analyses of ever changing external and internal environment model) are of special interest. The key tool for structuring and representing knowledge in multiagent systems are ontologies.

Presently, the most widespread ontological model recommended by the W3C consortium is the OWL language [2]. Three sublanguages are defined in this language:

- *OWL Lite* – a classification hierarchy of things and simple conditions of consistency of things;

- *OWL DL (Description Logic* – a decidable subset of first-order logic predicates) – maximum language expressiveness without loss of computational completeness (meaningful interpretation of conclusions received by formal logic methods) and decidability (computations will be completed in finite time);

- *OWL Full* – very high expressiveness (meta-classes, classes as values) and complete syntactical freedom RDF (*Resource Description Framework*) with a loss of guaranteed computational completeness and decidability.

When processing ontologies, two close problems

are considered: knowledge elicitation in the ontology by formation of queries (asking, querying), and application of reasoning to available knowledge (reasoning, entailment).

To solve the first problem, the most widespread tool is *SPARQL* [3], a language for querying RDF, which accepts RDF-data as a set of statements or triplets *rdf(Subject, Predicate, Object)*.

The OWL DL level is the one that is focused to currently existing knowledge description systems, and logical programming and inference systems. They solve the following problems: check ontology correctness, process queries in terms of ontology, and map and integrate ontologies.

The open applied programming interface *API Jena* [4] is used to work with OWL ontologies. However, neither of the reasoning engines existing in Jena (*Transitive reasoner*, *RDFS rule reasoner*, *OWL Mini*, *OWL Micro Reasoners*) completely support OWL DL.

For complete OWL DL inference support, external reasoning engines are required, such as *FaCT* (an open-source DL reasoning engine developed by Prof. Ian Horrocks, with the Manchester University), *RacerPro* (a commercial development of *Racer Systems GmbH & Co.*, Germany), *Pellet* (an open-source reasoning engine developed by the *MIND LAB* of the Maryland University) and other ones supporting the *DIG (DL Implementation Group)* interface.

Besides working directly with OWL, an approach based on extending or transforming the OWL ontology into other languages and systems is often used.

There are other more complex reasoning engines using such languages as *RuleML (Rule Markup Language)*, which is a subset of the declaration language *Datalog*, and *SWRL*[5] (*Semantic Web Rule Language*), which combines OWL DL and *RuleML*. Owing to such an extension, *SWRL* acquires the capability of adding and using Horn disjunctions (*Horn-like rules*) for explicit indication of the method for inferring new facts from RDF statements. Rules in *SWRL* can be written as part of an ontology. The delivery package of one of the widely used tools for creating and editing ontologies, *Protégé-OWL 3.3.1* [6], includes as a component the plug-in *SWRLTab* for working with rules in this language. Language *SWRL* has certain constraints, among which is the impossibility to use negations and disjunctions.

Transformers are available, allowing to transform ontologies in OWL and *SWRL* to a knowledge base of a shell for developing expert systems *JESS* [7] (*Java Expert System Shell*), which uses the language of scenarios consistent with the *CLIPS* knowledge representation language.

KAON2 (The Karlsruhe ONtology and Semantic Web tool suite) is a development of the Karlsruhe Uni-

versity in collaboration with the Manchester University. It is a system for management of ontologies. *KAON2* is capable of importing ontologies in the OWL DL language and organizing reasoning with output of responses to queries on composition and properties using its own internal language based on Horn clauses. From the viewpoint of structure, a matter of principle is separating the ontology into a terminological part (*TBox*) and data part (*ABox*, “A” means *assertions*) [8]. In the process of responding to queries, the T-part of the ontology is transformed to a logic-type program, which is then executed using the A-part (axioms) as data.

Thea is a library for the Prolog language [9], which provides generation and processing of OWL ontologies. It includes the OWL-parser, OWL-generator, SQL-to-OWL translator and reasoning engine *Thea* OWL for translating OWL ontologies to Prolog based on the *DLP (Description Logic Programs)* concept. The OWL ontology processed as RDF triplets is used in the *SWI-Prolog* environment.

Paper [10] suggests mapping an ontological model on an *AMN (Abstract Machine Notation)* of the *B-Toolkit* system.

Objective of the Study

Hence, analysis has shown that though some developers have their own reasoning engines operating in various subsets of *First-Order Logic Predicates*, among which are Prolog, DL and others, the most widespread approach is the one that involves transforming ontologies to the internal formats of these systems. The limitation of some of these ontological projects, the impossibility of their embedding in other applications (for instance, stand-alone usage of the reasoning engine in intellectual agent structures) and absence of convenient visualising tools for working with reasoning make the development and usage of an in-house decision support system (DSS) on ontologies, that will be included in UAV software system structure, a challenge within the framework of this study.

