

УДК 681.5

С.Н. ФИРСОВ, КУОК ТУАН ДО, О.Ю. ЗЛАТКИН

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

ПОСТРОЕНИЕ ОТКАЗОУСТОЙЧИВОГО ИЗМЕРИТЕЛЬНОГО БЛОКА АКСЕЛЕРОМЕТРОВ БЕСПЛАТФОРМЕННОЙ ИНЕРЦИАЛЬНОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Рассмотрено построение отказоустойчивого блока акселерометров бесплатформенной инерциальной навигационной системы беспилотного летательного аппарата с применением системного подхода, включающего в себя диагностирование технического состояния блока акселерометров и гибкого восстановления его работоспособности на основании результатов диагностирования

отказоустойчивость, диагностирование, навигация, акселерометр, восстановление работоспособности, дихотомическое дерево, диагностическая модель, отказ

Введение

В настоящее время широкое распространение получило использование бесплатформенных инерциальных навигационных систем (БИНС) для определения параметров движения беспилотных летательных аппаратов (БПЛА). В таких системах навигации чувствительные элементы (ЧЭ) – акселерометры и измерители параметров ориентации (датчики угловых скоростей, гироскопические измерители угла, датчики углового ускорения и др.) – жестко устанавливаются на корпусе БПЛА [1, 2]. При этом количество измерителей должно быть достаточным для того, чтобы обеспечить получение информации о векторе кажущегося ускорения объекта, на котором установлены измерители, и векторной величине (например, о векторе абсолютной угловой скорости), характеризующей вращение, что объясняет такое многообразие различных схем построения БИНС [2 – 4].

Анализ существующих вариантов построения БИНС показывает, что компоновка всех БИНС направлена либо на решение задачи повышения точности определения параметров полета БПЛА, либо на достижение абсолютной автономности работы БИНС, либо на решение задачи начальной выставки

и снижение ее влияния на точность БИНС. Кроме того, все существующие варианты БИНС не интегрируют своей компоновкой решения указанных задач, а также вопрос надежности БИНС решается путем формирования требований по надежности к ее элементам (акселерометры, ДУС и другие измерительно-преобразовательные устройства), что в некоторых вариантах приводит к физической не реализуемости БИНС из-за низкой точности и надежности ЧЭ. Таким образом, является актуальной задача построения блоков ЧЭ БИНС, к которым относится блок акселерометров, на имеющейся элементной базе, которые бы удовлетворяли всем требованиям современной БИНС БПЛА, без улучшения характеристик самих ЧЭ.

1. Структура отказоустойчивого блока акселерометрических датчиков БИНС БПЛА

Наиболее распространенный вариант построения блока акселерометров (БА) в современных БИНС БПЛА – три акселерометра, оси чувствительности которых ортогональны друг другу и совпадают (или параллельны) с осями связанной с БПЛА системой координат. Такое построение БА является наиболее

простым с точки зрения обработки информации, но не устойчиво к возникающим в процессе эксплуатации отказам, что приводит к снижению качества получаемой информации. Указанные недостатки БА не присущи новой компоновке акселерометров, состоящей из четырех акселерометров.

Вариант отказоустойчивого БА БИНС БПЛА, состоящего из 4-х акселерометров, представлен на рис. 1. Для простоты объяснения преимущества такого расположения акселерометров в БА предположим, что центр измерительного трехгранника совпадает с центром масс ЛА. Оси чувствительности акселерометров A_x, A_y, A_z совпадают с осями связанной с БПЛА системой координат Ox, Oy, Oz соответственно. Все три датчика располагаются на расстоянии R от начала системы координат. Ось чувствительности акселерометра A_0 совпадает с диагональю куба образованного осями чувствительности акселерометров A_x, A_y, A_z . От начала координат датчик A_0 расположен на расстоянии $\sqrt{3}R$.

Докажем обоснованность такого расположения датчиков первичной информации БИНС ЛА.

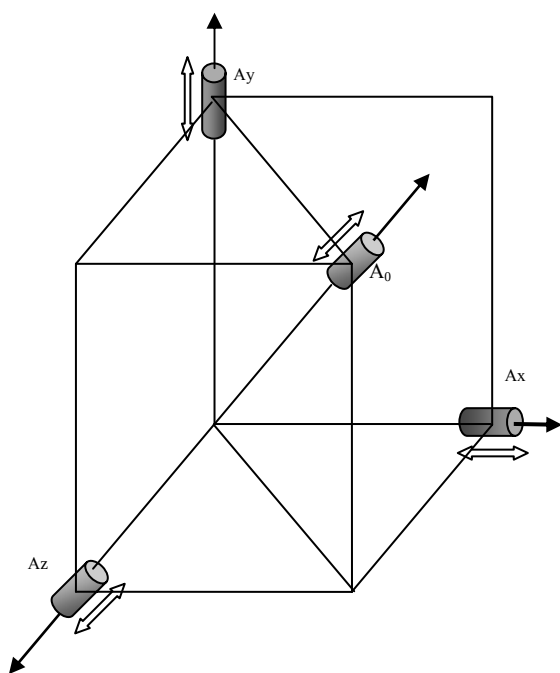


Рис. 1. Расположение акселерометров в отказоустойчивом БА БИНС БПЛА

2. Математическое описание отказоустойчивого БА БИНС БПЛА

Учитывая расположение акселерометров (рис. 1) и влияние на показание акселерометров проекций угловой скорости на оси связанной системы координат, значения выходных сигналов A_x, A_y, A_z будут определяться следующими выражениями:

$$a'_x = a_x - (\omega_y^2 + \omega_z^2)R_{AK_x}; \quad (1)$$

$$a'_y = a_y - (\omega_x^2 + \omega_z^2)R_{AK_y}; \quad (2)$$

$$a'_z = a_z - (\omega_y^2 + \omega_x^2)R_{AK_z}, \quad (3)$$

где $R_{AK_x} = R_{AK_y} = R_{AK_z} = R$ – расстояние от начала координат до акселерометров A_x, A_y, A_z соответственно; a'_x, a'_y, a'_z – значения выходных сигналов акселерометров A_x, A_y, A_z соответственно; a_x, a_y, a_z – проекции кажущихся ускорений на оси чувствительности акселерометров A_x, A_y, A_z ; $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ – проекции угловой скорости вращения на оси связанной системы координат.

Учитывая расположение акселерометра A_0 (рис. 1), запишем:

$$a'_0 = \frac{1}{\sqrt{3}}(a_x + a_y + a_z) - (\omega_x^2 + \omega_y^2 + \omega_z^2)\frac{2}{3}R_{A_0}, \quad (4)$$

где a'_0 – значение выходного сигнала акселерометра A_0 ; R_{A_0} – расстояние от начала координат до точки установки A_0 .

На основании выражений (1) – (3) значения проекций a_x, a_y, a_z будут равны:

$$a_x = a'_x + (\omega_y^2 + \omega_z^2)R_{AK_x}; \quad (5)$$

$$a_y = a'_y + (\omega_x^2 + \omega_z^2)R_{AK_y}; \quad (6)$$

$$a_z = a'_z + (\omega_y^2 + \omega_x^2)R_{AK_z}. \quad (7)$$

Если предположить, что

$$R_{A_0} = \sqrt{3}R_{AK_x} = \sqrt{3}R_{AK_y} = \sqrt{3}R_{AK_z} = \sqrt{3}R,$$

то выражение (4) с учетом (5) – (7) принимает следующий вид:

$$a_0' = \frac{1}{\sqrt{3}}(a_x' + a_y' + a_z'). \quad (8)$$

На выходе акселерометров формируется сигнал в виде напряжения постоянного тока пропорционального проекции кажущегося ускорения на его ось чувствительности. На основании этого введем следующие обозначения: $U_{AK\delta}$, U_{AKy} , U_{AKz} , U_{AK0} – значения напряжений на выходах акселерометров A_x , A_y , A_z и A_0 , соответственно.

Так как используются однотипные акселерометры с одинаковым коэффициентом преобразования, то выражение (8) с учетом введенных обозначений примет следующий вид:

$$U_{AK0} = (U_{AKx} + U_{AKy} + U_{AKz}) / \sqrt{3}. \quad (9)$$

Особенность выражения (9) заключается в том, что не имея информации об угловой скорости вращения связанной системы координат и кажущегося ускорения, а располагая только значениями напряжений на выходах акселерометров, можно решать задачу диагностирования технического состояния блока акселерометров с глубиной до вида отказов с последующим восстановлением измерений, обеспечивая тем самым активную отказоустойчивость блока акселерометров и соответственно всего БИНС.

3. Диагностирование технического состояния отказоустойчивого БА БИНС БПЛА

Разработанный БА относится к объектам диагностирования с неизвестным входом, то есть информацию о техническом состоянии акселерометров необходимо формировать на основании значений выходов акселерометров – выходных напряжений.

На основании равенства (9) формируем выражения для оценочных значений напряжений на выходе акселерометров:

$$\hat{U}_{AK0} = \frac{1}{\sqrt{3}}(U_{AKx} + U_{AKy} + U_{AKz}); \quad (10)$$

$$\hat{U}_{AKx} = \sqrt{3}U_{AK0} - (U_{AKy} + U_{AKz}); \quad (11)$$

$$\hat{U}_{AKy} = \sqrt{3}U_{AK0} - (U_{AKx} + U_{AKz}); \quad (12)$$

$$\hat{U}_{AKz} = \sqrt{3}U_{AK0} - (U_{AKx} + U_{AKy}), \quad (13)$$

где $\hat{U}_{AK0}$, $\hat{U}_{AKx}$, $\hat{U}_{AKy}$ и $\hat{U}_{AKz}$ – оценочные значения напряжений на выходах акселерометров A_0 , A_x , A_y и A_z соответственно.

Полученные равенства для оценочных значений напряжений на выходах акселерометров (10) – (13) позволяют решать первостепенную задачу диагностирования – контроль работоспособности блока акселерометров БИНС ЛА.

Структурно-функциональная схема системы контроля представлена на рис. 2.

Принцип действия системы заключается в следующем. С блока датчиков акселерометров поступает информация на блоки сравнения и формирования оценочных значений напряжений на выходах акселерометров. В блоке формирования оценочных значений на основании равенств (10) – (13) формируются оценки $\hat{U}_{AK0}$, $\hat{U}_{AKx}$, $\hat{U}_{AKy}$ и $\hat{U}_{AKz}$, которые сравниваются с действительными значениями напряжений $U_{AK\delta}$, U_{AKy} , U_{AKz} , U_{AK0} в блоке сравнения.

Блок сравнения формирует сигналы невязок:

$$\Delta_0 = U_{AK0} - \hat{U}_{AK0}; \quad (14)$$

$$\Delta_x = U_{AKx} - \hat{U}_{AKx}; \quad (15)$$

$$\Delta_y = U_{AKy} - \hat{U}_{AKy}; \quad (16)$$

$$\Delta_z = U_{AKz} - \hat{U}_{AKz}, \quad (17)$$

где Δ_0 , Δ_x , Δ_y , Δ_z – отклонение оценочных значений напряжений на выходах акселерометров A_0 , A_x , A_y и A_z , соответственно от их действительных значений.

Невязки, сформированные в блоке сравнения, поступают на блок формирования диагноза. В данном блоке техническое состояние БА определяется путем применения следующих предикатных уравнений:

$$\lambda_0 = s_2 \left\{ |U_{AK0} - \hat{U}_{AK0}| \leq \delta_0 \right\}_0^1; \quad (18)$$

$$\lambda_X = s_2 \left\{ \left| U_{AK_X} - \hat{U}_{AK_X} \right| \leq \delta_X \right\}_0^1; \quad (19)$$

$$\lambda_Y = s_2 \left\{ \left| U_{AK_Y} - \hat{U}_{AK_Y} \right| \leq \delta_Y \right\}_0^1; \quad (20)$$

$$\lambda_Z = s_2 \left\{ \left| U_{AK_Z} - \hat{U}_{AK_Z} \right| \leq \delta_Z \right\}_0^1, \quad (21)$$

где λ_0 , λ_X , λ_Y , λ_Z – двухзначные предикаты, описывающие процесс сравнения истинных и оценочных значений напряжений на выходах акселерометров; s_2 – символ двухзначного предикатного уравнения; δ_0 , δ_X , δ_Y , δ_Z – допустимые значения рассогласования сигналов.

Двухзначные предикаты (18)–(21) описывают про-

цесс сравнения невязок с допустимыми рассогласованиями. Если значение предиката равно «0», значит, рассогласование находится в допуске; если равно «1», то рассогласование находится не в допуске.

Полученные значения предикатных уравнений в виде логических «1» и «0» поступают на блок «Логика».

В этом блоке реализована TL-модель [5], которая позволяет перейти от шкалы отношений, в терминах которой измеряются признаки (невязки) Δ_0 , Δ_X , Δ_Y , Δ_Z в шкалу наименований, где используется булева переменная для описания признаков (табл. 1).

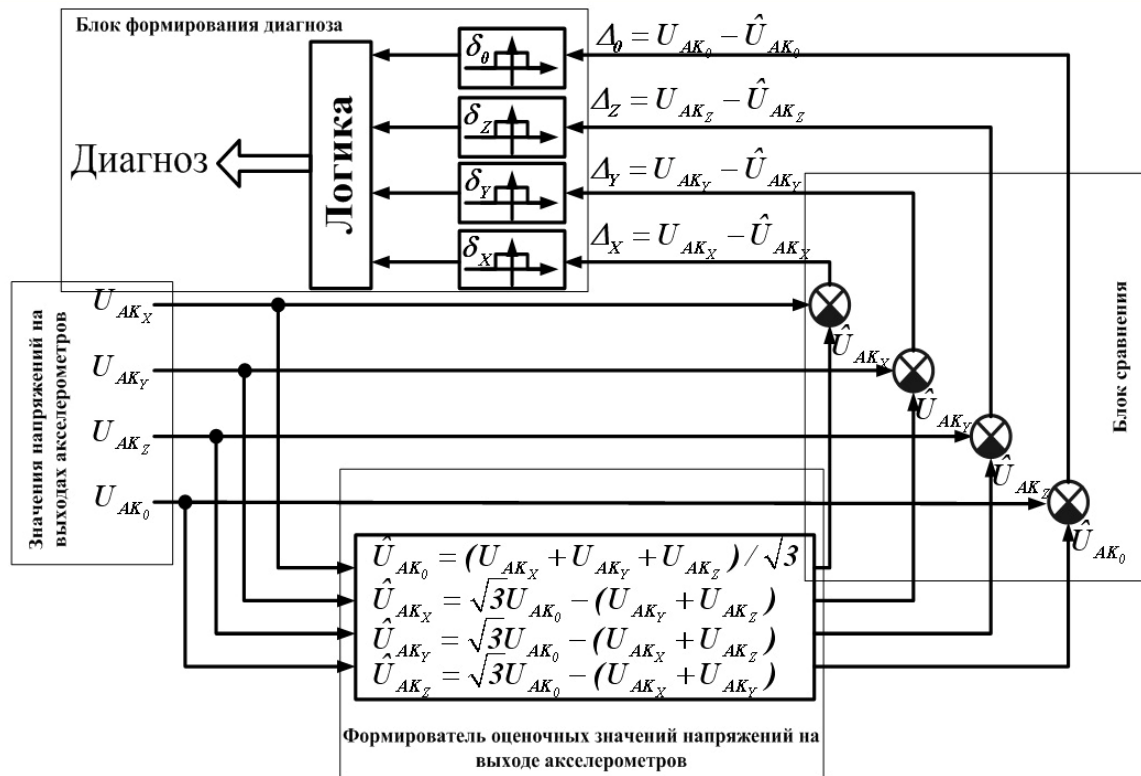


Рис. 2. Структурно-функциональная схема обнаружения отказа в блоке акселерометров БИНС ЛА

Анализ TL-модели, которая в контексте решаемой задачи совпадает с TLR-моделью и TLK₀-моделью (табл. 1), показывает, что в таблице нет ни одной нулевой строки и строк с одинаковой структурой, следовательно, разработанная структура блока акселерометров БИНС БПЛА позволяет не только получать информацию о параметрах

движения летательного аппарата, но и различать отказавшие акселерометры, что обеспечивает, в рамках сигнально-параметрического подхода диагностирования, решение двух важных задач процесса диагностирования – обнаружение отказа в блоке и определение его места (определение отказавшего акселерометра).

Таблица 1

TL-модель для определения отказа в блоке акселерометров БИНС ЛА

Элементы множества мест отказов	Элементы множества косвенных признаков отказов Δ			
	Δ_0	Δ_X	Δ_Y	Δ_Z
A_0	1	1	1	1
A_X	1	1	0	0
A_Y	1	0	1	0
A_Z	1	0	0	1

Полученная TLK₀-модель (табл. 1) отражает качественную связь места возникновения отказа с косвенными признаками Δ_0 , Δ_X , Δ_Y , Δ_Z в терминах булевой переменной. Каждый косвенный признак делит все множество мест возникновения на два подмножества: в первое входят акселерометры, для которых косвенный признак равен одному, а во второе подмножество входят акселерометры, для которых косвенный признак равен нулю. Использование этого обстоятельства позволяет представить TLK₀-модель в форме дихотомического дерева, что позволяет перейти к решению важной задачи при построении диагностического обеспечения – построению правил поиска места отказов (ППМ) блока акселерометров БИНС ЛА. Решение этой задачи основано на получении безусловных ППМ БА (рис. 3).

Полученные ППМ (рис. 3) представляют собой фрагмент дихотомического дерева поиска места отказа, в узлах которого находятся двухзначные предикаты, значения которых определяем через доступные измерению характеристики блока акселерометров [5]:

$$z_1 = s_2 \{ |\Delta_0| \leq \delta_0 \} = \begin{cases} 1, \text{ есть отказ;} \\ 0, \text{ нет отказа;} \end{cases} \quad (22)$$

$$z_2 = s_2 \{ \text{sign}(\Delta_X) = \text{sign}(\Delta_Y) \} = \begin{cases} 1, \text{ отказ в } A_Z + A_0; \\ 0, \text{ отказ в } A_X + A_Y; \end{cases} \quad (23)$$

$$z_3 = s_2 \{ \text{sign}(\Delta_X) = \text{sign}(\Delta_0) \} = \begin{cases} 1, \text{ отказ в } A_Y; \\ 0, \text{ отказ в } A_X; \end{cases} \quad (24)$$

$$z_4 = s_2 \{ \text{sign}(\Delta_Z) = \text{sign}(\Delta_X) \} = \begin{cases} 1, \text{ отказ в } A_0; \\ 0, \text{ отказ в } A_Z. \end{cases} \quad (25)$$

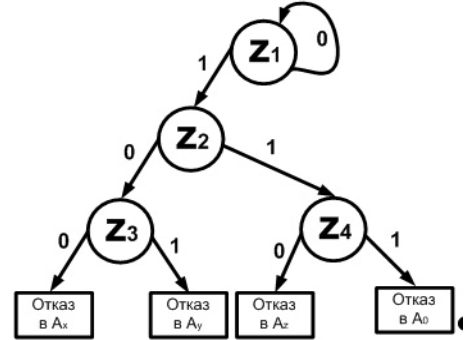


Рис. 3. Фрагмент дихотомического дерева обнаружения отказа и поиска его места возникновения в БА БИНС ЛА

Разработанное дихотомическое дерево (рис. 3) в рамках сигнально-параметрического подхода позволяет решать две наиболее важные задачи диагностирования технического состояния БА – установление факта возникновения отказа в БА и определения места его возникновения. Для снятия неопределенностей, связанных с классом и видом возникшего отказа, применяют функциональные диагностические модели, которые представляют особый класс математических моделей, которые связывают косвенные и прямые признаки отказов [5, 6].

Таким образом, разработанный БА БИНС БПЛА позволяет решать одну из наиболее важных задач обеспечения отказоустойчивости технических систем – диагностирование технического состояния с глубиной до вида отказа [6]. Экспериментальная отработка разработанного алгоритмического обеспечения отказоустойчивого БА БИНС БПЛА представлена на рис. 4, где в момент времени t_0 был введен отказ – дрейф акселерометра A_X . Параметры отказа (время возникновения, место, класс и вид) были определены с применением разработанного

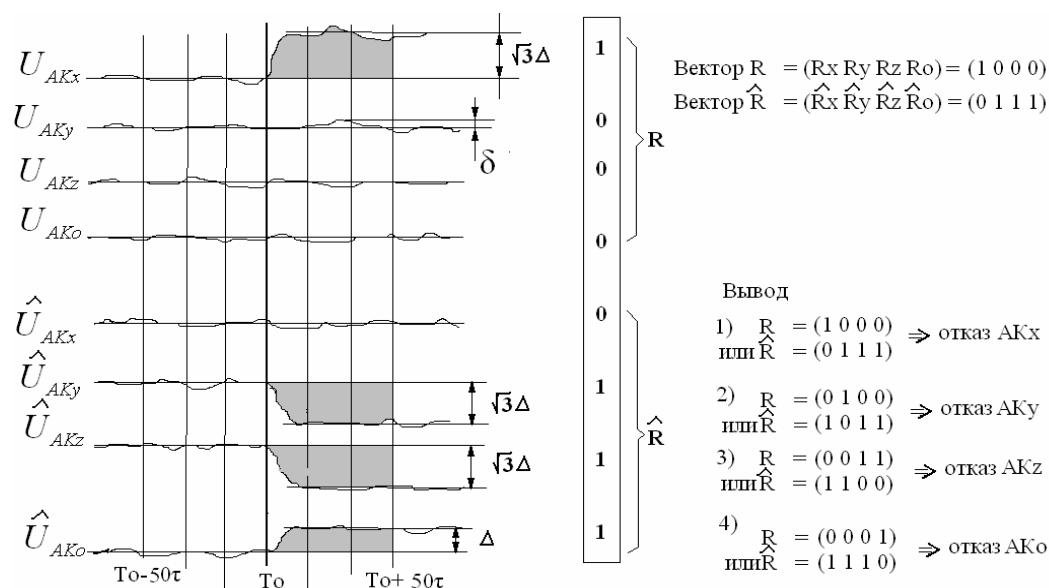


Рис. 4. Экспериментальное исследование алгоритмов диагностирования отказоустойчивого БА БИНС БПЛА

алгоритмического обеспечения по истечению времени 50τ , где $\tau=0,001$ с (шаг квантования).

Заключение

Особенность разработанного БА БИНС БПЛА заключается в том, что такое размещение акселерометров позволяет снимать неопределенности, связанные с моментом возникновения отказа, местом его появления, классом и видом. Располагая информацией о состоянии БА, осуществим процесс гибкого восстановления измерений, что, в свою очередь, ведет к улучшению точности измеряемых параметров и повышению безопасности и качества полетов БПЛА.

Кроме того, такое размещение акселерометров обеспечивает выполнение всех требований функционирования блока, и по сравнению с другими вариантами обладает рядом преимуществ: отказоустойчивостью, малой массой и габаритами, малой потребляемой мощностью, менее сложной конструкцией и т.д.

Литература

1. Афонин А.А., Тювин А.В., Сулаков А.С. Анализ точности векторных гравиметрических измерений // *Авиакосмическое приборостроение*. – 2007. – № 3. – С. 25-29.

2. Гаврилин Б.Н., Саакян А.А., Штек С.Г. Метод увеличения срока службы БИНС путем коррекции погрешностей каналов измерения первичной инерциальной информации // *Мехатроника, автоматизация, управление*. – 2007. – № 10. – С. 59-62.

3. Лобусов Е.С. Особенности функционирования и анализ точности бесплатформенной инерциальной навигационной системы в режиме начальной выставки // *Мехатроника, автоматизация, управление*. – 2007. Приложение. – № 10. – С. 9-13.

4. Погорелов В.А. О помехоустойчивой оценке вектора состояния бесплатформенной навигационной системы летательного аппарата // *Авиакосмическое приборостроение*. – 2005. – № 9. – С. 14-17.

5. Кулик А.С. Сигнально-параметрическое диагностирование систем управления. – Х.: Гос. аэрокосмический ун-т «ХАИ»; Бизнес Информ, 2000. – 260 с.

6. Кулик А.С. Отказоустойчивое управление: состояние и перспективы // *Авиационно-космическая техника и технология*. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-тет, 2000. – Вып. 15. – С. 18-31.

Поступила в редакцию 25.01.2008

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

УДК 629.735.33

А.В. АМБРОЖЕВИЧ, И.П. БОЙЧУК, А.С. КАРТАШЕВ

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

ОПЕРЕЖАЮЩИЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ПРОЦЕССА ВНЕШНЕГО И ВНУТРЕННЕГО ОБТЕКАНИЯ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С ПУЛЬСИРУЮЩИМ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫМ ДВИГАТЕЛЕМ НА ОСНОВЕ КОМПЛЕКСНОЙ ГАЗОТЕРМОДИНАМИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ

Проведены исследования внутреннего и внешнего обтекания беспилотного летательного аппарата (БЛА) с пульсирующим воздушно-реактивным двигателем (ПуВРД). Проведены численные расчеты теплового взаимодействия системы «камера ПуВРД - планер». Представлены результаты численного моделирования при различных режимах полета БЛА.

пульсирующий воздушно-реактивный двигатель, беспилотный летательный аппарат, тепловое состояние элементов конструкции планера, обтекание аппарата

Введение

По мере развития информационных технологий радикальные качественные изменения претерпевают и принципиальные основы проектного инструментария. Можно констатировать, что модельные представления, свойственные расчетно-теоретической базе инженерной науки XIX-XX в.в. и основывающиеся на «сильных» допущениях, неуклонно вытесняются комплексно-сопряженными моделями, имеющими в своей основе общего вида краевые задачи, определяемые системами уравнений универсальных законов механики и «вполне физическими» условиями однозначности.

С особой остротой необходимость перехода на новые принципы проектирования проявляется в области авиационной техники с имманентно присутствующим малосерийным производством и, в следствие, проблематичностью окупаемости затрат на разработку. Ситуация осложняется устойчивой тенденцией к удорожанию натурного раздела НИР: от статических продувок в аэродинамических трубах до летных испытаний экспериментальных и опытных образцов. В классе легких беспилотных летательных аппаратов (БЛА) вышеперечисленные причины по-

влекли неприемлемое удорожание процесса проектирования в расчете на единицу массы. В свою очередь, это привело к появлению множества образцов легких БЛА авиамодельного класса, что следует трактовать, как явную деградацию ввиду отказа от общепринятых норм проектирования авиационной техники в пользу самостоятельных подходов с непрофессиональной персонификацией.

С другой стороны, достижения в области информационных технологий и, не в последнюю очередь, относящиеся к визуализации физических полей открывают новые возможности достижения полноты исследований с целью общего повышения качества проектирования. В отличие от ранее практикуемых подходов комплексный численный газотермодинамический эксперимент [1, 2] позволяет на основе ординарных программно-аппаратных средств вычислительного эксперимента детально исследовать полный спектр режимов полета с последующей выработкой технических мероприятий по оптимизации ключевых функциональных свойств объекта проектирования.

В предлагаемой статье представлены материалы, демонстрирующие возможности современного газотермодинамического инструментария НИОКР, на

примере БЛА с ПуБРД [1], т.е. системы, в которой специфика организации рабочего процесса проявляется в виде интенсивного теплового взаимодействия элементов планера, двигателя и бортового оборудования.

1. Модель и метод расчета теплового состояния конструкции

Комплексная нестационарная пространственная газотермодинамическая модель процесса внешнего и внутреннего обтекания системы «планер + камера ПуБРД» строится на основе системы Навье-Стокса и метода особенностей [1]. Интенсивности стоков импульса и соответствующее их влияние на необратимое перераспределение баланса между механической и тепловой энергией, отображающие вязкие свойства холодной и горячей газообразных сред, воспроизводятся в модели на основе гипотезы Буссинеска [3], в соответствии с которой касательные напряжения связываются со скоростью деформации коэффициентом пропорциональности (турбулентной вязкости). Для определения коэффициента турбулентной вязкости используется однопараметрическая дифференциальная модель Спаларта – Аллмараса [4], которая превосходит по точности подобные ей модели [5]. Эта модель хорошо описывает ламинарно-турбулентный переход и течения с теплообменом [6, 7] и конструировалась, прежде всего, для задач внешней дозвуковой аэродинамики [8].

Для определения интенсивностей источников стоков теплоты, образующих подмодель конвективного и лучистого теплообмена, используются принципы и подходы [9 – 14]. Распространение интенсивности излучения для поглощающей, испускающей и рассеивающей среды описывалось (согласно [9]) следующим уравнением:

$$\frac{dI_l(v)}{dl} + [\alpha(v) + \beta(v)] I_l(v) = \varepsilon_*(v) B(v) + \frac{\beta(v)}{4\pi} \int_0^{4\pi} I_{l'}(v) \gamma(\vec{l}, \vec{l}') d\omega_{l'},$$

где собственное излучение среды равно

$$\varepsilon_*(v) B(v) = \alpha(v) n^2 \sigma_0 T^4 / \pi;$$

n – коэффициент преломления;

σ_0 – постоянная Стефана – Больцмана

$$\left(\sigma_0 = 5,6687 \cdot 10^{-8} \text{ Вт} / (\text{м}^2 \text{ К}^4) \right);$$

T – локальная температура.

Решение этого уравнения проводилось с помощью модели DO [12, 13].

Для решения системы уравнений Навье – Стокса, замкнутой условиями однозначности, используется метод конечных объемов [15].

2. Генерация расчетных сеток

В качестве объекта моделирования выбран образец БЛА, аэродинамический облик которого сформирован на основании [16]. При этом рассматривалось два варианта БЛА: с посадочными опорами и без них. Геометрическая модель ЛА помещена в контрольный объем, размеры которого определены условием затопляемости струи.

Поскольку расчетная область довольно сложна геометрически, при отображении расчетной области использовались комбинации нерегулярных неструктурированных тетраэдральных и блочно-структурированных гексаэдральных сеток. Домен разбивался на несколько частей с различным качеством сетки. В тех областях, где происходят основные изменения структуры течения (около обтекаемых поверхностей и далее за обтекаемым телом), главным образом влияющие на аэродинамические характеристики ЛА, задавалось сгущение сетки. Пограничный слой на внешних поверхностях планера моделировался с использованием экспоненциального сгущения сетки по направлению к стенкам (рис. 1).

3. Постановка и результаты численного эксперимента

Задача решается методом установления изначально невозмущенного течения в контрольном

объёме с неотражающими внешними и твёрдыми внутренними границами.

Условиями численного эксперимента предусматривалась статическая продувка ЛА, моделирующая теплообмен в системе при различных числах Маха: $M = 0,01, 0,16$ и $0,5$. Эти условия соответствуют исследованию теплового режима ПуВРД на старте [1], в момент схода БЛА с катапульты и в свободном полете. Исходные данные для моделирования критического теплонапряженного состояния элементов конструкции планера выбирались согласно [1].

При наличии надлежащей выборки из возможного спектра режимов обтекания расчет и визуализация физических полей позволяют получить комплексную картину свойственных явлений тепломассообмена, пригодную для проведения факторного анализа в интересах интенсификации процесса проектирования с акцентом на его наименее ресурсоемкую расчетно-информационную составляющую.

Примерная эволюционная картина процесса тепломассообмена в процессе нарастания скорости обдува выглядит следующим образом. На старте части конструкции планера под двигателем за счет лучевого теплообмена испытывают существенное тепловое воздействие [1]. На рис. 2 показано симметричное сечение температурного поля в установившемся состоянии при «критических» условиях теплообмена. По мере того, как БЛА набирает скорость, усиливается конвективный теплоотвод, и двигатель начинает охлаждаться (рис. 5, 6); температурные поля в сечениях зависят от скорости обдувающего БЛА воздуха (рис. 3). В области между двигателем и планером происходит ускорение потока. Далее, вследствие теплового заклинивания, скорость потока падает (рис. 4).

В случае увеличения угла атаки концевые вихри, сходящие с крыльев, ложатся на двигатель. При этом в зоне двигателя, в особенности - в промежутке между двигателем и планером, возникают застойные и возвратные течения (рис. 7 – 11). В результате этого части конструкции планера под двигателем

продолжают испытывать существенное тепловое воздействие.

Заключение

1. Комплексные газотермодинамические модели внешнего и внутреннего обтекания БЛА отображают свойственную физическому оригиналу взаимосвязь доминирующих факторов и вследствие этого обеспечивают бесспорное преимущество над традиционно используемыми в практике подходами, основывающимися на принципе декомпозиции. В частности, приведенный пример демонстрирует возможность получения важного для решения задач проектирования, но совершенно не очевидного вывода, заключающегося в том, что повышение скорости обдува БЛА в полете не приводит к значительному снижению температуры элементов конструкции планера, расположенных под двигателем.

2. Исследование режимов полета на расчетных углах атаки позволило получить критические углы атаки. Анализ взаимодействия аппарата со скошенным потоком дал возможность локализовать области повышенных сопротивлений. Исследование вихревой схемы аппарата позволило провести ряд мероприятий по улучшению качества БЛА. Визуализация физических полей является универсальным инструментом решения задач аэродинамического и теплового разделов процесса проектирования.

3. Факторный анализ на основе сопоставления результатов численных продувок систем «планер+камера» в «холодном» и «горячем» вариантах позволил получить количественные оценки влияния тепловой компоненты процесса на аэродинамические характеристики.

4. Таким образом, представленная технология опережающих численных исследований позволяет провести базовый комплекс аэродинамических исследований БЛА с учетом, в отличие от натурных продувок в трубах, струйных и тепловых эффектов, обусловленных работой двигателя прямой реакции.

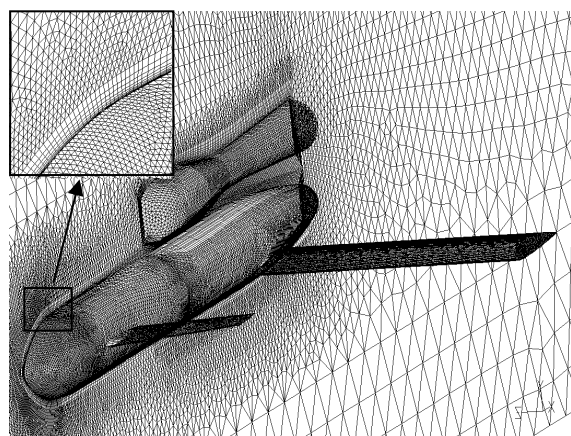


Рис. 1. Поверхностные элементы пространственной расчетной сетки

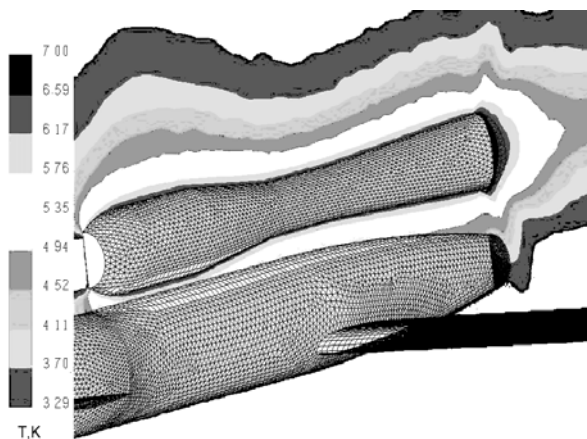


Рис. 2. Температурное поле в зоне интенсивного теплового воздействия камеры ПуВРД

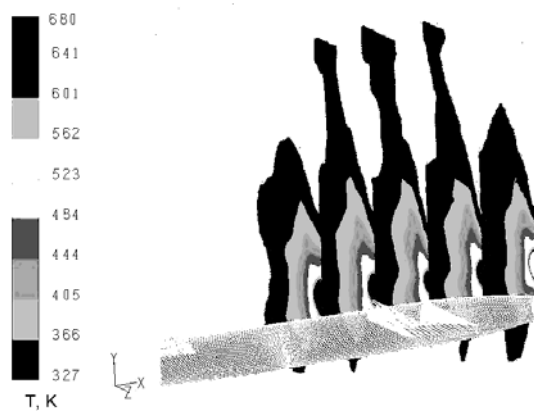


Рис. 3. Температурные поля в сечении БЛА ($M=0,16$)

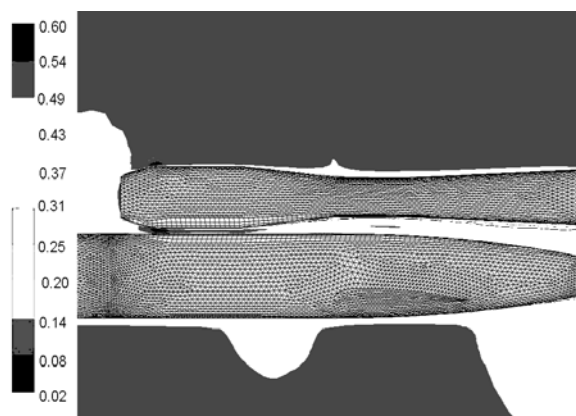


Рис. 4. Изолинии чисел Маха ($M=0,5$)

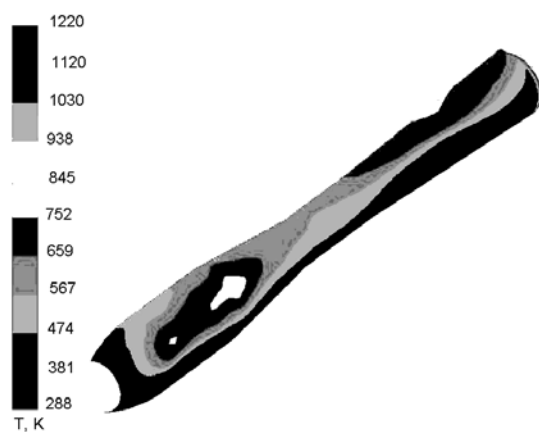


Рис. 5. Абсолютная температура на двигателе ($M=0,01$)

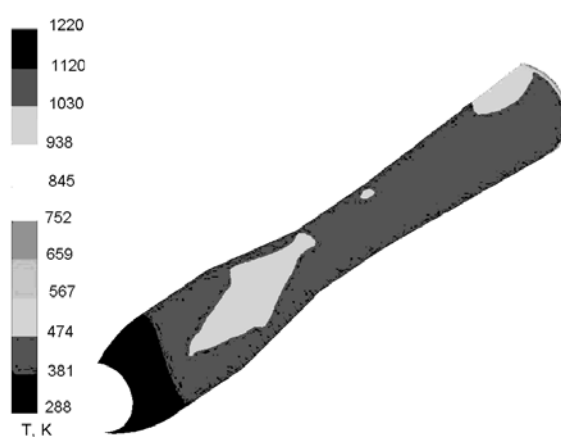


Рис. 6. Абсолютная температура на двигателе ($M=0,5$)

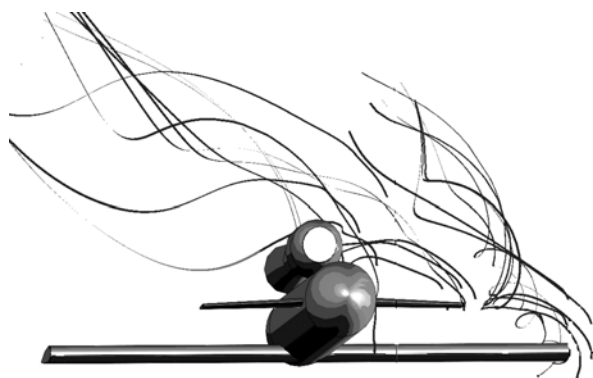


Рис. 7. Концевые вихри (угол атаки +20°)

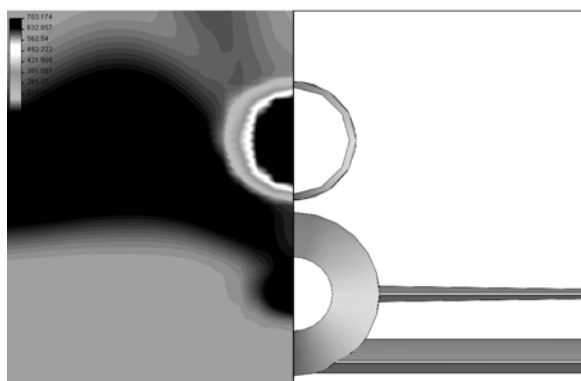


Рис. 8. Срез поля скоростей в сечении за БЛА (угол атаки +20°)

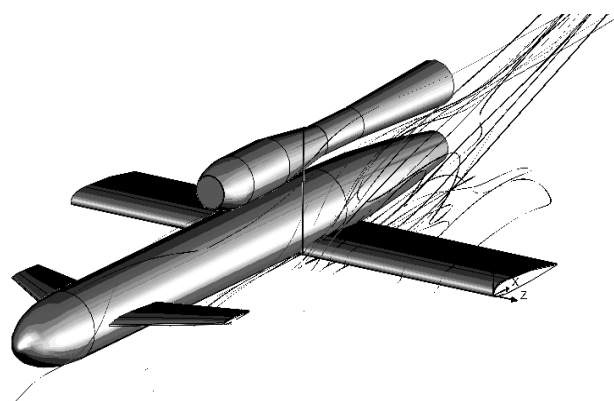


Рис. 9. Взаимодействие скошенного потока с крыльями

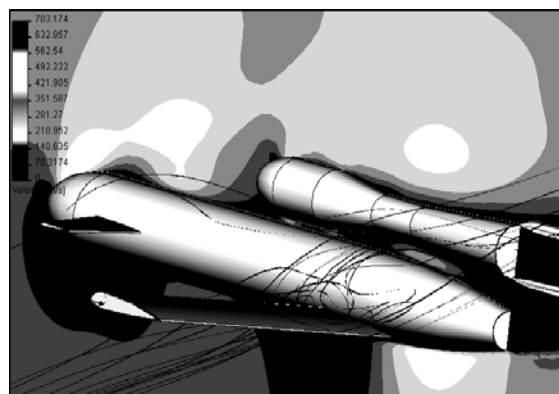


Рис. 10. Срез поля скоростей в плоскости симметрии

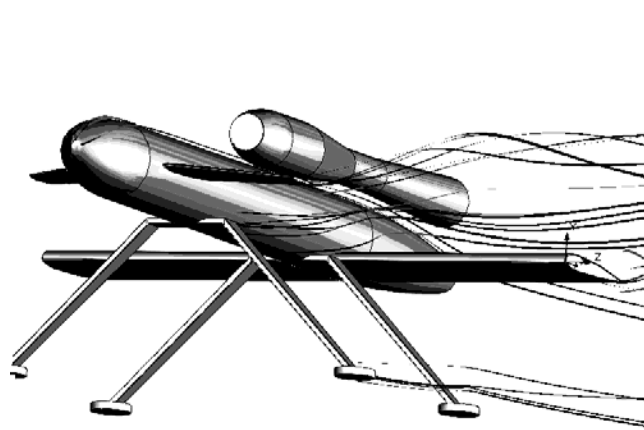


Рис. 11. Взаимодействие скошенного потока с крыльями и посадочными опорами

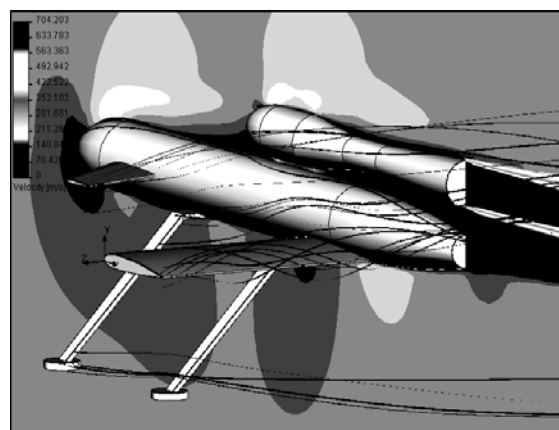


Рис. 12. Срез поля скоростей в плоскости симметрии БЛА с посадочными опорами

Необходимой гарантией достоверности получаемой информации служит сопоставление серии результатов численного эксперимента и натуральных продувок в аэродинамической трубе модели дозвукового летательного аппарата [2].