Decision Support System on Ontologies

The system is based on logical calculus of first-order predicates. When creating knowledge models, a special internal expert knowledge description language is used. The reasoning engine is a modified resolution method for predicate calculus.

The system suggested has the following features:

- the decision support system shell is built using the ActiveX technology and it can easily interact in the client-server intranet environment;
- system performance is ensured by implementing

the deductive reasoning engine with different strategies of search reduction;

- the possibility to use facts received by inference;
- a built-in library of functions and an effective tool of connecting various computational program modules;
- a convenient graphical environment, providing different operation modes;
- ultimate automation of knowledge base adjustment, including hints and syntax check tools;
- dialog interaction and forming answers to questions is done in a natural language;
- various forms of generating answers: diagnoses, recommendations, and urgent messages;
- the possibility of building a chain of events, facts, criteria and rules for explaining the solutions offered.

Fig. 1 shows the structure of the ontology-based DSS being developed.

To transform from OWL and SWRL ontology formats based on the XML space of names, an extensible stylesheet transformation language XSLT [11] (*eXtensible Stylesheet Language for Transformations*) is used. The ontology parser transforms directly to the internal format of the system knowledge base in the predicate calculus language.

This module uses a special meta-model (metaknowledge about rules of selection, detecting syntactical and semantic errors, and using and transforming ontological knowledge) for transformation. It includes rules for transferring OWL and SWRL ontological knowledge to DSS rules and facts. One of the tasks of the parser is detecting inconsistency of elicited rules and facts.

The system knowledge base includes the rule base and the question base. The rule base serves for formalis-

ing the description of logical problems in the system knowledge representation language. The questions base serves for acquisition, storage and use of lists of possible questions for each logical problem.

The key component of the system is the reasoning module intended for inference of conclusions (answers) from a set of rules stored in the KB using the modified resolution method.

The data access module or the universal attribution procedure serves for forming a base of facts (the source and intermediate data of the logical problem being currently solved) for the selected system of axioms by the primary (base) relations to the data in the KB, which are partial instances of respective ontology concepts.

The explanation subsystem provides exhaustive information about the reasons of receiving a specific answer (facts and rules) involved in reasoning. This facilitates system testing and increases confidence in the result received.

The systems functions in the following basic modes:

- adjustment and acquisition of the knowledge base;
- consulting or the question-answer mode (the system outputs answers – diagnoses, recommendations, messages – to specific questions in a natural language in real-time decisioning);
- automatic (formation and archiving of answers to previously formulated questions – parameter control with issuance of urgent messages and formation of recommendations); and
- explanation of results (exhaustive information is output about the reasons of receiving the given answer – facts and rules involved in the reasoning process).