Литература

1. Амброжевич А.В., Бойчук И.П., Карташев А.С. Моделирование температурного воздействия пульсирующего воздушно-реактивного двигателя на элементы конструкции планера беспилотного летательного аппарата // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2007. – № 2 (38). – С. 43-48.
2. Амброжевич А.В., Бойчук И.П., Карташев А.С., Яшин С.А. Решение задач аэродинамического проектирования летательных аппаратов с дозвуковыми режимами полета методами численного эксперимента // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2007. – № 4 (40). – С.21-26.
3. Лойцянский Л.Г. *Механика жидкости и газа*. – М.: Наука, 1978. – 736 с.
4. Spalart P.R., Allmaras S.R. A one-equation turbulence model for aerodynamic flows // *AIAA Paper* 92-0439. – 1992. – P. 34-40.
5. Baldwin B.S., Barth T.J. A one-equation turbulence transport model for high Reynolds number wall-bounded flows // *NASA TM*. – 1990. – № 102847. – 26 p.
6. Bardina J.E., Huang P.G., Coakley T.J. Turbulence modeling validation, testing and development // *NASA TM*. – 1997. – №110446. – 98 p.
7. Lefebvre T.M., Arts T. Numerical aero-thermal prediction of laminar/turbulent flows in a two-dimensional high pressure turbine linear cascade // *2nd European Conference on turbomachinery, fluid dynamics and thermodynamics*, 5-7 March 1997, Antwerpen, Belgium. – 1997. – P.401- 409.
8. Моделирование турбулентных течений: Учебное пособие / И.А. Белов, С.А. Исаев. – СПб.: Балт. гос. техн. ун-т.– 2001. – 108 с.
9. Шорин С.Н. *Теплопередача*. – М.: Высш. шк., 1964. – 498 с.
10. Carvalho M.G., Farias T., Fontes P. Predicting Radiative Heat Transfer in Absorbing, Emitting, and Scattering Media Using the Discrete Transfer Method // *Fundamentals of Radiation Heat Transfer*, volume 160. ASME HTD. – 1991. – P. 17-26.
11. Cheng P. Two-Dimensional Radiating Gas Flow by a Moment Method // *AIAA Journal*. – 1964. – 2. – P. 1662-1664.
12. Chui E.H., Raithby G.D. Computation of Radiant Heat Transfer on a Non-Orthogonal Mesh Using the Finite-Volume Method // *Numerical Heat Transfer*. – 1993. – Part B, 23. – P. 269-288.
13. Raithby G.D., Chui E.H. A Finite-Volume Method for Predicting a Radiant Heat Transfer in Enclosures with Participating Media // *J. Heat Transfer*, 112. – 1990. – P. 415-423.
14. Siegel R., Howell J.R. *Thermal Radiation Heat Transfer*. – Washington D.C., Hemisphere Publishing Corporation, 1992. – 50 p.
15. Anderson J. *Computational fluid dynamics: the basic for applications*, McGraw-Hill, – 1995. – 547 p.
16. Амброжевич А.В., Яшин С.А., Карташев А.С. Формирование облика легких беспилотных летательных аппаратов методом подобия // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2004. – № 5 (13). – С. 54-58.

Поступила в редакцию 5.12.2007

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

УДК 629.7.054

Е.А. КЛАДУН

Национальный технический университет Украины «КПИ», Киев, Украина

УПРУГОЕ ВЗАИМОДЕЙСТВИЕ АКУСТИЧЕСКОЙ ВОЛНЫ С КРУГЛОЙ ПЛАСТИНОЙ

Раскрывается природа появления дополнительных погрешностей гироинтегратора линейных ускорений в натуральных условиях. Показан механизм воздействия проникающего акустического излучения на торцевую платину подвеса гироскопа и установлена закономерность ее изгибного движения.

ракета-носитель, гироскопический интегратор линейных ускорений, дифракция звуковых волн, волновое совпадение

Введение

Постановка задачи и ее связь с практическими задачами. В натуральных условиях проникающая акустическая волна оказывает максимальное воздействие на крышки кожуха гироскопа, имеющие в направлении нормали существенно меньшую, по отношению к двум другим координатам, жесткость. В совокупности с угловым движением фюзеляжа, возникающие нелинейные колебания приводят к появлению моментов сил инерции Кориолиса, воспринимаемых гироскопом как входное воздействие. Выяснение закономерностей изгибного движения торцов кожуха, таким образом, составляет актуальную задачу анализа динамики навигационного оборудования.

Суть задачи состоит в том, что подшипники главной оси гироскопа крепятся в крышках кожуха, посадочные места наружных обойм геометрически располагаются в центре. Таким образом, логично в дальнейшем рассматривать торцевые поверхности как круглые кольцевые пластины наружного радиуса R и внутреннего – r_0 , причем и внутренний и наружный контур предположить жестко закрепленными. Что касается внешнего, т.е. наружной боковой поверхности пластины, то обоснование этого условия сформулировано ранее. По внутреннему же

радиусу r_0 оно может иметь простую трактовку, состоящую в том, что центры крышек кожуха конструктивно соединены с установленным в них ротором гиromотора и, таким образом, не могут совершать изгибного движения.

Обзор публикаций и выделение нерешенных задач. Упругое взаимодействие пластин с акустическими полями, в основном, изучалось при решении вопросов звукоизоляции. Расчетная модель, как правило, строилась в виде бесконечной по протяженности пластины [1, 2]. Звуковое воздействие рассматривалось в виде плоской волны давления. Такое представление позволило существенно упростить математический аппарат исследований.

Наиболее часто для аналитических исследований уравнения плоской изотропной пластины записывают в форме Ламе [3].

К классическим работам, посвященным упругому взаимодействию звуковых волн с пластинами и оболочками, можно отнести исследования Л.М. Лямшева [4]. Уточнения расчетных моделей тонкой пластины проведены, например, в монографии [5].

Представление возмущающего воздействия и изгибного движения в виде двойных тригонометрических рядов позволило в рамках двумерной задачи глубже раскрыть природу явления и установить

причины возникновения локальных особенностей – пространственно-частотного резонанса, неполного пространственно-частотного резонанса, волнового совпадения [6 – 9].

Крышки кожуха гироскопа представляют собой круглую пластину с отверстием для подшипников. Поэтому следует трансформировать расчетную модель таким образом, чтобы максимально приблизить к натурному исполнению элементов.

Постановка задачи данного исследования. В предположении, что плоскость пластины в направлении нормали к ее поверхности существенно меньше жесткости в двух других направлениях, ограничимся изучением одномерной задачи и проанализируем механизм упругого взаимодействия пластины с плоской монохроматической волной давления.

Установление закономерностей возмущенного движения крышек кожуха позволит выяснить природу появления погрешностей измерений при неизбежном угловом движении фюзеляжа носителя. Полученные результаты послужат теоретической основой выбора методов изоляции.

Изложение основного материала с обоснованием полученных результатов

Дифференциальное уравнение кольцевой пластины имеет вид

$$\Delta^2 W(x, y) = \frac{1}{D} q(x, y) \stackrel{\text{def}}{=} f(x, y), \quad (1)$$

где Δ^2 – бигармонический оператор;

D – цилиндрическая жесткость;

$q(x, y)$ – плотность внешней нагрузки (акустическое давление);

$0 < r_0^2 < x^2 + y^2 < R^2$; r^0 – наружный радиус обоймы подшипника главной оси.

$$\begin{aligned} \tilde{A} = \{x^2 + y^2 = r^2\} \cup \{x^2 + y^2 = R^2\} \cup \\ \cup \left\{ -\frac{h}{2} \leq z \leq \frac{h}{2} \right\} \end{aligned} \quad (2)$$

– боковая поверхность пластины.

Граничными приемем однородные условия

$$W|_{\tilde{A}} = 0; \quad \frac{\partial W}{\partial n}|_{\tilde{A}} = 0, \quad (3)$$

где $\frac{\partial}{\partial n}$ – оператор дифференцирования по внешней нормали к боковой поверхности пластины $\tilde{A}$.

В дальнейшем считаем, что правая часть исходного уравнения является средним значением функции $f(x, y)$ на окружности $r_0 < r = \text{const} < R$, а угол ϕ изменяется в пределах $0 \leq \phi \leq 2\pi$, т.е.

$$\overline{f(r)} = \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} f(r \cos \phi, r \sin \phi) d\phi \stackrel{\text{def}}{=} g(r). \quad (4)$$

В этом случае можно утверждать, что изучаемая задача асимметрична, а потому решение уравнения (1) будет функцией только одной переменной, в данном случае – переменной r :

$$W = W(r).$$

Для удобства дальнейших вычислений перейдем к полярной системе координат. Тогда с учетом осевой симметрии имеем

$$\begin{aligned} \Delta W &= W'' + \frac{1}{r} W'; \\ \Delta^2 W &= \left(W'' + \frac{1}{r} W' \right)'' + \frac{1}{r} \left(W'' + \frac{1}{r} W' \right)' = \\ &= W^{IV} + \frac{2}{r} W''' - \frac{1}{r^2} W'' + \frac{1}{r^3} W' = g(r), \end{aligned} \quad (5)$$

на основании чего можно утверждать о правомочности перехода к уравнению Эйлера

$$\begin{aligned} L W &= r^4 W^{IV} + 2r^3 W''' - r^2 W'' + r W' = \\ &= r^4 g(r) \end{aligned} \quad (6)$$

с однородными граничными условиями

$$W(r_0) = 0; \quad W(R) = 0; \quad -W'(r_0) = 0;$$

$$W'(R) = 0. \quad (7)$$

Пусть $r = \exp \xi = 1 \exp \xi$, где $1[\xi]$; $\xi = \ln r$ – безразмерная величина.

Тогда

$$\begin{aligned}
W' &= \exp(-\xi) \frac{dW}{d\xi}; \\
W'' &= \exp(-2\xi) \left(\frac{d^2W}{d\xi^2} - \frac{dW}{d\xi} \right); \\
W''' &= \exp(-3\xi) \left(\frac{d^3W}{d\xi^3} - 3 \frac{d^2W}{d\xi^2} + 2 \frac{dW}{d\xi} \right); \\
W^{IV} &= \exp(-4\xi) \left(\frac{d^4W}{d\xi^4} - 6 \frac{d^3W}{d\xi^3} + 11 \frac{d^2W}{d\xi^2} - 6 \frac{dW}{d\xi} \right); \\
LW &= \frac{d^4W}{d\xi^4} - 6 \frac{d^3W}{d\xi^3} + 11 \frac{d^2W}{d\xi^2} - 6 \frac{dW}{d\xi} + \\
&+ 2 \left(\frac{d^3W}{d\xi^3} - 3 \frac{d^2W}{d\xi^2} + 2 \frac{dW}{d\xi} \right) - \left(\frac{d^2W}{d\xi^2} - \frac{dW}{d\xi} \right) + \quad (8) \\
&+ \frac{dW}{d\xi} = \frac{d^4W}{d\xi^4} - 4 \frac{d^3W}{d\xi^3} + 4 \frac{d^2W}{d\xi^2} = \\
&= \exp(4\xi) g[\exp(\xi)].
\end{aligned}$$

Закономерности изгибного движения. Уравнение (8) неоднородное, поэтому его решение ищем в виде суммы

$$W = W_1 + W_2$$

решений однородного уравнения – W_1 и неоднородного – W_2 .

Однородному дифференциальному уравнению

$$LW_1 = \frac{d^4W_1}{d\xi^4} - 4 \frac{d^3W_1}{d\xi^3} + 4 \frac{d^2W_1}{d\xi^2} = 0$$

соответствует характеристическое

$$\lambda^4 - 4\lambda^3 + 4\lambda^2 = \lambda^2(\lambda - 2)^2 = 0,$$

корни которого равны:

$$\lambda_1 = \lambda_2 = 0; \quad \lambda_3 = \lambda_4 = 0.$$

Из этого заключаем, что решение однородного уравнения (9) будет таким

$$\begin{aligned}
W_1 &= C_1 + C_2\xi + (C_3 + C_4\xi)\exp(2\xi) = \\
&= C_1 + (C_2 + C_4r^2)\ln r + C_3r^2, \quad (9)
\end{aligned}$$

где C_i – произвольные постоянные интегрирования.

Частное решение $W_2(\exp \xi)$ неоднородного уравнения

$$LW_2 = \exp 4\xi \cdot g(\exp \xi), \quad (10)$$

в предположении, что функция $g(r) = g(\exp \xi)$ задана степенным рядом

$$g(r) = \sum_{n=0}^{+\infty} g_n r^n = \sum_{n=0}^{+\infty} g_n \exp(n\xi),$$

ищем в виде решения уравнения

$$LW_2 = \exp(4\xi) \cdot g(\exp \xi) = \sum_{n=0}^{+\infty} g_4 \exp(n+4)\xi, \quad (11)$$

которое следует из (10).

Решение уравнения (11) также ищем в виде степенного ряда относительно $\exp(\xi)$, т.е.

$$W_2(\exp \xi) = \sum_{n=0}^{+\infty} W_{2,n} \exp(n+4)\xi, \quad (12)$$

с коэффициентом $W_{2,n}$, подлежащим определению.

Подстановка соотношения (12) в уравнение (11) дает:

$$\begin{aligned}
W_{2,n} \left[(n+4)^4 - 4(n+4)^3 + 4(n+4)^2 \right] &= \\
= W_{2,n} (n+2)^2 (n+4)^2 = g_n, \quad n = 0, 1, 2, \dots \quad (13)
\end{aligned}$$

Откуда частное решение уравнения (11) можно представить в виде

$$\begin{aligned}
W_2(\exp \xi) &= \sum_{n=0}^{+\infty} \frac{g_n}{(n+2)^2 (n+4)^2} \exp(n+4)\xi \Rightarrow \\
W_2(r) &= r^4 \sum_{n=0}^{+\infty} \frac{g_n}{(n+2)^2 (n+4)^2} r^n. \quad (14)
\end{aligned}$$

Таким образом, общее решение дифференциального уравнения (6) можно записать так:

$$\begin{aligned}
W(r) &= W_1(r) + W_2(r) = \\
&= C_1 + (C_2 + C_4 r^2) \ln r + C_3 r^2 + W_2(r), \quad (15)
\end{aligned}$$

где $W_1(r)$ определяется соотношением (9), а $W_2(r)$ – формулой (14).

Остается выбрать такие значения постоянных C_i , при которых выполняются граничные условия (7).

Это осуществимо путем решения следующей системы линейных алгебраических уравнений относительно неизвестных C_1, C_2, C_3, C_4 :

$$C_1 + (\ln r_0) C_2 + r_0^2 C_3 + (r_0^2 \ln r_0) C_4 = -W_2(r_0);$$

$$C_2 + 2r_0^2 C_3 + r_0^2 (1 + 2 \ln r_0) C_4 = -r_0 W_2'(r_0),$$

$$C_1 + (\ln R) C_2 + R^2 C_3 + (R^2 \ln R) C_4 = -W_2(R);$$

$$C_2 + 2R^2 C_3 + R^2 (1 + 2 \ln R) C_4 = -RW_2'(R). \quad (16)$$

Предельный переход в случае пластины с закрепленным центром. Чтобы осуществить этот предельный переход, необходимо решение уравнений (15), (16) искать в виде, обеспечивающем при $r_0 \rightarrow 0$ удовлетворение условий $W(r) \rightarrow 0$, $W'(r) \rightarrow 0$, при $r_0 \rightarrow 0$.

Пусть в третьем и четвертом уравнениях (16) постоянные $C_1 = 0$, $C_2 = 0$. Решим систему из третьего и четвертого уравнений с учетом выполнения этих условий.

Обозначив решения через C_i^0 , получаем:

$$C_1^0 = C_2^0 = 0;$$

$$C_3^0 = -\frac{W_2(R) - [2W_2(R) - RW_2'(R)] \ln R}{R^2};$$

$$C_4^0 = \frac{2W_2(R) - RW_2'(R)}{R^2}.$$

Если теперь подставить найденные значения C_i^0 в первое и второе уравнения, может случиться, что они будут несовместимы, т.е.:

$$r_0^2 C_3^0 + r_0^2 (\ln r_0) C_4^0 \neq -W_2(r_0);$$

$$2r_0 C_3^0 + r_0 (1 + 2 \ln r_0) C_4^0 \neq -r_0 W_2'(r_0).$$

Однако, осуществив предельный переход в этих соотношениях полагая $r_0 \rightarrow 0$, а также принимая во внимание вытекающий из условий (14) факт, что $W_2(r_0) \rightarrow 0$, $W_2'(r_0) \rightarrow 0$, при $r_0 \rightarrow 0$ получим равенства

$$\lim_{r_0 \rightarrow 0} \{r_0^2 C_3^0 + r_0^2 (\ln r_0) C_4^0\} =$$

$$= \lim_{r_0 \rightarrow 0} \{-W_2(r_0)\} = 0;$$

$$\lim_{r_0 \rightarrow 0} \{2r_0 C_3^0 + r_0 (1 + 2 \ln r_0) C_4^0\} =$$

$$= \lim_{r_0 \rightarrow 0} \{-W_2'(r_0)\} = 0,$$

на основании которых решение задачи (16), (7) можно записать в виде

$$W_0(r) = \left\{ [RW_2'(R) - 2W_2(R)] \ln R - W_2(R) \right\} \cdot$$

$$\cdot \frac{r^2}{R^2} + \left\{ [2W_2(R) - RW_2'(R)] \ln R \right\} \frac{r^2}{R^2} + W_2(r) =$$

$$= W_2(r) + [RW_2'(R) - 2W_2(R)] \frac{r^2}{R^2} \ln \frac{R}{r} -$$

$$-W_2(R) \frac{r^2}{R^2}. \quad (17)$$

Это есть закон изгибного движения круглой пластины радиуса R при воздействии на ее поверхность акустической волны давления при условии, что ее центр неподвижно закреплен и $W_0'(r) \rightarrow 0$, при $r_0 \rightarrow 0$.

Одномерная задача упругого взаимодействия крышки кожуха с акустическим излучением. Предыдущие выкладки сделаны в общей постановке, для внешнего возмущающего воздействия любой структуры. Воспользуемся полученными результатами для анализа изучаемого явления – взаимодействия механических систем с акустическим излучением.

Пусть на пластину действует стационарная плоская звуковая волна, точнее, ее антисимметричная составляющая вида (рис. 1):

$$f(x, y) = \frac{1}{D} P_0 \exp i k_0 (\alpha x - \beta y), \quad (18)$$

где α, β – постоянные коэффициенты;

k_0 – волновое число;

D – цилиндрическая жесткость пластины;

P_0 – амплитуда звукового давления.

Обозначим: $x = r \cos \phi$; $y = r \sin \phi$;

$$\frac{\alpha}{\gamma} = \cos \varepsilon; \quad \frac{\beta}{\gamma} = \sin \varepsilon; \quad \gamma = \sqrt{\alpha^2 + \beta^2}; \quad \alpha = \cos \Theta_1 \sin \Theta;$$

$$\beta = \sin \Theta_1.$$

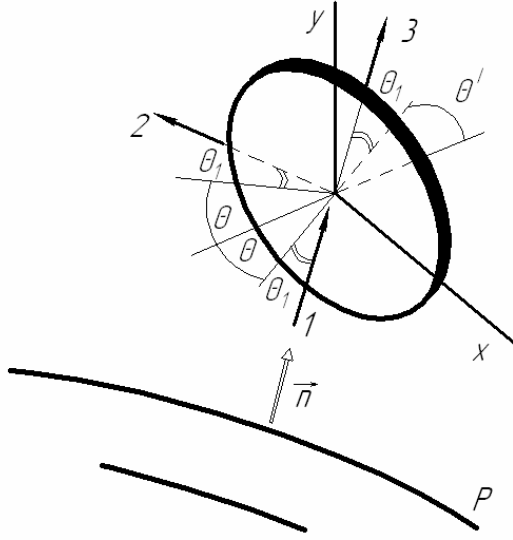


Рис. 1. Схема прохождения звуковой волны через крышку гироскопа

Тогда

$$\begin{aligned}\overline{f(r)} = g(r) &= \frac{1}{2\pi D} P_0 \int_0^{2\pi} \exp i\gamma k_0 \cos(\phi + \varepsilon) d\phi = \\ &= \frac{1}{2\pi D} P_0 \int_0^{2\pi} \exp i\gamma k_0 \cos \phi d\phi = \\ &= \frac{1}{2\pi D} P_0 \int_0^{2\pi} \left\{ J_0(\gamma k_0 r) + 2 \sum_{n=1}^{+\infty} i^n J_n(\gamma k_0 r) \cos n\phi \right\} d\phi = \\ &= \frac{1}{D} P_0 J_0(\gamma k_0 r) = \frac{1}{D} P_0 \sum_{n=0}^{+\infty} (-1)^n \frac{\left(\frac{\gamma k_0}{2}\right)^{2n}}{(n!)^2} r^{2n}\end{aligned}$$

и

$$\begin{aligned}LW = r^4 g(r) &= \frac{1}{D} P_0 r^4 J_0(\gamma k_0 r) = \\ &= \frac{1}{D} P_0 \sum_{n=0}^{+\infty} (-1)^n \frac{\left(\frac{\gamma k_0}{2}\right)^{2n}}{(n!)^2} \exp[(2n+4)\xi],\end{aligned}\quad (19)$$

где $r = \exp(\xi)$.

Найдем частное решение $W_2(r) = W_2(\exp \xi)$ уравнения (19) в виде суммы степенного ряда относительно $r = \exp \xi$:

$$W_2(\exp \xi) = \frac{1}{D} P_0 \sum_{n=0}^{+\infty} W_{2,n} \exp[(2n+4)\xi] \quad (20)$$

с коэффициентами $W_{2,n}$, подлежащими определению.

Подстановка (4) в уравнение

$$\begin{aligned}LW &= \frac{d^4 W}{d\xi^4} - 4 \frac{d^3 W}{d\xi^3} + 4 \frac{d^2 W}{d\xi^2} = \\ &= \frac{1}{D} P_0 \sum_{n=0}^{+\infty} (-1)^n \frac{\left(\frac{\gamma k_0}{2}\right)^{2n}}{(n!)^2} \exp[(2n+4)\xi]\end{aligned}$$

дает:

$$\begin{aligned}\left\{ (2n+4)^4 - 4(2n+4)^3 + 4(2n+4)^2 \right\} W_{2,n} &= \\ &= (2n+4)^2 (2n+2)^2 W_{2,n} = \\ &= 16(n+1)^2 (n+2)^2 W_{2,n} = \\ &= (-1)^n \frac{\left(\frac{\gamma k_0}{2}\right)^{2n}}{(n!)^2}, \quad n = 0, 1, 2, \dots\end{aligned}$$

$$\Rightarrow W_{2,n} = \frac{(-1)^n}{16} \frac{\left(\frac{\gamma k_0}{2}\right)^{2n}}{[(n+2)!]^2} \Rightarrow$$

$$\begin{aligned}W_2(\exp \xi) &= \frac{1}{16D} P_0 \sum_{n=0}^{+\infty} (-1)^n \frac{\left(\frac{\gamma k_0}{2}\right)^{2n}}{[(n+2)!]^2} \cdot \\ &\cdot \exp[2(n+2)\xi] = \left| \begin{matrix} n+2 = m \\ n = m-2 \end{matrix} \right| = \\ &= \frac{1}{16D} P_0 \sum_{m=2}^{+\infty} (-1)^m \frac{\left(\frac{\gamma k_0}{2}\right)^{2(m-2)}}{(m!)^2} \exp(2m\xi) = \\ &= \frac{1}{16D} P_0 \left(\frac{\gamma k_0}{2}\right)^{-4} \sum_{m=2}^{+\infty} (-1)^m \frac{\left(\frac{\gamma k_0 \exp \xi}{2}\right)^{2m}}{(m!)^2} = \\ &= \frac{P_0}{(\gamma k_0)^4 D} \left\{ \sum_{m=0}^{+\infty} (-1)^m \frac{\left(\frac{\gamma k_0 \exp \xi}{2}\right)^{2m}}{(m!)^2} + \right. \\ &\quad \left. + \frac{\left(\frac{\gamma k_0 \exp \xi}{2}\right)^2}{(1!)^2} - 1 \right\} = \frac{P_0}{(\gamma k_0)^4 D} \cdot\end{aligned}$$

$$\left\{ J_0(\gamma k_0 \exp \xi) + \frac{1}{(1!)^2} \left(\frac{\gamma k_0 \exp \xi}{2}\right)^2 - 1 \right\} \Rightarrow$$

$$W_2(r) = \frac{P_0}{(\gamma k_0)^4 D} \left\{ J_0(\gamma k_0 r) + \left(\frac{\gamma k_0 r}{2} \right)^2 - 1 \right\}. \quad (21)$$

Таким образом, решение уравнения (6) для этого случая имеет вид

$$W(r) = C_1 + (C_2 + C_4 r^2) \ln r + C_3 r^2 + \frac{P_0}{(\gamma k_0)^4 D} \left\{ J_0(\gamma k_0 r) + \left(\frac{\gamma k_0 r}{2} \right)^2 - 1 \right\}. \quad (22)$$

Разумеется, слагаемое

$$\frac{P_0}{(\gamma k_0)^4 D} \left[\left(\frac{\gamma k_0 r}{2} \right)^2 - 1 \right]$$

можно было бы опустить, так как оно является частным решением однородного уравнения $LW_1 = 0$, и взять частное решение неоднородного уравнения (14) в такой форме

$$W_2(\exp \xi) = \frac{P_0}{(\gamma k_0)^4 D} J_0(\gamma k_0 \exp \xi) \Rightarrow$$

$$W_2(r) = \frac{P_0}{(\gamma k_0)^4 D} J_0(\gamma k_0 r).$$

Но тогда предельное решение $W_0(r)$ нельзя было бы строить по формуле (17), так как в этом случае не выполняются условия предельного перехода $r \rightarrow 0$.

В самом деле, несмотря на то, что

$$W_2'(r) = \frac{-P_0}{(\gamma k_0)^3 D} J_1(\gamma k_0 r) \xrightarrow{r \rightarrow 0} 0, \text{ все же}$$

$$W_2(r) = \frac{P_0}{(\gamma k_0)^4 D} J_0(\gamma k_0 r) \xrightarrow{r \rightarrow 0} \frac{P_0}{(\gamma k_0)^4 D} > 0.$$

Таким образом, для плоской волны акустического воздействия предельное решение $W_0(r)$ строится в соответствии с формулой (17), в которой значение $W_2(r)$ определяется соотношением (21):

$$W_0(r) = \frac{P_0}{(\gamma k_0)^4 D} \left\{ J_0(\lambda) + \left(\frac{\lambda}{2} \right)^2 - 1 - \left[J_0(\lambda_1) + \left(\frac{\lambda_1}{2} \right)^2 - 1 \right] \frac{r^2}{R^2} \right\} + \frac{P_0}{(\gamma k_0)^3 D} \times$$

$$\times \left\{ R[\lambda_1 - J_1(\lambda_1)] - \frac{2}{\gamma k_0} \left[J_0(\lambda_1) + \left(\frac{\lambda_1}{2} \right)^2 - 1 \right] \frac{r^2}{R^2} \ln \frac{R}{r} \right\}$$

где $\lambda = \gamma k_0 r$ – безразмерная переменная; $\lambda_1 = \gamma k_0 R$

– безразмерная константа; $\frac{P_0}{(\gamma k_0)^3 D}$ – безразмерная

константа; $\frac{1}{\gamma k_0} [\dot{]} = const$.

Выводы и перспективы дальнейших исследований в данном направлении

Таким образом, установлена аналитическая связь между падающей плоской звуковой волной и круглой торцевой пластиной кожуха гироскопа. Построенная расчетная модель явления позволяет не только установить закономерность изгибного движения пластины в рамках одномерной задачи, но и решать вопросы динамики подвеса на фундаменте теоретических исследований.

Перспективными следует рассматривать вопросы уточнения расчетной модели, влияние гистерезисных явлений в материале, а также условий возникновения особенностей возмущенного движения.

Оставляя в стороне вопрос собственно акустической вибрации пластины, обратим внимание на особенности динамики подвеса в случае углового движения фюзеляжа. Как оказалось, механизм реакции подвеса на качку имеет особенности. Суть явления состоит в том, что относительное движение крышек кожуха, вызванное действием звуковых волн, в условиях качки приводит к появлению моментов сил инерции Кориолиса, воспринимаемых прибором как входной сигнал [10]. Это, естественно, приведет к появлению погрешностей измерений. Причем, они будут иметь не только quasi – периодическую, но и постоянную составляющую.

Если первая может быть устранена известными техническими средствами, то вторая представляет собой наибольшую опасность, так как ошибки гироскопа

интегратора неизбежно приводят к необходимости доукомплектования РН дополнительным топливом, а КА – корректирующими устройствами для обеспечения выполнения требований Технического задания на изделие.

Вопросы повышения точности гироскопического интегратора линейных ускорений наиболее остро стоят в системах управления движением баллистических ракет. И в первую очередь, для ракет, движущихся по пониженным траекториям.

Не менее остро эта проблема реализуется для носителей с подводным стартом.

Литература

1. Reissner H. Der senkrechte und Schrage Durchtritt einer in einen flussiger Medium erzeugten ebenen Dilatations – (Longitudinal) – Welle durch eine in diesem Medium befindliche planparallele feste Platte // *Helv. Phys. Acta.* – 1938. – № 11. – P. 111-117.
2. Schoch A. Der Schalldurchgang durch Platten // *Acustica.* – 1952. – № 2. – P. 31-38.
3. Лейбензон Л.С. Курс теории упругости. – М.: Гостехиздат, 1947. – 439 с.
4. Лямшев Л.М. Отражение звука тонкими пластинками и оболочками в жидкости // *Изв. АН СССР.* – 1955. – № 5. – С. 154-160.
5. Рыбак С.А., Тартаковский Б.Д. О колебаниях тонких пластинок // *Акустический журнал.* – 1963. – № 9. – С. 37-44.
6. Тимошенко С.П., Янг Д.Х., Уивер У. Колебания в инженерном деле: Пер. с англ. – М.: Машиностроение, 1985. – 472 с.
7. Карачун В.В. Об особенностях акустического нагружения пластин конечных размеров // *Проблемы прочности.* – 1990. – № 10. – С. 93-96.
8. Koshljakov V.N., Karachun V.V., Mel'nik V.N., Saverchenko V.G., Balanin V.Kh. The some aspects of flight safety in conditions penetrate acoustic radiation // *The World Congress "Aviation in the XXI-st Century"* (September 14-16, 2003). – Kyiv, Ukraine, 2003. – P. 237-240.
9. Карачун В.В., Мельник В.Н., Саверченко В.Г. Некоторые аспекты влияния проникающего акустического излучения на приборы и системы инерциальной навигации // *Космічна наука і технологія.* – 2004. – Т. 10, № 4. – С.50-59.
10. Potapova E.R., Karachun V.V., Mel'nik V.N. Problems of Acoustic Elasticity of Carriers' Board. Equipment. The fifth sino-russian-ukrain simposium on space science and technology Held Jointly with the first international forum on astronautics and aeronautics (6th-9th June, 2000). Harbin Institute of Technology. – Harbin, P.R. China. – 2000. – P. 350-355.

Поступила в редакцию 1.02.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Л.М. Рыжков, Национальный технический университет Украины «КПИ», Киев.

УДК 629.7.054

В.Н. МЕЛЬНИК

*Национальный технический университет Украины “КПИ”, Киев, Украина***ДИФРАКЦИОННЫЕ ЭФФЕКТЫ НА ОБОЛОЧКАХ**

Проводится обзор методов расчета упругого взаимодействия оболочечных фрагментов с внешними возмущающими воздействиями, в частности, с проникающим акустическим излучением. Формулируются необходимые теоретические предпосылки создания расчетных моделей оболочек с ненулевой гауссовой кривизной и произвольным очертанием линии меридиана.

поплавковый гироскоп, акустическое излучение, жесткий цилиндр, координатные функции

Введение

Постановка проблемы и ее связь с научно-техническими задачами. Пусть подвижная часть прибора (поплавков) представляет собой оболочку вращения и в общем случае – произвольной формы. Считаем, что при акустическом воздействии энергия генерируемой вибрации боковой и торцевых поверхностей не передается на сопряженные поверхности, что позволяет предполагать их шарнирно соединенными. В этом случае допустимо изучать независимо динамику боковой поверхности (оболочки) и динамику торцевой поверхности поплавка (пластины).

Широкое использование при технической реализации многих элементов бортовой аппаратуры РН, и летательных аппаратов в целом, различных типов оболочек, стимулировало развитие достаточно простых, но эффективных методов их расчета [1]. Известны два основных пути построения теории оболочек. Первый состоит в том, что оболочку рассматривают как трехмерное упругое тело, а решение соответствующих уравнений теории упругости осуществляется путем разложения всех величин в ряды по степеням расстояния от рассматриваемой точки до срединной поверхности, либо по некоторой системе функций этой переменной.

Второй, приближенный, подход состоит в том, что трехмерную задачу сводят к более простой –

задаче о равновесии и деформации срединной поверхности оболочки. Упрощение реализуется принятием соответствующих статико-геометрических гипотез. Этот, простейший, вариант теории основан на использовании гипотез Кирхгофа-Лява.

Построенная на базе гипотез Кирхгофа приближенная теория именуется теорией тонких оболочек, а первая – теорией толстых оболочек. Одну и ту же оболочку можно рассчитать как первым методом, так и вторым. Результаты расчета на основании приближенной теории будут тем точнее, чем меньше относительная толщина оболочки $\frac{h}{R}$ (здесь h – толщина оболочки, R – минимальный линейный размер срединной поверхности). Таким образом, можно сформулировать критерий тонкостенности, задаваясь допустимой величиной погрешности [2].

Оценка степени влияния акустического излучения на оболочечные конструкции не может быть произведена на основании предельного перехода от пластин плоских к пластинам искривленным. Суть в том, что явления дифракции и интерференции звуковых волн, взаимодействующих с оболочкой, имеют целый ряд специфических особенностей, в том числе и резонансного характера. Поэтому они должны найти отражение уже в самом начале – на этапе выбора расчетной модели.

Влияние упругости на колебания конструкций в жидкости впервые анализировалось Rayleigh (Джон

Уильям Стретт) в 1883 году и Е. Николаи в 1909 году при изучении колебаний бесконечных по протяженности цилиндрических оболочек, а также Н. Lamb в 1920 году. Эти работы основывались на предположении совпадения форм колебаний упругих тел в жидкости и пустоте.

Обзор публикаций и выделение нерешенных задач. Особенностью работ последних лет можно считать усложнение расчетных моделей как жидкости, так и упругих тел, наряду с учетом все большего числа возмущающих факторов. Существенными отличиями можно назвать следующие:

- отказ от гипотезы схожести форм;
- применение метода разложения по собственным функциям некоторой краевой задачи вместо разложения по формам колебаний;
- усовершенствование асимптотических методов расчета колебаний.

Фундаментальные исследования взаимодействия потока жидкости с упругими конструкциями получили развитие в 20...30 годах предыдущего столетия. В этой связи следует упомянуть работы Е. Reissner, Е. Гроссмана, М. Келдыша, М. Лаврентьева, А. Некрасова и других, заложивших основы теории аэроупругости, подобно тому, как труды Л. Лейбензона и А. Вестергардта легли в основу теории гидроупругости.

Вопросы нестационарного взаимодействия оболочек со средой освещались в ряде монографий и обзоров [3], в которых проанализировано большое число важных для теории и практики задач. Воздействие плоской ступенчатой или экспоненциально затухающей волны проанализировано в ряде работ [4] и, зачастую, служит «эталонной» мерой при апробации различных подходов к исследованию и решению задач нестационарной гидроупругости.

Анализ структуры звукового поля внутри оболочки, по обе стороны которой находятся в общем случае неодинаковые акустические среды, проводился Е. Шендеровым.

Что касается изучения свойств оболочек при акустическом нагружении, а также вопросов дифракции и интерференции звуковых волн, то одними из первых следует назвать работы Л. Лямшева. Характерной особенностью названных исследований явилось изучение бесконечных (или полубесконечных) по протяженности оболочек. Решения краевых задач динамики оболочек и пластин впервые в достаточно полном объеме выполнены В. Гринченко. Здесь обращено внимание, что основанный на приведении граничных задач к бесконечным системам уравнений метод исследований установившихся колебаний становится эффективным лишь тогда, когда удается установить асимптотические свойства этих неизвестных (закон асимптотических выражений Б. Кояловича: $\lim_{n \rightarrow \infty} X_n = \lim_{n \rightarrow \infty} Y_n = A_0$; т.е., с ростом номера “ n ” неизвестные стремятся к общему для них, и отличному от нуля, пределу). Другой асимптотический метод – метод однородных решений – получил развитие в работах П. Шиффа и В. Стеклова.

Последующие важные разработки, связанные с использованием метода Г. Ламе, принадлежат С. Калискому.

Постановка задачи данного исследования. Изучение колебаний замкнутой круговой цилиндрической оболочки привело к неожиданному результату. Оказалось, что наинизшим частотам соответствуют колебания сложной формы, сопровождающиеся образованием большого (безгранично увеличивающегося с уменьшением толщины) числа волн в плоскости шпангоута.

В дальнейшем, в процессе изучения колебаний оболочек вращения обнаружилось, что непостоянство радиуса кривизны срединной поверхности существенно меняет картину колебаний оболочки. Этот факт привел к выводу, что наиболее изученные круговые цилиндрические и сферические оболочки постоянной кривизны все же не могут быть эталоном для суждений о характере колебаний оболочек произвольного очертания.

Таким образом, целесообразно логику построения расчетной модели оболочки начать с произвольно очерченной линии меридиана, т.е. рассматривать оболочки с ненулевой гауссовой кривизной.

Изложение основного материала с обоснованием полученных результатов

Предположим, что оболочка относится к криволинейным ортогональным координатам α_1 и α_2 . Их считаем линиями кривизны с радиусом R_1 и R_2 .

Обозначим через A_1 и A_2 параметры Ламе срединной поверхности π оболочки. Тогда, добавив силы инерции, можем воспользоваться уравнениями равновесия оболочки, которые в развернутом виде записываются следующим образом:

$$\begin{aligned}
 & \frac{\partial A_2 T_1}{\partial \alpha_1} + \frac{1}{A_1} \frac{\partial A_1^2 S}{\partial \alpha_2} - \frac{\partial A_2}{\partial \alpha_1} T_2 + \\
 & + \frac{1}{R_1} \left(\frac{\partial A_2 M_1}{\partial \alpha_1} + \frac{1}{A_1} \frac{\partial A_1^2 H}{\partial \alpha_2} - \frac{\partial A_2}{\partial \alpha_1} M_2 \right) + \\
 & + \frac{\partial}{\partial \alpha_2} \left(\frac{A_1}{R_1} H \right) + \frac{1}{R_2} \frac{\partial A_1}{\partial \alpha_2} H = \\
 & = -A_1 A_2 q_1 + \rho A_1 A_2 h \frac{\partial^2 U_1}{\partial t^2}; \\
 & \frac{\partial A_1 T_2}{\partial \alpha_2} + \frac{1}{A_2} \frac{\partial A_2^2 S}{\partial \alpha_1} - \frac{\partial A_1}{\partial \alpha_2} T_1 + \\
 & + \frac{1}{R_2} \left(\frac{\partial A_1 M_2}{\partial \alpha_2} + \frac{1}{A_2} \frac{\partial A_2^2 H}{\partial \alpha_1} - \frac{\partial A_1}{\partial \alpha_2} M_1 \right) + \\
 & + \frac{\partial}{\partial \alpha_1} \left(\frac{A_2}{R_2} H \right) + \frac{1}{R_1} \frac{\partial A_2}{\partial \alpha_1} H = \\
 & = -A_1 A_2 q_2 + \rho A_1 A_2 h \frac{\partial^2 U_2}{\partial t^2}; \\
 & \frac{T_1}{R_1} + \frac{T_2}{R_2} - \frac{1}{A_1 A_2} \left\{ \frac{\partial}{\partial \alpha_1} \frac{1}{A_1} \times \right. \\
 & \times \left(\frac{\partial A_2 M_1}{\partial \alpha_1} + \frac{1}{A_1} \frac{\partial A_1^2 H}{\partial \alpha_2} - \frac{\partial A_2}{\partial \alpha_1} M_2 \right) + \\
 & + \left. \frac{\partial}{\partial \alpha_2} \frac{1}{A_2} \left(\frac{\partial A_1 M_2}{\partial \alpha_2} + \frac{1}{A_2} \frac{\partial A_2^2 H}{\partial \alpha_1} - \frac{\partial A_1}{\partial \alpha_2} M_1 \right) \right\} = \\
 & = q_n + \rho h \frac{\partial^2 W}{\partial t^2};
 \end{aligned} \tag{1}$$

$$\text{где } q_1 = p_1 + \frac{m_1}{R_1} \approx p_1; \quad q_2 = p_2 + \frac{m_2}{R_2} \approx p_2;$$

$$q_n = p_n + \frac{1}{A_1 A_2} \left(\frac{\partial A_2 m_1}{\partial \alpha_1} + \frac{\partial A_1 m_2}{\partial \alpha_2} \right) \approx p_n,$$

ибо в большинстве случаев величины m_i имеют порядок hr , так что, отождествляя q_i и p_i , тем самым отбрасываются слагаемые порядка $\frac{h}{R}$ по сравнению с единицей; T_1, T_2 – нормальные, а S – касательное усилия; M_1, M_2 – изгибающие моменты; H – крутящий момент; ρ – плотность материала оболочки; h – толщина оболочки; u_i – упругие перемещения точек поверхности π в направлении координаты α_i , а соотношения между усилиями-моментами и компонентами деформации срединной поверхности можно записать в виде:

$$T_1 = \frac{Eh}{1-\nu^2} (\varepsilon_1 + \nu \varepsilon_2); \quad T_2 = \frac{Eh}{1-\nu^2} (\varepsilon_2 + \nu \varepsilon_1); \tag{2}$$

$$S = \frac{Eh}{2(1+\nu)} \omega;$$

$$M_1 = \frac{Eh^3}{12(1-\nu^2)} (\chi_1 + \nu \chi_2);$$

$$M_2 = \frac{Eh^3}{12(1-\nu^2)} (\chi_2 + \nu \chi_1); \quad H = \frac{Eh^3}{12(1+\nu)} \tau.$$

Здесь первые три величины – $\varepsilon_1, \varepsilon_2, \omega$ – характеризуют равномерную по толщине оболочки деформацию, определяемую растяжением и сдвигом срединной поверхности, а вторые три – χ_1, χ_2, τ – определяют линейно меняющуюся по толщине деформацию, связанную с изгибом и скручиванием срединной поверхности, E – модуль Юнга, ν – коэффициент Пуассона. В дальнейшем первые три величины будем именовать компонентами тангенциальной деформации, а последние три – компонентами изгибной деформации.

Деформация оболочки полностью определяется заданием шести указанных величин:

$$\varepsilon_1 = \frac{1}{A_1} \frac{\partial U_1}{\partial \alpha_1} + \frac{1}{A_1 A_2} \frac{\partial A_1}{\partial \alpha_2} U_2 + \frac{W}{R_1}; \quad (3)$$

$$\varepsilon_2 = \frac{1}{A_2} \frac{\partial U_2}{\partial \alpha_2} + \frac{1}{A_1 A_2} \frac{\partial A_2}{\partial \alpha_1} U_1 + \frac{W}{R_2}; \quad (4)$$

$$\begin{aligned} \omega &= \frac{A_2}{A_1} \frac{\partial}{\partial \alpha_1} \left(\frac{U_2}{A_2} \right) + \frac{A_1}{A_2} \frac{\partial}{\partial \alpha_2} \left(\frac{U_1}{A_1} \right) = \\ &= \frac{A_2}{A_1} \left(-\frac{1}{A_2^2} \frac{\partial A_2}{\partial \alpha_1} U_2 + \frac{1}{A_2} \frac{\partial U_2}{\partial \alpha_1} \right) + \\ &+ \frac{A_1}{A_2} \left(-\frac{1}{A_1^2} \frac{\partial A_1}{\partial \alpha_2} U_1 + \frac{1}{A_1} \frac{\partial U_1}{\partial \alpha_2} \right) = \\ &= -\frac{1}{A_1 A_2} \frac{\partial A_2}{\partial \alpha_1} U_2 + \frac{1}{A_1} \frac{\partial U_2}{\partial \alpha_1} - \\ &- \frac{1}{A_1 A_2} \frac{\partial A_1}{\partial \alpha_2} U_1 + \frac{1}{A_2} \frac{\partial U_1}{\partial \alpha_2} = \frac{1}{A_1} \frac{\partial U_2}{\partial \alpha_1} + \\ &+ \frac{1}{A_2} \frac{\partial U_1}{\partial \alpha_2} - \frac{1}{A_1 A_2} \frac{\partial A_2}{\partial \alpha_1} U_2 - \frac{1}{A_1 A_2} \frac{\partial A_1}{\partial \alpha_2} U_1. \end{aligned} \quad (5)$$

$$\begin{aligned} \chi_1 &= -\frac{1}{A_1} \frac{\partial}{\partial \alpha_1} \left(\frac{1}{A_1} \frac{\partial W}{\partial \alpha_1} - \frac{U_1}{R_1} \right) - \\ &- \frac{1}{A_1 A_2} \frac{\partial A_1}{\partial \alpha_2} \left(\frac{1}{A_2} \frac{\partial W}{\partial \alpha_2} - \frac{U_2}{R_2} \right) = \\ &= -\frac{1}{A_1} \left(-\frac{1}{A_1^2} \frac{\partial A_1}{\partial \alpha_1} \frac{\partial W}{\partial \alpha_1} + \frac{1}{A_1} \frac{\partial^2 W}{\partial \alpha_1^2} + \right. \\ &\quad \left. + \frac{1}{R_1^2} \frac{\partial R_1}{\partial \alpha_1} U_1 - \frac{1}{R_1} \frac{\partial U_1}{\partial \alpha_1} \right) - \\ &- \frac{1}{A_1 A_2^2} \frac{\partial A_1}{\partial \alpha_2} \frac{\partial W}{\partial \alpha_2} + \frac{1}{A_1 A_2 R_2} \frac{\partial A_1}{\partial \alpha_2} U_2 = \\ &= \frac{1}{A_1^3} \frac{\partial A_1}{\partial \alpha_1} \frac{\partial W}{\partial \alpha_1} - \frac{1}{A_1^2} \frac{\partial^2 W}{\partial \alpha_1^2} - \\ &- \frac{1}{A_1 R_1^2} \frac{\partial R_1}{\partial \alpha_1} U_1 + \frac{1}{A_1 R_1} \frac{\partial U_1}{\partial \alpha_1} - \frac{1}{A_1 A_2^2} \frac{\partial A_1}{\partial \alpha_2} \frac{\partial W}{\partial \alpha_2} + \\ &\quad + \frac{1}{A_1 A_2 R_2} \frac{\partial A_1}{\partial \alpha_2} U_2; \end{aligned} \quad (6)$$

$$\begin{aligned} \chi_2 &= -\frac{1}{A_2} \frac{\partial}{\partial \alpha_2} \left(\frac{1}{A_2} \frac{\partial W}{\partial \alpha_2} - \frac{U_2}{R_2} \right) - \\ &- \frac{1}{A_1 A_2} \frac{\partial A_2}{\partial \alpha_1} \left(\frac{1}{A_1} \frac{\partial W}{\partial \alpha_1} - \frac{U_1}{R_1} \right) = \\ &= -\frac{1}{A_2} \left(-\frac{1}{A_2^2} \frac{\partial A_2}{\partial \alpha_2} \frac{\partial W}{\partial \alpha_2} + \frac{1}{A_2} \frac{\partial^2 W}{\partial \alpha_2^2} + \right. \\ &\quad \left. + \frac{1}{R_2^2} \frac{\partial R_2}{\partial \alpha_2} U_2 - \frac{1}{R_2} \frac{\partial U_2}{\partial \alpha_2} \right) - \\ &\quad - \frac{1}{A_1 A_2} \frac{\partial A_2}{\partial \alpha_1} \left(\frac{1}{A_1} \frac{\partial W}{\partial \alpha_1} - \frac{U_1}{R_1} \right) \end{aligned}$$

$$- \frac{1}{A_1^2 A_2} \frac{\partial A_2}{\partial \alpha_1} \frac{\partial W}{\partial \alpha_1} + \frac{1}{A_1 A_2 R_1} \frac{\partial A_2}{\partial \alpha_1} U_1 = \quad (7)$$

$$\begin{aligned} &= \frac{1}{A_2^3} \frac{\partial A_2}{\partial \alpha_2} \frac{\partial W}{\partial \alpha_2} - \frac{1}{A_2^2} \frac{\partial^2 W}{\partial \alpha_2^2} - \\ &- \frac{1}{A_1 R_2^2} \frac{\partial R_2}{\partial \alpha_2} U_2 + \frac{1}{A_2 R_2} \frac{\partial U_2}{\partial \alpha_2} - \\ &- \frac{1}{A_1^2 A_2} \frac{\partial A_2}{\partial \alpha_1} \frac{\partial W}{\partial \alpha_1} + \frac{1}{A_1 A_2 R_1} \frac{\partial A_2}{\partial \alpha_1} U_1; \\ \tau &= -\frac{1}{A_1 A_2} \frac{\partial^2 W}{\partial \alpha_1 \partial \alpha_2} + \frac{1}{A_1^2 A_2} \frac{\partial A_1}{\partial \alpha_2} \frac{\partial W}{\partial \alpha_1} + \\ &\quad + \frac{1}{A_1 A_2^2} \frac{\partial A_2}{\partial \alpha_1} \frac{\partial W}{\partial \alpha_2} + \\ &\quad + \frac{1}{A_2 R_1} \frac{\partial U_1}{\partial \alpha_2} - \frac{1}{A_1 A_2 R_1} \frac{\partial A_2}{\partial \alpha_1} U_1 + \\ &\quad + \frac{1}{A_1 R_2} \frac{\partial U_2}{\partial \alpha_1} - \frac{1}{A_1 A_2 R_2} \frac{\partial A_1}{\partial \alpha_2} U_2. \end{aligned} \quad (8)$$

Из соотношений (2) с учетом выражений (3) – (5) определяем нормальные T_1 , T_2 и касательное S – усилия:

$$\begin{aligned} T_1 &= \frac{Eh}{1-\nu^2} \left[\frac{1}{A_1} \frac{\partial U_1}{\partial \alpha_1} + \nu \frac{1}{A_2} \frac{\partial U_2}{\partial \alpha_2} + \frac{1}{A_1 A_2} \times \right. \\ &\quad \left. \times \left(\frac{\partial A_1}{\partial \alpha_2} U_2 + \nu \frac{\partial A_2}{\partial \alpha_1} U_1 \right) + W \left(\frac{1}{R_1} + \frac{\nu}{R_2} \right) \right]; \end{aligned} \quad (9)$$

$$\begin{aligned} T_2 &= \frac{Eh}{1-\nu^2} \left[\nu \frac{1}{A_1} \frac{\partial U_1}{\partial \alpha_1} + \frac{1}{A_2} \frac{\partial U_2}{\partial \alpha_2} + \frac{1}{A_1 A_2} \times \right. \\ &\quad \left. \times \left(\nu \frac{\partial A_1}{\partial \alpha_2} U_2 + \frac{\partial A_2}{\partial \alpha_1} U_1 \right) + W \left(\nu \frac{1}{R_1} + \frac{1}{R_2} \right) \right]; \end{aligned} \quad (10)$$

$$\begin{aligned} S &= \frac{Eh}{2(1+\nu)} \left(\frac{1}{A_1} \frac{\partial U_2}{\partial \alpha_1} + \frac{1}{A_2} \frac{\partial U_1}{\partial \alpha_2} - \right. \\ &\quad \left. - \frac{1}{A_1 A_2} \frac{\partial A_2}{\partial \alpha_1} U_2 - \frac{1}{A_1 A_2} \frac{\partial A_1}{\partial \alpha_2} U_1 \right). \end{aligned} \quad (11)$$

С учетом соотношений (6) – (8), из формулы (2) вычисляем изгибающие моменты M_1 и M_2 , а также крутящий момент H :

$$\begin{aligned} M_1 &= \frac{Eh^3}{12(1-\nu^2)} \left(\frac{1}{A_1^3} \frac{\partial A_1}{\partial \alpha_1} \frac{\partial W}{\partial \alpha_1} + \right. \\ &\quad \left. + \nu \frac{1}{A_2^3} \frac{\partial A_2}{\partial \alpha_2} \frac{\partial W}{\partial \alpha_2} - \frac{1}{A_1^2} \frac{\partial^2 W}{\partial \alpha_1^2} - \nu \frac{1}{A_2^2} \frac{\partial^2 W}{\partial \alpha_2^2} - \right. \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
& -\frac{1}{A_1 R_1^2} \frac{\partial R_1}{\partial \alpha_1} U_1 - \nu \frac{1}{A_2 R_2^2} \frac{\partial R_2}{\partial \alpha_2} U_2 + \\
& + \frac{1}{A_1 R_1} \frac{\partial U_1}{\partial \alpha_1} + \nu \frac{1}{A_2 R_2} \frac{\partial U_2}{\partial \alpha_2} - \\
& - \frac{1}{A_1 A_2^2} \frac{\partial A_1}{\partial \alpha_2} \frac{\partial W}{\partial \alpha_2} - \nu \frac{1}{A_1^2 A_2} \frac{\partial A_2}{\partial \alpha_1} \frac{\partial W}{\partial \alpha_1} + \\
& + \frac{1}{A_1 A_2 R_2} \frac{\partial A_1}{\partial \alpha_2} U_2 + \nu \frac{1}{A_1 A_2 R_1} \frac{\partial A_2}{\partial \alpha_1} U_1 \Bigg);
\end{aligned} \quad (12)$$

$$\begin{aligned}
M_2 = \frac{Eh^3}{12(1-\nu^2)} & \left(\nu \frac{1}{A_1^3} \frac{\partial A_1}{\partial \alpha_1} \frac{\partial W}{\partial \alpha_1} + \right. \\
& + \frac{1}{A_2^3} \frac{\partial A_2}{\partial \alpha_2} \frac{\partial W}{\partial \alpha_2} - \nu \frac{1}{A_1^2} \frac{\partial^2 W}{\partial \alpha_1^2} - \frac{1}{A_2^2} \frac{\partial^2 W}{\partial \alpha_2^2} - \\
& - \nu \frac{1}{A_1 R_1^2} \frac{\partial R_1}{\partial \alpha_1} U_1 - \frac{1}{A_2 R_2^2} \frac{\partial R_2}{\partial \alpha_2} U_2 + \\
& + \nu \frac{1}{A_1 R_1} \frac{\partial U_1}{\partial \alpha_1} + \frac{1}{A_2 R_2} \frac{\partial U_2}{\partial \alpha_2} - \\
& - \nu \frac{1}{A_1 A_2^2} \frac{\partial A_1}{\partial \alpha_2} \frac{\partial W}{\partial \alpha_2} - \frac{1}{A_1^2 A_2} \frac{\partial A_2}{\partial \alpha_1} \frac{\partial W}{\partial \alpha_1} + \\
& + \nu \frac{1}{A_1 A_2 R_2} \frac{\partial A_1}{\partial \alpha_2} U_2 + \frac{1}{A_1 A_2 R_1} \frac{\partial A_2}{\partial \alpha_1} U_1 \Bigg);
\end{aligned} \quad (13)$$

$$\begin{aligned}
H = \frac{Eh^3}{12(1+\nu)} & \left(-\frac{1}{A_1 A_2} \frac{\partial^2 W}{\partial \alpha_1 \partial \alpha_2} + \right. \\
& + \frac{1}{A_1^2 A_2} \frac{\partial A_1}{\partial \alpha_2} \frac{\partial W}{\partial \alpha_1} + \frac{1}{A_1 A_2^2} \frac{\partial A_2}{\partial \alpha_1} \frac{\partial W}{\partial \alpha_2} + \\
& + \frac{1}{A_2 R_1} \frac{\partial U_1}{\partial \alpha_2} - \frac{1}{A_1 A_2 R_1} \frac{\partial A_2}{\partial \alpha_1} U_1 + \\
& + \frac{1}{A_1 R_2} \frac{\partial U_2}{\partial \alpha_1} - \frac{1}{A_1 A_2 R_2} \frac{\partial A_1}{\partial \alpha_2} U_2 \Bigg).
\end{aligned} \quad (14)$$

В представленном виде уравнения (1) использовать сложно. Поэтому следует провести над ними ряд преобразований, после которых записать в форме, удобной для интегрирования.

В качестве координат α_1 и α_2 целесообразно выбрать следующие:

$$\alpha_1 = z; \quad \alpha_2 = \phi.$$

Тогда

$$A_1 = \sqrt{1 + f'^2(z)}; \quad A_2 = f(z).$$

Уравнения примут иной вид.

$$\begin{aligned}
& \frac{Eh}{1-\nu^2} \frac{\partial}{\partial z} \left[\frac{A_2}{A_1} \frac{\partial U_z}{\partial z} + \nu \frac{\partial U_\phi}{\partial \phi} + \frac{\nu}{A_1} \frac{\partial A_2}{\partial z} U_z + \right. \\
& \left. + W \left(\frac{A_2}{R_1} + \nu \frac{A_2}{R_2} \right) \right] + \\
& + \frac{Eh}{2(1+\nu)} \frac{1}{A_1} \left(A_1 \frac{\partial^2 U_\phi}{\partial z \partial \phi} + \frac{A_1^2}{A_2} \frac{\partial^2 U_z}{\partial \phi^2} - \right. \\
& \left. - \frac{A_1}{A_2} \frac{\partial A_2}{\partial z} \frac{\partial U_\phi}{\partial \phi} \right) - \frac{Eh}{1-\nu^2} \frac{\partial A_2}{\partial z} \times \\
& \times \left(\frac{A_2}{A_1^3} \frac{\partial A_1}{\partial z} \frac{\partial W}{\partial z} - \frac{A_2}{A_1^2} \frac{\partial^2 W}{\partial z^2} - \frac{\nu}{A_2} \frac{\partial^2 W}{\partial \phi^2} - \right. \\
& \left. - \frac{A_2}{A_1 R_1^2} \frac{\partial R_1}{\partial z} U_z + \frac{A_2}{A_1 R_1} \frac{\partial U_z}{\partial z} + \right. \\
& + \frac{Eh^3}{12(1+\nu)} \frac{1}{A_1} \frac{1}{R_1} \left[-\frac{\partial}{\partial \phi} \left(\frac{A_1}{A_2} \frac{\partial^2 W}{\partial z \partial \phi} \right) + \right. \\
& + \frac{\partial}{\partial \phi} \left(\frac{A_1}{A_2^2} \frac{\partial A_2}{\partial z} \frac{\partial W}{\partial \phi} \right) + \frac{\partial}{\partial \phi} \left(\frac{A_1^2}{A_2 R_1} \frac{\partial U_z}{\partial \phi} \right) - \\
& \left. - \frac{\partial}{\partial \phi} \left(\frac{A_1}{A_2 R_1} \frac{\partial A_2}{\partial z} U_z \right) + \frac{\partial}{\partial \phi} \left(\frac{A_1}{R_2} \frac{\partial U_\phi}{\partial z} \right) \right] + \\
& + \frac{Eh^3}{12(1+\nu)} \frac{\partial}{\partial \phi} \left(-\frac{1}{A_2 R_1} \frac{\partial^2 W}{\partial z \partial \phi} + \frac{1}{A_2^2 R_1} \frac{\partial A_2}{\partial z} \frac{\partial W}{\partial \phi} + \right. \\
& - \frac{Eh^3}{12(1-\nu^2)} \frac{1}{R_1} \frac{\partial A_2}{\partial z} \left(\frac{\nu}{A_1^3} \frac{\partial A_1}{\partial z} \frac{\partial W}{\partial z} - \frac{\nu}{A_1^2} \frac{\partial^2 W}{\partial z^2} - \frac{1}{A_2^2} \frac{\partial^2 W}{\partial \phi^2} - \right. \\
& - \frac{\nu}{A_1 R_1^2} \frac{\partial R_1}{\partial z} U_z + \frac{\nu}{A_1 R_1} \frac{\partial U_z}{\partial z} + \frac{1}{A_2 R_2} \frac{\partial U_z}{\partial \phi} - \\
& - \frac{1}{A_1^2 A_2} \frac{\partial A_2}{\partial z} \frac{\partial W}{\partial z} + \frac{1}{A_1 A_2 R_1} \frac{\partial A_2}{\partial z} U_z = \\
& = A_1 A_2 \left(-q_1 + \rho h \frac{\partial^2 U_z}{dt^2} \right).
\end{aligned} \quad (15)$$

$$\begin{aligned}
& \frac{Eh}{1-\nu^2} \frac{\partial}{\partial \phi} \left[\nu \frac{\partial U_z}{\partial z} + \frac{A_1}{A_2} \frac{\partial U_\phi}{\partial \phi} + \frac{1}{A_2} \frac{\partial A_2}{\partial z} U_z + \right. \\
& + W \left(\frac{\nu A_1}{R_1} + \frac{A_1}{R_2} \right) \Bigg] + \frac{Eh}{2(1+\nu)} \frac{1}{A_2} \frac{\partial}{\partial z} \times \\
& \times \left(\frac{A_2^2}{A_1} \frac{\partial U_\phi}{\partial z} + A_2 \frac{\partial U_z}{\partial \phi} - \frac{A_2}{A_1} \frac{\partial A_2}{\partial z} U_\phi \right) +
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
& + \frac{Eh^3}{12(1-\nu^2)} \frac{1}{R_2} \frac{\partial}{\partial \phi} \left(\frac{\nu}{A_1^2} \frac{\partial A_1}{\partial z} \frac{\partial W}{\partial z} - \frac{\nu}{A_1} \frac{\partial^2 W}{\partial z^2} - \right. \\
& \quad \left. - \frac{A_1}{A_2^2} \frac{\partial^2 W}{\partial \phi^2} - \frac{\nu}{R_1^2} \frac{\partial R_1}{\partial z} U_z + \frac{\nu}{R_1} \frac{\partial U_z}{\partial z} + \right. \\
& \quad \left. + \frac{A_1}{A_2 R_2} \frac{\partial U_\phi}{\partial \phi} - \frac{1}{A_1 A_2} \frac{\partial A_2}{\partial z} \frac{\partial W}{\partial z} + \right. \\
& \quad \left. + \frac{1}{A_2 R_1} \frac{\partial A_2}{\partial z} U_z \right) + \frac{Eh^3}{12(1+\nu)} \frac{1}{A_2} \frac{1}{R_1} \frac{\partial}{\partial z} \times \\
& \quad \times \left(- \frac{A_2}{A_1} \frac{\partial^2 W}{\partial z \partial \phi} + \frac{1}{A_1} \frac{\partial A_2}{\partial z} \frac{\partial W}{\partial \phi} + \frac{A_2}{R_1} \frac{\partial U_z}{\partial \phi} - \right. \\
& \quad \left. - \frac{A_2}{A_1 R_1} \frac{\partial A_2}{\partial z} U_z + \frac{A_2^2}{A_1 R_2} \frac{\partial U_\phi}{\partial \phi} \right) + \frac{Eh^3}{12(1+\nu)} \frac{\partial}{\partial z} \times \\
& \quad \times \left(- \frac{1}{A_1 R_2} \frac{\partial^2 W}{\partial z \partial \phi} + \frac{1}{A_1 A_2 R_2} \frac{\partial A_2}{\partial z} \frac{\partial W}{\partial \phi} + \frac{1}{R_1 R_2} \frac{\partial U_z}{\partial \phi} - \right. \\
& \quad \left. - \frac{1}{A_1 R_1 R_2} \frac{\partial A_2}{\partial z} U_z + \frac{A_2}{A_1 R_2^2} \frac{\partial U_\phi}{\partial z} \right) + \\
& \quad + \frac{Eh^3}{12(1+\nu)} \frac{1}{R_1} \frac{\partial A_2}{\partial z} \left(- \frac{1}{A_1 A_2} \frac{\partial^2 W}{\partial z \partial \phi} + \frac{1}{A_1 A_2^2} \frac{\partial A_2}{\partial z} \times \right. \\
& \quad \times \frac{\partial W}{\partial \phi} + \frac{1}{A_2 R_1} \frac{\partial U_z}{\partial \phi} - \frac{1}{A_1 A_2 R_1} U_z + \\
& \quad \left. + \frac{1}{A_1 R_2} \frac{\partial U_\phi}{\partial z} \right) = A_1 A_2 \left(-q_2 + \rho h \frac{\partial^2 U_\phi}{\partial t^2} \right). \\
& \quad \frac{Eh^3}{12(1-\nu^2)} \frac{1}{A_1} \frac{\partial}{\partial z} \left[\frac{\partial}{\partial z} \left(\frac{A_2}{A_1^3} \frac{\partial A_1}{\partial z} \frac{\partial W}{\partial z} - \frac{A_2}{A_1^2} \frac{\partial^2 W}{\partial z^2} - \right. \right. \\
& \quad \left. - \frac{\nu}{A_2} \frac{\partial^2 W}{\partial \phi^2} - \frac{A_2}{A_1 R_1^2} \frac{\partial R_1}{\partial z} U_z + \frac{A_2}{A_1 R_1} \frac{\partial U_z}{\partial z} + \right. \\
& \quad \left. + \frac{\nu}{R_2} \frac{\partial U_\phi}{\partial \phi} - \frac{\nu}{A_1^2} \frac{\partial A_2}{\partial z} \frac{\partial W}{\partial z} + \frac{\nu}{A_1 R_1} \frac{\partial A_2}{\partial z} U_z \right) \Bigg] + \\
& \quad + \frac{Eh^3}{12(1+\nu)} \frac{1}{A_1} \frac{\partial}{\partial z} \left[\frac{1}{A_1} \frac{\partial}{\partial \phi} \left(- \frac{A_1}{A_2} \frac{\partial^2 W}{\partial z \partial \phi} + \right. \right. \\
& \quad \left. + \frac{A_1}{A_2^2} \frac{\partial A_2}{\partial z} \frac{\partial W}{\partial \phi} + \frac{A_1^2}{A_2 R_1} \frac{\partial U_z}{\partial \phi} - \frac{A_1}{A_2 R_1} \frac{\partial A_2}{\partial z} U_z + \right. \\
& \quad \left. + \frac{A_1}{R_2} \frac{\partial U_\phi}{\partial \phi} \right) \Bigg] - \frac{Eh^3}{12(1-\nu^2)} \left\{ \frac{1}{A_1} \frac{\partial}{\partial z} \left[\frac{\partial A_2}{\partial z} \left(\frac{\nu}{A_1^3} \frac{\partial A_1}{\partial z} \frac{\partial W}{\partial z} - \right. \right. \right. \\
& \quad \left. - \frac{\nu}{A_1^2} \frac{\partial^2 W}{\partial z^2} - \frac{1}{A_2^2} \frac{\partial^2 W}{\partial \phi^2} - \frac{\nu}{A_1 R_1^2} \frac{\partial R_1}{\partial z} U_z + \right. \\
& \quad \left. \left. - \frac{\nu}{A_1} \frac{\partial U_z}{\partial z} + \frac{1}{R_1} \frac{\partial U_\phi}{\partial \phi} \right) \right] + \right.
\end{aligned}$$

(16)

$$\begin{aligned}
& \quad \left. + \frac{\nu}{A_1 R_1} \frac{\partial U_z}{\partial z} + \frac{1}{A_2 R_2} \frac{\partial U_\phi}{\partial \phi} - \right. \\
& \quad \left. - \frac{1}{A_1^2 A_2} \frac{\partial A_2}{\partial z} \frac{\partial W}{\partial z} + \frac{1}{A_1 A_2 R_1} \frac{\partial A_2}{\partial z} U_z \right) \Bigg] - \\
& \quad - \frac{Eh^3}{12(1-\nu^2)} \frac{1}{A_1^2} \frac{\partial A_1}{\partial z} \frac{\partial}{\partial z} \left(\frac{A_2}{A_1^3} \frac{\partial A_1}{\partial z} \frac{\partial W}{\partial z} - \right. \\
& \quad \left. - \frac{A_2}{A_1^2} \frac{\partial^2 W}{\partial z^2} - \frac{\nu}{A_2} \frac{\partial^2 W}{\partial \phi^2} - \frac{A_2}{A_1 R_1^2} \frac{\partial R_1}{\partial z} U_z + \right. \\
& \quad \left. + \frac{A_2}{A_1 R_1} \frac{\partial U_z}{\partial z} + \frac{\nu}{R_2} \frac{\partial U_\phi}{\partial \phi} - \frac{\nu}{A_1^2} \frac{\partial A_2}{\partial z} \frac{\partial W}{\partial z} + \right. \\
& \quad \left. + \frac{\nu}{A_1 R_1} \frac{\partial A_2}{\partial z} U_z \right) - \\
& \quad - \frac{Eh^3}{12(1+\nu)} \frac{1}{A_1^3} \frac{\partial A_1}{\partial z} \frac{\partial}{\partial \phi} \left(- \frac{A_1}{A_2} \frac{\partial^2 W}{\partial z \partial \phi} + \frac{A_1}{A_2^2} \frac{\partial A_2}{\partial z} \frac{\partial W}{\partial \phi} + \right. \\
& \quad \left. + \frac{A_1^2}{A_2 R_1} \frac{\partial U_z}{\partial \phi} - \frac{A_1}{A_2 R_1} \frac{\partial A_2}{\partial z} U_z + \frac{A_1}{R_2} \frac{\partial U_\phi}{\partial z} \right) \\
& \quad + \frac{Eh^3}{12(1-\nu^2)} \frac{1}{A_1^2} \frac{\partial A_1}{\partial z} \frac{\partial A_2}{\partial z} \left(\frac{\nu}{A_1^3} \frac{\partial A_1}{\partial z} \frac{\partial W}{\partial z} - \frac{\nu}{A_1^2} \times \right. \\
& \quad \times \frac{\partial^2 W}{\partial z^2} - \frac{1}{A_2^2} \frac{\partial^2 W}{\partial \phi^2} - \frac{\nu}{A_1 R_1^2} \frac{\partial R_1}{\partial z} U_z + \frac{\nu}{A_1 R_1} \frac{\partial U_z}{\partial z} + \\
& \quad \left. + \frac{1}{A_2 R_2} \frac{\partial U_\phi}{\partial \phi} - \frac{1}{A_1^2 A_2} \frac{\partial A_2}{\partial z} \frac{\partial W}{\partial z} + \frac{1}{A_1 A_2 R_1} \frac{\partial A_2}{\partial z} U_z \right) + \\
& \quad + \frac{Eh^3}{12(1-\nu^2)} \frac{1}{A_2} \frac{\partial}{\partial \phi} \left[\frac{\partial}{\partial \phi} \left(\frac{\nu}{A_1^2} \frac{\partial A_1}{\partial z} \frac{\partial W}{\partial z} - \right. \right. \\
& \quad \left. - \frac{A_1}{A_2^2} \frac{\partial^2 W}{\partial \phi^2} - \frac{\nu}{A_1} \frac{\partial^2 W}{\partial z^2} - \frac{\nu}{R_1^2} \frac{\partial R_1}{\partial z} U_z + \right. \\
& \quad \left. + \frac{A_1}{A_2 R_2} \frac{\partial U_\phi}{\partial \phi} + \frac{\nu}{R_1} \frac{\partial U_z}{\partial z} - \right. \\
& \quad \left. - \frac{1}{A_1 A_2} \frac{\partial A_2}{\partial z} \frac{\partial W}{\partial z} + \frac{1}{A_2 R_1} \frac{\partial A_2}{\partial z} U_z \right) \Bigg] + \\
& \quad + \frac{Eh^3}{12(1+\nu)} \frac{1}{A_2} \frac{\partial}{\partial \phi} \left[\frac{1}{A_2} \frac{\partial}{\partial z} \left(- \frac{A_2}{A_1} \frac{\partial^2 W}{\partial z \partial \phi} + \right. \right. \\
& \quad \left. + \frac{1}{A_1} \frac{\partial A_2}{\partial z} \frac{\partial W}{\partial \phi} + \frac{A_2^2}{A_1 R_2} \frac{\partial U_\phi}{\partial z} + \frac{A_2}{R_1} \frac{\partial U_z}{\partial \phi} - \right. \\
& \quad \left. - \frac{A_2}{A_1 R_1} \frac{\partial A_2}{\partial z} U_z \right) \Bigg] - \\
& \quad - \frac{Eh}{1-\nu^2} A_1 A_2 \left\{ \frac{1}{R_1} \left[\frac{1}{A_1} \frac{\partial U_z}{\partial z} + \nu \frac{1}{A_2} \frac{\partial U_\phi}{\partial \phi} + \right. \right. \\
& \quad \left. + \frac{\nu}{A_1 A_2} \frac{\partial A_2}{\partial z} U_z + W \left(\frac{1}{R_1} + \frac{\nu}{R_2} \right) \right] + \right.
\end{aligned}$$

(17)

$$+ \frac{1}{R_2} \left[\frac{v}{A_1} \frac{\partial u_z}{\partial z} + \frac{1}{A_2} \frac{\partial U_\phi}{\partial \phi} + \frac{1}{A_1 A_2} \frac{\partial A_2}{\partial z} U_z + \right. \\ \left. W \left(\frac{v}{R_1} + \frac{1}{R_2} \right) \right] \Bigg\} = -A_1 A_2 \left(q_n + \rho h \frac{\partial^2 W}{\partial t^2} \right).$$

Таким образом, уравнения поплавок значительно упростились по сравнению с уравнениями для оболочек произвольной формы.

Как частный случай, получаются уравнения круговой цилиндрической оболочки. Для этого достаточно принять следующие значения постоянных Ламе:

$$A_1=1; \\ A_2=R=\text{const.}$$

Выводы и перспективы дальнейших исследований в данном направлении

Таким образом, сформулированы необходимые теоретические предпосылки построения расчетных моделей, например, поплавковых модификаций приборов инерциальной навигации.

Решение вопросов точности измерений, как показывает опыт полунатурных испытаний, следует рассматривать в предположении совместного действия акустического излучения и углового движения фюзеляжа. Из этого факта последуют частные случаи.

Перспективными можно считать автокомпенсационные методы повышения точности измерений.

Литература

1. Карачун В.В. Волновые задачи поплавкового гироскопа / В.В. Карачун, Я.Ф. Каюк, В.Н. Мельник. – К.: “Корнейчук”, 2007. – 228 с.
2. Melnik V.N., Karachun V.V. Some aspects of the gyroscopic stabilization in acoustic fields // Int. App. Mech. – 2002. – Vol. 38, № 1. – P. 74-80.
3. Koshljakov V.N., Karachyn V.V., Mel’nik V.N., Saverchenko V.G., Balanin V.Kh. The some aspects of flight safety in conditions penetrate acoustic radiation // The World Congress “Aviation in the XXI-st Century”, 14-16 September 2003, Kyiv, Ukraine, National Aviation University. – Kyiv, Ukraine, 2003. – P. 2.37-2.40.
4. Mel’nick V.N., Karachun V.V. Determining Gyroscopic Integrator Errors to Diffraction of Sound Waves // Int. App. Mech. – 2004. – Vol. 40, № 3. – P. 328-336.

Поступила в редакцию 23.01.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Л.М. Рыжков, Национальный технический университет Украины «КПИ», Киев.

УДК 621.923

А.И. ДОЛМАТОВ, М.А. КУРИН

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

К ВОПРОСУ О ВЛИЯНИИ ТИПОРАЗМЕРА АБРАЗИВНОГО ИНСТРУМЕНТА НА ЭФФЕКТИВНОСТЬ ПЛАНЕТАРНОГО ШЛИФОВАНИЯ ПЛОСКИХ ПОВЕРХНОСТЕЙ

Представлено доказательство существования корреляции между типоразмером абразивного инструмента, величиной снимаемого припуска единичным зерном за проход и временем между двумя последовательными актами съема стружки с одного и того же участка поверхности при планетарном шлифовании плоских поверхностей. Уточнено выражение для определения подачи детали при планетарном шлифовании.

параметры обработки, планетарно-шлифовальная головка, встречное вращение, попутное вращение, неравенства, припуск, типоразмер

Введение

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

Вопросу повышения эффективности шлифования путем соблюдения критериев “необходимости” и “достаточности” посвящены многие работы [2 – 5]. Интенсификация процесса шлифования плоских поверхностей кинематическим методом, наиболее перспективным из предложенных, потребовала разработки принципиально новых способов планетарно-сопряженного шлифования и планетарного шлифования, представляющего его дальнейшее развитие.

Таким образом, исследования, посвященные совершенствованию способов шлифования плоских поверхностей с целью обеспечения благоприятных условий стружкообразования, являются актуальными и заслуживают внимания.

Формулирование проблемы. В работах [4, 5] представлена принципиальная схема шлифования плоских поверхностей с помощью планетарной

шлифовальной головки (ПШГ) (рис. 1). Из условия получения максимально возможного промежутка времени $\Delta\tau_p$ между двумя последовательными актами съема стружки с одного и того же участка обрабатываемой поверхности получены следующие соотношения между технологическими, кинематическими и геометрическими параметрами обработки:

при встречном вращении круга и головки

$$\frac{l_0}{V_{\dot{\epsilon}\delta}} \geq \frac{\sqrt{d_{\dot{\epsilon}\delta}[a_z]}}{V_{\dot{A}}}, \quad (1)$$

при попутном

$$\frac{l_0 - \sqrt{d_{\dot{\epsilon}\delta}[a_z]}}{V_{\dot{\epsilon}\delta}} \geq \frac{\sqrt{d_{\dot{\epsilon}\delta}[a_z]}}{V_{\dot{A}}}, \quad (2)$$

а также выражение для определения подачи детали

$$S_{\dot{a}\dot{\delta}\dot{o}} = 0,445m\omega_{\dot{a}}[a_z]\sqrt{\frac{D_{\dot{A}}}{t}}, \quad (3)$$

где l_0 – среднее расстояние между режущими абразивными зернами, расположенными друг за другом в одной плоскости;

$V_{кр}$ – линейная скорость абразивных кругов;

V_{Γ} – линейная скорость планетарной головки;

$d_{кр}$ – диаметр абразивных кругов;

$[a_z]$ – предельно допустимая величина припуска, которая снимается одним режущим зерном за проход;

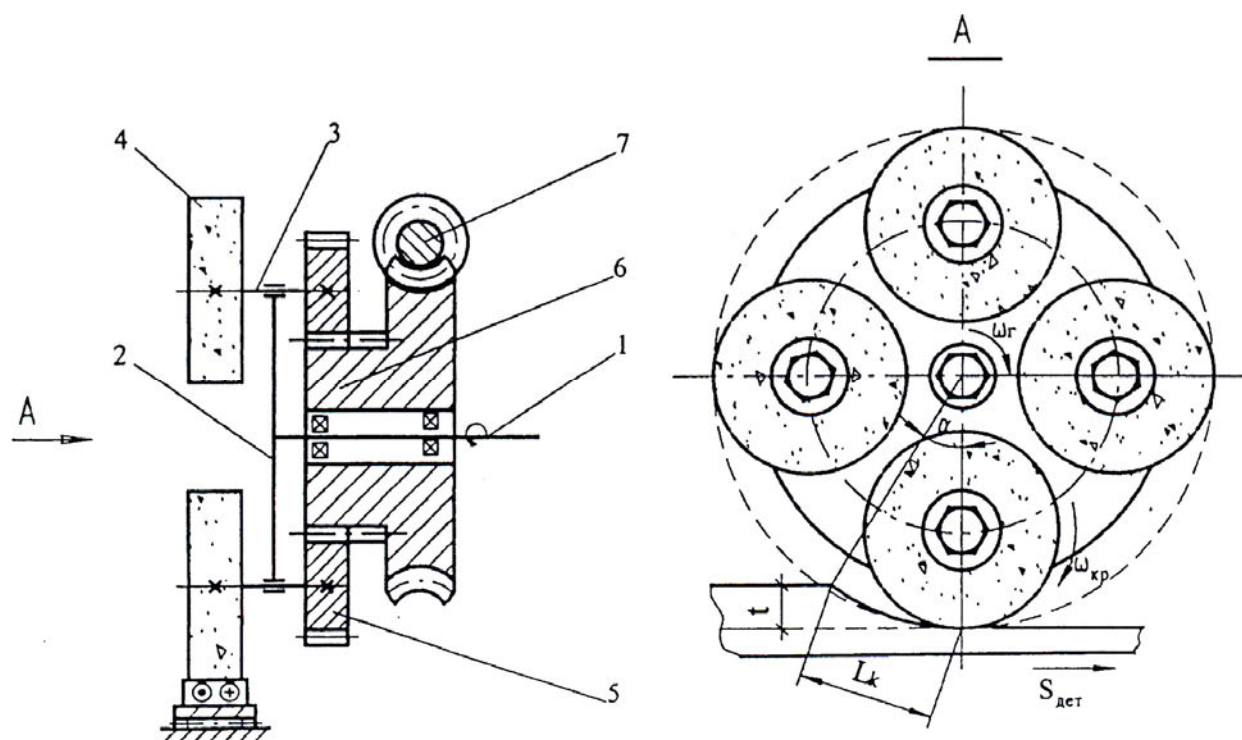


Рис. 1. Принципиальная схема ПШГ для реализации способа планетарного шлифования:
1 – шпиндель; 2 – водило; 3 – вал; 4 – абразивные круги головки; 5 – сателлиты; 6 – солнечное колесо;
7 – червяк

m – количество шлифовальных кругов;

ω_z – угловая скорость планетарной шлифовальной головки;

D_{Γ} – диаметр планетарной головки;

t – глубина шлифования.

Однако, если учесть, что $V_{\Gamma} = f(d_{кр})$ и $V_{кр} = f(d_{кр})$, то возникает вопрос о влиянии таких параметров обработки как $d_{кр}$ и $[a_z]$ на промежуток времени $\Delta\tau_p$ и как следствие – необходимость в разработке рекомендаций по выбору численных значений данных параметров.