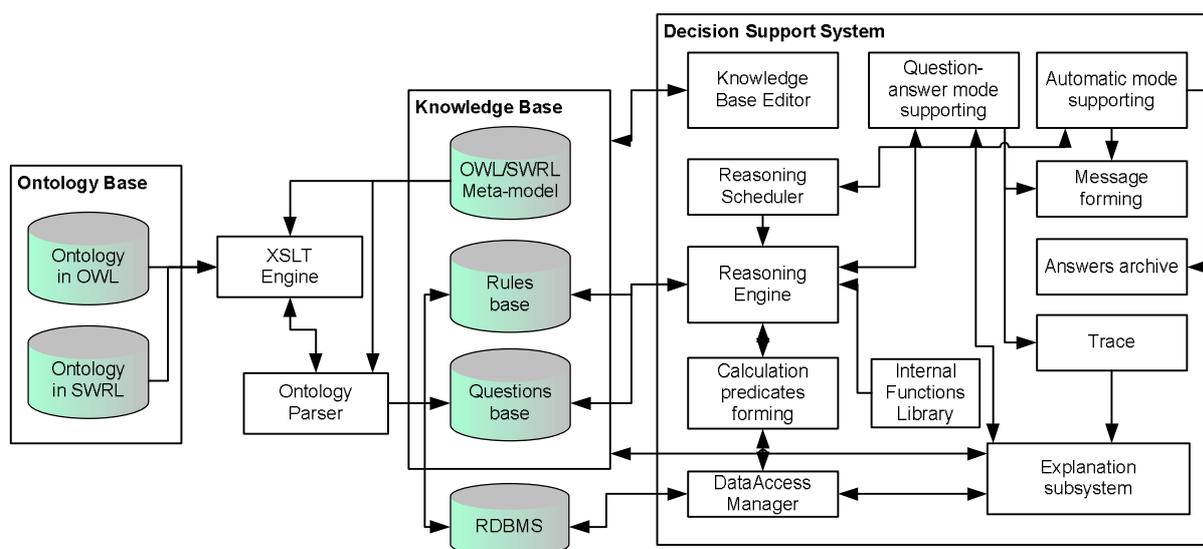


Fig. 1. Ontology-based DSS structure

In the knowledge base, each predicate shall have an indication of its type (primary is attributed with facts, the secondary is defined by a formula, and the computational is attributed with facts received by reasoning), an internal representation in a special formalised language, a semantic content, the predicate computation formula (for the secondary type), the fact determination formula (for the computational type), and the semantic content of recommendations. The semantic content of the predicate is a text of the answer to the question. The semantic content shall contain variables (which will be substituted with values found by reasoning). Besides these predicates, there is one more type of predicates, viz. order predicates (GREATER THAN, LESS THAN, EQUAL TO and others), the trueness of which is calculated by the internal program module of the inferencing algorithm after terms have been substituted with predicates of actual values.

The Features of Representation of OWL and SWRL Ontologies on the Knowledge Base of the System Suggested

From the viewpoint of OWL, ontology

$O = \langle T, A, R, Dom, C, F \rangle$

is a description of concepts (classes) T *owl:Class* in the subject area being considered, and of properties *owl:ObjectProperty* for each concept, which describe different attributes A and relations R of the concept with account of a set of admissible values defined by domain Dom and restrictions C *owl:Restriction* imposed on properties. An arbitrary group of ontology elements can form fragment F . There are two a priori defined classes: *owl:Thing* – the most general class containing all concepts; and *owl:Nothing* – an empty class. Each class being created is a subclass of *owl:Thing* and a superclass *owl:Nothing*. OWL has two kinds of properties: *object properties* – link objects with other objects; *datatype properties* – link objects with data type values.

In general, element *owl:Restriction* contains element *owl:onProperty* and one or more declarations of restrictions. The following types of restrictions exist: restrictions on the type of property values: *owl:allValuesFrom* (describes the class of possible values, which can be taken by a property specified by element *owl:onProperty*), *owl:hasValue* (a property specified by element *owl:onProperty* should have a concrete value) and *owl:someValuesFrom* (describes a class of possible values, which at least one of the properties can take); and cardinality restrictions (value numbers) [1].

The elements of languages OWL and SWRL were mapped. Table 1 shows the elements of the OWL language, their respective constructs of the *SHIQ* descrip-

tive logic, the internal representation of primary predicates and their semantic content in the KB, as well as facts to be written in the KB system. For the key elements of the SWRL language, the meta-model also includes the rules of representation in the DSS knowledge model.

Table 2 shows the predicate formulas of the meta-model, which are formed based on logic and assertions about ontological concepts, and properties and relations in OWL. The result of reasoning by these rules will be the formation of new facts used in subsequent queries (computational predicates). Besides, the meta-model describes rules, using which the problem of detecting inconsistencies of rules and facts elicited from the ontology can be solved. Among them the following can be found: a class cannot be antithetical to itself, two classes cannot be antithetical and equivalent at the same time, not all instances have been found, not all links between instances have been confirmed, and others. Hence, during reasoning, the system allows establishing the following: ontology correctness, whether it is complete and are there any disturbances in semantic links, i.e. whether all elicited facts are confirmed by facts from the ontology.

Such a problem occurs often when it is necessary to align different representations about the subject area and semantics of objects described in terms of different ontologies. When translating ontologies to the DSS knowledge base, relations between ontological concepts of different ontological contexts are searched for; it is ascertained which concepts of another ontology can be equivalent, and which are superconcepts or subconcepts of an ontology that has been loaded a priori into the KB. If a conflict is identified, recommendations are given for feasible options of resolving it.

Table 3 shows an illustrative variant of questions to the DSS. When specifying a constant, the name of the respective variable is enclosed by the symbol «?». To receive all possible answers, indicate the keyword *all* in the system; otherwise, the first answer found will be returned.

The secondary predicates in the DSS knowledge base indicate the necessity to solve reallogical-analytical problems on the ontology of a concrete subject area.

Let the following rule be written in the knowledge base, area of which is related to land object recognition by UAV:

- internal representation: **ACTION(V1)**,
- formula:

OBJECT(V1,V2) \wedge TYPE(V1,V3) \wedge \wedge EQUAL(V3,100) \rightarrow ACTION(V2).

The base of facts received from the ontology contains the following primary predicates:

OBJECT(5,TP), TYPE(5,100).