Решение проблемы

Рассмотрим неравенства (1) и (2). Для того чтобы решить их относительно $d_{кр}$, необходимо перейти от линейных скоростей к угловым. С учетом выше сказанного неравенства (1) и (2) примут следующий вид:

– при попутном вращении круга и планетарной головки

$$\frac{l_0 - \sqrt{d_{\text{ед}} [a_z]}}{(\omega_{\text{ед}} \pm \omega_{\text{ат}} \hat{a}) d_{\text{ед}}} \geq \frac{\sqrt{d_{\text{ед}} [a_z]}}{\omega_{\text{ед}} (d_1 + d_2 + d_{\text{ед}}) \frac{d_2}{d_1}}, \quad (4)$$

– при встречном вращении круга и головки

$$\frac{l_0}{(\omega_{\text{ед}} \pm \omega_{\text{ат}} \hat{a}) d_{\text{ед}}} \geq \frac{\sqrt{d_{\text{ед}} [a_z]}}{\omega_{\text{ед}} (d_1 + d_2 + d_{\text{ед}}) \frac{d_2}{d_1}}, \quad (5)$$

где $\omega_{кр}$ – угловая скорость вращения круга;

$\omega_{\text{дов}}$ – угловая скорость дополнительного поворота абразивных кругов;

d_1 – диаметр солнечного колеса;

d_2 – диаметр сателлита.

Знак “+” в неравенствах (4), (5) применяется в том случае, когда направление $\omega_{кр}$ и $\omega_{\text{дов}}$ совпадает.

Согласно изобретению [6], в процессе обработки абразивным кругам сообщают дополнительное независимое от главного привода вращательное движение с угловой скоростью $\omega_{\text{дов}}$, определяемой по формуле:

$$\omega_{\text{ат}} \hat{a} = \frac{\omega_{\text{ед}}}{360} \arcsin 2 \sqrt{\frac{t}{d_1 + d_2 + d_{\text{ед}}}}. \quad (6)$$

Рассмотрим выражение (6). Если учесть, что глубина шлифования t не превышает 20 мм (для глубинного шлифования), а $d_1 + d_2 = 210$ мм ($d_1 = 150$ мм, $d_2 = 60$ мм – делительные диаметры солнечного колеса и сателлита планетарной шлифовальной головки, реализованной в металле), то можно утверждать, что максимальное значение угловой скорости дополнительного поворота не превысит значения $0,1\omega_{кр}$.

В силу того, что неравенства (4) и (5) содержат такие параметры, как l_0 , $[a_z]$ и $\omega_{дов}$, примем во внимание следующие рассуждения.

Для того, чтобы неравенства (4) и (5) выполнялись при любых значениях параметров l_0 , $[a_z]$ и $\omega_{дов}$, необходимо их решить при таких значениях данных параметров, при которых левая часть неравенств принимает минимальное значение, а правая – максимальное.

Вполне очевидно, что левая часть неравенств примет минимальное значение в случае, когда угловая скорость дополнительного поворота максимальна и совпадает по направлению с угловой скоростью вращения круга. Таким образом, неравенства (4) и (5) преобразуются к виду:

при попутном вращении

$$\frac{c(l_0 - x\sqrt{[a_z]})(b + x^2) - 1,1x^3\sqrt{[a_z]}}{1,1x^2c(b + x^2)} \geq 0, \quad (7)$$

при встречном вращении

$$\frac{cl_0(b + x^2) - 1,1x^3\sqrt{[a_z]}}{1,1x^2c(b + x^2)} \geq 0, \quad (8)$$

где $c = d_2/d_1$ – отношение диаметров сателлита и солнечного колеса;

$b = d_2 + d_1$ – сумма диаметров солнечного колеса и сателлита;

$$x = \sqrt{d_{\varepsilon\delta}}.$$

Рассмотрим левые части полученных неравенств как функции двух переменных x и $[a_z]$:

$$f(x, \sqrt{[a_z]}) = \frac{c(l_0 - x\sqrt{[a_z]})(b + x^2) - 1,1x^3\sqrt{[a_z]}}{1,1x^2c(b + x^2)}$$

$$g(x, \sqrt{[a_z]}) = \frac{cl_0(b + x^2) - 1,1x^3\sqrt{[a_z]}}{1,1x^2c(b + x^2)}$$

Тогда получим:

$$f'_x(x, \sqrt{[a_z]}) = \frac{x\sqrt{[a_z]} - 2l_0}{1,1x^3} + \frac{\sqrt{[a_z]}(x^2 - b)}{c(x^2 + b)^2}, \quad (9)$$

$$g'_x(x, \sqrt{[a_z]}) = \frac{-2l_0}{1,1x^3} + \frac{\sqrt{[a_z]}(x^2 - b)}{c(x^2 + b)^2}, \quad (10)$$

$$f'_{\sqrt{a_z}}(x, \sqrt{[a_z]}) = -\left(\frac{1}{1,1x} + \frac{x}{c(x^2 + b)}\right), \quad (11)$$

$$g'_{\sqrt{a_z}}(x, \sqrt{[a_z]}) = -\frac{x}{c(x^2 + b)}. \quad (12)$$

Так как всегда выполняются условия $b > x^2$ $l_0 > x\sqrt{[a_z]}$ (иначе неравенства (4) и (5) не имеют смысла), то можно утверждать, что выражения (9) – (12) всегда отрицательны. Следовательно,

$f(x, \sqrt{[a_z]})$ и $g(x, \sqrt{[a_z]})$ – функции убывающие

как по x , так и по $\sqrt{[a_z]}$, а это значит, что увеличение диаметра абразивного инструмента и предельно допустимой величины припуска снимаемого одним зерном за проход, способствуют уменьшению времени между двумя последовательными актами съема стружки с одного и того же участка поверхности.

Вернемся к неравенствам (7) и (8). Как уже было сказано выше, достаточно решить неравенства (7) и (8) при таких значениях параметров l_0 и $[a_z]$, при которых левая часть неравенств (3), (4) принимает минимальное значение, а правая – максимальное. Является вполне очевидным, что решения, полученные для минимального l_0 и максимального $[a_z]$ будут адекватными и при любых других значениях данных параметров. Действительно, для выполнения нера-

венств (3), (4) необходимо, чтобы максимально возможная дуга контакта абразивного зерна с обрабатываемой поверхностью не превышала минимально возможного расстояния между абразивными зернами, расположенными друг за другом в одной плоскости (рис. 2).

Значение l_0 зависит от зернистости круга, её среднестатистические значения лежат в пределах $l_0 = 0,5 \dots 6 \text{ мм}$ [7], а предельно допустимая толщина среза $[a_z]$, приходящаяся на одно зерно, может быть определена расчетным путем или из нормативно-справочной литературы.

Далее под l_0 будем понимать минимально возможное расстояние между зернами.

Ввиду того, что знаменатель дробей (7) и (8) всегда положителен, неравенства примут вид:

$$c(l_0 - x\sqrt{[a_z]})(b + x^2) - 1,1x^3\sqrt{[a_z]} \geq 0, \quad (13)$$

$$cl_0(b + x^2) - 1,1x^3\sqrt{[a_z]} \geq 0. \quad (14)$$

Решение неравенств (13) и (14) в общем виде очень громоздко, поэтому удобнее произвести рас-

чет для конкретного случая. Примем следующие значения параметров: $l_0 = 1 \text{ мм}$; $[a_z] = 0,01 \text{ мм}$; $b = 210 \text{ мм}$; $c = 0,4$.

Приравняв к нулю левые части неравенств, и подставив вместо параметров их численные значения, получим кубические уравнения. С помощью формул Кардано [8] находим по одному действительному решению для каждого уравнения, и таким образом получаем искомое решение неравенств (13) и (14):

$d_{кр} \leq 110 \text{ мм}$ – для встречного вращения;

$d_{кр} \leq 45 \text{ мм}$ – для попутного вращения.

С практической точки зрения представляет интерес обратная задача, т.е. по заданному типоразмеру круга определить максимально возможную толщину среза единичным зерном. Решив неравенства (13) и (14) относительно $[a_z]$, получим:

– для попутного вращения

$$[a_z] \leq \left(\frac{cl_0(b + x^2)}{cxb + cx^3 + 1,1x^3} \right)^2; \quad (15)$$

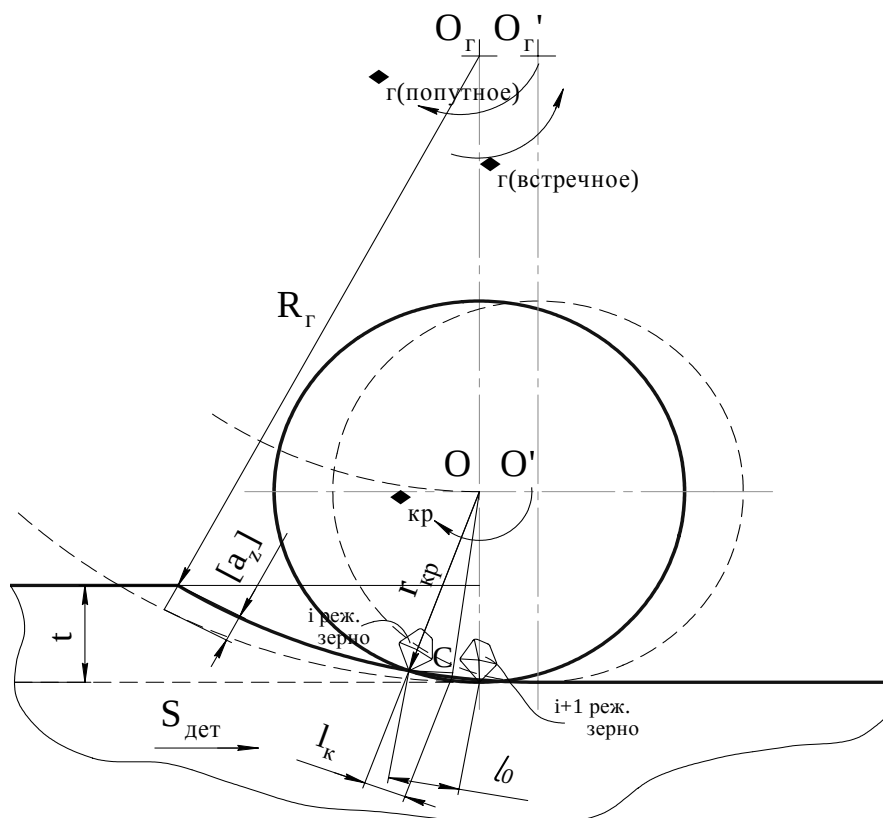


Рис. 2. Условная схема расположения и взаимодействия зерен с обрабатываемой поверхностью

– для встречного вращения

$$[a_z] \leq \left(\frac{cl_0 (b + x^2)}{1,1x^3} \right)^2. \quad (16)$$

Таким образом, неравенства (15) и (16) позволяют уточнить выражение для определения подачи детали (3):

– для попутного вращения

$$S_{\ddot{a}\ddot{a}\ddot{o}} \leq 0,445m\omega_{\ddot{a}} \left(\frac{cl_0 (b + d_{\ddot{e}\ddot{o}})}{(cb + cd_{\ddot{e}\ddot{o}} + nd_{\ddot{e}\ddot{o}})} \right)^2 \times \sqrt{\frac{b + d_{\ddot{e}\ddot{o}}}{d_{\ddot{e}\ddot{o}}^2 t}}, \quad (17)$$

– для встречного вращения

$$S_{\ddot{a}\ddot{a}\ddot{o}} \leq 0,445m\omega_{\ddot{a}} \left(\frac{cl_0 (b + d_{\ddot{e}\ddot{o}})}{nd_{\ddot{e}\ddot{o}} \sqrt{d_{\ddot{e}\ddot{o}}}} \right)^2 \sqrt{\frac{b + d_{\ddot{e}\ddot{o}}}{t}}, \quad (18)$$

где n – коэффициент, зависящий от величины и направления угловой скорости дополнительного поворота, его значение изменяется в пределах $n = 0,9 \dots 1,1$.

Заключение

Установлена корреляция между такими параметрами обработки как $d_{кр}$, $[a_z]$ и $\Delta\tau_p$, а именно доказано, что увеличение диаметра абразивного инструмента и величины припуска снимаемого одним зерном за проход, способствуют уменьшению времени между двумя последовательными актами съема стружки с одного и того же участка поверхности.

Уточнено выражение для определения подачи детали при планетарном шлифовании.

Литература

1. Крымов В.В., Елисеев Ю.С., Зудин К.И. Производство лопаток газотурбинных двигателей / Под ред. В.В. Крымова. – М.: Машиностроение:

Машиностроение-Полет, 2002. – 376 с.

2. Сурду Н.В., Долматов А.И., Горбачев А.Ф., Горбачев А.А. Повышение эффективности шлифования путем совершенствования кинематики процесса // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: Сб. научн. тр. – Х.: НАКУ “ХАИ”, 2000. – Вып. 22(5). – С. 118-125.

3. Сурду Н.В., Долматов А.И., Горбачев А.Ф., Горбачев А.А. Влияние скорости круговой подачи и катодной поляризации обрабатываемой поверхности на эффективность круглого врезного шлифования // Сб. научн. тр. Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов. – Х.: НАКУ “ХАИ”, 2000. – Вып. 21(4). – С. 1-6.

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

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

6. Патент 78872 Україна, МПК В24В 1/00. Способ планетарного шлифования / А.А. Горбачев, Н.В. Сурду, А.И. Долматов, О.В. Телегин. – №а200504196; Заявлено 04.05.2005; Опубл. 25.04.2007; Бюл. №5. – 6 с.

7. Байкалов А.К. Введение в теорию шлифования. – К.: Наукова думка, 1978. – 207 с.

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

Поступила в редакцию 20.11.2007

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

УДК 621.7.044

А.П. МЕЛЬНИЧУК

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

ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ ГИДРОДИНАМИЧЕСКОЙ ШТАМПОВКИ: ОБОСНОВАНИЕ ПРИНЦИПИАЛЬНОГО ПОДХОДА К РЕШЕНИЮ ЗАДАЧ ДЕФОРМИРОВАНИЯ ТОНКОСТЕННЫХ ОСЕСИММЕТРИЧНЫХ ОБОЛОЧЕК

Рассмотрен процесс гидродинамической штамповки (ГДШ) как взаимосвязанная система физических явлений. Обоснована необходимость разделения процесса ГДШ тонкостенных осесимметричных оболочек на три этапа, характеризующихся различными параметрами процесса и отличающихся по постановке и методам решения, – оформление основного контура оболочек, оформление элементов взаимной фиксации и компенсаторов, калибровка оболочек. Предложен и обоснован принципиальный подход к решению задач деформирования тонкостенных осесимметричных оболочек методом ГДШ.

гидродинамическая штамповка, тонкостенная осесимметричная оболочка, формообразование

В общем случае процесс гидродинамической штамповки (ГДШ) представляет собой сложную динамическую систему, для описания которой необходимо комплексно рассмотреть целый ряд разнообразных физических явлений (рис. 1) [1]:

- аккумулятирование, преобразование и передача запасенной энергии снаряду;
- динамический разгон снаряда рабочим телом (газовыми, жидкостными субстанциями) и его движение в стволе;
- удар жесткого тела (снаряда) по ограничен-

ному объему жидкости;

- нестационарное движение жидкости, сопровождающееся волновыми и кавитационными явлениями;
- взаимодействие жидкости с изменяющей свою форму и размеры деформируемой заготовкой;
- пластическое течение материала заготовки при высоких скоростях деформирования;
- соударение оболочки с твердой поверхностью матрицы.

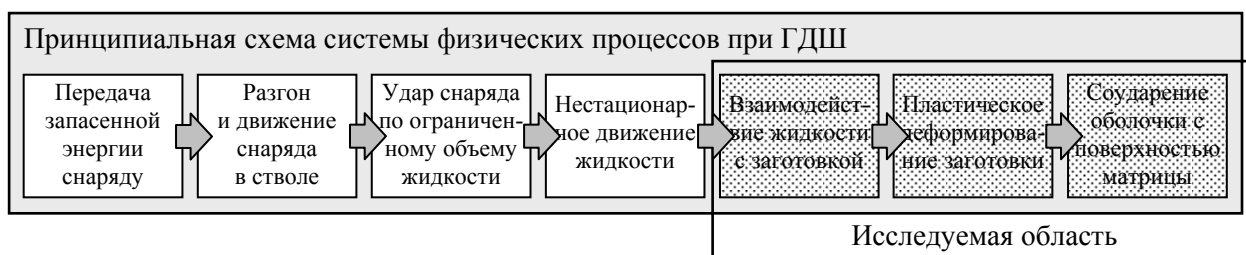


Рис. 1. Процесс ГДШ как взаимосвязанная система физических явлений

Математическое описание подобной взаимосвязанной системы явлений представляет собой чрезвычайно сложную задачу, разрешить которую совместно практически не представляется возможным.

Обычно процесс разбивают на модули, охватывающие те или иные физические явления, где результаты решения на предыдущем уровне являются

исходными параметрами для последующего, что соответствует прямому решению задачи. Однако такой подход имеет значительные ограничения по его практическому применению. В качестве исходных параметров задают начальные параметры процесса (пороховой заряд, масса снаряда и т.п.), накладывают граничные условия. Конечный результат

(отштампованную деталь) сопоставляют на предмет соответствия геометрии конструкторскому чертежу, и в случае отклонений корректируют исходные параметры и граничные условия, т.е. достижение требуемого решения носит характер последовательного приближения к истинному, что в подобных сложных разнородных многопараметрических процессах сопряжено с определенными трудностями ввиду множества параметров и условий, влияющих на процесс.

Реализация принципа решения обратной задачи, где исходными параметрами является требуемая геометрия изделия, определяемая конструкторской документацией, а конечным результатом – потребные заряд пороха и масса снаряда, в подобной системе неосуществима в принципе. Это объясняется тем, что доверительный интервал, который является следствием доверительных интервалов для всех параметров входящих в систему, не позволяет определить удовлетворительный результат. В этом случае оправданным можно считать подход, соответ-

ствующий решению “полуобратной” задачи, где требуемые (конечные) параметры определяют значения или диапазон значений исходных (задаваемых) параметров как системы в целом, так и отдельных характерных блоков, в остальном схема соответствует решению прямой задачи.

Принципиально подход к решению подобной “полуобратной” задачи деформирования осесимметричных тонкостенных оболочек методом ГДШ можно представить как совокупность математических (аналитических или численных) и логических решений.

При создании соединений типа сфера-конус (рис. 2) с использованием методов ГДШ возникает необходимость решения задач, которые по постановке и методам решения существенно отличаются друг от друга [2]:

- оформление основного контура сферических и конусных оболочек;
- оформление элементов взаимной фиксации и компенсаторов;
- калибровка сферических и конусных оболочек.

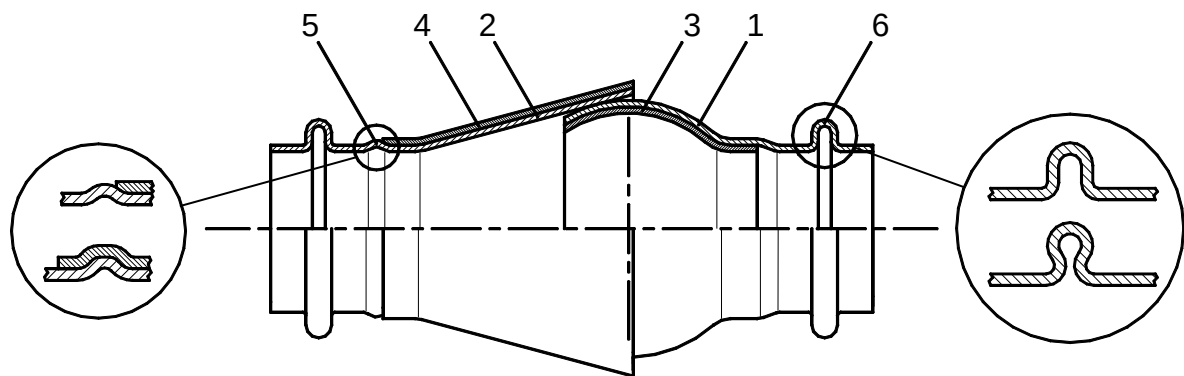


Рис. 2. Усиленное соединение сфера конус высокоресурсного трубопровода:

- 1, 2 – основные элементы сферического и конического наконечников;
- 3, 4 – усиливающие элементы сферического и конического наконечников;
- 5 – элементы фиксации (рифты), обеспечивающие взаимную фиксацию внешней и внутренней составляющих элементов;
- 6 – компенсаторы, обеспечивающие компенсацию угловых и линейных перемещений элементов под воздействием эксплуатационных нагрузок

При штамповке деталей из тонкостенных заготовок оптимальным следует считать такое нагружение рабочим импульсом давления, когда при оформлении основного контура детали заготовка подходит к матрице с минимальной скоростью, а затем проис-

ходит оформление элементов рельефа и калибровка давлением более высокой интенсивности. На практике создание таких условий нагружения невозможно. Нельзя за один переход (рабочий цикл) качественно наложить оболочку на матрицу, отформовать

более жесткие элементы и добиться калибровочного эффекта, поскольку это принципиально разные процессы, требующие различных подходов и условий. Поэтому обычно штамповку деталей производят за несколько переходов, первые из которых являются

формообразующими, а последний калибровочным.

В подобных процессах можно считать рациональным разделение операции формообразования на переходы, классифицируя их по характерным отличительным признакам (табл. 1, рис. 3).

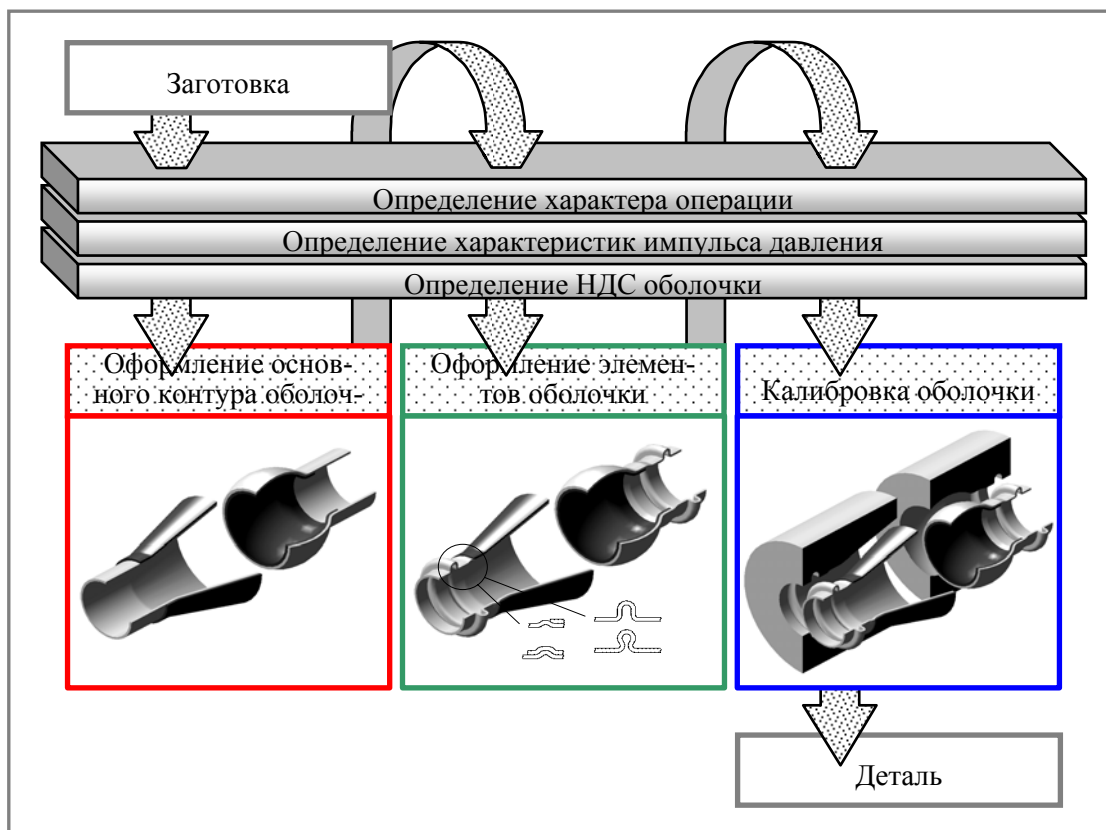


Рис. 3. Схема принципиального подхода к решению задач деформирования тонкостенных осесимметричных оболочек методом ГДШ

Процесс оформления основного (генерального) контура детали характеризуется значительными величинами проштамповки, что при деформировании маложестких оболочек требует, чтобы нагружающее воздействие было как можно более плавным, приближающимся к статическому. Решение этой задачи возможно с использованием положений классических теорий тонких оболочек и пластического течения в динамической постановке. В большинстве работ, посвященных решению подобных задач, для описания НДС осесимметричных оболочек использованы результаты, полученные в работе [3].

В исследованиях по гидростатическому и гидродинамическому формообразованию деталей рас-

смотрены теоретически и экспериментально процессы получения деталей с рифтами различного направления, с пуклевками и компенсаторами. Рифты, как и пуклевки, могут быть различной формы: сферические, прямоугольной формы, трапецевидные и т.п. Компенсаторы также могут быть различной формы: с прямоугольными полками, тороидальной формы и т.п. При решении задачи описания НДС таких деталей следует учитывать, что для построения расчетной модели нельзя использовать гипотезу Кирхгофа-Лява, поскольку радиусы кривизны отдельных элементов оболочки соизмеримы с толщиной заготовки.

В процессе гидродинамической калибровки осе-

симметричных оболочек необходимо рассматривать две стадии их радиального деформирования [2]:

- движение заготовки под действием импульсного давления;
- соударение заготовки и матрицы, а также их пружинение.

В работе [4] получены соотношения для определения скорости v_c соударения заготовки и матрицы,

которую необходимо реализовать для того, чтобы обеспечить нулевое пружинение заготовки. Однако при превышении скорости соударения свыше определенной предельной величины v_{np} происходит “пластическое сращивание” заготовки с металлической матрицей. Поэтому максимальная скорость подхода заготовки к поверхности матрицы не должна превышать v_{np} (табл. 2).

Таблица 1

Особенности деформирования тонкостенных осесимметричных оболочек при ГДШ

Оформление основного контура сферических и конусных оболочек	Оформление элементов взаимной фиксации и компенсаторов	Калибровка сферических и конусных оболочек
$\frac{\delta}{D} \leq 0,02$; $\delta \ll r_s$; $\frac{\Delta W}{W_0} \geq 0,05$; $3 \text{ мс} < t < 10 \text{ мс}$; $10 \text{ МПа} < p < 50 \text{ МПа}$	$\delta \approx r_s$; $\frac{\Delta W}{W_0} \ll 1$; $1 \text{ мс} < t < 4 \text{ мс}$; $30 \text{ МПа} < p < 100 \text{ МПа}$	$\frac{\Delta W}{W_0} \rightarrow 0$; $0,5 \text{ мс} < t < 1,5 \text{ мс}$; $80 \text{ МПа} < p < 300 \text{ МПа}$
δ – толщина заготовки; D – диаметр заготовки; r_s – радиус кривизны элемента оболочки; ΔW – приращение объема внутренней полости детали; W_0 – начальный объем; p – давление жидкости; t – время действия импульса давления		

Таблица 2

Значения предельной скорости соударения для заготовок из различных материалов

Материал матрицы	Материал заготовки	v_{np} , м/с
Инструментальная сталь	Сталь 12Х18Н10Т	250
	Титановый сплав ОТ4-1	320...350
	Алюминиевый сплав АМгАМ	200

При невозможности обеспечить заданную точность детали при $v_c \leq v_{np}$ следует скорректировать в сторону увеличения диаметр матрицы, компенсируя этим пружинение детали после снятия нагрузки.

Литература

1. Мацукин Ю.Г. Исследование гидродинамической штамповки на пресс-пушке: Дис. ... канд. техн. наук: 05.07.04 – Х.: ХАИ, 1966. – 223 с.
2. Кривцов В.С., Мельничук А.П. Особенности описания деформирования тонкостенных цилиндрических деталей при гидродинамической штамповке // Авиационно-космическая техника и технология. – Х., 2001. – Вып. 25. – С. 28-34.

3. Уитмер, Балмер, Лич, Пиан. Большие динамические деформации балок, колец, пластин и оболочек // Ракетная техника и космонавтика. – 1963. – № 8. – С. 111-123.

4. Громова А.Н., Сотников В.С. и др. Исследование механизма калибровки кольцевых деталей при импульсных процессах штамповки. – М.: НИАТ, 1973. – 244 с.

Поступила в редакцию 1.02.2008

Рецензент: канд. техн. наук, проф. Ю.А. Боборыкин, Национальный аэрокосмический университет “ХАИ”, Харьков.

УДК 621.923

А.А. ГОРБАЧЕВ

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

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ШЕРОХОВАТОСТИ ПРИ ГЛУБИННОМ ШЛИФОВАНИИ С ПОМОЩЬЮ ПЛАНЕТАРНО-ШЛИФОВАЛЬНОЙ ГОЛОВКИ

Определена функциональная связь шероховатости от глубины резания и других параметров шлифования при помощи планетарной шлифовальной головки, обеспечивающих благоприятные условия стружкообразования за счет возможности проявления адсорбционного эффекта Ребиндера.

технологические параметры, глубинное шлифование, шероховатость, адсорбционный слой, припуск, глубина, абразивные зерна, планетарно-шлифовальная головка, смазочно-охлаждающие технологические среды

Введение

Совершенствование технологии изготовления деталей аэрокосмической техники из труднообрабатываемых материалов (ТОМ) (например, замка лопатки турбины) во многом определяется выбором схем обработки, оптимизацией параметров процесса, характеристикой абразивных инструментов, применением эффективных смазывающих и охлаждающих жидкостей (СОЖ) и способов их подвода.

Рациональный выбор режимов резания, инструмента и СОЖ при планетарном глубинном шлифовании дает значительное повышение производительности без снижения качества обработанной поверхности по сравнению с традиционными видами обработки (фрезерование, протягивание, шлифование с малыми глубинами).

Формулировка проблемы. Целью данной статьи является определение зависимости шероховатости поверхностного слоя от режимов резания.

На основе анализа [1, 2] кинетики механохимических процессов, протекающих в контактной зоне при шлифовании, были разработаны [3] критерии оценки “необходимых” и “достаточных” условий для наиболее полного протекания адсорбционного взаимодействия поверхностно-активных веществ, смазывающие и охлаждающие технологические

среды (СОТС) с ювенильными участками обрабатываемой поверхности в контактной зоне (эффект Ребиндера).

Таковыми критериями являются:

1. Критерий необходимости: количество Ω_k молекул среды подводимой (или поступающей) в контактную зону к (вскрываемым режущими абразивными зернами) ювенильным участкам поверхности, не должно быть меньше количества Ω_{ad} молекул, необходимых для образования адсорбционного слоя. Аналитически этот критерий выражается соотношением:

$$\frac{\Omega_k}{\Omega_{ad}} \geq \rho, \quad (1)$$

где $\rho \in (10 \dots 100)$ – константа, величина которой зависит от физико-химических свойств СОТС и обрабатываемого материала, а также от температурных условий контактной зоны.

2. Критерий достаточности: промежуток времени Δt_p между двумя последовательными актами съема стружки с одного и того же участка обрабатываемой поверхности должен быть не меньше, чем латентный период Δt_x времени развития эффекта Ребиндера, который в первом приближении можно считать равным времени образования хемосорбционного слоя, т.е.:

$$\frac{\Delta\tau_p}{\Delta\tau_x} = S_r \geq 1. \quad (2)$$

Выполнение критериальных условий (1) и (2) в общем случае может быть обеспечено тремя путями: увеличением $\Delta\tau_p$ (кинематический способ), уменьшением $\Delta\tau_x$ (физико-химические методы) и увеличением $\Delta\tau_p$ при одновременном уменьшении $\Delta\tau_x$ (комбинированные методы).

С практической точки зрения наиболее интересным представляется кинематический метод обеспечения критериальных условий (1) и (2), ибо, с одной стороны, его применение возможно на серийном станочном оборудовании, а с другой – он может стать основой для разработки более прогрессивного, принципиально нового оборудования.

Одним из параметров реализации кинематического метода обеспечения критериальных условий может стать метод шлифования плоских поверхностей с помощью планетарной шлифовальной головки (ПШГ), принципиальная схема которой представлена на рис. 1 [4]. ПШГ состоит из шпинделя 1, на котором жестко закреплено водило 2, несущее на

валах 3 абразивные круги 4, сателлиты 5 с возможностью обкатки солнечного колеса 6 и червяк 7.

При вращении шпинделя 1 с водилом 2 сателлиты 5, обкатывая солнечное колесо 6, сообщают абразивным кругам 4 вращательное движение, состоящее из вращения вокруг оси шпинделя 1 и собственной.

Решение проблемы

На формирование качества поверхностного слоя детали наиболее значительное влияние оказывает температурно-силовой фактор, зависящий от режимов резания, схем и методов шлифования [1 – 7].

Для определения оптимальных режимов резания может быть предложена следующая методика.

Из справочной литературы выбираем значения теплофизических характеристик обрабатываемого материала [8]. По имеющимся рекомендациям выбираем характеристику шлифовальных кругов [9], обеспечивающую наибольшую производительность процесса обработки. Геометрические параметры абразивных кругов принимаем в соответствии с тре-

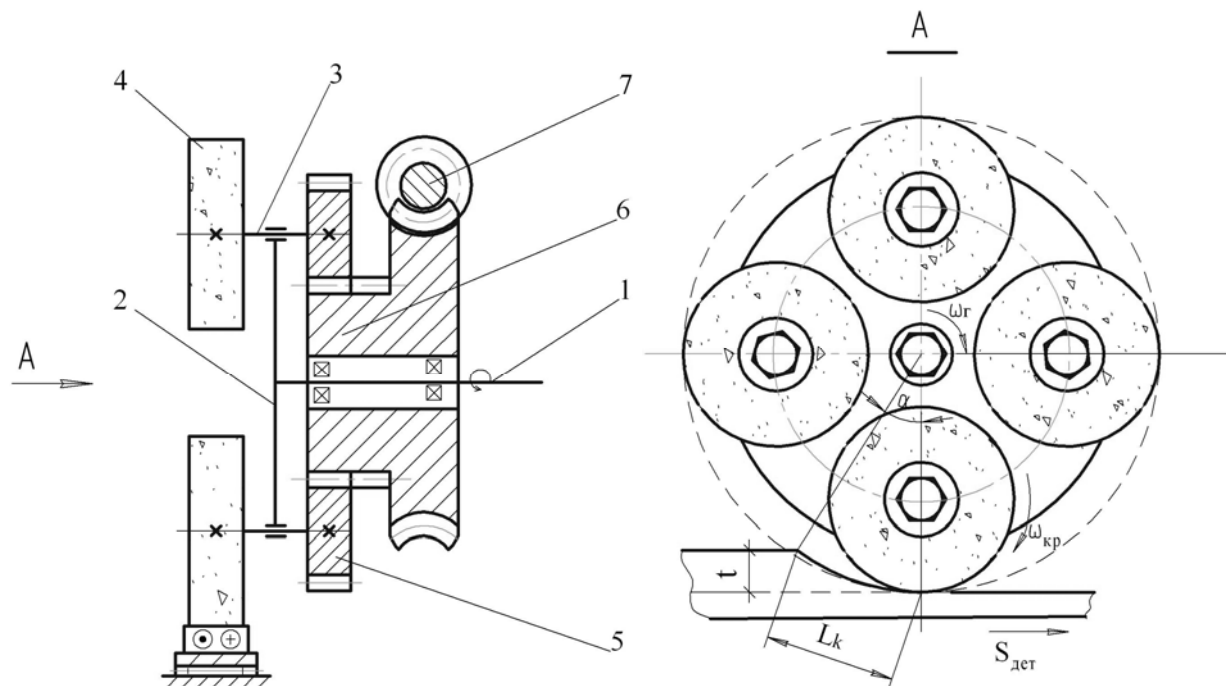


Рис. 1. Принципиальная схема шлифования плоских поверхностей с помощью ПШГ

бованиями [9]. В качестве СОЖ используем 5%-ный водный раствор Na_2CO_3 , подаваемый в контактную зону поливом, поскольку температуры шлифования не превышают 350°C .

Весь припуск удаляем за один проход, поэтому за глубину резания t принимаем весь припуск на обработку. Задаем частоту оборотов n_z планетарной шлифовальной головки, исходя из паспортных данных выбранного станка. По данным работ [7, 9] выбираем предельно допустимую толщину стружки a_z , при которой обеспечиваются наиболее благоприятные условия работы абразивных зерен. Продольную подачу детали определяем из соотношения [6]:

$$S_{\text{дем}} = 0,455 \cdot m \cdot \omega_z \cdot [a_z] \cdot \sqrt{D_z/t}, \quad (3)$$

где m – количество абразивных кругов на планетарной шлифовальной головке;

ω_z – частота вращения планетарной головки.

$$\omega_z = \frac{\pi \cdot n_z}{30}. \quad (4)$$

Выбранные режимы резания должны обеспечивать требуемую шероховатость обработанной поверхности. Определим наибольшую высоту неров-

ностей R_{max} профиля обработанной поверхности [10] (рис. 2).

Согласно расчетной схеме (рис. 2) максимальная высота неровностей соответствует отрезку BC. Определим величину этого отрезка из уравнения:

$$(OA - BC)^2 = OC^2 - AB^2, \quad (5)$$

где $OA = OC = \frac{D_z}{2}$ – радиус планетарной шлифовальной головки с кругами;

$$AB = \frac{S_{\text{дем}} \cdot \tau}{2} \text{ – половина расстояния, на которое}$$

переместится деталь за время τ .

Тогда

$$\frac{D_z^2}{4} - D_z \cdot R_{\text{max}} + R_{\text{max}}^2 = \frac{D_z^2}{4} - \frac{(S_{\text{дем}} \cdot \tau)^2}{4}, \quad (6)$$

а учитывая, что величиной R_{max} по сравнению с произведением $D_z \cdot R_{\text{max}}$ можно пренебречь, то получим:

$$R_{\text{max}} = \frac{(S_{\text{дем}} \cdot \tau)^2}{4 \cdot D_z}, \quad (7)$$

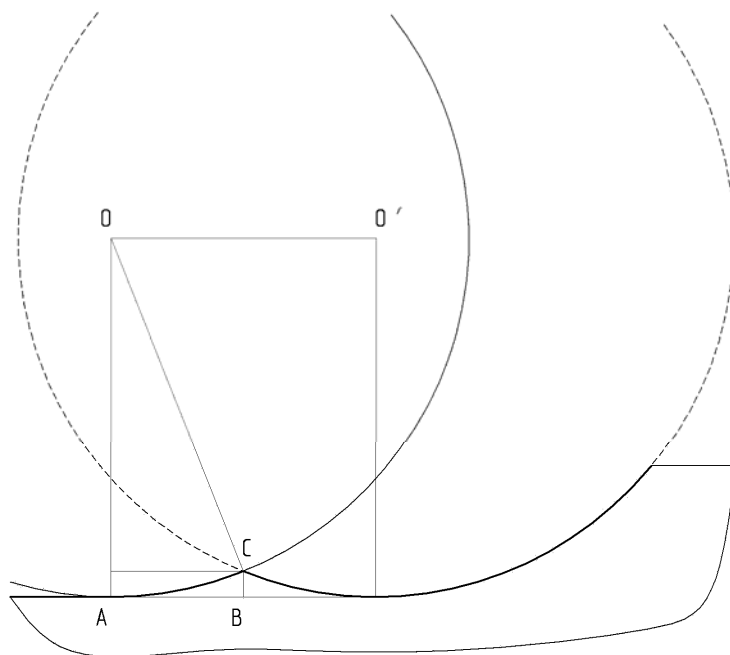


Рис. 2. Расчетная схема для определения наибольшей высоты неровностей профиля обработанной поверхности при плоском планетарном глубинном шлифовании

где $\tau = \frac{1}{m \cdot \omega_z}$ – интервал времени между двумя последовательными актами съема стружки с одного и того же участка обрабатываемой детали [6].

Таким образом, с учетом зависимостей $V_z = \frac{\pi \cdot D_z \cdot n_z}{60}$ [6] и $\omega_z = \frac{2 \cdot V_z}{D_z}$ [5] наибольшая высота неровностей профиля $R_{\max}$, мкм выразится:

$$R_{\max} = \frac{225 \cdot 10^3}{D_z} \cdot \left(\frac{S_{\text{dem}}}{m \cdot \pi \cdot n_z} \right)^2. \quad (8)$$

Сравниваем полученное значение $R_{\max}$ с требуемой шероховатостью обработанной поверхности. Если получаемая шероховатость превышает заданную, следует уменьшить величину подачи обрабатываемой детали до ближайшего по паспорту станка значения и повторить расчет шероховатости по формуле (8).

Заключение

Выражение (8) устанавливает взаимосвязь шероховатости от режимов обработки при помощи планетарной шлифовальной головки, которые обеспечивают благоприятные условия стружкообразования.

Литература

1. Ребиндер П.А. Поверхностные явления в дисперсных системах // Избранные труды по физико-химической механике. – М.: Наука, 1979. – 381 с.
2. Ребиндер П.А., Калиновская Н.А. Понижения прочности поверхностного слоя твердых тел при адсорбции поверхностно-активных веществ // Техническая физика. – 1932. – №2. – С. 726-755.
3. Сурду Н.В., Долматов А.И., Горбачев А.Ф., Горбачев А.А. Повышение эффективности шлифования путем совершенствования кинематики процесса // Сб. научн. тр. Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов. – Х.: НАКУ “ХАИ”, 2000. – Вып. 22 (5). – С.118-125.
4. Патент Украины №78872. Способ планетарного шлифования; Заявл. 04.05.2005; Опубл. 25.04.2007.
5. Горбачев А.А. Определение кинематических параметров планетарного глубинного шлифования плоских поверхностей // Авиационно-космическая техника и технология. – 2005. – № 2 (18). – С. 19-22.
6. Горбачев А.А. Определение технологических параметров планетарного глубинного шлифования плоских поверхностей // Авиационно-космическая техника и технология. – 2005. – № 5 (21). – С. 9-11.
7. Горбачев А.А. Определение толщины стружки при глубинном шлифовании с помощью планетарно-шлифовальной головки // Авиационно-космическая техника и технология. – 2007. – № 5 (41). – С. 37-42.
8. Агеев В.Н., Бекман И.Н. и др. Взаимодействие водорода с металлами. – М.: Наука, 1987. – 296 с.
9. Саютин Г.И. Выбор шлифовальных кругов. – М.: Машиностроение, 1976. – 64 с.
10. Анурьев В.И. Справочник конструктора-машиностроителя: В 3-х т. Т. 1, 2, 3. – 5-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1979.

Поступила в редакцию 1.02.2008

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

УДК 621.7.044

В.К. БОРИСЕВИЧ, С.И. МОЛОДЫХ, В.В. ТРЕТЬЯК*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Украина***ПРОБЛЕМЫ МНОГОФАКТОРНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ИМПУЛЬСНЫХ ПРОЦЕССОВ ПРИ ИЗГОТОВЛЕНИИ ОБОЛОЧЕК ДВОЙНОЙ КРИВИЗНЫ**

Рассмотрены проблемы математического моделирования и экспериментальных исследований поведения быстро двигающейся заготовки при импульсных процессах деформирования. Предложена гипотеза для математического моделирования импульсной правки, даны технологические рекомендации для изготовления оболочек двойной кривизны с небольшими прогибами.

многофакторное моделирование, импульсные процессы, листовая штамповка взрывом, импульсная правка, оболочки двойной кривизны, точность и разнотолщинность листовой детали

Введение

Проведение математического моделирования и экспериментальных исследований импульсных процессов, связанное с анализом поведения быстро двигающейся заготовки и ее столкновением с поверхностью жесткой матрицы, являются достаточно сложными по нескольким причинам.

Первая причина – это сложность и многофакторность физики самого процесса. Взаимодействие летящей после действия жесткого импульса от заряда БВВ заготовки с препятствием – матрицей или пуансоном, сопровождается комплексной деформацией растяжения–сжатия и изгиба–сдвига в плоскости листа заготовки, упругого отскока от удара, нагрева с разупрочнением, деформацией матрицы. Причем эти процессы происходят практически одновременно [1].

Перечисленные факторы сильно осложняют процесс наблюдения и трактовку полученной формы деталей. Выделение влияния каждого из факторов связано с огромным количеством опытов и большими материальными расходами.

Второй причиной является высокая скорость происходящих явлений и трудность визуализации пространственного взаимодействия. Из-за высоких скоростей происходящих явлений непосредственно

наблюдать такой процесс практически не представляется возможным. Поэтому целесообразно обратиться к косвенным методам исследования, наблюдая остаточные напряжения, деформации и конечные формы изделий.

Наиболее эффективным оказывается использование математического моделирования посредством конечно-разностных моделей и сопоставление результатов практики и теории при одинаковых условиях. Проверку основных допущений можно производить по конечному результату. При хорошем совпадении результатов моделирования и эксперимента можно говорить об адекватности модели процесса правки и промежуточных состояниях детали в процессе изготовления [2].

Решение проблемы

Выдвинута и подтверждена гипотеза о том, что импульсная правка взрывом пространственных оболочек не вызывает деформаций в листовых деталях, поскольку реализуется объемное сжатие, которое не приводит к изменению формы. Результаты гипотезы анализировались с помощью математического моделирования. Такая модель реализуется очень редко и расчет ограничивается заготовками, у которых необходимая конечная форма

близка к форме движения заготовки – эллипсоиду. Реальным является процесс косого столкновения, который сопровождается продольным и поперечным сдвигом металла. С целью проверки принци-

пиальных отличий плоского и косого столкновения был проведен эксперимент с метанием плоских металлических заготовок на плоскую матрицу. Схема метания представлена на рис. 1.

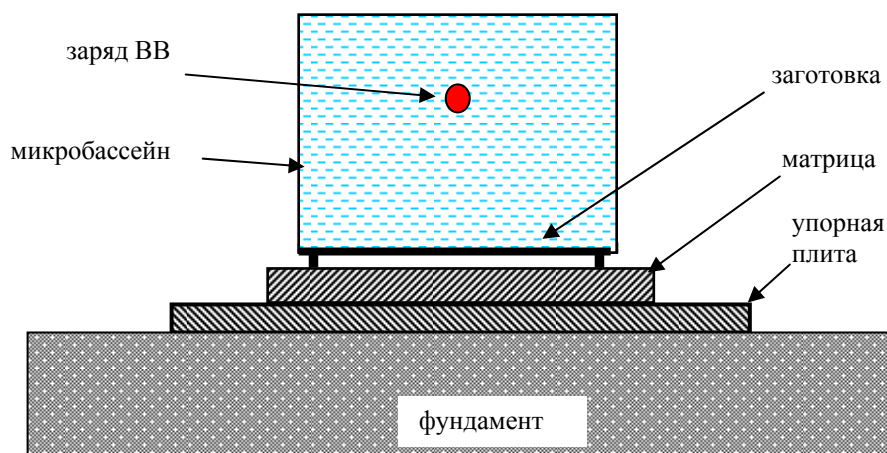


Рис. 1. Схема эксперимента по метанию пластин

При планировании эксперимента диапазон устанавливаемых зарядов менялся от 5 до 50г. Высота подвески заряда выбиралась согласно известных рекомендаций, связанных с эффективностью воздействия ударной волны на заготовку, а также обеспечением равномерной нагрузки по всей поверхности пластины $H=0,5D$.

Дистанционная проставка высотой 10мм обеспечивала отсутствие волнового канала между матрицей и заготовкой, что соответствует схеме метания и сохраняет подобие натурной модели штамповки.

Скорости столкновения рассчитывались с помощью математического моделирования, а также из-

мерялись гребенкой контактных датчиков. Варьирование скорости – от 20 до 200 м/с.

После столкновения пластины подвергались измерению микротвердости на поверхности столкновения. Из пластин изготовлены образцы для растяжения из кольцевой, периферийной и центральной зон (рис. 2).

При анализе измерений уровня твердости и остаточных напряжений оказалось, что зона повышенной твердости имеет кольцевую форму, а уровень остаточных напряжений в ней отвечает границе прочности материала заготовки. Это установлено экспериментально.

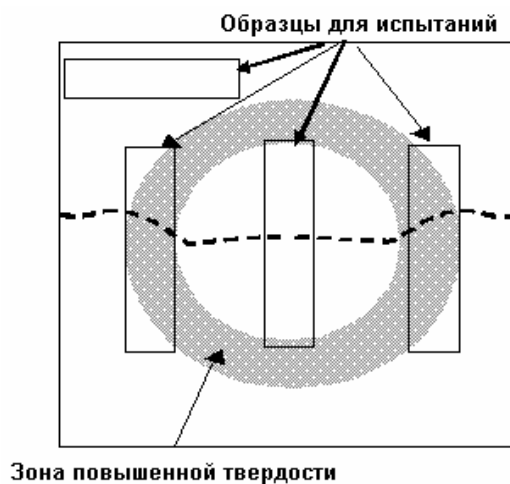


Рис. 2. Образцы для испытаний. Пунктиром показана форма движущейся заготовки

При этом соседние зоны плоского столкновения (центр и периферия) практически не имеют остаточных деформаций и не упрочняются.

Из табл. 1 видно, что утонение образцов №3 и 4 составляет 5%, а остаточный после столкновения резерв пластичности составляет всего 0,6 – 1,4%.

Объяснение этому факту авторы видят в том, что заготовка в процессе метания и движения с большими скоростями (около 200 м/с) изгибается, превращаясь в волну (пунктир на рис. 2), которая при столкновении с матрицей имеет кольцевые зоны косоугольного столкновения, в которых материал упрочняется по максимуму. Этот факт имеет хорошую повторяемость при разных условиях нагрузки. Меняются лишь размеры кольца и степень их укрепления.

Для измерения распределения твердости по толщине заготовки из препаратов кольцевой зоны изготовлены специальные клиновидные шлифы. В распределении твердости по периферии наблюдается ее повышение на 30% только в узкой зоне, прилегающей к контактной поверхности. На глубине более 0,3 мм твердость остается неизменной.

Можно сделать вывод, что даже поверхностный наклеп приводит к исчерпыванию ресурса пластичности материала и требует использования термообработки после каждой нагрузки заготовки при правке ее ударом о матрицу.

Таким образом, выявлены самые значимые факторы – степень деформаций и остаточный резерв пластичности материала после деформации в разных зонах заготовки. Степень деформации определена по распределению микротвердости.

Экспериментально получено подтверждение, что именно косое столкновение приводит к пластическим деформациям, причем угол столкновения имеет решающее значение вместе со скоростью столкновения. Глубина зоны наклепа не превышает 30%.

Аналогично таким деталями можно представить обшивки небольшой кривизны, а также сварные детали с прогибом не более 15%. Такой узкий диапазон обусловлен значительными трудностями использования прессовых технологий, в связи с малыми деформациями в упругой зоне, и полным или близким к нему пружинением.

Импульсная правка-прокатка вероятно должна устранить проблему пружинения за счет локальной деформации в складке. Исследования в данном направлении проводились в три этапа: на модельных препаратах, натурных деталях сферической формы и натурных деталях параболической формы (сечения типа лепестков и отражателей для антенн).

Для сферических образцов круглой и трапециевидной формы использовали вытяжную полусферическую матрицу Ø500мм.

Таблица 1

Остаточные деформации образцов

Обработка, место вырезки		№ обр.	t0	σ_{02}	σ_{ϵ}	δ_p	δ_5
			мм	Мпа	Мпа	%	%
Конечное состояние		02	0,98	231	331	19	37,9
G40	Центр	11	0,97	259	340	16,5	36,7
	Кольцо	14	0,93	382	413	1,4	18,6
G10	Центр	21	0,96	228	338	18,5	41,2
	Кольцо	24	0,93	353	374	0,6	19,2

Заготовки толщиной 1,0–2,0 мм вырезали из стали 08кп и алюминиевого авиационного сплава АмГЗ без допуска на обрезку фланца. Схема штамповки – безбассейновая вытяжка – правка взрывом без прижимной свертки.

Круглая заготовка $\varnothing 200$ мм фиксировалась по контуру резиновой накладкой и вакуумировалась.

Трапециевидная заготовка длиной 400 мм и шириной 200 мм предварительно вальцевалась вдоль длинной стороны на радиус кривизны матрицы 250 мм. Таким образом, заготовка опиралась о матрицу длинной стороной. Резиновая накладка 10 мм перекрывала контур заготовки на 30 мм и обеспечивала герметизацию при вакуумировании.

Заряд сферической формы помещался в полиэтиленовый мешок с водой на расстоянии 100 мм от поверхности заготовки $H=0,5D$.

Кривизну поверхности измеряли индикаторным трехточечным кривизномером с пересчетом малых значений по формуле.

$$\chi = 1/R = 2f / [f^2 + (b/2)^2],$$

где f – показания индикатора прогиба;

b – базовое расстояние между сопротивлениями индикатора;

R – радиус кривизны поверхности.

После подрыва заряда наблюдается полная проштамповка заготовки и плотное ее прилегание к матрице.

Однако в центральной части купола заметный дефект в виде волновой пуклевки в сторону заряда

высотой до 8 мм и площадью до 50 см^2 (рис. 3).

Измерения толщины детали показали, что в волновой зоне – в центре купола сосредоточенные увеличения толщины до 15%, в отличие от ожидаемого расчетного утонения 5%. Аналогичное явление наблюдали и по оси симметричных заготовок.

Возникновение подобного дефекта не может быть объяснено существующей теорией и отрицает правильность рекомендаций по назначению дистанций взрыва.

Рассматривая механизм складчатого движения заготовки, которое было рассмотрено выше, можно предположить механизм сдвига металла заготовки в сторону движения складки. При симметричном сближении складки, в куполе образуется избыток материала, что вызывает сжимающие напряжения и при определенных условиях (малая толщина металла) потерю устойчивости формы в виде пуклевки.

Этот эффект в качестве набора материала можно использовать в некоторых схемах для изготовления деталей, которые имеют углубление (выштамповку в центре) или для полуфабрикатов, которые подлежат последующей вытяжке с утонением в куполе. При достаточной стойкости материала на сжатие можно получать утолщение в куполе или управлять разнотолщиной заготовки.

Для избежания подобного эффекта необходимо изменить форму движения заготовки, тем самым изменить параметры складки и углов столкновения.

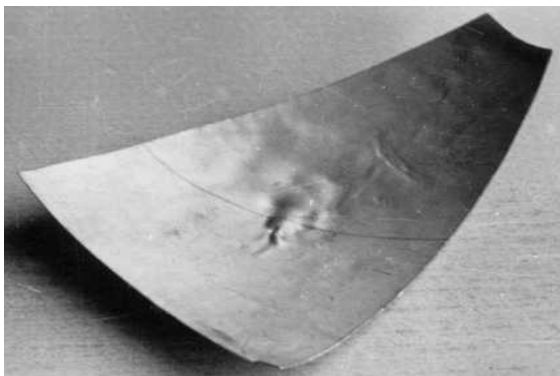


Рис. 3. Потеря устойчивости в виде пуклевки в центре купола трапециевидной заготовки

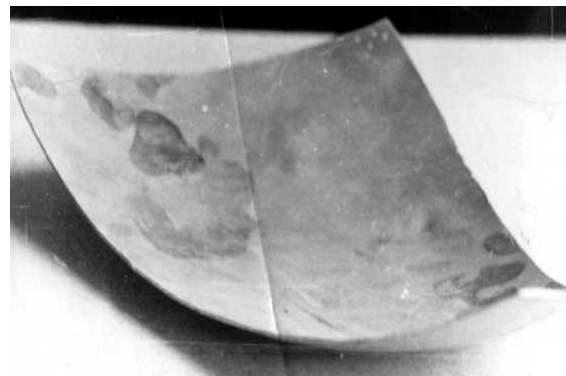


Рис. 4. Экспериментальная деталь – лепесток

Уменьшая складку и углы столкновения, можно уменьшить сдвиг металла в сторону центра, ослабляя сжатие и избегая потери стойкости формы.

С этой целью авторы уменьшили рекомендованную дистанцию взрыва более чем в два раза – до $0,1 - 0,25R$. На экспериментальных деталях трапециевидной формы в плане при новых условиях получена гладкая поверхность купола без дефектов потери устойчивости (рис. 4).

Это также повлекло за собой снижение величины заряда, а, значит, повысило и КПД процесса. Отработку такого решения в промышленном эксперименте вели на трех типах обшивок небольших радиусов кривизны центрифуг (рис. 5).

Материал обшивок – АМГ-6, толщиной 4 мм, при кривизне 11000 мм, и габаритах 1200 мм, давал в статике 100% пружинения. Найдена оптимальная скорость столкновения, выше которой отклонения увеличиваются из-за упругого отскока деталей от матрицы (рис. 6).

Использование взрыва по прежним рекомендациям давало неисправимый дефект в центре и недостаточную точность профиля.

Применив разработанную авторами технологию, удалось избежать всех неприятностей, и получить

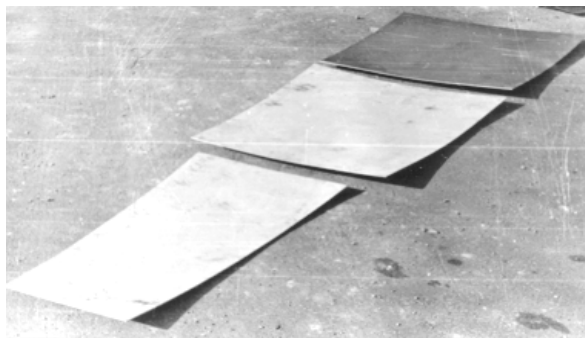


Рис. 5. Три типа лепестков малого прогиба двойной кривизны $R_{кр}=11m$

кондиционные детали высокой точности. Максимальное отклонение не превысило 0,88 мм.

При этом кривизна деталей в центре может быть больше кривизны матрицы при уменьшенной дистанции взрыва, но при увеличении отклонений на периферии деталей. То есть, можно управлять точностью деталей и ее распределением по поверхности. При этом отклонения будут зависеть только от разброса характеристик металла и характеристик параметров заряда.

Как видно из графика, с увеличением импульса и скорости столкновения, отклонения от матрицы уменьшаются согласно высказанных гипотез, но только до определенного значения скорости, после которой достигаемая точность снижается.

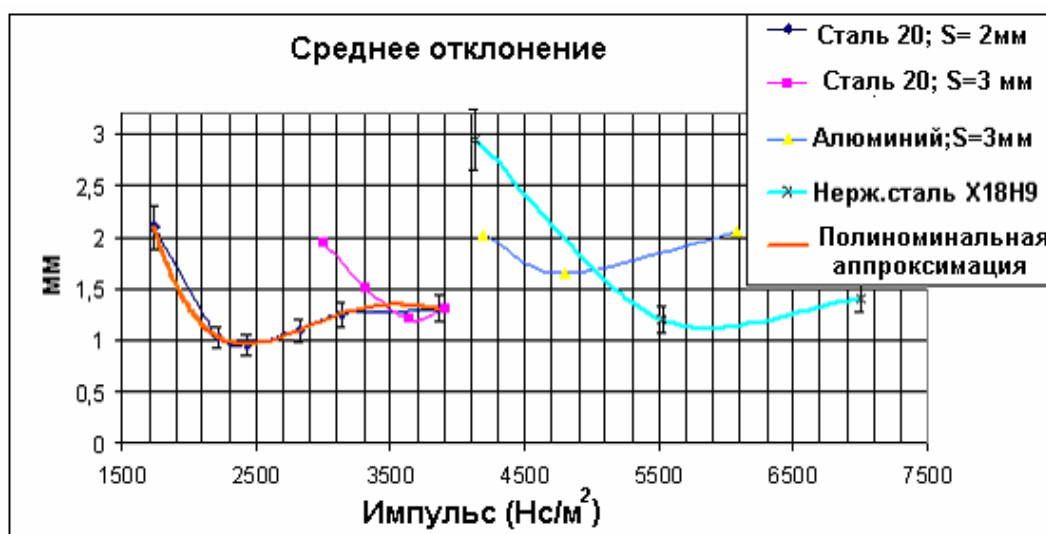


Рис. 6. График отклонений деталей 1200×700 мм S2-3 мм, «обшивка параболическая» в зависимости от скорости столкновения (импульса)

Установлено, что с увеличением толщины заготовки в диапазоне от 1 до 3 мм оптимальная скорость растет, а точность снижается. С увеличением прочности материала, например, при переходе на нержавеющую сталь, оптимальная скорость также растет, а усредненные отклонения остаются практически неизменными. Алюминиевые сплавы типа Амг-6 требуют больших импульсов, чем сталь ана-

логичной толщины и отклонения увеличиваются в 1,5 раза.

Экспериментально установлено, что уменьшение дистанции ниже рекомендованной приводит к перештамповке средней части (кривизна больше, чем матрица) и недоштамповке периферии (кривизна меньше, чем матрица). Наибольшие отклонения сосредоточены по краям деталей до 50 мм (рис. 7).

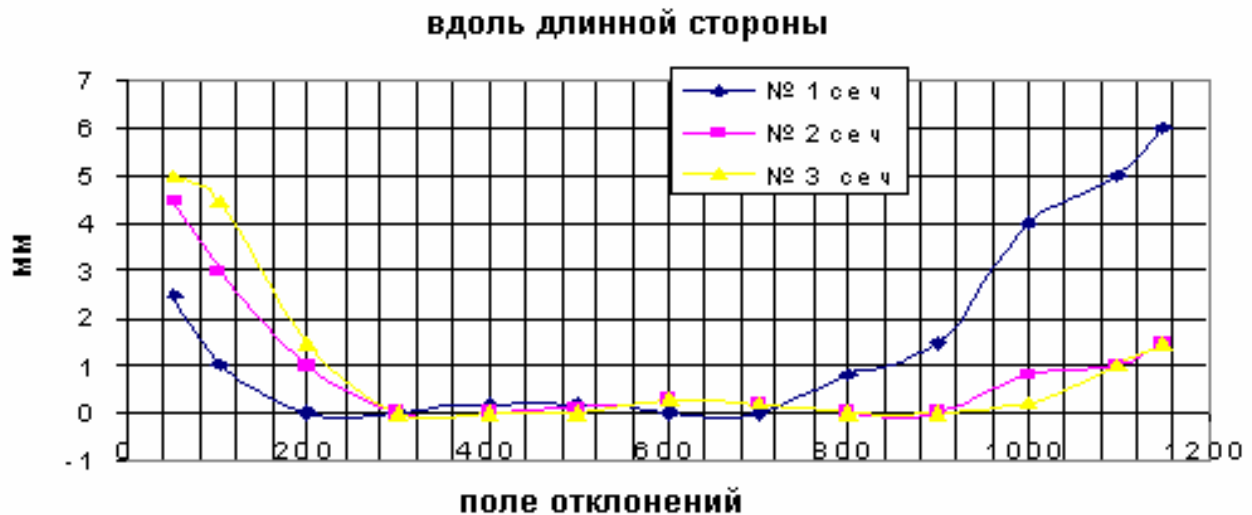


Рис. 7. Поле отклонений [мм] по поверхности обшивки

Особенно отклонения заметны в угловых зонах детали. Это можно объяснить краевым эффектом от волн разгрузки, и некоторой асимметрией установки заряда.

Большая часть поверхности имеет отклонение до 1 мм, что превышает точность 8 квалитета на базе 1200 мм.

Применение технологических допусков величиной до 50 мм с последующим их удалением позволяет уменьшить среднее отклонение вдвое (до 0,5 мм), и повысить точность готовых обшивок.

Экспериментальная отработка технологии правки лепестков двойной кривизны показала правильность выдвинутой гипотезы.

Литература

1. Дель Г.Д. Технологическая механика. — М.: Машиностроение, 1978. — 174 с.
2. Борисевич В.К., Нарыжный О.Г., Молодых С.И. Влияние передающей среды на деформирование и точность детали при импульсной штамповке // *Авиационно-космическая техника и технология*. — 2007. — № 11 (47). — С. 173-181.

Поступила в редакцию 5.02.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф. В.П. Герасименко, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", Харьков.

УДК 621.455:534.12

Ю.А. ЖУЛАЙ*Институт транспортных систем и технологий НАНУ, Украина*

**ТЕОРЕТИЧЕСКИЙ АНАЛИЗ ДИНАМИЧЕСКОЙ УСТОЙЧИВОСТИ
СИСТЕМЫ «ШНЕКОЦЕНТРОБЕЖНЫЙ НАСОС – ТРУБОПРОВОДЫ»
С НЕТРАДИЦИОННОЙ ОБЛАСТЬЮ СУЩЕСТВОВАНИЯ
КАВИТАЦИОННЫХ АВТОКОЛЕБАНИЙ**

Проведен теоретический анализ устойчивости системы «шнекоцентробежный насос – трубопроводы», для которой ранее была экспериментально установлена атипичная область существования кавитационных автоколебаний.

ЖРДУ, шнекоцентробежный насос, устойчивость, кавитационные колебания, граница области устойчивости, моделирование

Введение

Кавитационные колебания в системе питания ЖРД являются одним из видов их динамической неустойчивости [1, 2].

Определение частот и амплитуд колебаний расхода и давления жидкости в питающей магистрали, а также области существования кавитационных автоколебаний насосной системы в плоскости её режимных параметров для каждого конкретного изделия имеет важное практическое значение.

В работе [3] приведена граница области устойчивой работы насоса в плоскости параметров относительный расход $\bar{Q}/Q_{i11}$ – входное давление $\bar{P}_1$, наиболее часто встречающаяся в практике ракетного двигателестроения (черточка над обозначением параметра указывает на его установившееся значение). Граница была получена на основании расчетов и результатов испытаний по определению кавитационных (при различных расходах) и внешних (при различных давлениях) характеристик. Область существования кавитационных автоколебаний в плоскости указанных параметров имеет треугольную форму и сужается с увеличением расхода. Однако, как показывает практика экспериментальных исследований устойчивости шнеко-центробежных систем

питания, наблюдаются и другие атипичные формы границы областей кавитационных автоколебаний [3, 4]. Наличие такой формы в частности объясняется влиянием кавитационных каверн в центробежном колесе на устойчивость системы [4].

В работе [5] при проведении динамических испытаний шнекоцентробежного насоса было установлено качественное отличие области существования кавитационных автоколебаний от ранее полученных, и можно говорить еще об одной аномальной форме. Для исключения ошибок по определению такой области существования кавитационных автоколебаний эксперимент проводился дважды.

Целью настоящей работы является попытка теоретического объяснения данной аномальной формы области существования кавитационных автоколебаний в системе «шнекоцентробежный насос – трубопровод».

Постановка задачи. Динамические испытания шнекоцентробежного насоса, параметры которого в полном объеме представлены в работе [5], проводились на стенде, упрощенная схема которого приведена на рис. 1. Для возбуждения кавитационных колебаний в насосной системе в широком диапазоне режимных параметров вблизи от входа в насос (на расстоянии 1,2 м) был установлен проточный ресивер.

С целью анализа причин выявленных особенностей области устойчивости исследуемого насоса применительно к условиям его испытаний выполнен численное моделирование динамических процессов в линейной системе «шнекоцентробежный насос – трубопроводы».

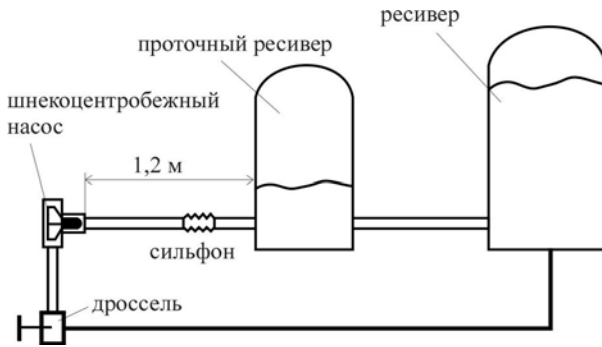


Рис. 1. Упрощенная схема стенда для динамических испытаний исследуемой насосной системы

Низкочастотную динамику системы опишем системой обыкновенных дифференциальных уравнений, включающей уравнения нестационарного движения жидкости в магистрали до проточного ресивера, уравнения динамики проточного ресивера с воздушной полостью конечного объема, уравнения нестационарного движения жидкости в питающем трубопроводе от ресивера до сильфонного узла и далее до входа в насос, уравнения динамики шнекоцентробежного насоса с учетом кавитационных каверн в его проточной части [2 – 3]. Уравнения неустановившегося движения жидкости в элементах гидравлического тракта, рассматриваемого как система с сосредоточенными параметрами, использованы в виде:

$$I_k \frac{d\delta G_k}{dt} = \delta P_{k-1} - \delta P_k - R_k \delta G_k, \quad (1)$$

$$C_k \cdot \frac{d\delta P_k}{dt} = \delta G_k - \delta G_{k+1}, \quad (2)$$

где G_k, P_k, R_k, I_k – весовой расход, давление, коэффициенты линеаризованного гидравлического и инерционного сопротивлений в k -м расчетном узле гидравлического тракта; здесь и далее в уравнениях динамики символ δ используется для обозначения вариации параметра.

Описание низкочастотной динамики шнекоцентробежного насоса проведено с помощью гидродинамической модели кавитационных колебаний [3]:

$$\gamma \frac{d\delta V_c}{dt} + \delta G_1 - \delta G_2 = 0, \quad (3)$$

$$T_{ot} \frac{d\delta P_1}{dt} + \delta P_1 = B_1 \delta V_c + B_2 \delta G_1 + B_1 T_c \frac{d\delta V_c}{dt} + J \frac{d\delta G_1}{dt}, \quad (4)$$

$$\delta P_2 = \delta P_1 + \varepsilon \delta V_c + s_H \delta G_2 - J_H \frac{d\delta G_2}{dt}, \quad (5)$$

где P_1, P_2 – давления на входе и выходе из насоса; G_1, G_2 – весовые расходы на входе и выходе из насоса; B_1, B_2, J, T_c, T_{ot} – кавитационная упругость, отрицательное кавитационное сопротивление, инерционное сопротивление шнека на участке роста высоты кавитационных каверн и постоянные времени кавитационных каверн в шнеке и обратных токах; V_c – объем кавитационных каверн в проточной части насоса; m – тангенс угла наклона кавитационной характеристики шнекоцентробежного насоса на рабочем режиме; s_H – тангенс угла наклона напорной характеристики шнекоцентробежного насоса на рабочем режиме; J_H – коэффициент инерционного сопротивления насоса; γ – удельный вес жидкости; ε – тангенс угла наклона кавитационной функции насоса в рабочей точке.

Динамику проточного ресивера представим с помощью уравнения неустановившегося движения жидкости в проточной емкости

$$I_r \frac{d\delta G_r}{dt} = \delta P_g - \delta P_u - R_r \delta G_r \quad (6)$$

и уравнения динамики воздушной полости ресивера

$$\delta G_r + \frac{\gamma \bar{V}_g}{\kappa \bar{P}_g} \frac{d\delta P_g}{dt} = 0, \quad (7)$$

где G_r – весовой расход из проточного ресивера; P_u – давление в месте подсоединения к нему ресивера; P_g – давление в воздушной полости ресивера;

R_L , I_L — коэффициенты гидравлического и инерционного сопротивлений столба жидкости в проточном ресивере; κ — показатель политропы.

Результаты численного моделирования кавитационных колебаний в насосной системе

Расчеты параметров колебаний системы «шнекоцентрибежный насос — трубопроводы» проведены путем определения собственных значений характеристической матрицы системы дифференциальных уравнений (1 — 7).

Расчетные доминирующие частоты колебаний исследуемой насосной системы в зависимости от расходного параметра и числа кавитации насоса изменялись в пределах: 5 — 70 Гц — частоты кавитационных колебаний, 0,5 — 1 Гц — частоты, связанные с инерционными свойствами длинной стеновой магистрали от ресивера до входа в насос, и 180 — 280 Гц — частоты колебаний, обусловленные инерцией столба жидкости в проточном ресивере.

На рис. 2 представлены расчетные и для сравнения экспериментальные [5] границы области устойчивости исследуемой насосной системы (расчет №1). Как следует из рис. 2, при номинальном и повышенных значениях относительного расхода через насос наблюдается достаточно уверенное совпадение экспериментальных и расчетных границ устойчивости. Измеренные частоты колебаний (рис. 3) в насосной системе также удовлетворительно совпали с частотами, рассчитанными по указанной модели кавитационных колебаний в системе.

Однако, как видно из рис. 2, при значениях параметра $\bar{Q}/Q_{ном} < 1,0$ (соответствующих значениям расходного параметра [2] $q < 0,355$), полученная в расчетах верхняя граница области устойчивости значительно отличается от экспериментальной, уходя в область высоких давлений на входе в насос $\bar{P}_1$. Режимы работы шнекоцентрибежного насоса с $q < 0,5$ характеризуются развитыми обратными тече-

ниями на входе в шнековое колесо. Часть кавитационных образований на этих режимах перемещается из проточной части шнека в обратные течения. В этой связи можно предположить, что отрицательное кавитационное сопротивление B_2 шнекового преднасоса по модулю будет существенно меньше кавитационного сопротивления B_2^* , определенного из решения задачи о кавитационном обтекании решетки пластин [2, 3].

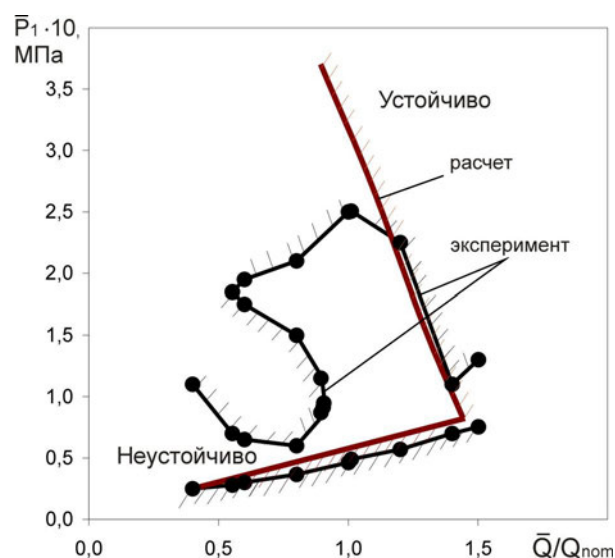


Рис. 2. Экспериментальная и расчетная границы области устойчивости системы «шнекоцентрибежный насос — трубопроводы» в плоскости параметров давления $\bar{P}_1$ на входе в насос — относительный расход через насос $\bar{Q}/Q_{ном}$

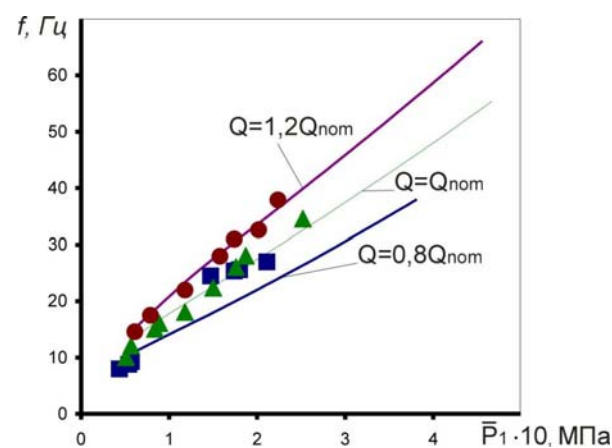


Рис. 3. Зависимости экспериментальных и расчетных частот f кавитационных колебаний системы «шнекоцентрибежный насос — трубопроводы» от давления $\bar{P}_1$ на входе в насос
• — $1,2Q_{ном}$; ▲ — $Q_{ном}$; ■ — $0,8Q_{ном}$

Далее в расчете №2 при уменьшении расходного параметра q в диапазоне от 0,355 до 0,175 кавитационное сопротивление шнека B_2 по сравнению с B_2^* плавно снижалось и составляло от 75 до 20 процентов от кавитационного сопротивления B_2^* . Как следует из рис. 4, в данном случае наблюдается более удовлетворительное согласование экспериментальных и расчетных границ областей устойчивости на режимах с обратными токами: верхняя граница области неустойчивой работы насоса переместилась в область низких значений входного давления насоса, в диапазоне изменения значений давления на входе от 0,175 до 0,27 МПа.

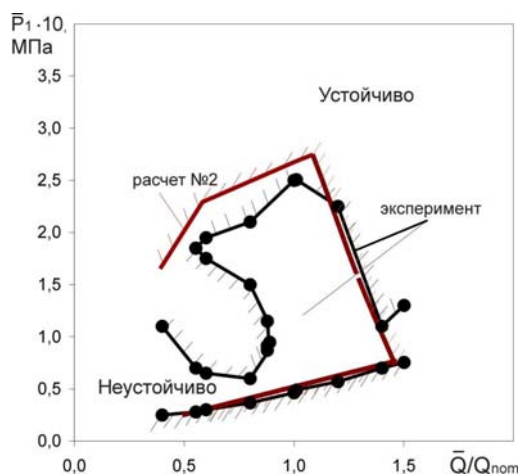


Рис. 4. Экспериментальная и расчетная границы области устойчивости системы «шнекоцентробежный насос – трубопроводы» в плоскости параметров давления $\bar{P}_1$ на входе в насос – относительный расход через насос $\bar{Q}/Q_{ном}$

Заключение

На основании экспериментального исследования устойчивости динамической системы «шнекоцентробежный насос – трубопроводы» определено, что на режимах с пониженными расходами жидкости через насос границы устойчивости по отношению к кавитационным колебаниям могут иметь сложную форму, существенно отличающуюся от традиционной (треугольной) формы.

Проведенное моделирование системы «шнекоцентробежный насос – трубопроводы», учитываю-

щее особенности стендового оборудования, показало, что в рамках апробированных математических моделей динамики шнекоцентробежных насосов численное воспроизведение обнаруженной формы границ областей устойчивости вызывает непреодолимые затруднения.

Установлено, что уменьшение (по модулю) значения отрицательного кавитационного сопротивления шнекового преднасоса, определяемого теоретическим способом, для исследуемой системы приводит к удовлетворительному согласованию теоретической и экспериментальной границ областей её устойчивости в диапазоне изменения значений давления на входе от 0,175 до 0,27 МПа. Это обстоятельство может быть использовано в дальнейшем развитии расчетно-экспериментальных способов определения параметров кавитационного течения в шнекоцентробежном насосе.

Литература

1. Натанзон М.С. Продольные автоколебания жидкостной ракеты. – М.: Машиностроение, 1977. – 208 с.
2. Пилипенко В.В., Задонцев В.А., Натанзон М.С. Кавитационные колебания и динамика гидросистем. – М.: Машиностроение, 1977. – 352 с.
3. Пилипенко В.В. Кавитационные автоколебания. – К.: Наук. думка, 1989. – 316 с.
4. Иванов Я.Н., Дрозд В.А., Задонцев В.А. Об одной аномальности формы области неустойчивой работы шнекоцентробежного насоса по отношению к кавитационным колебаниям. – К.: Наук. думка, 1976. – Ч.1. – С. 57-59.
5. Жулай Ю.А. Динамические испытания шнекоцентробежного насоса в режиме кавитационных автоколебаний // Вестник двигателестроения. – 2006. – № 3. – С. 141-145.

Поступила в редакцию 1.08.2007

Рецензент: д-р физ.-мат. наук, проф. А.А. Приходько, Днепропетровский национальный университет, Днепропетровск.

УДК 621.438:621.515

В.А. ШКАБУРА*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Украина***МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ
ДЛЯ ЧИСЛЕННЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ ТЕЧЕНИЯ ГАЗОВ В РАБОЧЕМ КОЛЕСЕ
ТУРБОКОМПРЕССОРА С ОБЩИМ РАБОЧИМ КОЛЕСОМ**

В рамках совершенствования перспективных и новых типов турбомашин проведена модернизация математической модели газодинамических процессов в проточной части турбокомпрессора с общим рабочим колесом с целью более детального расчёта течения газовых потоков в рабочем колесе.

турбокомпрессор с общим рабочим колесом, математическая модель газодинамических процессов, численные исследования течения газа, компрессорная и турбинная части, рабочее колесо (РК), расчетная модель течения, периодичное движение газовых потоков в РК

Введение

Непрерывное совершенствование газотурбинных двигателей (ГТД) различного назначения путём повышения температуры газа перед турбиной и степени повышения давления в компрессоре с помощью традиционных типов турбомашин становится весьма затруднительным, так как близки к пределу достигнутые ими возможности. Всё сказанное вынуждает вести исследования и в других направлениях, в частности, создавать и совершенствовать новые типы турбомашин, которые за счёт своих особенностей устройства и способа работы позволяют повысить эффективность работы ГТД. Одним из новых типов турбомашин является турбокомпрессор с общим рабочим колесом (ТКО) [1]. Благодаря своим особенностям данный тип турбокомпрессоров при использовании его в качестве замыкающей ступени компрессора и первой ступени турбины позволяет значительно увеличить температуру газа перед турбиной и степень повышения давления компрессора там, где с помощью традиционных типов турбомашин это сделать весьма затруднительно [2 – 4].

Формулирование проблемы. Для проведения расчётных исследований ТКО вначале была разработана несколько адаптированная под данную задачу методика газодинамического расчёта, в основу

которой положены формулы, используемые для расчёта традиционных турбомашин [5]. Однако она не позволяет учесть всю специфику работы ТКО, поэтому возникли определённые трудности в процессе их проектирования и доводки. К примеру, в отличие от традиционных типов турбомашин в новом типе турбокомпрессоров [1] лопатки рабочего колеса периодически работают с активным и пассивным газами: соответственно пол-оборота в турбинном режиме и пол-оборота в компрессорном режиме. Поэтому для обеспечения эффективной работы всего турбокомпрессора необходимо учитывать периодичность работы лопаток рабочего колеса (РК), чтобы оптимально расположить турбинную и компрессорную части относительно друг друга. Для этого нужна более совершенная математическая модель, с помощью которой можно рассчитывать нестационарные (переходные) процессы в РК и согласовать вход потока в РК с выходом из него, а также оптимизировать совместную работу турбинной и компрессорной частей ТКО, чтобы свести к минимуму газодинамические потери энергии, связанные с периодичностью течения газов в РК ТКО.

Решение проблемы

Итак, для решения поставленной задачи необходимо модернизировать математическую модель га-

зодинамических процессов в проточной части ТКО, чтобы она позволяла проводить их детальные расчёты. Чтобы использовать накопленный опыт, была разработана концепция трёх моделей. Особенность данного метода состоит в том, что он даёт возможность рассчитать с помощью относительно простых трёх моделей, заменяющих практически без потери точности довольно сложную для практического использования исходную модель.

Модель 1 представляет собой методику одномерного установившегося течения газа в гидравлическом приближении, в которой учтены все основные виды потерь механической энергии. Она позволяет рассчитать по основным геометрическим и режимным параметрам турбокомпрессора или традиционных турбомашин эффективность их работы.

Для расчёта потерь механической энергии газа в канале рабочего колеса использован подход, который принят для решёток турбомашин [5, 6, 7]:

$$\zeta_{PK} = \zeta_{тр} + \zeta_{кр} + \zeta_{конц} + \zeta_{крив} + \zeta_{диф}, \quad (1)$$

где $\zeta_{тр}$ – коэффициент потерь трения;

$\zeta_{кр}$ – коэффициент кромочных потерь;

$\zeta_{конц}$ – коэффициент концевых потерь;

$\zeta_{крив}$ – коэффициент, учитывающий потери энергии из-за кривизны канала;

$\zeta_{диф}$ – коэффициент, учитывающий изменение площади канала.