The question to the system: **ACTION(VX).**

Table 1

Primary predicates for the OWL ontology

OWL element	SHIQ description logic	Predicate internal representation	Semantic content	Facts
class	C	isClass(v1)	v1 is a class	isClass(<i>rdf:ID</i>)
Thing	\top	-	Thing is a class	isClass(<i>Thing</i>)
Nothing	\perp	-	Nothing is a class	isClass(<i>Nothing</i>)
subClassOf	$C1 \subseteq C2$	isSubClassOf(v1, v2)	v1 is a subclass of v2	isSubClassOf(<i>rdf:ID</i> , <i>rdf:resource</i>)
type	I:C	isMemberOf(v1, v2)	v1 is a member of class v2	isMemberOf(<i>rdf:ID</i> , <i>rdf:resource</i>)
oneOf	$C := I1 \cup I2 \cup \dots$	isMemberOf(v1, v2)	v1 is a member of class v2	isMemberOf(<i>rdf:ID</i> , <i>rdf:resource</i>)
domain	$\leq R \subseteq C$	hasDomain(v1, v2)	Property v1 has a domain restricted by class v2	hasDomain(<i>rdf:ID</i> , <i>rdf:resource</i>)
range	$\top \subseteq \forall R.C$	hasRange(v1, v2)	Property v1 is selected from the range of class v2	hasRange(<i>rdf:ID</i> , <i>rdf:resource</i>)
ObjectProperty	R	hasProperty(v1, v2)	Class v1 has property v2	hasProperty(<i>rdf:ID</i> , <i>rdf:resource</i>)
hasValue	$C := \exists R.I$	Property-Inst(v1, v2, v3)	Property v1 of the member of class v2 has value v3	Property-Inst(<i>rdf:ID</i> , <i>rdf:resource</i> , <i>rdf:resource</i>)
intersectionOf	$C3 := C1 \cap C2$	Intersection-Class(v1, v2, ..., vN)	Class v1 is an intersection of classes v2 and ... vN	IntersectionClass(<i>rdf:ID</i> , <i>rdf:resource</i> ,...)
unionOf	$C3 := C1 \cup C2$	Union-Class(v1, v2, ..., vN)	Class v1 is a merger of classes v2 and ... vN	UnionClass(<i>rdf:ID</i> , <i>rdf:resource</i> ,...)
subPropertyOf	$R1 \subseteq R2$	hasSubProperty(v1, v2)	Property v1 is a subproperty of v2	hasSubProperty(<i>rdf:ID</i> , <i>rdf:resource</i>)
complementOf	$C2 := \neg C1$	Complement-Class(v1, v2)	Class v1 does not belong to v2	ComplementClass(<i>rdf:ID</i> , <i>rdf:resource</i>)
equivalentClasses	$C1 \equiv C2 \equiv \dots$	Equivalent-Class(v1, v2)	Class v1 is equivalent to class v2	EquivalentClass(<i>rdf:ID</i> , <i>rdf:resource</i>)
disjointWith	$C1 \subseteq \neg C2$ $C1 \cap C2 \equiv \perp$	DisjointClass(v1, v2)	Classes v1 and v2 are non-intersecting ones	DisjointClass(<i>rdf:ID</i> , <i>rdf:resource</i>)
equivalentProperty	$R1 \equiv R2 \equiv \dots$	Equivalent-Prop(v1, v2)	Property v1 is equivalent to property v2	EquivalentProp(<i>rdf:ID</i> , <i>rdf:resource</i>)
inverseOf	$R1 \equiv R2^c$	InverseProp(v1, v2)	Property v1 is opposite to property v2	InverseProp(<i>rdf:ID</i> , <i>rdf:resource</i>)
TransitiveProperty	$R^+ \subseteq R$	TransitiveProp(v1)	Property v1 is transitive	TransitiveProp(<i>rdf:ID</i>)
SymmetricProperty	$R \equiv R^c$	SymmetricProp(v1, v2)	Property v1 is symmetrical to property v2	SymmetricProp(<i>rdf:ID</i> , <i>rdf:resource</i>)
FunctionalProperty	$\top \subseteq \leq R$	FunctionalProp(v1)	Property v1 is functional	FunctionalProp(<i>rdf:ID</i>)
InverseFunctionalProperty	$\top \subseteq \leq R^c$	IFunctionalProp(v1)	Property v1 is inversely functional	IFunctionalProp(<i>rdf:ID</i>)
sameAs	$I1 = I2 = \dots$	isSameAs(v1, v2)	Instance v1 is identical to v2	isSameAs(<i>rdf:ID</i> , <i>rdf:resource</i>)
differentFrom, AllDifferent	$I1 \neq I2 \neq \dots$	isDifferent(v1, v2)	Instance v1 differs from v2	isDifferent(<i>rdf:ID</i> , <i>rdf:resource</i>)
allValuesFrom	$C2 := \forall R.C1$	AllValuesFrom(v1, v2, v3)	In class v1, property v2 takes the values of class v3	AllValuesFrom(<i>rdf:ID</i> , <i>rdf:resource</i> , <i>rdf:resource</i>)
someValuesFrom	$C2 := \exists R.C1$	SomeValuesFrom(v1, v2, v3)	In one of the members of class v1, property v2 takes the value from class v3	SomeValuesFrom(<i>rdf:ID</i> , <i>rdf:resource</i> , <i>rdf:resource</i>)

Table 2

Computational predicates reflecting the logic of ontological concepts and relations

Description	Formula
Transitivity of classes	$isSubClassOf(v1, v2) \ \& \ isSubClassOf(v2, v3) \rightarrow isSubClassOf(v1, v3)$
Transitivity of properties	$hasSubProperty(v1, v2) \ \& \ hasSubProperty(v2, v3) \rightarrow hasSubProperty(v1, v3)$
Transitivity of a property	$TransitiveProp(v1) \ \& \ PropertyInst(v1, v2, v3) \ \& \ PropertyInst(v1, v3, v5) \ \& \ \sim PropertyInst(v1, v2, v5) \rightarrow PropertyInst(v1, v2, v5)$
Inheritance of instances of classes	$isMemberOf(v1, v2) \ \& \ isSubClassOf(v2, v3) \ \& \ \sim isMemberOf(v1, v3) \rightarrow isMemberOf(v1, v3)$
Inheritance of instances of properties	$PropertyInst(v1, v2, v3) \ \& \ hasSubProperty(v1, v4) \ \& \ \sim PropertyInst(v4, v2, v3) \rightarrow PropertyInst(v4, v2, v3)$
Transitivity of a domain	$hasSubProperty(v1, v2) \ \& \ hasDomain(v2, v3) \ \& \ \sim hasDomain(v1, v3) \rightarrow hasDomain(v1, v3)$
Transitivity of a range	$hasSubProperty(v1, v2) \ \& \ hasRange(v2, v3) \ \& \ \sim hasRange(v1, v3) \rightarrow hasRange(v1, v3)$
Symmetry of properties	$SymmetricProp(v1, v2) \ \& \ \sim SymmetricProp(v2, v1) \rightarrow SymmetricProp(v2, v1)$
Opposition of properties	$InverseProp(v1, v2) \ \& \ \sim InverseProp(v2, v1) \rightarrow InverseProp(v2, v1)$
Inversely functional property	$InverseProp(v1, v2) \ \& \ FunctionalProp(v1) \ \& \ \sim IFunctionalProp(v2) \rightarrow IFunctionalProp(v2)$
Functional property	$InverseProp(v1, v2) \ \& \ IFunctionalProp(v1) \ \& \ \sim FunctionalProp(v2) \rightarrow FunctionalProp(v2)$
Instances of equivalent classes	$EquivalentClass(v1, v2) \ \& \ isMemberOf(v3, v1) \ \& \ \sim isMemberOf(v3, v2) \rightarrow isMemberOf(v3, v2)$
Instances of nonintersecting classes are different	$DisjointClass(v1, v2) \ \& \ isMemberOf(v3, v1) \ \& \ isMemberOf(v4, v2) \ \& \ \sim isDifferent(v3, v4) \rightarrow isDifferent(v3, v4)$
Two classes including each other are equivalent	$isSubClassOf(v1, v2) \ \& \ isSubClassOf(v2, v1) \ \& \ \sim EquivalentClass(v1, v2) \rightarrow EquivalentClass(v1, v2)$
Properties of equivalent classes	$isSameAs(v1, v2) \ \& \ PropertyInst(v3, v1, v4) \ \& \ \sim PropertyInst(v3, v2, v4) \rightarrow PropertyInst(v3, v2, v4)$
Instances of equivalent properties	$EquivalentProp(v1, v2) \ \& \ PropertyInst(v1, v3, v4) \ \& \ \sim PropertyInst(v2, v3, v4) \rightarrow PropertyInst(v1, v3, v4)$
Two properties including each other are equivalent	$isSubPropertyOf(v1, v2) \ \& \ isSubPropertyOf(v2, v1) \ \& \ \sim EquivalentProp(v1, v2) \rightarrow EquivalentProp(v1, v2)$
Equivalency of instances with identical functional properties	$FunctionalProp(v1) \ \& \ PropertyInst(v1, v2, v4) \ \& \ PropertyInst(v1, v3, v4) \ \& \ \sim isSameAs(v2, v3) \rightarrow isSameAs(v2, v3)$
Restriction of class properties	$PropertyInst(v1, v2, v3) \ \& \ isMemberOf(v2, v4) \ \& \ AllValuesFrom(v4, v1, v5) \rightarrow isMemberOf(v3, v5)$
Relation of instances by a domain-restricted property	$hasDomain(v1, v2) \ \& \ PropertyInst(v2, v3, v4) \ \& \ \sim isMemberOf(v3, v1) \rightarrow isMemberOf(v3, v1)$
Relation of instances by a range-restricted property	$hasRange(v1, v2) \ \& \ PropertyInst(v2, v3, v4) \ \& \ \sim isMemberOf(v3, v1) \rightarrow isMemberOf(v3, v1)$
Each definite class is a subclass of owl:Thing	$isClass(v1) \ \& \ \sim isSubClassOf(v1, Thing) \rightarrow isSubClassOf(v1, Thing)$