В модели 1 учитывается влияние пограничных слоёв и геометрические особенности проточной части канала не только на величину потерь механической энергии, но и на характер течения

$$F_k = F_{кан} K_\delta K_{geom}, \quad (2)$$

где $F_{кан}$ – площадь поперечного сечения канала, м²;

K_δ – коэффициент, учитывающий загромождение проточной части канала пограничным слоем;

K_{geom} – коэффициент, учитывающий геометрические особенности проточной части канала.

Учёт влияния ряда факторов на коэффициент мощности μ [5] проводится путём введения дополнительных поправочных коэффициентов

$$\mu_k = \mu K_s K_\tau K_L, \quad (3)$$

где K_s – коэффициент, учитывающий влияние величины зазора между корпусом и лопатками;

K_L – коэффициент, учитывающий геометрические особенности лопаток;

K_τ – коэффициент нестационарности, зависит от целого ряда параметров, а также взаимного расположения впускных и выпускных каналов ТКО. Представим их в виде безразмерных соотношений

$$K_\tau = f(l_{раб} / l_{к(m)}, \varepsilon, W / u, \theta_{пер} / \theta_k),$$

где $l_{раб}$ – длина проточной части рабочего колеса;

$l_{к(m)}$ – длина компрессорной (турбинной) части;

ε – степень парциальности подвода газа;

w – скорость газа в относительном движении;

u – окружная скорость лопаток рабочего колеса.

Для расчёта переходных газодинамических процессов в РК ТКО разработана модель 2.

В её основу положены уравнения сохранения для квазиодномерного неустановившегося течения идеального газа с учётом воздействия на поток, которое показано на рис. 1 [8].

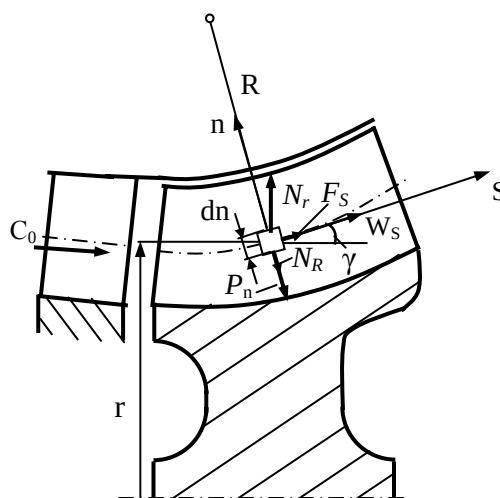


Рис. 1. Расчётная схема ступени турбомашины

Модель 2 позволяет рассчитать схему течения газовых потоков во вращающейся решётке и определить влияние периодичности работы РК на основные параметры работы ТКО и его эффективность. Таким образом, путём уточненного определения параметров течения газа в ТКО с помощью модели 2 можно оптимизировать режимные параметры и геометрию проточной части, чтобы снизить потери энергии, связанные с периодичностью работы лопаток РК.

Кроме того, расчёт по модели 2 позволяет уточнить значения коэффициента K_t и потери мощности N_ϵ , связанные с периодичностью работы лопаток РК, необходимые для эквивалентного перехода от нестационарной модели к стационарной модели, а также оптимизировать расположение подводящих и отводящих к РК каналов.

Для упрощения решения задачи течение считаем невязким, а газ совершенным:

$$\begin{cases} \frac{\partial p}{\partial t} + \frac{\partial(\rho w)}{\partial s} = -\rho w \frac{\partial \ln A}{\partial s}; \\ \frac{\partial w}{\partial t} + w \frac{\partial w}{\partial s} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial s} - \frac{p}{\rho} \frac{\partial \ln A}{\partial s} + f_s; \\ \frac{\partial p}{\partial t} \left(e + \frac{w^2}{2} \right) + \frac{\partial}{\partial s} \left[\rho w \left(e + \frac{w^2}{2} \right) + p w \right] = \rho w f_s - \\ - \rho w \frac{\partial \ln A}{\partial s}, \end{cases}$$

где s – координата вдоль линии тока; $f_s = F_s/\rho$ – проекция на линию тока результирующего ускорения, действующего на элементарный объём газа; A – площадь сечения канала; e – внутренняя энергия газа.

Чтобы учесть свойства среды и замкнуть систему уравнений, использовано уравнение состояния газа $p = \rho RT$. Данная система уравнений решается с начальными и граничными условиями, которые получены с помощью модели 1.

Для определения параметров газа вдоль линии тока в РК при установившемся течении газа или малоинтенсивных переходных процессах (предвари-

тельной оценки течения) использовалась система линеаризованных дифференциальных уравнений

$$\begin{cases} \frac{\partial p}{\partial t} + w_0 \frac{\partial p}{\partial s} + \rho_0 \frac{\partial w}{\partial s} = -\rho w \frac{\partial \ln A}{\partial s}; \\ \frac{\partial w}{\partial t} + w_0 \frac{\partial w}{\partial s} + \frac{1}{\rho_0} \frac{\partial p}{\partial s} = f_s - \frac{p}{\rho} \frac{\partial \ln A}{\partial s}; \\ \frac{\partial p}{\partial t} + w_0 \frac{\partial p}{\partial s} + \rho_0 a^2 \frac{\partial w}{\partial s} = \rho w f_s; \quad p = \rho RT. \end{cases}$$

Для расчёта двумерного течения газовых потоков разработана модель 3. В её основу положены дифференциальные уравнения сохранения, которые решают с использованием параметров потока, полученных с помощью предыдущих двух моделей.

$$\begin{cases} \frac{\partial p}{\partial t} + \frac{\partial(\rho w_x)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho w_y)}{\partial y} = -\rho w \frac{\partial \ln A}{\partial x}; \\ \frac{\partial w_x}{\partial t} + w_x \frac{\partial w_x}{\partial x} + w_y \frac{\partial w_x}{\partial y} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x} - \frac{p}{\rho} \frac{\partial \ln A}{\partial x} + f_x; \\ \frac{\partial w_y}{\partial t} + w_x \frac{\partial w_y}{\partial x} + w_y \frac{\partial w_y}{\partial y} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial y} + f_y; \\ \frac{\partial E}{\partial t} + \frac{\partial(E + p) w_x}{\partial x} + \frac{\partial(E + p) w_y}{\partial y} = \rho w_x f_x + \\ + \rho w_y f_y - \rho w \frac{\partial \ln A}{\partial x}, \end{cases}$$

где f_x, f_y – проекции на координатные оси результирующего ускорения, действующего на элементарный объём газа; $E = \rho \left(e + \frac{w^2}{2} \right)$.

Решение данной системы уравнений с учётом граничных условий позволяет определить поля скорости, давления, плотности и температуры, направление линий тока газа.

Для определения параметров газа по высоте канала в РК использовалось уравнение равновесия по нормали [8, 9]. В развёрнутом виде оно имеет вид

$$\frac{\partial p}{\partial n} = \rho \frac{C_u^2}{r} \cos \gamma - \rho \frac{C_m^2}{R} - \rho \frac{\partial(C_u r)}{\partial s} \frac{C_m}{r} \operatorname{tg} \delta, \quad (4)$$

где C_u, C_m – окружная и меридиональная составляющие абсолютной скорости; δ – угол наклона лопаток к радиальному направлению.

Чтобы выполнить оптимизацию проточной части

ТКО, необходимо провести расчётные исследования с помощью комплексной математической модели, которая учитывает периодичность течения и траекторию движения струек в меридиональном и окружном сечениях рабочего колеса.

Заключение

Итак, представлена концепция трёх моделей, в которой каждая из моделей дополняет друг друга и способствует их взаимному совершенствованию.

Расчёт по модели 1 позволяет определить основные геометрические параметры ТКО и других типов турбомашин, и, как показал сравнительный анализ, результаты с приемлемой точностью согласуются с экспериментальными данными.

Модель 2 даёт возможность рассчитать переходные процессы в РК и выбрать оптимальное расположение подводящих и отводящих к РК каналов, чтобы таким образом свести к минимуму газодинамические потери, связанные с периодичностью течения газов в РК ТКО. Она позволяет определить потери мощности N_{ε} , связанные с периодичностью работы лопаток РК, и коэффициент K_{τ} , учитывающий их влияние на коэффициент мощности. Они необходимы для эквивалентного перехода от нестационарной модели к стационарной модели.

Модель 3 позволяет выполнять расчёт линий тока газа в окружном направлении, при этом используются параметры потока, полученные с помощью предыдущих двух моделей.

Таким образом, модернизированная математическая модель и программа расчёта ТКО позволяют выполнять более детальные исследования и проводить оптимизацию его элементов, и тем самым создавать ТКО с более высокой эффективностью.

Литература

1. Патент № 61913 України. МПК⁷ F02 C6/12. Турбокомпресор та спосіб його роботи / В.А. Шкабура. Заявлено 5.01.99, Опубл. 15.12.2003.

2. Шкабура В.А. Исследование возможности применения турбокомпрессора с общим рабочим колесом в газотурбинных двигателях // Двигатели внутреннего сгорания. – 2004. – № 2. – С. 39-41.

3. Шкабура В.А. Результаты исследований схем движения газовых потоков в турбокомпрессоре с общим рабочим колесом применительно к газотурбинному двигателю // Авиационно-космическая техника и технология. – 2005. – № 8 (24). – С. 143-145.

4. Шкабура В.А. Определение возможности применения турбокомпрессора с одним общим рабочим колесом в маломощных двигателях // Авиационно-космическая техника и технология. – Х.: ХАИ, 2000. – Вып.19. Тепловые двигатели и энергоустановки. – С. 146-148.

5. Шкабура В.А. Особенности теории расчёта турбокомпрессоров с общим рабочим колесом // Авиационно-космическая техника и технология. – 2003. – № 6 (41). – С. 74-76.

6. Холщевников К.В., Емин О.Н., Митрохин В.Т. Теория и расчёт авиационных лопаточных машин. – М.: Машиностроение, 1986. – 432 с.

7. Дейч М.Е., Зарянкин А.Е. Гидрогазодинамика. – М.: Энергоатомиздат, 1984. – 384 с.

8. Круглов М.Г., Меднов А.А. Газовая динамика комбинированных двигателей внутреннего сгорания. – М.: Машиностроение, 1988. – 360 с.

9. Овсянников Б.В., Боровский Б.И. Теория и расчет агрегатов питания жидкостных ракетных двигателей. – 3-е изд., пер. и доп. – М.: Машиностроение, 1986. – 376 с.

10. Численные решения многомерных задач газовой динамики / С.К. Годунов, А.В. Забродин, М.Я. Иванов и др. – М.: Наука, 1976. – 400 с.

Поступила в редакцию 30.11.2007

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

УДК 537.523:538.4

А.А. ТРОПИНА*Харьковский национальный автомобильно-дорожный университет, Украина***ИССЛЕДОВАНИЕ ОСНОВНЫХ ПАРАМЕТРОВ ПОТОКА НЕРАВНОВЕСНОЙ ПЛАЗМЫ В КАНАЛЕ ПЛАЗМОТРОНА**

На основе предложенной трехтемпературной четырехжидкостной модели неравновесной плазмы воздуха проведен численный анализ процесса нестационарного горения разряда в канале плазмотрона, работающего на малых силах тока. Для учета колебательно-поступательной неравновесности введено дополнительное уравнение для колебательной энергии молекул азота. Показано, что турбулентное течение газа существенно влияет на поведение разряда, формируя как миграцию анодного пятна по поверхности анода, так и значительный отрыв электронной температуры от колебательной и поступательной температур. Получено, что стационарный режим горения разряда при классической конструкции плазмотрона невозможен, поскольку в процессе накопления отрицательных ионов резко возрастает проводимость плазмы, что приводит к пробое межэлектродного промежутка.

неравновесная плазма, колебательно-поступательная релаксация, температура электронов, колебательная температура, трехтемпературная модель

Введение

Объектом исследования является плазменный воспламенитель, базирующийся на классической конструкции плазмотрона, однако работающий на малых силах тока (до 1А). Несмотря на относительно малую потребляемую мощность (до 100 Вт) такие устройства обеспечивают эффективное воспламенение и поддержание стабильного горения обедненных газозвуковых смесей, как в условиях дозвуковых, так и сверхзвуковых течений, характерных для различных аэрокосмических приложений. Экспериментальное определение параметров неравновесной плазмы, формирующейся в таких устройствах, является достаточно сложной задачей, что связано с большими погрешностями измерений и трудностями их оценки. В таких условиях численное моделирование на основе физико-математической модели плазмы является незаменимым инструментом при совершенствовании и создании новых конструкций плазменных устройств. В данной работе проводится исследование нестационарного горения разряда в канале плазмотрона с целью определения основных параметров его устойчивой работы на

малых силах тока в качестве воспламенителя.

Анализ последних публикаций. В связи с развитием энергосберегающих технологий все большее развитие получают высокоэффективные плазменные устройства контроля процесса горения и обеспечения стабильного горения обедненных смесей [1]. Общепринятым подходом к моделированию процессов в неравновесной плазме, формирующейся в таких устройствах, является двухтемпературное приближение [2 – 4], при котором плазма рассматривается как среда, состоящая из холодных тяжелых частиц с поступательной температурой и горячих электронов с отличной от поступательной электронной температурой. Плазма молекулярных газов, в связи с наличием дополнительного канала передачи энергии электромагнитного поля плазме через колебательные уровни молекул, в математическом описании представляется четырехжидкостной средой, состоящей из нейтральных частиц и ионов с поступательной температурой, электронов с электронной температурой и колебательно-возбужденных молекул с колебательной температурой. Тестирование предложенной автором трехтемпературной четырехжидкостной модели неравновесной плазмы воз-

духа проведено в работе [5] для случая поперечного разряда в потоке газа. В настоящей работе на основе предложенной модели неравновесной плазмы проводится анализ основных характеристик нестационарного горения разряда в канале плазменного воспламенителя.

Постановка задачи. Основная система уравнений, описывающая нестационарное горение разряда постоянного тока с учетом колебательно-поступательной релаксации молекул образующейся неравновесной плазмы, в рамках трехтемпературного приближения имеет вид:

$$c_{pe} n_e \frac{dT_e}{dt} + p_e \nabla \cdot \bar{v}_e = \nabla \cdot \lambda_e \nabla T_e + \bar{j} \cdot \bar{E} - \frac{3}{2} \delta_{y\delta\delta} v_{y\delta\delta} k_B n_e (T_e - T) - Q_e; \quad (1)$$

$$c_p n \frac{dT}{dt} + p \nabla \cdot \bar{v} = \nabla \cdot \lambda \nabla T + \frac{\varepsilon_V - \varepsilon_0}{\tau_{VT}} + \frac{3}{2} \delta_{y\delta\delta} v_{y\delta\delta} k_B n_e (T_e - T) + Q_T; \quad (2)$$

$$\frac{d\varepsilon_V}{dt} = \nabla \cdot D_\varepsilon \nabla \varepsilon_V - \frac{\varepsilon_V - \varepsilon_0}{\tau_{VT}} + k_{eV} n_e h \omega; \quad (3)$$

$$\nabla \cdot \varepsilon \bar{E} = 4\pi e(n_+ - n_e - n_-); \quad (4)$$

$$\bar{E} = -\nabla \phi; \quad (5)$$

$$Q_T = q_{ei} + q_{ii} + q_{at} + q_r; \quad Q_e = q_e + q_i + q_{ex},$$

где $\varepsilon_V(T_V)$ – колебательная энергия;

$\varepsilon_0(T)$ – равновесное значение колебательной энергии, соответствующее температуре газа T ;

$\delta_{y\delta\delta}$ – эффективный коэффициент рассеяния электронов на молекулах;

$v_{y\delta\delta}$ – сечение упругих столкновений электронов;

T_e – электронная температура;

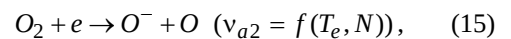
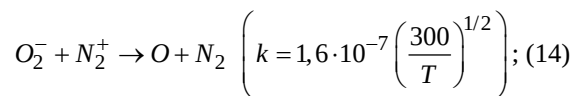
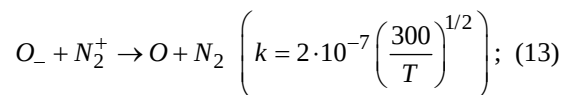
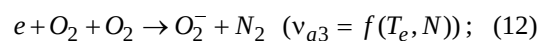
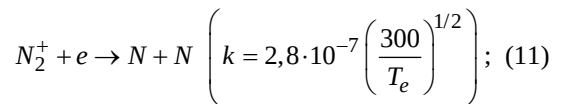
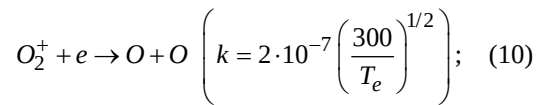
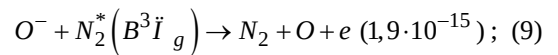
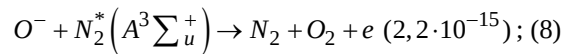
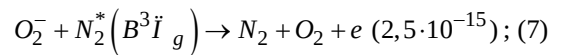
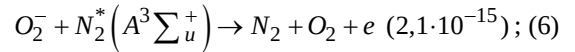
c_{pe} – коэффициент электронной теплоемкости;

λ_e – коэффициент электронной теплопроводности.

В уравнениях (1) – (3) дополнительно к источнику нагрева газа за счет упругих соударений электронов с ионами и нейтральными молекулами учтен

вклад релаксации колебательно-возбужденных молекул (член обратно пропорциональный τ_{VT}), а также тепловыделение в реакциях электрон-ионной (q_{ei}), ион-ионной (q_{ii}) рекомбинаций, диссоциативного прилипания (q_{att}) и возбуждения вращательных степеней свободы (q_r). В уравнении переноса колебательной энергии учтены как потери энергии в ходе VT-релаксации, так и удельная мощность возбуждения колебательных степеней свободы в результате электронного удара. Предполагалось, что колебательная температура молекул кислорода и оксидов азота вследствие быстрой колебательно-поступательной релаксации этих компонент близка к поступательной температуре газа.

Были проанализированы основные химические реакции в ионизированном воздухе, и составлена редуцированная кинетическая схема, включающая в себя следующие реакции (в скобках указаны константы скоростей реакций в $l^3/\tilde{n}, l^6/\tilde{n}$):



где реакции (6) – (9) – реакции отлипания электронов при столкновении отрицательных ионов с колебательно-возбужденными молекулами;

реакции (10), (11) – реакции диссоциативной рекомбинации;

реакция (12) – реакция трехчастичного прилипания электронов;

реакции (13) – (14) – реакции ион-ионной рекомбинации;

реакция (15) – реакция двухчастичного прилипания электронов.

Константы скоростей реакций были взяты из работ [6, 7]. В силу громоздкости выражений для частот двухчастичного ν_{a2} и трехчастичного прилипания электронов ν_{a3} их значения в данной работе не приводятся.

Система уравнений (1) – (5) дополняется стандартными уравнениями Навье-Стокса. В качестве модели турбулентности была выбрана двухпараметрическая RNG $k-\varepsilon$ модель. Излучением плазмы и вкладом колебательной моды в изменение давления газа пренебрегали. Кроме того, возбуждением большого количества колебательных уровней пренебрегали вследствие малого значения параметра $\xi = \frac{T - T_V}{T} = 1 \div 2$, определяющего уровень возбуждения колебательной моды. Уравнения (1) – (5) замыкаются уравнением состояния газа (16) и системой уравнений переноса для компонент плазмы следующего вида:

$$p = k_B(n_+ + n_- + N)T + n_e k_B T_e; \quad (16)$$

$$\frac{\partial n_e}{\partial t} + \nabla \cdot \bar{I}_e = \nu_i n_e - \nu_a n_e - k_{ei} n_e n_+ + \nu_d n_- n^*; \quad (17)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial n_-}{\partial t} + \nabla \cdot \bar{I}_- = \nu_a n_e - k_{ei} n_e n_+ - \\ - k_{ii} n_+ n_- - \nu_d n_- n^*; \end{aligned} \quad (18)$$

$$\frac{\partial n_+}{\partial t} + \nabla \cdot \bar{I}_+ = \nu_i n_e - k_{ii} n_+ n_- - k_{ei} n_e n_+; \quad (19)$$

$$\frac{\partial n_*}{\partial t} + \nabla \cdot \bar{I}_* = \nu_{ex} n_e - \nu_d n_- n^*; \quad (20)$$

$$\bar{I}_e = -b_e n_e \bar{E} - D_e \nabla n_e + n_e \bar{v};$$

$$\bar{I}_+ = b_+ n_+ \bar{E} - D_+ \nabla n_+ + n_+ \bar{v};$$

$$\bar{I}_- = -b_- n_- \bar{E} - D_- \nabla n_- + n_- \bar{v};$$

$$\bar{I}_* = -D_* \nabla n^* + n^* \bar{v},$$

где $\bar{I}_-, \bar{I}_e, \bar{I}_*$ – потоки отрицательных ионов, электронов и колебательно-возбужденных молекул;

ν_i – частота ионизации электронным ударом;

$\nu_a = \nu_{a2} + \nu_{a3}$ – частота прилипания;

α_{ei} – константа скорости электрон-ионной рекомбинации;

α_{ii} – константа скорости ион-ионной рекомбинации;

ν_{ex} – частота возбуждения электронных уровней молекул.

При записи системы уравнений (16) – (20) предполагалось, что отлипание электронов происходит при столкновении отрицательных ионов с колебательно-возбужденными молекулами, концентрация которых n^* определяется из дополнительного уравнения (20). Частота ионизации электронным ударом $\nu_i = \nu_i(E/N)$ при предположении о том, что процесс идет из основного состояния, определялась согласно выражениям, приведенным в монографии [8].

Дополнительно был учтен эффект усиления процесса ионизации за счет колебательного возбуждения [9] с помощью умножения частоты ионизации на эмпирический множитель k_V , определяемый следующим образом:

$$k_V = 10^{\frac{28,3 \cdot Z}{\theta^2}}; Z = \exp\left(-\frac{hw_0}{k_B T_V}\right); \theta = \frac{E}{N},$$

где T_V – колебательная температура;

hw_0 – энергия колебательного кванта;

E – напряженность электрического поля;

N – концентрация нейтральных молекул.

Решение уравнений осуществлялось итерационным методом с использованием нижней релаксации и процедуры SIMPLE на основе авторского модуля NON-EQU-PLASMA. Предлагалась следующая процедура расчета. На первой стадии проводился расчет турбулентного течения в канале плазмотрона при отсутствии разряда. При этом расчетная область включала в себя как область, занятую плазмой и нейтральным газом, так и твердые тела-электроды. Инициации разряда осуществлялась путем инъекции электронов в зону разряда. Так как процессы релаксации энергии являются очень быстрыми по сравнению с процессами движения газа и химическими процессами, все источниковые члены в уравнениях переноса были линеаризованы и разделены на явную и неявную части для увеличения скорости сходимости и улучшения устойчивости решения. Вследствие наличия больших градиентов заряженных компонент применялась процедура перестройки сетки с ее сгущением в области максимальных градиентов. Значение шага по времени выбиралось равным $\Delta t = 10^{-7}$ с.

Результаты расчетов

Расчетная область включает в себя электроды, анодную полость плазмотрона, а также область вне плазмотрона (рис. 1). Граничные условия для поступательной температуры газа T и потенциала электрического поля ϕ формулировались на внешней границе расчетной области (ABCDEF), а граничные значения всех остальных зависимых переменных задавались по внутренней границе области (ABOSRPCDEF).

Граничные условия для температуры тяжелых частиц и потенциала электрического тока на поверхности электродов определялись автоматически в ходе решения сопряженной задачи. Сформулированные таким образом граничные условия имеют вид (рис. 1):

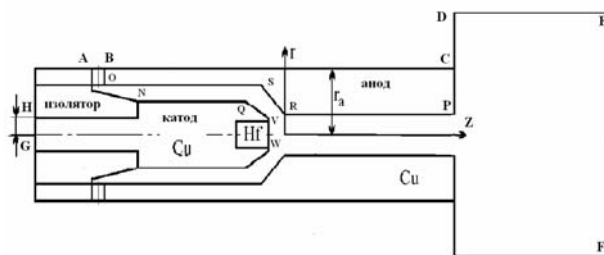


Рис. 1. Расчетная область

$$\mathbf{AB}: n_e = n^* = n_- = 0, T = T_e = T_V = 300 \text{ K};$$

$$\mathbf{AB}: G = G_0; \mathbf{GH}: \phi = 0, T = 300 \text{ K}.$$

$$\text{Стенки: } u = v = w = k = 0, \frac{dT_e}{dn} = \frac{dT_V}{dn} = 0;$$

$$n_e = n^* = n_- = 0;$$

$$\mathbf{BC}: \phi = \phi_0, T = 300^\circ \text{K}, \quad \mathbf{EF}: \frac{\partial^2 \phi_i}{\partial n^2} = 0;$$

$$\mathbf{OSRP}: \left(-D_a \frac{dn_e}{dn} \right) = \frac{1}{4} en_e \left[\frac{8k_B T_e}{\pi m_e} \right]^{1/2};$$

$$\mathbf{OSRP}: \frac{dT_e}{dn} = \frac{dT_V}{dn} = 0;$$

$$\mathbf{NQVW}: I_{en} = \gamma j_0 / e, n_- = 0, \frac{dT_e}{dn} = \frac{dT_V}{dn} = 0,$$

где G_0 – расход газа на входе в плазмотрон;

j_0 – значение плотности тока;

γ – коэффициент вторичной эмиссии;

e – заряд электрона;

I_{en} – проекция потока электронов I_e на нормаль к поверхности электрода.

В качестве начального приближения задавалось значение концентрации электронов $n_{e0} = 2 \cdot 10^{20} \text{ 1/}\lambda^3$ и начальный радиус токопроводящего канала $0,0003 \lambda$, что соответствует данным для пробоя в воздухе, приведенным в работе [10].

Расчеты проводились для силы тока $I = 0,2 \text{ A}$ и расхода газа на входе в плазмотрон $G = 10^{-4} \div 5 \cdot 10^{-4} \text{ кг/с}$. Для всех расходов газа было получено, что основной вклад в образование электронов и ионов вносят области, непосредственно

примыкающие к электродам. В большей части положительного столба разряда роль процесса ионизации мала, поскольку процессы ионизации уравниваются процессами прилипания и рекомбинации электронов. Таким образом, центральная часть анодной полости плазмотрона оказывается обедненной электронами, а в основном объеме положительного столба преобладают положительные ионы и отрицательные ионы, образующиеся в процессе отлипания.

Распределение характеристик разряда существенно неоднородно, как в радиальном, так и в аксиальном направлении. Максимум концентрации электронов, который на начальных стадиях горения разряда фиксировался в самом узком месте межэлектродного промежутка, по мере горения разряда перемещается по внутренней стороне анода (рис. 2).

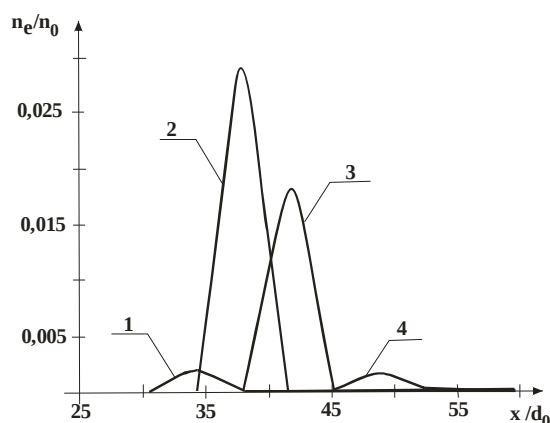


Рис. 2. Профили концентрации электронов вдоль поверхности анода в различные моменты времени:

$$1 - t = 10^{-3} \text{ с}, \quad 2 - t = 1,5 \cdot 10^{-3} \text{ с}, \quad 3 - t = 2 \cdot 10^{-3} \text{ с}, \\ 4 - t = 3,2 \cdot 10^{-3} \text{ с}$$

При этом можно отметить, что на движение анодного пятна (места контакта разряда с анодом) непосредственно влияет турбулентное течение плазмообразующего газа, так как при увеличении расхода газа G скорость перемещения максимума n_e возрастает.

В процессе распространения разряда проводимость и ток первоначального канала уменьшается.

При этом температура электронов падает, а ее максимум сдвигается в направлении выхода из плазмотрона (рис. 3). При достижении времени $t = 3 \cdot 10^{-3}$ с вблизи катодной вставки плотность тока и проводимость плазмы начинают снова возрастать, что приводит к новому пробое. Причиной этого является кинетический механизм, связанный с накоплением отрицательных ионов и колебательно-возбужденных молекул и с изменением баланса между скоростью генерации и потерями электронов.

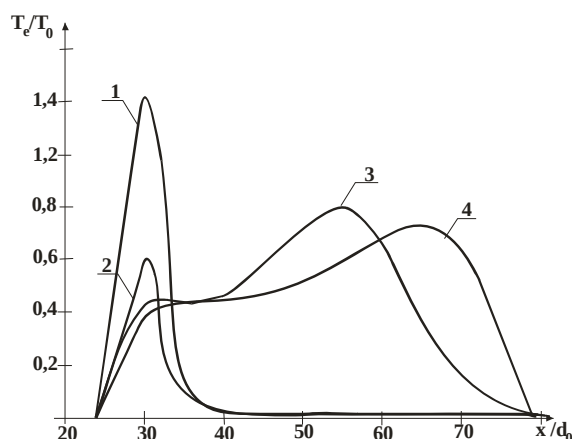


Рис. 3. Профили температуры электронов вдоль оси канала плазмотрона в различные моменты времени:

$$1 - t = 8 \cdot 10^{-5} \text{ с}, \quad 2 - t = 1,8 \cdot 10^{-4} \text{ с}; \\ 3 - t = 9 \cdot 10^{-4} \text{ с}, \quad 4 - t = 1,5 \cdot 10^{-3} \text{ с}$$

Таким образом, при работе на малых силах тока в плазмотроне реализуется существенно нестационарный режим горения разряда, при котором фиксируется значительный отрыв температуры электронов ($0,4 \leq T_e \leq 2$ эВ) от поступательной температуры газа ($0,03 \leq T \leq 0,2$ эВ) и от колебательной температуры ($0,15 \leq T_V \leq 0,6$ эВ).

Несмотря на нестационарный характер работы, использование плазмотрона, работающего на малых силах тока, в качестве воспламенителя является перспективным, вследствие того, что формирующаяся в анодной полости неравновесная плазма с горячими электронами и колебательно-возбужденными молекулами, а также переход разряда в искровую форму образуют среду, благоприятную для процесса вос-

пламенения. При этом более перспективным, с точки зрения автора, является подача горючего газа непосредственно в анодную полость.

Выводы

1. Проведен анализ основных характеристик нестационарного горения разряда в канале плазмотрона, работающего на малых силах тока.

2. Получено, что в большей части анодной полости формируется положительный столб разряда, в котором преобладают положительные и отрицательные ионы.

3. Турбулентное течение газа оказывает существенное влияние на перенос заряженных частиц, вызывая отрыв температуры электронов от температуры газа и колебательной температуры и вызывая движение анодного пятна по поверхности анода.

4. По мере накопления колебательно-возбужденных молекул и отрицательных ионов вблизи катодной вставки разряд переходит в искровую форму, температура и концентрация электронов резко возрастает, приводя к очередному пробое межэлектродного промежутка.

Работа проведена в рамках гранта МОН Украины 0107U001007 "Разработка теории управления процессами горения с помощью электрического поля".

Литература

1. Korolev Yu.D., Matveev I.B. Non-steady processes in a plasma pilot for ignition and flame // IEEE Trans. Plasma Sci. – 2006. – V. 34, № 6. – P. 2507-2513.

2. Лелевкин В.М., Семенов В.Ф. Численный анализ характеристик дуги в ламинарном и турбулентном потоках газа // ТВТ. – 2003. – Т. 41, № 6. – С. 839-847.

3. Dvinin S.A., Ershov A.P., Timofeev I.B., Chernikov V.A., Shibkov V.M. Simulation of a DC discharge in a transverse supersonic gas flow // High Temperature. – 2001. – V.42, №2. – P. 157-167.

4. Dresvin S., Ivanov D., Amouroux J. Mathematical modeling of argon plasma in ICP torch by non-equilibrium mode // Abstracts of the 3-nd Int. Workshop and Exhibition on Plasma Assisted Combustion, 18-21 Sept., Falls Church, USA. – 2007. – P. 73-75.

5. Тропина А.А. Разработка математической трехтемпературной модели неравновесного разряда // Вестник двигателестроения. – 2007. – №3. – С. 51-55.

6. Kossyi I.A., Kostinsky A.Yu., Matveyev A.A., Silakov V.P. Kinetic scheme of the nonequilibrium discharge in nitrogen-oxygen mixtures // Plasma Sources Sci. Technol. – 1992. – V.1, №3. – P. 207-220.

7. Ивановский А.В. Об установившемся лидерном пробое // Журнал технической физики. – 1998. – Т.68, №6. – С. 37-44.

8. Райзер Ю.П. Физика газового разряда. – М.: Наука, 1987. – 592 с.

9. Macheret S.O., Shneider M.N., Miles P.B. Modeling of air plasma generation by repetitive high-voltage nanosecond pulse // IEEE Trans. on Plasma Sci. – 2002. – V.30, №3. – P. 1301-1314.

10. Starikovskaia S.M. Plasma assisted ignition and combustion // J.Phys.D.Appl.Phys. – 2006. – V.39. – P. 265-299.

Поступила в редакцию 12.12.2007

Рецензент: д-р техн. наук, проф. В.Г. Солодов, Харьковский национальный автомобильно-дорожный университет, Харьков.

УДК 681.3(075.8)

В.С. ХАРЧЕНКО¹, В.В. СКЛЯР², А.А. СИОРА³, Ю.А. БЕЛЫЙ³¹ *Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина*² *Государственный НТЦ по ядерной и радиационной безопасности, Украина*³ *ЗАО «Радий», Украина*

МОДЕЛИ БЕЗОТКАЗНОСТИ И ГОТОВНОСТИ ВСТРОЕННЫХ МУЛЬТИДИВЕРСНЫХ СИСТЕМ

Проанализировано применение принципа диверсности для встроенных аэрокосмических систем. Определено понятие мультидиверсной системы (МДВС). Разработаны модели надежности (безотказности и готовности) МДВС с учетом возможных переходов между состояниями и интенсивностей проявления различных дефектов программно-аппаратных версий и восстановления отказов систем.

встроенные приложения, мультидиверсные системы, модели безотказности и готовности

1. Использование версионной избыточности в отказоустойчивых аэрокосмических системах. Постановка задачи

Под версионной избыточностью (многоверсионностью) подразумевается метод повышения надежности путем введения двух или более способов (версий) реализации функций системы [1, 2]. Применение многоверсионности позволяет реализовать принцип «защиты в глубину» и снизить вероятность отказов по общей причине (ООП).

Классификация версионной избыточности предложена в [3] и включает шесть типов: программная, аппаратная, субъектная, проектная, функциональная, сигнальная.

Принцип диверсности давно и достаточно широко применялся в аэрокосмических системах – при построении высоконадежных автоматических и человеко-машинных бортовых и наземных компьютерных систем.

Для встроенных отказоустойчивых приложений в аэрокосмической технике применяются программная, аппаратная и сигнальная избыточность продуктов (датчиков и каналов обработки и регистрации информации), субъектная и проектная избыточность процессов их создания [3, 4].

Практически любая система управления самолетом имеет автоматический и ручной каналы управления, автопилот – это вторая (диверсная) подсистема, резервирующая другие части системы управления и навигации.

Одновременно для системы может быть применено несколько видов версионной избыточности, например, аппаратная и программная [5]. Использование многоверсионности технических средств (ТС) и программного обеспечения (ПО) можно назвать «принципом мультидиверсности».

Это создает возможность формирования множества многоверсионных технологий и масштабируемых многоверсионных решений, позволяющих минимизировать риски ООП в зависимости от особенностей разрабатываемых систем и реальных ограничений [6].

Целью статьи является разработка и исследование моделей надежности (безотказности и готовности) мультидиверсных систем.

2. Модель мультидиверсной системы

Определим понятие мультидиверсной системы (МДВС).

Мультидиверсной будем называть такую двухверсионную систему W , в которой версии v_1 , v_2 по-

лучены с использованием нескольких видов версионной избыточности, таких что устранение одного из этих видов избыточности не делает версии тождественными (тривиальными [1]), т.е., если существует хотя бы один дефект проектирования, который является относительным для каждого варианта версионной избыточности применительно к версиям v_1, v_2 .

Если обозначить версии, в которых используется два и более видов разнообразия как $v_1(r), v_2(r)$, где r – число таких видов, то r -диверсная система будет быть представлена следующим выражением:

$$W = \{X, F, U, V, R, \theta, Z\}, \quad (1)$$

где X, U – входные и выходные сигналы;

F – множество выполняемых функций;

V – множество (двухместное) версий v_1, v_2 с выходными сигналами U_1, U_2 ;

Z – функция обработки результатов выполнения версий (отображения U_1, U_2 в U);

R – множество видов используемой версионной избыточности, причем $v_j \in V$ определяются на множестве R с помощью отображения θ .

3. Модели безотказности невосстанавливаемых мультидиверсных систем

При разработке моделей принято дополнительное допущение об экспоненциальном законе распределения времени до отказа [7] и идеальных по достоверности и безотказности средствах контроля. При необходимости вероятности безотказной работы (ВБР) компонентов могут быть вычислены в соответствии с другими законами распределения.

Кроме того, принято допущение о равных интенсивностях отказов версий ТС и ПО (каналов), т.е. $\lambda_1^{PO} = \lambda_2^{PO} = \lambda^{PO}$; $\lambda_1^{TC} = \lambda_2^{TC} = \lambda^{TC}$; $\lambda_{TC1} = \lambda_{TC2} = \lambda_{TC}$. Для определения интенсивности относительных и абсолютных отказов версий ПО и ТС вводится коэффициент абсолютных отказов. Этот коэффициент определяет соотношение между интенсивностями от-

казов двухверсионной и одноверсионной системы [6].

Интенсивность отказов одной версии складывается из абсолютных и относительных отказов, т.е.: $\lambda^{1B} = \lambda_{12} + \lambda_1$, $\lambda^{2B} = \lambda_{12} + \lambda_2$, $\lambda^{1B} = \lambda^{2B}$. Тогда, коэффициент абсолютных отказов вычисляется как

$$K_{12} = \frac{\lambda_{12}}{\lambda^{1B}} = \frac{\lambda_{12}}{\lambda_{12} + \lambda_1} = \frac{\lambda_{12}}{\lambda_{12} + \lambda_2}. \quad (2)$$

Для мультиверсионной системы с версионной избыточностью ТС и ПО ВБР определяется выражением:

$$P = P_{12}^{TC} \cdot P_{12}^{PO} \cdot \left[1 - \left(1 - P^{TC} \cdot P^{PO} \cdot P_{TC} \right)^2 \right] = \\ = e^{-K_{12}^{TC} \cdot \lambda^{1B TC} \cdot t} \cdot e^{-K_{12}^{PO} \cdot \lambda^{1B PO} \cdot t} \times \\ \times \left[1 - \left(1 - e^{-(1-K_{12}^{TC}) \lambda^{1B TC} \cdot t} \cdot e^{-(1-K_{12}^{PO}) \lambda^{1B PO} \cdot t} \cdot e^{-\lambda_{TC} t} \right)^2 \right]. \quad (3)$$

На основании анализа данных об отказах элементной базы и ПО [3, 5] для моделирования были выбраны следующие базовые значения интенсивностей отказов: $\lambda^{1B TC} = 10^{-5}$ 1/час; $\lambda^{1B PO} = 10^{-5}$ 1/час; $\lambda_{TC} = 10^{-5}$ 1/час.

Результаты моделирования зависимости ВБР от времени представлены на рис. 1, где: 1V – для дублированной одноверсионной системы; 2VSW – для двухверсионной системы с версионной избыточностью ПО; 2VHW – для двухверсионной системы с версионной избыточностью ТС; 2V для МДВС системы с версионной избыточностью ТС и ПО согласно (3).

4. Модели готовности восстанавливаемых мультидиверсных систем

Примем дополнительные допущения, традиционные для такого класса задач [2], о простейшем потоке восстановлений и идеальных средствах контроля и диагностирования. Кроме того, будем рассматривать системы без профилактического ТО, считая, что интенсивности восстановления при идентичных отказах разных версий равны.

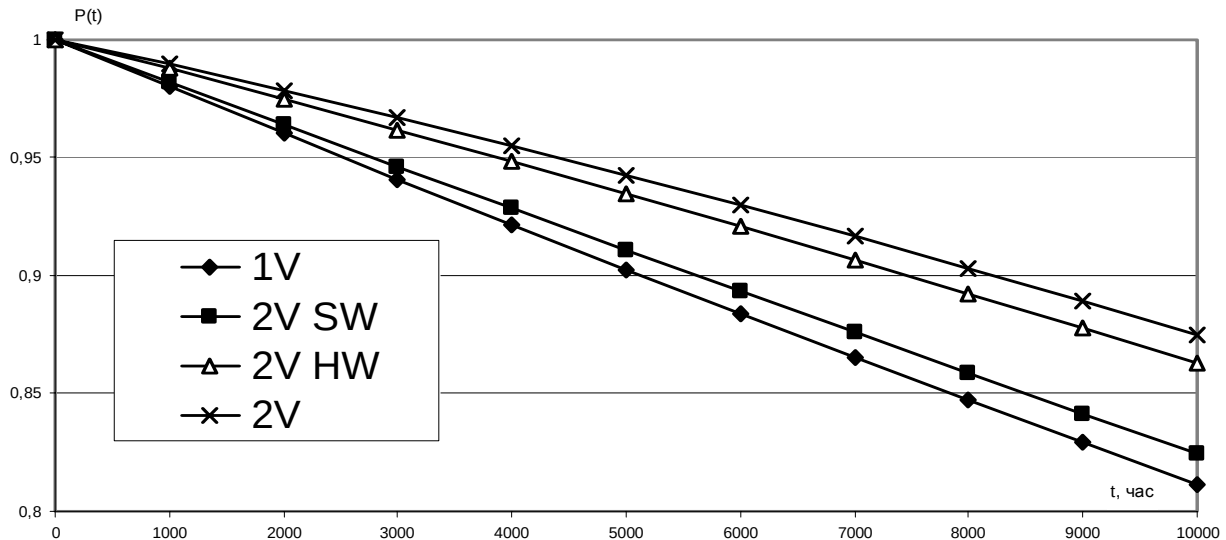


Рис. 1. Графики зависимости ВБР от времени при значениях коэффициентов абсолютных отказов $K_{12}^{TC} = 0,2$; $K_{12}^{ПО} = 0,8$

В рамках поставленной задачи и с учетом принятого допущения о неизменности интенсивностей проявления дефектов проектирования в процессе работы системы (пессимистический случай), будем считать, что интенсивности восстановления для всех типов отказов также остаются неизменными. Такой подход принимается в большинстве известных работ по исследованию надежности программно-аппаратных комплексов, где используются наиболее популярные, ставшие классическими, модели Джелинско-Моранды, Муссы, Лонгботтома, описанные в [8].

На основании анализа требований нормативных документов и данных о восстановлении работы ИУС при отказах элементной базы и ПО [3, 5] для моделирования были выбраны следующие базовые значения интенсивностей восстановления: интенсивность восстановления в случае отказов ТС из-за физических дефектов $\mu_{TC} = 1$ 1/час; интенсивность восстановления в случае отказов ТС из-за дефектов проектирования $\mu_{TC}^{TC} = 100$ 1/час; интенсивность восстановления в случае отказов ПО из-за дефектов проектирования $\mu_{ПО}^{ПО} = 100$ 1/час.

В качестве базовых значений интенсивностей отказов применяются значения, выбранные в разделе 3 (10^{-5} 1/час для всех интенсивностей отказов).

Для сокращения объема записей на графах пере-

ходов введены следующие обозначения для интенсивностей отказов: интенсивность абсолютных отказов из-за дефектов ТС $\lambda_{12}^{TC} = K_{12}^{TC} \cdot \lambda^{1B TC}$; интенсивность абсолютных отказов из-за дефектов ПО $\lambda_{12}^{ПО} = K_{12}^{ПО} \cdot \lambda^{1B ПО}$; интенсивность относительных отказов одной версии из-за дефектов ТС $\lambda_{TC} = (1 - K_{12}^{TC}) \cdot \lambda^{1B TC}$; интенсивность относительных отказов одной версии из-за дефектов ПО $\lambda_{ПО} = (1 - K_{12}^{ПО}) \cdot \lambda^{1B ПО}$.

Исследуем мультидиверсную систему с версионной избыточностью ТС и ПО, имеющую восемнадцать состояний:

- S_0 – работоспособное состояние;
- S_{12}^{TC} – отказ ТС из-за дефектов проектирования;
- $S_{12}^{ПО}$ – отказ ПО из-за дефектов проектирования;
- S_{TC1} – отказ одного из каналов ТС;
- S_{TC2} – отказ двух каналов ТС;
- $S_{TC1,12}^{TC}$ – отказ ТС из-за дефектов проектирования при отказе одного из каналов ТС;
- $S_{TC1,12}^{ПО}$ – отказ ПО из-за дефектов проектирования при отказе одного из каналов ТС;
- S_1^{TC} – отказ одной из версий ТС;
- S_2^{TC} – отказ двух версий ТС;
- $S_{12}^{TC TC}$ – отказ ТС из-за дефектов проектирования при отказе одной из версий ТС;
- $S_{12}^{TC ПО}$ – отказ ПО из-за дефектов проектирования

ния при отказе одной из версий ТС;

$S_1^{ПО}$ – отказ одной из версий ПО;

$S_2^{ПО}$ – отказ двух версий ПО;

$S_1^{ПО, TC}$ – отказ ТС из-за дефектов проектирова-

ния при отказе одной из версий ПО;

$S_1^{ПО, ПО}$ – отказ ПО из-за дефектов проектирова-

ния при отказе одной из версий ПО;

$S_{TC1,1}^{TC}$ – отказ одной из версий ТС и одного из каналов ТС;

$S_{TC1,1}^{ПО}$ – отказ одной из версий ПО и одного из каналов ТС;

$S_1^{TC, ПО}$ – отказ одной из версий ТС и одной из версий ПО.

Граф переходов мультидиверсной ИУС с учетом интенсивностей переходов представлен на рис. 2. В соответствии с методикой расчета марковских процессов имеем следующую систему дифференциальных уравнений:

$$\left\{ \begin{aligned} dP_0(t)/dt &= -(\lambda_{12}^{TC} + \lambda_{12}^{ПО} + 2\lambda_{TC} + 2\lambda^{ПО}) \cdot P_0(t) + \mu_{12}^{TC} \cdot P_{12}^{TC}(t) + \mu_{12}^{ПО} \cdot P_{12}^{ПО}(t) + \mu_{TC} \cdot P_{TC1}(t) + \mu^{TC} \cdot P_1^{TC}(t) + \\ &+ \mu^{ПО} \cdot P_1^{ПО}(t) + (\mu_{TC} + \mu^{TC}) \cdot P_{TC1,1}^{TC}(t) + (\mu_{TC} + \mu^{ПО}) \cdot P_{TC1,1}^{ПО}(t) + (\mu^{TC} + \mu^{ПО}) \cdot P_1^{TC, ПО}(t); \\ dP_{12}^{TC}(t)/dt &= \lambda_{12}^{TC} \cdot P_0(t) - \mu_{12}^{TC} \cdot P_{12}^{TC}(t); \\ dP_{12}^{ПО}(t)/dt &= \lambda_{12}^{ПО} \cdot P_0(t) - \mu_{12}^{ПО} \cdot P_{12}^{ПО}(t); \\ dP_{TC1}(t)/dt &= 2\lambda_{TC} \cdot P_0(t) - (\mu_{TC} + \lambda_{TC} + \lambda_{12}^{TC} + \lambda_{12}^{ПО} + \lambda^{TC} + \lambda^{ПО}) \cdot P_{TC1}(t) + \\ &+ 2\mu_{TC} \cdot P_{TC2}(t) + (\mu_{TC} + \mu_{12}^{TC}) \cdot P_{TC1,12}^{TC}(t) + (\mu_{TC} + \mu_{12}^{ПО}) \cdot P_{TC1,12}^{ПО}(t); \\ dP_{TC2}(t)/dt &= \lambda_{TC} \cdot P_{TC1}(t) - 2\mu_{TC} \cdot P_{TC2}(t); \\ dP_{TC1,12}^{TC}(t)/dt &= \lambda_{12}^{TC} \cdot P_{TC1}(t) - (\mu_{TC} + \mu_{12}^{TC}) \cdot P_{TC1,12}^{TC}(t); \\ dP_{TC1,12}^{ПО}(t)/dt &= \lambda_{12}^{ПО} \cdot P_{TC1}(t) - (\mu_{TC} + \mu_{12}^{ПО}) \cdot P_{TC1,12}^{ПО}(t); \\ dP_1^{TC}(t)/dt &= 2\lambda^{TC} \cdot P_0(t) - (\mu^{TC} + \lambda^{TC} + \lambda_{12}^{TC} + \lambda_{12}^{ПО} + \lambda_{TC} + \lambda^{TC} + \lambda^{ПО}) \cdot P_1^{TC}(t) + \\ &+ 2\mu^{TC} \cdot P_2^{TC}(t) + (\mu^{TC} + \mu_{12}^{TC}) \cdot P_{1,12}^{TC, TC}(t) + (\mu^{TC} + \mu_{12}^{ПО}) \cdot P_{1,12}^{TC, ПО}(t); \\ dP_2^{TC}(t)/dt &= \lambda^{TC} \cdot P_1^{TC}(t) - 2\mu^{TC} \cdot P_2^{TC}(t); \\ dP_{1,12}^{TC, TC}(t)/dt &= \lambda_{12}^{TC} \cdot P_1^{TC}(t) - (\mu^{TC} + \mu_{12}^{TC}) \cdot P_{1,12}^{TC, TC}(t); \\ dP_{1,12}^{TC, ПО}(t)/dt &= \lambda_{12}^{ПО} \cdot P_1^{TC}(t) - (\mu^{TC} + \mu_{12}^{ПО}) \cdot P_{1,12}^{TC, ПО}(t); \\ dP_1^{ПО}(t)/dt &= 2\lambda^{ПО} \cdot P_0(t) - (\mu^{ПО} + \lambda^{ПО} + \lambda_{12}^{TC} + \lambda_{12}^{ПО} + \lambda_{TC} + \lambda^{TC}) \cdot P_1^{ПО}(t) + \\ &+ 2\mu^{ПО} \cdot P_2^{ПО}(t) + (\mu^{ПО} + \mu_{12}^{TC}) \cdot P_{1,12}^{ПО, TC}(t) + (\mu^{ПО} + \mu_{12}^{ПО}) \cdot P_{1,12}^{ПО, ПО}(t); \\ dP_2^{ПО}(t)/dt &= \lambda^{ПО} \cdot P_1^{ПО}(t) - 2\mu^{ПО} \cdot P_2^{ПО}(t); \\ dP_{1,12}^{ПО, TC}(t)/dt &= \lambda_{12}^{TC} \cdot P_1^{ПО}(t) - (\mu^{ПО} + \mu_{12}^{TC}) \cdot P_{1,12}^{ПО, TC}(t); \\ dP_{1,12}^{ПО, ПО}(t)/dt &= \lambda_{12}^{ПО} \cdot P_1^{ПО}(t) - (\mu^{ПО} + \mu_{12}^{ПО}) \cdot P_{1,12}^{ПО, ПО}(t); \\ dP_{TC1,1}^{TC}(t)/dt &= \lambda^{TC} \cdot P_{TC1}(t) + \lambda_{TC} \cdot P_1^{TC}(t) - (\mu_{TC} + \mu^{TC}) \cdot P_{TC1,1}^{TC}(t); \\ dP_{TC1,1}^{ПО}(t)/dt &= \lambda^{ПО} \cdot P_{TC1}(t) + \lambda_{TC} \cdot P_1^{ПО}(t) - (\mu_{TC} + \mu^{ПО}) \cdot P_{TC1,1}^{ПО}(t); \\ dP_{1,1}^{TC, ПО}(t)/dt &= \lambda^{ПО} \cdot P_1^{TC}(t) + \lambda^{TC} \cdot P_1^{ПО}(t) - (\mu^{TC} + \mu^{ПО}) \cdot P_{1,1}^{TC, ПО}(t). \end{aligned} \right. \quad (4)$$

Коэффициент готовности системы определяется по формуле (t – текущее время):

$$K_2(t) = P_0(t) + P_{TC1}(t) + P_1^{TC}(t) + P_1^{ПО}(t).$$

Коэффициент оперативной готовности системы для стационарного режима определяется по формуле (далее t – наработка системы):

$$\begin{aligned} K_{OG}(t) &= P_0 \cdot P_{B0}(t) + P_{TC1} \cdot P_{BTC1}(t) + P_1^{TC} \cdot P_{B1}^{TC}(t) + \\ &+ P_1^{ПО} \cdot P_{B1}^{ПО}(t) = \\ &= P_0 \cdot \exp\left[-(2\lambda_{TC} + 2\lambda^{TC} + 2\lambda^{ПО} + \lambda_{12}^{TC} + \lambda_{12}^{ПО}) \cdot t\right] + \\ &+ P_{TC1} \cdot \exp\left[-(\lambda_{TC} + \lambda^{TC} + \lambda^{ПО} + \lambda_{12}^{TC} + \lambda_{12}^{ПО}) \cdot t\right] + \\ &+ P_1^{TC} \cdot \exp\left[-(\lambda_{TC} + \lambda^{TC} + \lambda^{ПО} + \lambda_{12}^{TC} + \lambda_{12}^{ПО}) \cdot t\right] + \\ &+ P_1^{ПО} \cdot \exp\left[-(\lambda_{TC} + \lambda^{TC} + \lambda^{ПО} + \lambda_{12}^{TC} + \lambda_{12}^{ПО}) \cdot t\right], \end{aligned} \quad (5)$$

Выводы

В статье проведен анализ применения принципа диверсности в аэрокосмических системах. Дано понятие и предложена модель мультидиверсной системы и получены модели надежности (безотказности и готовности) МДВС, которые учитывают варианты переходов между состояниями и интенсивности в результате: проявления дефектов программных версий, возникновения аппаратных версий и восстановления систем после их устранения. Разработаны и исследованы модели безотказности систем при использовании многоверсионности ТС и ПО и показано, что:

- ВБР повышается при уменьшении значения коэффициента абсолютных отказов;

- для МДВС с версионной избыточностью и ПО, и ТС выигрыш в ВБР складывается из выигрышей систем с версионной избыточностью ТС и систем с версионной избыточностью ПО;

- максимальный выигрыш в ВБР по сравнению с одноверсионной системой достигается при значениях коэффициентов абсолютных отказов для ТС и ПО $K_{12}^{TC} = K_{12}^{PO} = 0$ (см. рис. 3, 4), когда все отказы из-за дефектов проектирования ТС и ПО являются носительными; выигрыш в ВБР для систем с версионной избыточностью ПО и ТС по сравнению с одноверсионной составляет 0,06 через 10 000 часов.

Разработаны и исследованы модели готовности восстанавливаемых МДВС и показано, что:

- марковская модель для описания МДВС требует учета большего количества состояний, чем для обычных многоверсионных систем;

- значения коэффициентов готовности повышаются при уменьшении значения коэффициента абсолютных отказов;

- при снижении значения коэффициента абсолютных отказов значения коэффициентов оперативной готовности могут также уменьшаться из-за уменьшения вероятности нахождения в начальном состоянии S_0 .

Анализ влияния принятых допущений на точность оценок надежности МДВС показывает, что компенсирующий эффект при проявлении (возникновении) дефектов и возможность неидентичных реакций версий с разными ТС (ПО) при проявлении идентичного дефекта ПО (ТС) приближает консервативную оценку к точной на единицы процентов.

Литература

1. Avizienis A., Laprie J., Randell B. Fundamental Concepts of Dependability. Research Report n 01145, LAAS-CNRS, 2001. – 25 p.
2. Харченко В.С. Теоретические основы дефе-тоустойчивых цифровых систем с версионной избыточностью. – Х.: Изд-во ХВУ, 1996. – 506 с.
3. Preckshot G. Method for Performing Diversity and Defense-in-Depth Analysis of Reactor Protection Systems. NUREG/CR-6303.– Livermore, USA: Lawrence Livermore National Laboratory, 1994. – 35 p.
4. Материалы фирмы Virginia – [Электронный ресурс]. – Режим доступа: http://www.yesvirginia.org/pdf/guides/VEDP-Areospace_web.pdf (1.02.2008).
5. Sklyar V., Kharchenko V. A Method of Multiversion Technologies Choice on Development of Fault-Tolerant Software Systems // Proceeding of Workshop on Methods, Models and Tools for Fault Tolerance. – Oxford, UK. – 3 July, 2007. – P. 148-157.
6. Скляр В.В. Анализ метрик многоверсионности программного обеспечения // Электронное моделирование. – 2004. – Т. 26, № 4. – С. 95-104.
7. Долманицкий С.М. Построение надежных логических устройств. – М.: Энергия, 1971. – 280 с.
8. Lyu M.R. Handbook of Software Reliability Engineering. – McGraw-Hill Company, 1996. – 805 p.

Поступила в редакцию 17.01.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф. В.А. Краснобаев, Харьковский государственный технический университет сельского хозяйства, Харьков.

УДК 621.396.96

В.И. АНТЮФЕЕВ¹, В.Н. БЫКОВ²¹ Харьковский университет Воздушных Сил им. И. Кожедуба, Украина² Харьковский национальный университет им. В.Н. Каразина, Украина

СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ АЛГОРИТМОВ СОВМЕЩЕНИЯ ИЗОБРАЖЕНИЙ В КОРРЕЛЯЦИОННО-ЭКСТРЕМАЛЬНЫХ СИСТЕМАХ НАВИГАЦИИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Приводятся результаты сравнительного анализа эффективности алгоритмов совмещения изображений в КЭСН трех типов: нормированного корреляционного, квадратичного разностного и алгоритма обобщенной фазовой корреляции, обладающих достаточно высоким быстродействием. Показано, что наиболее устойчивым к воздействию различного рода искажений как геометрических, так и яркостных, оказывается нормированный корреляционный алгоритм.

корреляционно-экстремальные системы навигации, алгоритмы совмещения изображений, эффективность и быстродействие алгоритмов

Введение

Принцип действия корреляционно-экстремальных систем навигации (КЭСН) летательных аппаратов основан на сравнении текущего изображения (ТИ), полученного с помощью датчика геофизического поля Земли, с эталонным изображением (ЭИ), полученным заранее. Сравнение изображений осуществляется с помощью одного из алгоритмов совмещения изображений. Эффективность алгоритма характеризуется вероятностью верного совмещения изображений. Другим важнейшим показателем алгоритмов, используемых в КЭСН, является быстродействие, которое должно быть не хуже 0,2...0,3 с. Сравнительные характеристики алгоритмов различных типов отсутствуют.

В литературе [1 – 4] описано большое количество алгоритмов, которые могут использоваться для совмещения изображений в КЭСН. Имеются некоторые оценки по быстродействию алгоритмов [1, 5], в том числе иерархических [6 – 8], однако сравнительные оценки по эффективности алгоритмов отсутствуют. Для повышения быстродействия алгоритмов обычно используют иерархические алгоритмы, основанные на устранении избыточности изображений путем специальной предварительной об-

работки ТИ и ЭИ, в результате которой формируются наборы изображений с последовательно ухудшающимся разрешением и уменьшающимися размерностями. В работе [9] представлены результаты по оценке эффективности таких алгоритмов.

Другой метод повышения быстродействия корреляционного алгоритма состоит в использовании одного из быстрых алгоритмов [10] (например, быстрого преобразования Фурье (БПФ)) для вычисления взаимной корреляции ТИ и ЭИ с помощью спектрального представления изображений.

Целью статьи является проведение сравнительного анализа алгоритмов различных типов как с точки зрения эффективности, так и быстродействия, а также оценка их устойчивости к воздействию различного рода искажений ТИ.

Выбор алгоритмов

Пусть заданы матрица ТИ $\mathbf{t} = [t_{ij}]_{(k,l) \in \overline{1, N_1} \times \overline{1, N_2}}$ и матрица ЭИ $\mathbf{e} = [e_{ij}]_{(k,l) \in \overline{1, M_1} \times \overline{1, M_2}}$. Остановимся на трех алгоритмах, наиболее часто употребляемых на практике и удовлетворяющих требованиям по быстродействию:

– квадратичный разностный алгоритм с решающей функцией (РФ):

$$b_{kl} = \sum_{i=1}^{N_1} \sum_{j=1}^{N_2} (t_{ij} - e_{i+k-1, j+l-1})^2, \quad (1)$$

$$(k, l) \in \overline{1, R_1} \times \overline{1, R_2}, \quad R_i = M_i - N_i + 1, \quad i \in \overline{1, 2},$$

называемый далее РА и являющийся оптимальным при отсутствии яркостных искажений изображений;

– алгоритм с РФ в виде коэффициента взаимной корреляции ТИ и ЭИ:

$$b_{kl} = - \frac{\sum_{i=1}^{N_1} \sum_{j=1}^{N_2} (t_{ij} - \bar{t}) (e_{i+k-1, j+l-1} - \bar{e}^{kl})}{\left[\sum_{i=1}^{N_1} \sum_{j=1}^{N_2} (t_{ij} - \bar{t})^2 \sum_{i=1}^{N_1} \sum_{j=1}^{N_2} (e_{i+k-1, j+l-1} - \bar{e}^{kl})^2 \right]^{1/2}}, \quad (2)$$

где

$$\bar{t} = \frac{1}{N_1 N_2} \sum_{i=1}^{N_1} \sum_{j=1}^{N_2} t_{ij}; \quad \bar{e}^{kl} = \frac{1}{N_1 N_2} \sum_{i=1}^{N_1} \sum_{j=1}^{N_2} e_{i+k-1, j+l-1},$$

который является оптимальным при искажениях яркости, описываемых группой линейных преобразований

$$\mathbf{t} = \alpha \mathbf{t}' + \beta, \quad \alpha > 0 \quad (3)$$

и называется в дальнейшем корреляционным алгоритмом (КА);

– алгоритм обобщенной фазовой корреляции (АОФК) [1,11] с РФ:

$$b_{kl} = \frac{1}{\sqrt{P_1 P_2}} \sum_{m=0}^{P_1-1} \sum_{n=0}^{P_2-1} \frac{S_t(m, n) S_e^*(m, n)}{|S_t(m, n) S_e^*(m, n)|^{1-L}} e^{i2\pi \left(\frac{km}{P_1} + \frac{ln}{P_2} \right)}, \quad (4)$$

$$\text{где } S_t(m, n) = \frac{1}{\sqrt{P_1 P_2}} \sum_{k=0}^{P_1-1} \sum_{l=1}^{P_2-1} \tilde{t}_{k+1, l+1} e^{i2\pi \left(\frac{km}{P_1} + \frac{ln}{P_2} \right)};$$

$$S_e(m, n) = \frac{1}{\sqrt{P_1 P_2}} \sum_{k=0}^{P_1-1} \sum_{l=1}^{P_2-1} \tilde{e}_{k+1, l+1} e^{i2\pi \left(\frac{km}{P_1} + \frac{ln}{P_2} \right)};$$

$$\tilde{t}_{ij} = \begin{cases} t_{ij}, & (i, j) \in \overline{1, N_1} \times \overline{1, N_2}; \\ 0, & (i, j) \notin \overline{1, N_1} \times \overline{1, N_2}; \end{cases} \quad \tilde{e}_{ij} = \begin{cases} e_{ij}, & (i, j) \in \overline{1, M_1} \times \overline{1, M_2}; \\ 0, & (i, j) \notin \overline{1, M_1} \times \overline{1, M_2}. \end{cases}$$

Размеры P_1, P_2 выбираются из соотношений $P_1 \geq R_1, P_2 \geq R_2$, чтобы избежать наложения спектров изображений.

При $L = 1$ рассматриваемый алгоритм соответствует корреляционному, представленному в частотной области. В случае $L = 0$, когда утрачивается вся информация об амплитудах спектра изображений, он называется алгоритмом фазовой корреляции.

Предполагается, что на выходе каждого алгоритма включен блок уточнения координат, использующий один из методов приближения решающей функции в окрестности ее экстремума [12].

Под эффективностью такого алгоритма будем понимать вероятность наступления события, называемого верным совмещением изображений и состоящего в том, что оценка сдвига ТИ и ЭИ $(\tilde{x}, \tilde{y})$, формируемая алгоритмом, попадает в окрестность

$$I_{x_0 y_0}^{d_1 d_2} = \{(x, y) \mid |x - x_0| < d_1, |y - y_0| < d_2\} \quad (5)$$

точки истинного сдвига (x_0, y_0) .

Моделирование процесса совмещения изображений

Моделирование процесса совмещения изображений включает ряд этапов:

- 1) считывание ЭИ из файла;
- 2) случайным образом в соответствии с равномерным законом распределения по каждой из координат разыгрываются координаты центра (x_0, y_0) ТИ на ЭИ;
- 3) моделирование незашумленного ТИ по заданному ЭИ;
- 4) моделирование ТИ путем наложения на незашумленное ТИ нормально распределенного шума с нулевым средним значением и среднеквадратическим отклонением σ , имитирующего собственные шумы датчика;
- 5) моделирование собственно алгоритмов совмещения ЭИ и ТИ всех трех типов;
- 6) статистические испытания алгоритмов путем многократного их запуска с целью оценки эффективности как отношения числа верных привязок к общему количеству запусков алгоритмов.

Формирование ТИ по ЭИ осуществлялось следующим образом. Задавались его размеры $N_1 < M_1$, $N_2 < M_2$, коэффициент масштаба μ и угол поворота ТИ φ относительно ЭИ вокруг точки (x_0, y_0) . В предположении, что ось y направлена вниз, вычислялись координаты (x_{ij}, y_{ij}) элементов ТИ по формулам

$$\begin{aligned} x_{ij} &= x_0 + (x' - x_0) \cos \varphi - (y' - y_0) \sin \varphi; \\ y_{ij} &= y_0 + (x' - x_0) \sin \varphi + (y' - y_0) \cos \varphi; \\ (i, j) &\in \overline{1, N_1} \times \overline{1, N_2}, \end{aligned}$$

где

$$\begin{aligned} x'_{ij} &= x_0 + \mu(j + \kappa_x), \quad i \in \overline{1, N_1}, \quad j \in \overline{[N_2/2], N_2}, \\ y'_{ij} &= y_0 + \mu(i + \kappa_y), \quad i \in \overline{[N_1/2], N_1}, \quad j \in \overline{1, N_2}, \\ N_x &= \begin{cases} [N_2/2] - 1; & N_2 = 2p; \\ [N_2/2]; & N_2 = 2p - 1; \end{cases} \quad N_y = \begin{cases} [N_1/2] - 1; & N_1 = 2p; \\ [N_1/2]; & N_1 = 2p - 1; \end{cases} \\ \kappa_x &= \begin{cases} 1/2; & N_2 = 2p; \\ 0; & N_2 = 2p - 1; \end{cases} \quad \kappa_y = \begin{cases} 1/2; & N_1 = 2p; \\ 0; & N_1 = 2p - 1; \end{cases} \end{aligned}$$

$[x]$ – операция определения целой части числа x .

Затем для каждой точки (x_{ij}, y_{ij}) выбиралась ближайшая целочисленная точка $(k = [y_{ij}], l = [x_{ij}])$ и находился сдвиг $(\Delta x_{ij} = x_{ij} - l, \Delta y_{ij} = y_{ij} - k)$, для которого путем двумерной интерполяции по шести соседним отсчетам ЭИ с номерами (k, l) , $(k-1, l)$, $(k+1, l)$, $(k, l+1)$, $(k, l-1)$, $(k+1, l+1)$ находилась яркость t_{ij} элемента ТИ по формуле

$$\begin{aligned} t_{ij} &= e_{k-1,l} \Delta y_{ij} (\Delta y_{ij} - 1) / 2 + e_{k,l-1} \Delta x_{ij} (\Delta x_{ij} - 1) / 2 + \\ &+ e_{k,l} [1 + \Delta x_{ij} \Delta y_{ij} - (\Delta x_{ij})^2 - (\Delta y_{ij})^2] + \\ &+ e_{k,l+1} \Delta x_{ij} (\Delta x_{ij} - 2\Delta y_{ij} + 1) / 2 + \\ &+ e_{k+1,l} \Delta y_{ij} (\Delta y_{ij} - 2\Delta x_{ij} + 1) / 2 + e_{k+1,l+1} \Delta x_{ij} \Delta y_{ij}. \end{aligned}$$

Зависимости эффективности АОФК от параметра L для различных значений σ представлена на рис. 1. Зависимости сняты для ЭИ, представленного на рис. 2, при следующих значениях параметров

$$M_1 = M_2 = 50; \quad N_1 = N_2 = 21; \quad d_1 = d_2 = 1;$$

$P_1 = P_2 = 64$. Видно, что чисто корреляционный алгоритм, соответствующий $L = 1$, на практике применять нецелесообразно.

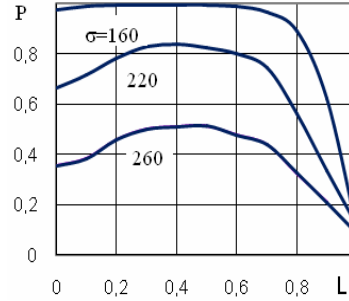


Рис. 1. Зависимость эффективности АОФК от параметра L

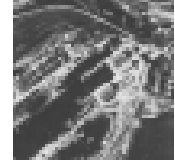


Рис. 2. Эталонное изображение

В дальнейшем выбирается близкое к оптимальному значение $L = 0,4$.

Сравнительная характеристика алгоритмов

Представляет интерес провести сравнительный анализ рассматриваемых алгоритмов трех типов, как с точки зрения быстродействия, так и с точки зрения эффективности.

На рис. 3 представлены зависимости эффективности алгоритмов от среднеквадратического отклонения зашумляющего процесса σ . Кривые для КА и РА практически совпадают. АОФК существенно уступает остальным алгоритмам по устойчивости к шумовой компоненте ТИ.

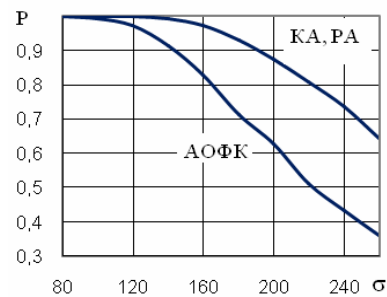


Рис. 3. Зависимость эффективности от σ

От КА следует ожидать устойчивости при линейных искажениях яркости $t'_{ik} = \mu t_{ik} + 1\delta T$

($1 - N_1 \times N_2$ – матрица с единичными элементами).
Зависимости на рис. 4 от сдвига по яркости δT и
рис. 5 от контрастности m подтверждают этот факт.

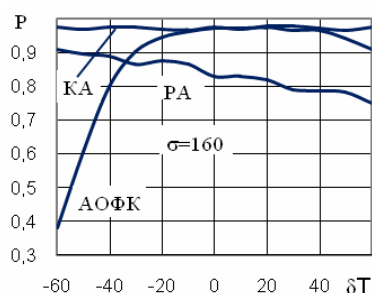


Рис. 4. Зависимость эффективности от сдвига по яркости δT

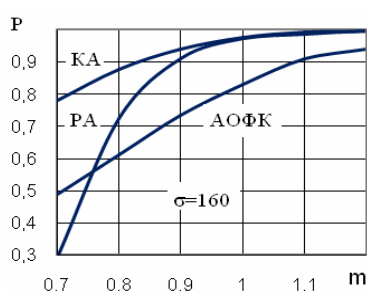


Рис. 5. Зависимость эффективности от m

РА и АОФК существенно уступают КА при изменении контраста изображений, так и сдвига по яркости.

На рис. 6, 7 приведены зависимости эффективности алгоритмов от угла поворота ТИ относительно ЭИ и различия в масштабах в пространственном положении элементов ЭИ и ТИ.

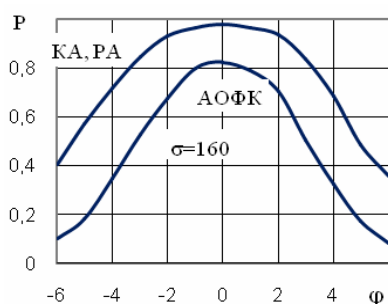


Рис. 6. Зависимость эффективности от угла взаимного поворота ТИ и ЭИ

Быстродействие алгоритмов при обработке изображений указанных размеров для КА, РА и АОФК соответственно составило 57 мс, 30 мс и 45 мс в случае использования компьютера Celeron-630.

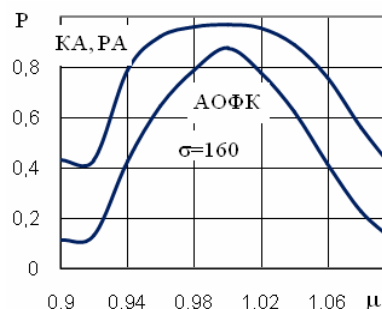


Рис. 7. Зависимость эффективности от μ

В КА использовался обычный одноуровневый алгоритм, а при реализации АОФК использовался алгоритм Radix4, требующий, чтобы размеры сравниваемых изображений были кратны четырем, и обладающий удвоенным быстродействием по сравнению с обычным алгоритмом БПФ.

Чтобы проиллюстрировать возможности повышения быстродействия при использовании БПФ и многоуровневых иерархических алгоритмов, рассмотрим случай обработки ЭИ относительно больших размеров $M_1 = M_2 = 200$. При этом размеры обрабатываемых изображений в АОФК выбирались $P_1 = P_2 = 256$, а быстродействие алгоритмов для различных размеров ТИ представлено в табл. 1.

Таблица 1

ТИ	Быстродействие алгоритма, с				
	АОФК	РА		КА	
		1 ур.	2 ур.	1 ур.	2 ур.
20×20	0,811	0,95	0,036	1,75	0,054
40×40	0,811	3,21	0,086	5,98	0,144
60×60	0,811	5,71	0,155	13,34	0,272
80×80	0,811	16,74	0,311	25,71	0,488
100×100	0,811	27,75	0,572	31,74	0,726

Для КА и РА приведены результаты как одноуровневого, так и двухуровневого вариантов. Во втором случае на первом уровне находится оценка $(\tilde{x}, \tilde{y})$ сдвига изображений, на втором поиск экстремума РФ осуществляется не по всему ЭИ, а на множестве

$$J = [\overline{s(\tilde{x} - c)}], [\overline{s(\tilde{x} + c)}] \times [\overline{s(\tilde{y} - c)}], [\overline{s(\tilde{y} + c)}],$$

где коэффициент c задает размеры подматрицы J ; число s задает размер окна усредняющего фильтра. В рассматриваемом случае были взяты следующие значения параметров: $s = 2$; $c = 2$.

Результаты испытаний алгоритмов по показателю быстродействия показали, что при $P_1 = P_2 = 64$ все они сравнимы по этому параметру, а при $P_1 = P_2 = 256$ АОФК существенно превосходит корреляционные одноуровневые алгоритмы, но не удовлетворяет предъявляемым требованиям. Но двухуровневые КА и РА в случае $N_1 = N_2 \leq 60$ удовлетворяют требованиям по быстродействию.

Выводы

При воздействии геометрических искажений КА и РА оказываются эквивалентными, а АОФК существенно уступает им в эффективности.

При воздействии линейных искажений по яркости наиболее устойчивым оказывается нормированный корреляционный алгоритм.

С точки зрения быстродействия многоуровневые КА и РА превосходят АОФК.

Таким образом, нормированный корреляционный алгоритм оказывается наиболее устойчивым ко всем видам искажений ТИ.

Литература

1. Методы фильтрации сигналов в корреляционно-экстремальных системах навигации / В.К. Баклицкий, А.М. Бочкарев, М.П. Мусьяков / Под ред. В.К. Баклицкого. – М.: Радио и связь, 1986. – 216 с.
2. Андросов В.А., Бойко Ю.В., Бочкарев А.М., Однорог А.П. Совмещение изображений в условиях неопределенности // Зарубежная радиоэлектроника. – 1985. – №4. – С. 54-70.
3. Андреев Г.А., Потапов А.А. Алгоритмы обработки навигационной пространственно-временной информации. Ч. 1 // Зарубежная радиоэлектроника. – 1989. – №3. – С. 3-19.

4. Андреев Г.А., Потапов А.А. Алгоритмы обработки навигационной пространственно-временной информации. Ч. 2 // Зарубежная радиоэлектроника. – 1989. – №4. – С. 3-21.

5. Wong R.Y., Hall E.L. Performance comparison of scene matching techniques // IEEE Trans. on PAMI. – 1979. – V. PAMI-1, №3. – P. 325-330.

6. Benie G.B., Thomson K.P.B. Hierarchical image segmentation using local and adaptive similarity // Int. J. Remote Sens. – 1992. – V.13, N 8. – P. 1559-1570.

7. Гороховатский В.А. Выбор порогов в иерархических статистических алгоритмах анализа изображений // Радиотехника. – 1989. – Вып. 91. – С. 63-68.

8. Гороховатский В.А. Оптимизация иерархических корреляционных алгоритмов анализа изображений // Изв. вузов. Радиоэлектроника. – 1988. – Т. 31, №1. – С. 46-51.

9. Антюфеев В.И., Быков В.Н., Чмилъ В.В. Теоретическая оценка эффективности иерархического корреляционного алгоритма совмещения изображений в корреляционно-экстремальных системах навигации // Радиотехника: Всеукр. межвед. науч.-техн. сб. – Х.: ХНУРЭ, 2005. – Вып. 143. – С. 65-71.

10. Блейхут Р. Быстрые алгоритмы цифровой обработки сигналов. – М.: Мир, 1989.

11. Киричук В.С., Перетягин Г.И. Об установлении сходства фрагментов с эталоном // Автометрия. – 1986. – №4. – С. 83-89.

12. Антюфеев В.И., Бакулин И.Е., Быков В.Н., Гричанюк А.М., Мирошник-Быкова Т.В. Повышение точности местоопределения радиометрических корреляционно-экстремальных систем навигации путем использования методов приближения решающей функции // Радиотехника: Всеукр. межвед. науч.-техн. сб. – Х.: ХНУРЭ, 2002. – Вып. 124. – С. 84-89.

Поступила в редакцию 1.02.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Е.Л. Казаков, Харьковский университет Воздушных Сил им. И. Кожедуба, Харьков.

УДК 629.391

В.В. БАРАННИК¹, С.В. КАРПЕНКО²¹Харьковский университет Воздушных Сил им. И. Кожедуба, Украина²Национальный авиационный университет, УкраинаРЕКУРРЕНТНОЕ ТРЕХМЕРНОЕ ПОЛИАДИЧЕСКОЕ ДЕКОДИРОВАНИЕ
В НАПРАВЛЕНИИ, НАЧИНАЯ С МЛАДШИХ ЭЛЕМЕНТОВ

Излагается восстановление данных на основе рекуррентного трехмерного полиадического декодирования. Проводится оценка времени восстановления данных.

трехмерное полиадическое декодирование, рекуррентное восстановление

Введение

Восстановление информации необходимо для ее анализа и принятия решения, что особенно важно в авиационных системах [1]. Для этого требуется обеспечить взаимоднозначное восстановление в реальном времени. Значит, разработка процессов декодирования, позволяющих дополнительно снизить время обработки без внесения погрешностей, является актуальным научным направлением [2].

Формулирование проблемы. В работах [3, 4] разработано рекуррентное поэлементное восстановление полиадических чисел. Однако такое восстановление имеет недостаток, заключающийся в том, что формирование кода-номера проводится с учетом того, что первый элемент трехмерного полиадического числа (ТПЧ) является старшим элементом. В то же время по условию взаимоднозначного восстановления требуется на приемной стороне сохранить направление обхода элементов трехмерной структуры данных (ТСД) на возможность присвоения им общего кода-номера. Значит, просмотр ТСД будет проводиться, начиная с первого элемента. Однако, восстановить первый элемент можно только в случае полного завершения отбора элементов ТСД.

Поэтому **цель статьи** состоит в разработке восстановления элементов трехмерного полиадического числа за один проход для снижения времени обработки.

Разработка рекуррентного трехмерного полиадического восстановления

Организация однопроходного декодирования состоит в обеспечении возможности восстанавливать элемент ТПЧ по известному на данный момент значению накопленного произведения. Для этого требуется на передающей стороне формировать код-номер $N^{(v)}$ с учетом того, что первый элемент является младшим. Тогда появляется возможность восстанавливать текущий элемент на основе накопленного на данный момент произведения оснований предыдущих допустимых элементов ТПЧ. В случае получения элементов ТПЧ, начиная с младшего элемента с координатами (1;1;1), процесс восстановления состоит в следующем.

1. Для первого элемента ТСД проводится проверка на его принадлежность трехмерному полиадическому числу. Если он является допустимым, то организуется восстановление текущего элемента a_{111} . Чтобы получить выражение, позволяющее восстановить младший элемент ТПЧ, рассмотрим соотношение для значения кода-номера $N^{(v)}$ [3, 4]:

$$N^{(v)} = a_{111} + \sum_{j=1}^{n_{cmo}} \sum_{i=1}^{n_{cmp}} \sum_{z=2}^{n_c} a_{jiz} \prod_{\gamma=1}^{z-1} \psi_{ji\gamma} \times \\ \times \prod_{k=1}^{i-1} \prod_{\gamma=1}^{n_c} \psi_{jk\gamma} \prod_{\eta=1}^{j-1} \prod_{k=1}^{n_{cmp}} \prod_{\gamma=1}^{n_c} \psi_{\eta k\gamma}; \quad (1)$$

Перепишем формулу (1) относительно a_{111} :

$$a_{111} = N^{(v)} - \sum_{j=1}^{n_{cm6}} \sum_{i=1}^{n_{cmp}} \sum_{z=2}^{n_c} a_{jiz} \prod_{\gamma=1}^{z-1} \psi_{ji\gamma} \times \\ \times \prod_{k=1}^{i-1} \prod_{\gamma=1}^{n_c} \psi_{jk\gamma} \prod_{\eta=1}^{j-1} \prod_{k=1}^{n_{cmp}} \prod_{\gamma=1}^{n_c} \psi_{\eta k\gamma}. \quad (2)$$

Поскольку вычитаемая величина в правой части выражения (2) равна

$$\sum_{j=1}^{n_{cm6}} \sum_{i=1}^{n_{cmp}} \sum_{z=2}^{n_c} a_{jiz} \prod_{\gamma=1}^{z-1} \psi_{ji\gamma} \times \\ \times \prod_{k=1}^{i-1} \prod_{\gamma=1}^{n_c} \psi_{jk\gamma} \prod_{\eta=1}^{j-1} \prod_{k=1}^{n_{cmp}} \prod_{\gamma=1}^{n_c} \psi_{\eta k\gamma} = \left[\frac{N^{(v)}}{\psi_{111} \omega_{111}} \right] \psi_{111},$$

то искомая формула примет вид

$$a_{111} = \left[\frac{N^{(v)}}{\omega_{111}} \right] - \left[\frac{N^{(v)}}{\psi_{111} \omega_{111}} \right] \psi_{111};$$

2. Восстановление a_{jiz} по аналогии с получением элемента a_{111} проводится по формулам:

$$a_{jiz} = \left[\frac{N^{(v)}}{\omega_{jiz}} \right] - \left[\frac{N^{(v)}}{\psi_{jiz} \omega_{jiz}} \right] \psi_{jiz}; \quad (3)$$

$$\omega_{jiz} = \prod_{\gamma=1}^{z-1} \psi_{ji\gamma} \prod_{k=1}^{i-1} \prod_{\gamma=1}^{n_c} \psi_{jk\gamma} \prod_{\eta=1}^{j-1} \prod_{k=1}^{n_{cmp}} \prod_{\gamma=1}^{n_c} \psi_{\eta k\gamma}; \quad (4)$$

$$\prod_{\gamma=1}^0 \psi_{ji\gamma} = 1; \prod_{k=1}^0 \prod_{\gamma=1}^{n_c} \psi_{jk\gamma} = 1; \prod_{\eta=1}^0 \prod_{k=1}^{n_{cmp}} \prod_{\gamma=1}^{n_c} \psi_{\eta k\gamma} = 1,$$

где ω_{jiz} – весовой коэффициент элемента a_{jiz} .