Table 3

Variants of questions to the inference system on ontologies

Semantic content of the question	Internal representation
Is the given object an instance of a class?	$all \ isMemberOf(?vx1?, ?vx2?)$
What objects are instances of the given class?	$all \ isMemberOf(vx1, ?vx2?)$
In what classes is the given object an instance?	$all \ isMemberOf(?vx1?, vx2)$
Is this class a subclass of the given class?	$all \ isSubClassOf(?vx1?, ?vx2?)$
What subclasses does the given class have?	$all \ isSubClassOf(vx1, ?vx2?)$

After being transformed to the clausal form (required for the resolution method), we receive the following set of disjuncts:

$\sim ACTION(V1, V2) \vee \sim TYPE(V1, V3) \vee$
 $\vee EQUAL(V3, 100) \vee ACTION(V2),$
OBJECT(5, TP),
TYPE(5, 100),
 $\sim ACTION(VX).$

The inference process continues until the graph

root yields a statement containing constants as terms, the constants being the solution of the problem (Fig. 2).

The complexity of existing proof methods in predicate calculus consists in their undecidability and the necessity of exhausting a big number of variants of proofs when searching for a solution. Hence, the time consumption in certain implementations of these methods can cancel their practical value. The system suggested has implemented an effective inferencing algorithm for different strategies of reducing exhaustion. Its flow chart is shown in Fig. 3.

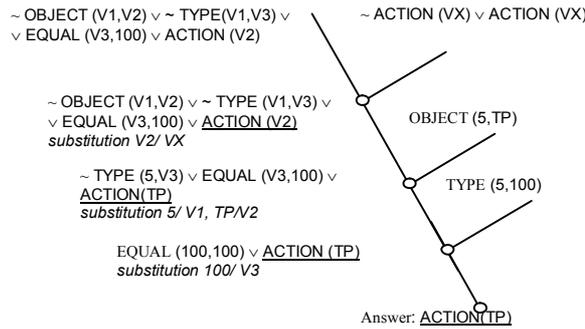


Fig. 2.Example of inference tree

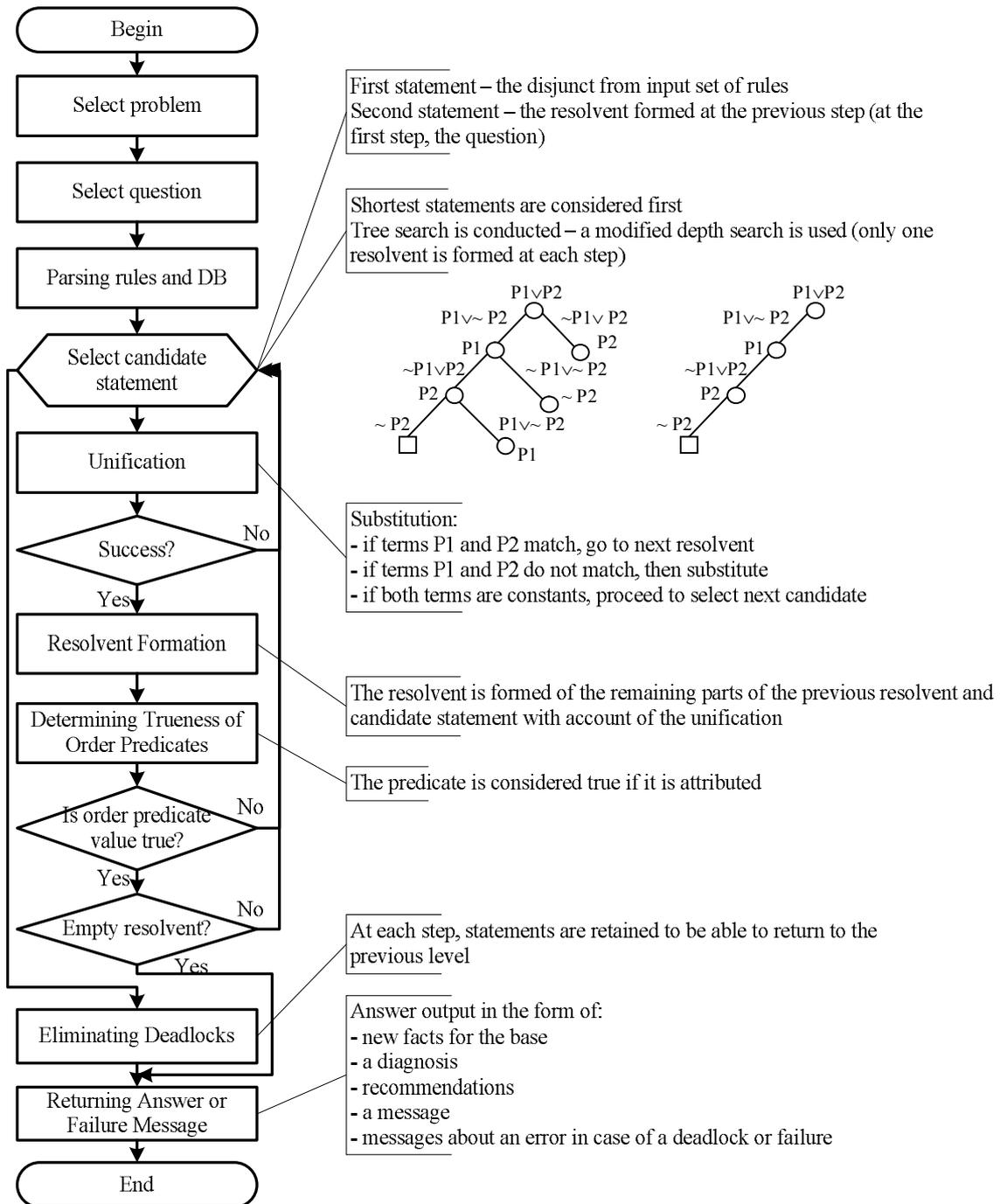


Fig. 3.Outline flowchart of the logic inference algorithm

Basic DSS modules (in particular, the reasoning module) without the graphic environment are adapted for being including in the intelligent agents construct that functions based on the JADE (*Java Agent Development Framework*) platform. Using ontologies during interaction of agents allows transferring highly structured information and dramatically simplifying operations with agents and programming them.

Conclusion

The paper suggests an approach for mapping elements of ontological languages OWL and SWRL on a knowledge base in a decision support system based on first-order predicate logic. It has several advantages that distinguish it from existing ontology reasoning engines. The logical inference rules, when working with ontologies, allow manipulating concepts and data far more effectively for elicitation of new knowledge. Practical implementation of the ontological approach is designed as a prototype of a knowledge-oriented system for simulation of production processes based on an agent approach on a JADE platform. It includes functioning intellectual agents, which make decisions and interact with the help of an ontological knowledge base and a reasoning engine of the system suggested. This allows solving the problem of joint use of ontologies by program agents for accumulation and repeated use of knowledge, and creation of simulation models and programs, which operate with ontologies, rather than with rigidly specified data structures for analysing knowledge in a subject area.

Developed integrated framework provides support of all stages for intelligent decision support systems' implementation and their adaptation for handling of applied problems for the purposes of UAVs.

References

1. Prokhorov, A.V. *Features of using ontologies during interaction of agents in a production process simulation system* [Text] / A.V. Prohorov, O.M. Pakhnina // *Proceedings of the Kharkiv Air Force University: Sci. Periodical Edition*. – Kh.: I. Kozhedub Kharkiv Air Force University. – Kharkiv (Ukraine). – 2008. – Issue 3 (18). – P. 164-170.
2. McGuinness, D.L. *OWL web ontology language overview, W3C Recommendation*. [Electronic resource] / D.L. McGuinness. – 2004. – Access mode: <http://www.w3.org/TR/owl-features/> – 16.06.2013.
3. Prudhommeaux, E. *SPARQL Query Language for RDF, W3C Candidate Recommendation* [Electronic resource] / E. Prudhommeaux. – 2007. – Access mode: <http://www.w3.org/TR/rdf-sparql-query/> – 16.06.2013.
4. McBride, B. *An Introduction to RDF and the Jena RDF API*. [Electronic resource] / B. McBride. – 2008. – Access mode: http://jena.sourceforge.net/tutorial/RDF_API. – 16.06.2013.
5. Horrocks, I. *SWRL: A Semantic Web Rule Language Combining OWL and RuleML*. [Electronic resource] / I. Horrocks. – 2004. – Access mode: <http://www.daml.org/rules/proposal/> – 16.06.2013.
6. Ovdey, O.M. *Review of ontology engineering tools* [Electronic resource] / O.M. Ovdey // *Proc. 6th All-Russian Scientific Conference Electronic Libraries: Perspective Methods and Technologies, Electronic Collections - RCDL'2004*. – Pushchino (Russia). – 2004. – Access mode: <http://www.impb.ru/~rcdl2004/> – 16.06.2013.
7. Friedman-Hill, E. *Jess in Action: Java Rule-Based Systems* [Text] / E. Friedman-Hill // *Manning Publications*. – Greenwich, CT (USA). – 2003. – P. 356-410.
8. Motik, B. *A Comparison of Reasoning Techniques for Querying Large Description Logic ABoxes* [Text] / B. Motik // *Proc. of the 13th International Conference on Logic for Programming Artificial Intelligence and Reasoning (LPAR 2006)*. – Phnom Penh (Cambodia). – 2006. – P. 236-247.
9. Vassiliadis, V. *Thea: A Web Ontology Language – OWL Parser for SWI-Prolog*. [Electronic resource] / V. Vassiliadis. – 2005. – Access mode: <http://www.semanticweb.gr/TheaOWLParser/> – 16.06.2013.
10. Skvortsov, N.A. *Использование системы интерактивного доказательства для отображения онтологий (Using interactive proof systems for ontology mapping)* [Text] / N.A. Skvortsov // *Proc. 8th All-Russian Scientific Conference Electronic Libraries: Perspective Methods and Technologies - RCDL'2006*. – Suzdal (Russia). – 2006. – P. 268-273.
11. Clark, J. *XSL Transformations (XSLT), W3C Recommendation*. [Electronic resource] / J. Clark. – 1999. – Access mode: <http://www.w3.org/TR/> – 16.06.2013.

Поступила в редакцию 6.06.2013, рассмотрена на редколлегии 12.06.2013

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. каф. информационных технологий проектирования ЛА Е.А. Дружинин, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е.Жуковского «ХАИ», Харьков.

ПІДХІД ДО ОРГАНІЗАЦІЇ ЛОГІЧНОГО ВИВЕДЕННЯ НА ОНТОЛОГІЯХ В МУЛЬТИАГЕНТНИХ СИСТЕМАХ

О.В. Прохоров, О.М. Пахніна

Для вирішення завдань, безпосередньо пов'язаних з аналізом, діагностикою, оцінюванням та розпізнаванням ситуацій, прогнозуванням розвитку подій, узагальненням інформації, координацією та узгодженням сумісних дій групи безпілотних літальних апаратів (БПЛА) запропоновано використовувати технології мультиагентних систем та онтологій. Запропоновано підхід, що дозволяє проводити аналіз коректності онтологій та її повноти, пошук порушень у семантичних зв'язках, узгодження уявлень про предметну область і семантику об'єктів, що описані у термінах різних онтологій при їх об'єднанні. Розглянуто питання відображення елементів мов OWL та SWRL у базі знань системи підтримки прийняття рішень, що базується на логіці предикатів першого порядку. Описано основні принципи реалізації ефективного алгоритму логічного виведення на онтологіях при різних стратегіях скорочення перебору.

Ключові слова: мультиагентна система, база знань, система підтримки прийняття рішень, логіка предикатів, онтологія, імітаційне моделювання, знання-орієнтована система, агентний підхід.

ПОДХОД К ОРГАНИЗАЦИИ ЛОГИЧЕСКОГО ВЫВОДА НА ОНТОЛОГИЯХ В МУЛЬТИАГЕНТНЫХ СИСТЕМАХ

А.В. Прохоров, Е.М. Пахнина

Для решения задач, непосредственно связанных с анализом, диагностикой, оценением и распознаванием ситуаций, прогнозированием развития событий, обобщением информации, координацией и согласованием совместных действий группы беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) предлагается использовать технологии мультиагентных систем и онтологий. Предложен подход, позволяющий проводить анализ корректности онтологии и ее полноты, поиск нарушений в семантических связях, согласование представлений о предметной области и семантику объектов, описанных в терминах разных онтологий при их объединении. Рассмотрены вопросы отображения элементов языков OWL и SWRL в базе знаний системы поддержки принятия решений, основанной на логике предикатов первого порядка. Описаны основные принципы реализации эффективного алгоритма логического вывода на онтологиях при различных стратегиях сокращения перебора.

Ключевые слова: мультиагентная система, база знаний, система поддержки принятия решений, логика предикатов, онтология, имитационное моделирование, знаниеориентированная система, агентный подход.

Прохоров Александр Валерьевич – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры информационных управляющих систем, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: avprohorov@yahoo.com.

Пахнина Елена Михайловна – инженер кафедры информационных управляющих систем, Национальный аэрокосмический университет, им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: elena.pakhnina@khai.edu.