Из анализа выражений (3) и (4) видно, что восстановление элементов трехмерного полиадического числа проводится за один проход. По мере того, как добавляется очередной элемент, сразу проводится его восстановление. Для выполнения соотношения (3) на каждом шаге восстановления требуется хранить в памяти только три значения: $N^{(v)}$, $\omega_{j,i,z}$ и ψ_{jiz} . Недостатком такой обработки является необходимость выполнять на каждом шаге обработки две операции деления и округления. Однако, существует возможность уменьшить количество операций деления за счет организации рекуррентного восстанов-

ления. Для этого в выражении (3) введем обозначения $U_{j,i,z-1}$ и $U_{j,i,z}$:

$$U_{j,i,z-1} = \left[\frac{N^{(v)}}{\omega_{jiz}} \right]; \quad U_{jiz} = \left[\frac{N^{(v)}}{\psi_{jiz} \omega_{jiz}} \right]. \quad (5)$$

Согласно выражениям (5) формула (3) примет вид

$$a_{jiz} = U_{j,i,z-1} - U_{j,i,z} \psi_{jiz}; \quad (6)$$

$$U_{1,1,0} = 1; \quad U_{1,1,1} = \psi_{111}.$$

Поскольку весовой коэффициент $\omega_{j,i,z}$ равен произведению $\psi_{j,i,z-1} \omega_{j,i,z-1}$, то величина $U_{j,i,z-1}$ вычисляется по формуле

$$U_{j,i,z-1} = \left[\frac{N^{(v)}}{\omega_{jiz}} \right] = \left[\frac{N^{(v)}}{\psi_{j,i,z-1} \omega_{j,i,z-1}} \right].$$

Анализ последней формулы показывает, что $U_{j,i,z-1}$ зависит от величин, известных на $(j,i,z-1)$ -м шаге обработки. Поэтому величина $U_{j,i,z-1}$ и значение кода-номера $N^{(v)}$ являются на jiz -м шаге восстановления известными. В этом случае суммарное количество операций $\mu_{d_1}^{(r_v)}$ для **рекуррентного восстановления** r_v элементов ТПЧ **в направлении, начиная с младших элементов**, равно:

$$\mu_{d_1}^{(r_v)} = 2r_v \text{ (оп. умножения)} + r_v \text{ (оп. деления)} + \\ r_v \text{ (оп. округления)} + r_v \text{ (оп. вычитания)} + \\ r_v \text{ (оп. сравнения)}. \quad (7)$$

Значит, предложенное рекуррентное восстановление позволяет сократить в два раза количество операций деления и округления. Но при этом для такого варианта восстановления на каждом jiz -м шаге необходимо хранить в памяти значения четырех величин: $N^{(v)}$, $U_{j,i,z-1}$, $\psi_{jiz} \omega_{jiz}$ и ψ_{jiz} , т.е. на одно значение больше, чем в предыдущем случае. Таким значением является величина $U_{j,i,z-1}$.

В то же время анализ выражения (5) показывает, что величины $U_{j,i,z-1}$ и $N^{(v)}$ являются прямопропорциональными. Значит, их можно заменить одной величиной. В качестве такого параметра предлагается использовать остаточное значение $N_{jiz}^{(v)}$ исходного кода-номера $N^{(v)}$ на jiz -шаге обработки. Остаточное значение кода-номера $N^{(v)}$ на jiz -шаге образуется по формуле

$$N_{jiz}^{(v)} = \left[\frac{N_{j,i,z-1}^{(v)}}{\Psi_{j,i,z-1}} \right] = \left[\frac{N^{(v)}}{\Psi_{j,i,z-1} \omega_{j,i,z-1}} \right]. \quad (8)$$

С учетом формирования кода-номера для полиадического числа в направлении, начиная с младших элементов, величина $N_{jiz}^{(v)}$ на основе формулы (1) будет равна

$$\begin{aligned} N_{jiz}^{(v)} = & \left[\frac{N_{j,i,z-1}^{(v)}}{\Psi_{j,i,z-1}} \right] = a_{jiz} + \sum_{\gamma=z+1}^{n_c} a_{ji\gamma} \prod_{\varphi=z}^{\gamma-1} \Psi_{ji\varphi} + \\ & + \sum_{k=i+1}^{n_{cmp}} \sum_{\gamma=1}^{n_c} a_{jk\gamma} \prod_{\varphi=z}^{n_c} \Psi_{ji\varphi} \prod_{\beta=i+1}^{k-1} \prod_{\varphi=1}^{\gamma-1} \Psi_{j\beta\varphi} + \\ & + \sum_{\eta=j+1}^{n_{cm\delta}} \sum_{k=1}^{n_{cmp}} \sum_{\gamma=1}^{n_c} a_{\eta k\gamma} \times \\ & \times \prod_{\varphi=z}^{n_c} \Psi_{ji\varphi} \prod_{\beta=i+1}^{n_{cmp}} \prod_{\varphi=1}^{n_c} \Psi_{j\beta\varphi} \prod_{\alpha=j+1}^{\eta} \prod_{\beta=1}^k \prod_{\varphi=1}^{\gamma-1} \Psi_{\alpha\beta\varphi}. \end{aligned} \quad (9)$$

Согласно выражению (9) остаточное значение кода-номера $N_{jiz}^{(v)}$ на каждом шаге декодирования можно разбить на две составляющие. Первая составляющая содержит элемент a_{jiz} , а вторая – содержит сомножитель, кратный значению основания jiz -го элемента Ψ_{jiz} . Кроме того, с учетом формул (5) и (8), получим $U_{j,i,z-1} = N_{jiz}^{(v)}$. Выразим теперь величину U_{jiz} через $N_{jiz}^{(v)}$:

$$\begin{aligned} U_{jiz} = & \left[\frac{N_{jiz}^{(v)}}{\Psi_{jiz}} \right] = a_{j,i,z+1} + \sum_{\gamma=z+2}^{n_c} a_{ji\gamma} \prod_{\varphi=z+1}^{\gamma-1} \Psi_{ji\varphi} + \\ & + \sum_{k=i+1}^{n_{cmp}} \sum_{\gamma=1}^{n_c} a_{jk\gamma} \prod_{\varphi=z+1}^{n_c} \Psi_{ji\varphi} \prod_{\beta=i+1}^{k-1} \prod_{\varphi=1}^{\gamma-1} \Psi_{j\beta\varphi} + \\ & + \sum_{\eta=j+1}^{n_{cm\delta}} \sum_{k=1}^{n_{cmp}} \sum_{\gamma=1}^{n_c} a_{\eta k\gamma} \times \\ & \times \prod_{\varphi=z+1}^{n_c} \Psi_{ji\varphi} \prod_{\beta=i+1}^{n_{cmp}} \prod_{\varphi=1}^{n_c} \Psi_{j\beta\varphi} \prod_{\alpha=j+1}^{\eta} \prod_{\beta=1}^k \prod_{\varphi=1}^{\gamma-1} \Psi_{\alpha\beta\varphi}. \end{aligned} \quad (10)$$

Сравнив выражения (5) и (10), получим, что

$$\left[\frac{N^{(v)}}{\Psi_{jiz} \omega_{jiz}} \right] = \left[\frac{[N^{(v)} / \omega_{jiz}]}{\Psi_{jiz}} \right] = \left[\frac{U_{j,i,z-1}}{\Psi_{jiz}} \right].$$

В этом случае выражение (3) примет вид

$$a_{jiz} = U_{j,i,z-1} - \left[\frac{U_{j,i,z-1}}{\Psi_{jiz}} \right] \Psi_{jiz}. \quad (11)$$

Анализ полученного выражения показывает, что для восстановления элемента a_{jiz} необходимо выполнить такое же количество операций, как на основе выражения (6), но требуется хранить три величины $U_{j,i,z-1}$, Ψ_{jiz} и $\Psi_{jiz} \omega_{jiz}$, т.е. на одну величину меньше. Согласно формулы (7) максимальное суммарное количество операций $\mu_{d_2}^{(max)}$ на восстановление $n_{cm\delta} n_{cmp} n_c$ элементов трехмерной структуры данных равно

$$\begin{aligned} \mu_{d_2}^{(max)} = & 2 n_{cm\delta} n_{cmp} n_c \text{ (оп. умножения)} + \\ & + n_{cm\delta} n_{cmp} n_c \text{ (оп. деления)} + \\ & + n_{cm\delta} n_{cmp} n_c \text{ (оп. округления)} + \\ & + n_{cm\delta} n_{cmp} n_c \text{ (оп. вычитания)} + \\ & + n_{cm\delta} n_{cmp} n_c \text{ (оп. сравнения)}. \end{aligned} \quad (12)$$

Время восстановления $T_{d_2}^{(max)}$ кадра изображения с размерами $Z_{cmp} \times Z_{cm\delta}$ равно:

$$T_{d_2}^{(max)} = Z_{cmp} \times Z_{cm\delta} t_{d_2}^{(max)} / n^3, \quad (13)$$

где $t_{d_2}^{(\max)}$ – временные затраты на восстановление трехмерной структуры данных.

Зависимость величины $T_{d_2}^{(\max)}$ от n для $U_{mn} = 10^{-10}$ (м.о./с), полученная на основе соотношений (12) и (13), приведена в табл. 1.

Таблица 1

Зависимость времени $T_{d_2}^{(\max)}$ от размера кадра и объема ТСД

Размер кадра	Объем ТСД	$T_{d_2}^{(\max)}$
1024×1024	64	8×10^{-4} , сек.
	512	$7,9 \times 10^{-4}$, сек.
3000×2000	64	$4,6 \times 10^{-3}$, сек.
	512	$4,5 \times 10^{-3}$, сек.
7000×5000	64	$2,6 \times 10^{-2}$, сек.
	512	$2,66 \times 10^{-2}$, сек.

Анализ данных, представленных в табл. 1, показывает, что суммарное время восстановления трехмерной структуры данных для рекуррентного восстановления в направлении, начиная с младших элементов (при трех параметрах) снижается относительно рекуррентной обработки в направлении, начиная со старших элементов в среднем в 1,37 раз. Такой выигрыш по времени восстановления достигается в результате сокращения в 2 раза количества операций умножения.

Заключение

Таким образом, можно сделать выводы:

1. Разработано рекуррентное трехмерное полиадическое декодирование в направлении, начиная с младших элементов.

2. Отличительной особенностью разработанного восстановления является то, что:

– для снижения времени обработки получение элементов трехмерного полиадического числа (ТПЧ) организовывается за один проход;

– на каждом шаге восстановления требуется хранить в памяти только три значения: $U_{j,i,z-1}$, Ψ_{jiz} и $\Psi_{jiz} \omega_{jiz}$. Предложенное рекуррентное восстановление позволяет дополнительно сократить в два раза количество операций деления и округления.

2. Суммарное время восстановления трехмерной структуры данных для разработанного декодирования снижается относительно рекуррентной обработки в направлении, начиная со старших элементов в среднем в 1,37 раз.

Литература

1. Асташкин А.А. Космические системы, аппараты и приборы для решения задач природопользования и экономического контроля. – М.: ВИНТИ, 1991. – 142 с.
2. Ватолин В.И., Ратушняк А., Смирнов М., Юкин В. Методы сжатия данных. Устройство архиваторов, сжатие изображений и видео. – М.: ДИАЛОГ – МИФИ, 2002. – 384 с.
3. Баранник В.В., Королева Н.А. Иерархически-последовательная организация восстановления изображений // Радиоэлектроника и информатика. – 2002. – №1(18). – С. 77-81.
4. Королев А.В., Баранник В.В., Гиневский А.М. Иерархически-конвейерная организация восстановления изображений // Збірник наукових праць ІПМЕ НАНУ. – К.: ІПМЕ НАНУ, 2002. – Вип. 15. – С. 27-33.

Поступила в редакцию 17.01.2008

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

УДК 533.27:519.63

К.П. КОРОБЧИНСКИЙ, Ю.А. СКОБ, М.Л. УГРЮМОВ, В.В. ШЕНЦОВ

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

ЧИСЛЕННАЯ ОЦЕНКА ПОСЛЕДСТВИЙ ВЗРЫВА ВОДОРОДА В АТМОСФЕРЕ

Выполнено численное моделирование взрыва облака газообразного водорода, образовавшегося в результате мгновенного разрушения баллонов высокого давления на заправочной станции. Проведен анализ различных способов защиты зданий окружающей застройки от разрушительного воздействия ударной взрывной волны. Выработаны рекомендации по выбору размеров зоны отчуждения вокруг заправочной станции.

моделирование, смешение газов, взрыв, химическое взаимодействие, атмосфера

Введение

Водород получает все более широкое применение в качестве рабочего тела в производственных циклах на предприятиях авиационно-космической промышленности, а также на авиационном транспорте в качестве альтернативного топлива, безвредного для окружающей среды. Однако такие характеристики водорода, как низкая плотность, высокая энергия сгорания, быстрый переход от горения к детонации создают проблемы безопасного хранения, доставки водородного топлива, размещения раздаточных объектов по отношению к окружающим конструкциям. Нарушение герметичности оборудования, разрушение емкостей хранения водорода, сжатого под высоким давлением, приводят к выбросу его в атмосферу, формированию взрывоопасной смеси с воздухом. В результате этого возникает реальная угроза воспламенения водородно-воздушной смеси, детонационного взрыва, и, как следствие, значительного материального ущерба и человеческих жертв.

Взрыв водорода сопровождается возникновением области с высокими значениями температуры и давления. Первый фактор приводит к возгораниям и пожарам, а второй – к появлению мощной ударной волны, которая с большой скоростью распространяется от эпицентра взрыва, разрушая окружающие

производственные и жилые постройки. Широкомасштабный физический эксперимент, моделирующий вышеперечисленные газодинамические явления, является дорогостоящим мероприятием, трудно переносимым на реальные условия промышленного предприятия. Поэтому целесообразно заменить физический эксперимент численным. Для прогнозирования нагрузок на конструкции, возникающих при взрыве, обычно определяют избыточное давление и импульс ударной волны на основе полуэмпирических уравнений регрессии [1 – 3]. Однако, используемые при этом экспериментальные данные, как правило, получены в открытом пространстве без учета сложного рельефа местности. Существующие в настоящее время методы численного моделирования перехода горения в детонацию, например [4], разработаны для модельных задач. Поэтому проблема создания математической модели, адекватно описывающей нестационарные процессы формирования взрывоопасных газовых смесей в трехмерном пространстве, их взрыва, с учетом химического взаимодействия компонент смесей, и дальнейшего рассеяния продуктов сгорания в атмосфере является актуальной. Компьютерная система, которая реализует данную математическую модель, позволит анализировать и прогнозировать трехмерные поля концентрации взрывоопасной примеси, термодинамические параметры смеси во времени (до и после

взрыва) и пространстве, оценивать возможные разрушения окружающих конструкций в результате воздействия взрывной ударной волны.

1. Математическая модель течения

Наиболее полное описание физических процессов формирования взрывоопасных газовых смесей в атмосфере и их горения возможно только с использованием системы нестационарных уравнений Навье-Стокса для сжимаемого газа [5]. Однако недостаточная мощность современных компьютеров, сложности в подборе адекватной модели турбулентности не позволяют эффективно осуществлять прямое численное решение этих уравнений. Поэтому существует необходимость построения новых, упрощенных моделей и расчетных схем для численного моделирования такого рода течений. В работе [6] в результате структурного анализа течения и декомпозиции полной математической модели газодинамического процесса принято в качестве предположения допущение о том, что основное влияние на процесс оказывает конвективный обмен массой, импульсом и энергией. Таким образом, для описания процессов нестационарного трехмерного смешения двухкомпонентного газа в рассматриваемом случае достаточно использовать усеченные уравнения Навье-Стокса, полученные путем отбрасывания вязких членов (приближение Эйлера с использованием источников членов) [6, 7]. Система уравнений дополняется законом переноса компоненты смеси (горючий газ, продукты сгорания) с учетом скорости диффузии (коэффициент турбулентной диффузии ϑ_D определялся по методике, предложенной М.Е. Берляндом [8]) и замыкается уравнением состояния смеси.

Целью данной работы является использование построенной математической модели [6] для адекватного описания нестационарных процессов формирования взрывоопасных водородо-воздушных смесей в

трехмерном пространстве, их взрыва (с учетом химического взаимодействия компонент смесей) и численной оценки воздействия взрывной ударной волны на окружающие конструкции (рис. 1).

При постановке граничных условий полагается, что расходная составляющая скорости не превосходит скорость звука. Набегающий поток на входе определяется величинами полной энтальпии, энтропийной функции, направлением вектора скорости потока и относительной массовой плотностью примеси $Q \leq 1$.

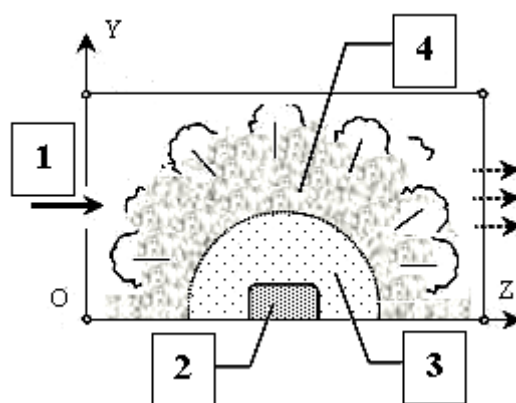


Рис. 1. Расчетная схема взрыва газового облака:
1 – воздух; 2 – сжатый газ; 3 – горючая смесь;
4 – продукты сгорания

Параметры потока на входе определяются из равенств (3, 4) с учетом заданных $\alpha_x, \alpha_y, \alpha_z$ с привлечением соотношения для “левого” инварианта Римана [9]. На непроницаемых участках, ограничивающих расчетную область поверхностями, выполняются условия «непротекания»: $q_n = 0$, где $\vec{n}$ – вектор нормали к рассматриваемой границе. Граничные условия на выходе будем задавать на поверхностях тех граней конечно-разностных ячеек, которые примыкают к границам расчетной области и через которые предполагается вытекание или втекание смеси. В выходных областях, кроме атмосферного давления P_A , задаваемого либо взятого из эксперимента, использовались соотношения для “правого” инварианта Римана [9].

В начальный момент времени во всех «газообразных» ячейках расчетной области принимаются параметры окружающей среды. В ячейках, занимаемых облаком газообразной примеси, которое образовалось в результате мгновенного выброса, относительная массовая концентрация примеси принимается равной $Q=1$ (100%). В ячейках с испарением или истечением газа задается закон изменения расхода примеси.

2. Модель взрыва смеси газов

В соответствии с предложенной моделью взрыва [7] предполагается, что взрыв происходит мгновенно, горение происходит в постоянном объеме, занимаемом взрывоопасной смесью с концентрацией горючего в пределах воспламеняемости. После взрыва в локализованном объеме газодинамические параметры двухкомпонентной смеси (воздух и горючее) изменялись на газодинамические параметры трехкомпонентной смеси (воздух, продукты сгорания и остаток горючего).

Общая масса горючей смеси m включает массы окислителя m' , горючего, участвующего m'' и не участвующего m_0'' в горении. Отсюда масса окислителя в смеси равна:

$$m' = m - m'' - m_0'' . \quad (1)$$

Массовые концентрации соответствующих компонент смеси, осредненные по объему расчетной области, позволяют определить коэффициент избытка воздуха α в смеси:

$$\alpha = \frac{m'}{\vartheta_0 m''} = \frac{1 - Q'' - Q_0''}{\vartheta_0 Q''} , \quad (2)$$

где $\vartheta_0 = \frac{m'_{th}}{m''}$ – стехиометрическое число, m'_{th} – масса воздуха, теоретически необходимая для полного сгорания 1 кг топлива.

Задаем нижнюю теплоту сгорания горючей примеси H_u из таблиц теплофизических свойств ве-

ществ. Молярная масса μ_{np} и коэффициент адиабаты k_{np} продуктов сгорания определяются на основе гипотезы обратимости реализующихся химических реакций.

В случае, когда $\alpha \geq 1$, теплофизические свойства газовой смеси после взрыва определяются по формулам:

$$\mu = \frac{1}{\frac{1 - (\vartheta_0 + 1)Q'' - Q_0''}{\mu'} + \frac{(\vartheta_0 + 1)Q'' + Q_0''}{\mu_{np}} + \frac{Q_0''}{\mu''}} , \quad (3)$$

$$C_p = [1 - (\vartheta_0 + 1)Q'' - Q_0'']C'_p + (\vartheta_0 + 1)Q''C_p^{np} + Q_0''C_p'' , \quad (4)$$

$$C_v = [1 - (\vartheta_0 + 1)Q'' - Q_0'']C'_v + (\vartheta_0 + 1)Q''C_v^{np} + Q_0''C_v'' \quad (5)$$

$$k = \frac{C_p}{C_v} . \quad (6)$$

В случае, когда $\alpha < 1$, теплофизические свойства газовой смеси после взрыва определяются по формулам:

$$\mu = \frac{\vartheta_0}{\frac{(1 + \vartheta_0)Q'}{\mu_{np}} + \frac{\vartheta_0 - (1 + \vartheta_0)Q'}{\mu''}} , \quad (7)$$

$$C_p = (1 - Q_{np})C_p'' + Q_{np}C_p^{np} , \quad (8)$$

$$C_v = (1 - Q_{np})C_v'' + Q_{np}C_v^{np} , \quad (9)$$

$$k = \frac{C_p}{C_v} . \quad (10)$$

В обоих случаях газодинамические параметры смеси (давление, температура, плотность) равны:

$$P = \frac{H_u m''_{th} (k - 1)}{V} + P_a = \frac{H_u (1 - Q'' - Q_0'') m'' (k - 1)}{\vartheta_0 Q'' V} + P_a , \quad (11)$$

$$T = \frac{PV\mu}{mR_{yH}} ; \quad (12)$$

$$\rho = \frac{m}{V} . \quad (13)$$

В момент взрыва в объеме, занимаемом взрыво-

опасной смесью, газодинамические параметры смеси воздуха и горючего мгновенно изменялись на газодинамические параметры смеси воздуха, продуктов сгорания и остатков горючего. В дальнейшем эта трехкомпонентная смесь продолжает движение в расчетной области. В результате ударная волна распространяется от эпицентра взрыва, воздействуя на конструкции окружающей застройки. Если максимальная амплитуда возникающего перепада давления превышает предельно допустимые нормы, то можно сделать вывод о возможных разрушениях.

3. Алгоритм численного решения

Законы сохранения массы, импульса, энергии и переноса каждой компоненты смеси в интегральной форме для каждой расчетной ячейки численно решались с использованием схемы распада произвольного разрыва (метод С.К. Годунова [9]), которая обеспечивает построение разрывных решений без выделения разрывов. Совокупность газодинамических параметров во всех ячейках в момент времени t^n представляет собой известное решение на временном слое с индексом n . Параметры в следующий момент времени $t^{n+1} = t^n + \tau$ рассчитывались посредством применения явных конечно-разностных аппроксимаций. Устойчивость конечно-разностной схемы обеспечивается за счет выбора величины шага по времени τ .

Математическая модель газодинамического процесса взрыва газовых облаков в атмосфере была верифицирована сопоставлением результатов численного моделирования с экспериментальными данными взрывов облака стехиометрической пропановоздушной смеси [2], а также водородовоздушной смеси [10]. Результаты расчетов с приемлемой точностью согласуются с экспериментальными данными, что позволяет использовать математическую модель для решения поставленной задачи.

4. Расчет взрыва облака водорода

Рассматривается станция заправки транспортных средств водородным топливом. Раздаточная станция имеет криогенную цистерну с жидким водородом ($5,7 \text{ м}^3$). Цистерна питает три пакета баллонов (по 12 баллонов в каждом блоке) высокого давления общим объемом $18,4 \text{ м}^3$, в которых хранится газообразный водород при температуре окружающей среды.

При работе заправочной станции возможны аварийные ситуации, вызванные утечкой газообразного водорода различной интенсивности из неисправного оборудования, проливом жидкого водорода из цистерны, выбросом газообразного водорода в результате разрушения баллонов высокого давления. Все эти аварии приводят к формированию взрывоопасного облака водородно-воздушной смеси и его рассеянию в атмосфере под воздействием ветра. Одним из наиболее опасных сценариев с точки зрения потенциальных катастрофических последствий, угрожающих оборудованию станции, персоналу и населению близлежащих жилых построек [11] является детонационный взрыв водородно-воздушной смеси в результате выброса в атмосферу всего объема сжатого газообразного водорода из баллонов высокого давления.

В данной работе моделировался взрыв водородно-воздушной смеси на описанной ранее заправочной станции. Предполагалось, что облако взрывоопасной смеси сформировалось в результате выброса всего объема сжатого газообразного водорода из баллонов раздачи и дальнейшего его рассеяния в потоке набегающего со скоростью 10 м/с воздуха. В качестве начальных условий были приняты следующие параметры облака: объем 798 м^3 , масса водорода в облаке $687,4 \text{ кг}$, массовая концентрация водорода 100% , давление $1031371,3 \text{ Па}$, температура 288 К . Предполагалось, что рассеяние облака происходило в течение $0,06 \text{ с}$ после мгновенного разрушения баллонов (физический взрыв). После этого, в результате внешнего воздействия, происходил дето-

национный взрыв образовавшейся водородно-воздушной смеси (химический взрыв). Химический взрыв сопровождается появлением продуктов сгорания и ударной волны, которая оказывает воздействие на хозяйственные и жилые постройки. План местности с застройкой представлен на рис. 2. Высота застройки составляла 5–12 м. Варьировалось местоположение заправочной станции (позиции А и

В на рис. 2) по отношению к застройке, а также средств защиты зданий (обвалование, отбойная стена) от разрушительного воздействия ударной взрывной волны.

Изменение давления во времени контролировалось в эпицентре взрыва и в характерной точке на стене здания у земли (позиции А, В и С на рис. 2, соответственно).

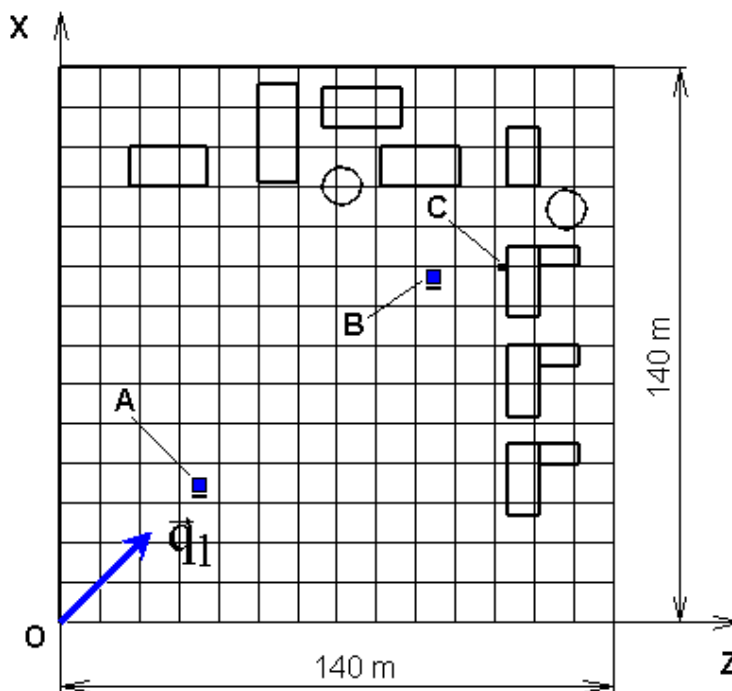


Рис. 2. План местности с застройкой (А, В – возможные местоположения заправочной станции; С – точка контроля давления на стене здания)

4.1. Взрыв облака водорода вблизи застройки.

Рассматривался случай расположения заправочной станции в непосредственной близости от зданий застройки (позиция В на рис. 2). Никаких средств защиты застройки от разрушительного воздействия ударной волны от взрыва облака не применялось. Распределение объемной концентрации водорода в смеси с воздухом представлено на рис. 3. Очевидно, что радиус полусферической зоны детонационного горения составляет примерно 25 м и превосходит максимальную высоту застройки.

Распределение давления в плоскостях XOZ у земли и YOZ в момент времени, когда давление в контрольной точке С достигло максимального значения, представлено на рис. 4. Анализ данных пока-

зывает, что давление во фронте ударной волны в угловых зонах у оснований зданий выше примерно в два раза, чем в открытом пространстве.

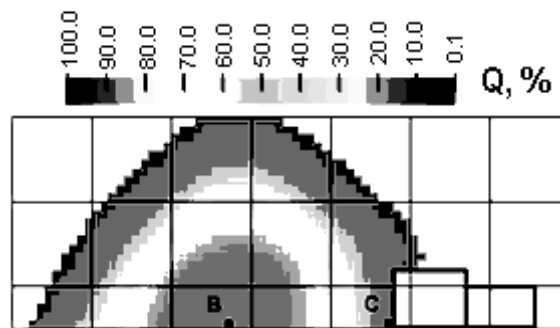


Рис. 3. Распределение объемной концентрации водорода в смеси с воздухом (В – эпицентр взрыва, С – точка контроля давления на стене здания) в плоскости YOZ

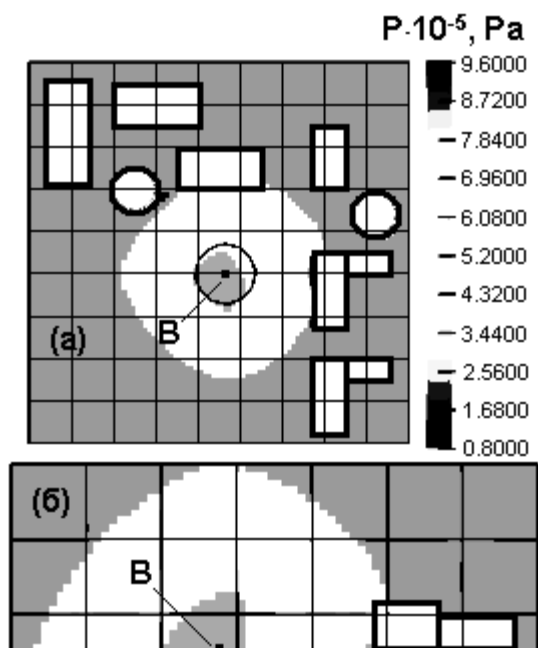


Рис. 4. Распределение давления в плоскостях: XOZ у земли (а), YOZ (б)

Изменение во времени давления в контрольной точке С представлено на рис. 5. Максимальный пик давления соответствует моменту времени прохождения ударной волны – результата химического взрыва. Постепенно со временем после взрыва амплитуда ударной волны быстро затухает (рис. 5).

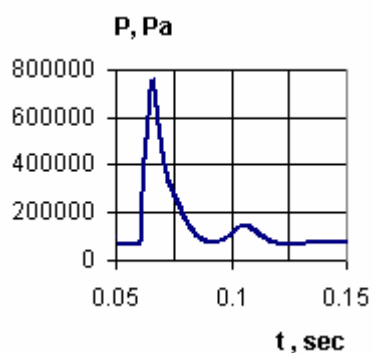


Рис. 5. Изменение во времени давления в точке С

4.2. Взрыв облака водорода на удалении от застройки. Рассматривался случай расположения заправочной станции на удалении от зданий застройки (позиция А на рис. 2). Расстояние от заправочной станции до ближайших зданий выбиралось на основе рекомендаций [11]. Никаких средств для защиты застройки от разрушительного воздействия ударной

волны от взрыва облака не применялось. Анализ распределения объемной концентрации водорода в смеси с воздухом показал, что размер и форма зоны детонационного горения аналогичны случаю с ближней застройкой (рис. 3).

Распределение давления в плоскостях XOZ у земли и YOZ в момент времени, когда давление в контрольной точке С достигло максимального значения, представлено на рис. 6.

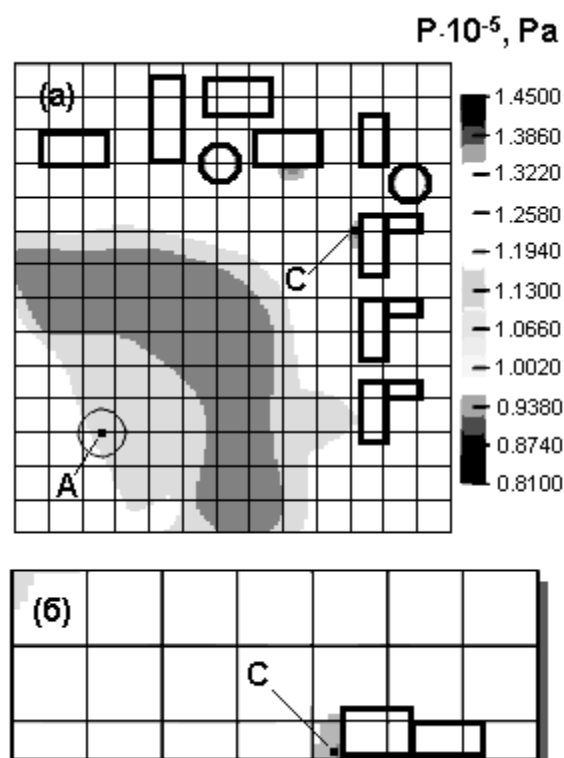


Рис. 6. Распределение давления в плоскостях: а – XOZ у земли, б – YOZ

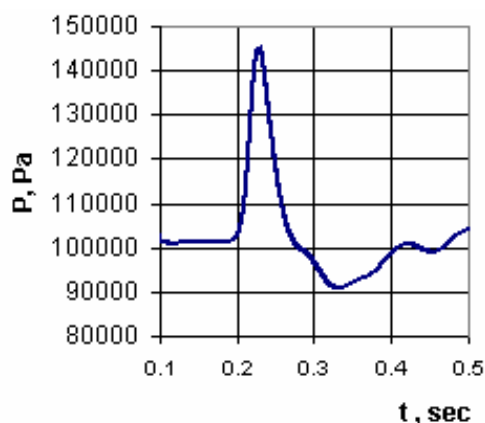


Рис. 7. Изменение во времени давления в точке С

Изменение во времени давления в контрольной точке С представлено на рис. 8. Форма кривой соответствует классическому убыванию давления при воздействии ударной волны, возникающей в результате взрыва газовой смеси. Следует отметить, что удаление эпицентра взрыва от застройки приводит к существенному снижению давления (примерно в 5 раз) на стены зданий застройки (рис. 5, 7).

4.3. Взрыв облака водорода на удалении от застройки с полным обвалованием. Рассматривался аналогичный п. 4.2 случай удаленного расположения станции от застройки (позиция А на рис. 2). Для защиты застройки от разрушительного воздействия ударной волны от взрыва облака применялась обвалование эпицентра взрыва высотой 7 м (рис. 8, 9, а). Анализ распределения объемной концентрации водорода в смеси с воздухом показал, что размеры и форма зоны детонационного горения изменились вследствие сложного рельефа обвалования (рис. 8).

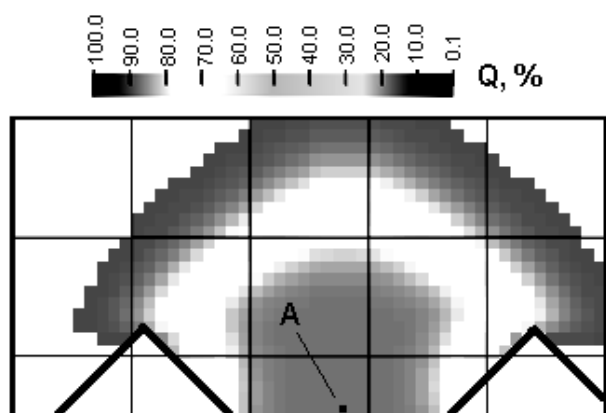


Рис. 8. Распределение объемной концентрации водорода в смеси с воздухом (В – эпицентр взрыва, С – точка контроля давления на стене здания) в плоскости YOZ

Распределение давления в плоскостях XOZ у земли и YOZ в момент времени, когда давление в контрольной точке С достигло максимального значения, представлено на рис. 9. Поле давления в расчетной области изменилось несущественно по сравнению с результатами расчетов, описанных в п. 4.2 для случая удаленного взрыва без обвалования.

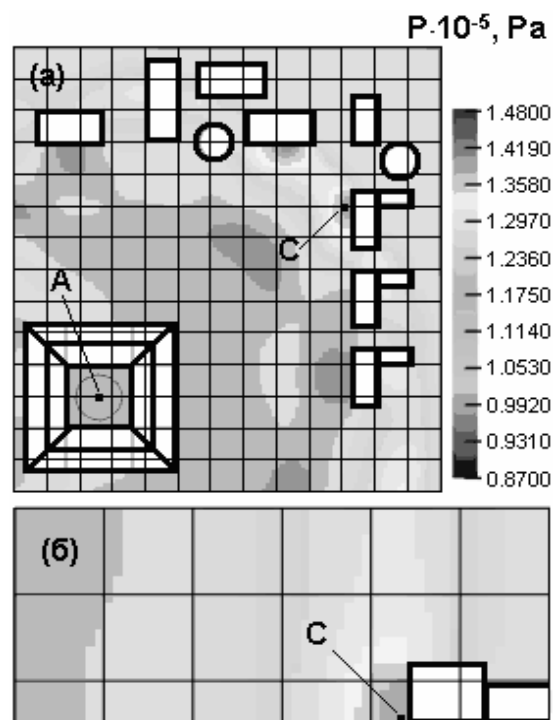


Рис. 9. Распределение давления в плоскостях: а – XOZ у земли, б – YOZ

4.4. Взрыв облака водорода на удалении от застройки с частичным обвалованием. Рассматривался аналогичный п. 4.3 случай удаленного расположения станции от застройки (позиция А на рис. 2). Для защиты застройки от разрушительного воздействия ударной волны от взрыва облака применялась частичное северо-восточное обвалование эпицентра взрыва высотой 7 м (рис. 10, 11, а). Анализ распределения объемной концентрации водорода в смеси с воздухом показал, что размеры и форма зоны детонационного горения несколько изменились в соответствии с формой обвалования (рис. 10).

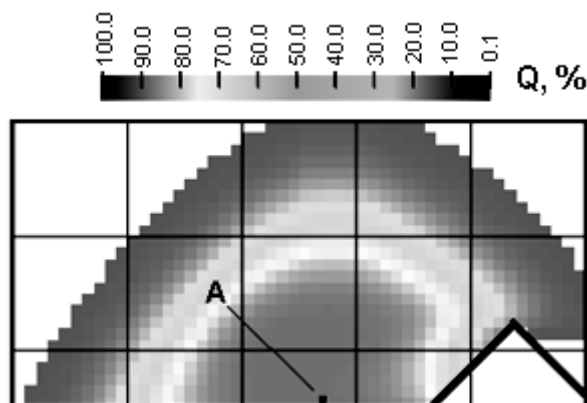


Рис. 10. Распределение объемной концентрации водорода в смеси с воздухом

Распределение давления в плоскостях XOZ у земли и YOZ в момент времени, когда давление в контрольной точке С достигло максимального значения, представлено на рис. 11. Анализ данных показывает, что частичное обвалование (по сравнению с полным обвалованием) практически не изменило характер распределения давления на местности.

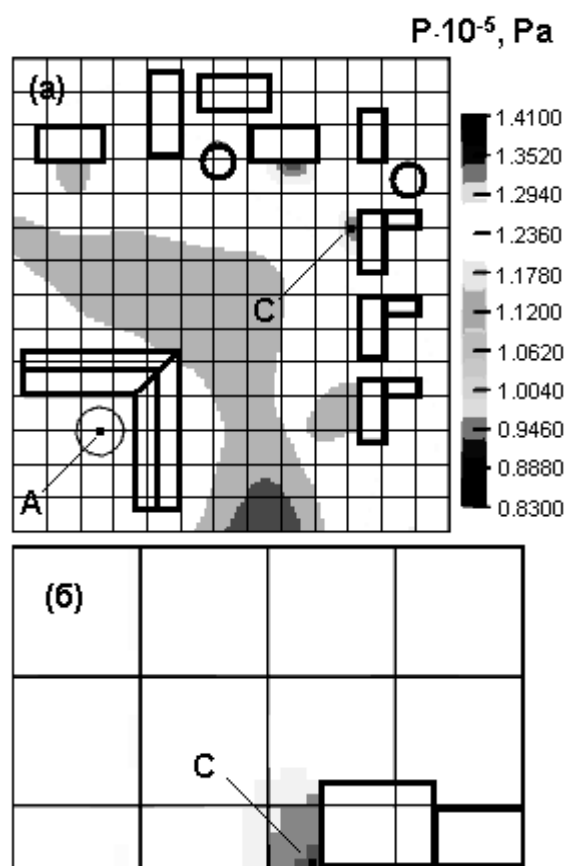


Рис. 11. Распределение давления в плоскостях: а – XOZ у земли, б – YOZ

4.5. Удаленный взрыв частичным повышенным обвалованием. Рассматривался аналогичный п. 4.4 случай удаленного расположения станции от застройки (позиция А на рис. 2). Для защиты застройки от разрушительного воздействия ударной волны от взрыва облака применялась частичное северо-восточное обвалование эпицентра взрыва высотой 13 м (рис. 12, а), которое располагалось на 12 м дальше от эпицентра взрыва, чем в случае п. 4.4. Анализ распределения объемной концентрации водорода в смеси с воздухом показал, что размеры и

форма зоны детонационного горения близки случаю без обвалования (рис. 4).

Распределение давления в плоскостях XOZ у земли и YOZ в момент времени, когда давление в контрольной точке С достигло максимального значения, представлено на рис. 12. Анализ данных показывает, что увеличение высоты обвалования рассматриваемой формы позволяет незначительно снизить нагрузку на стены зданий (рис. 12, б).

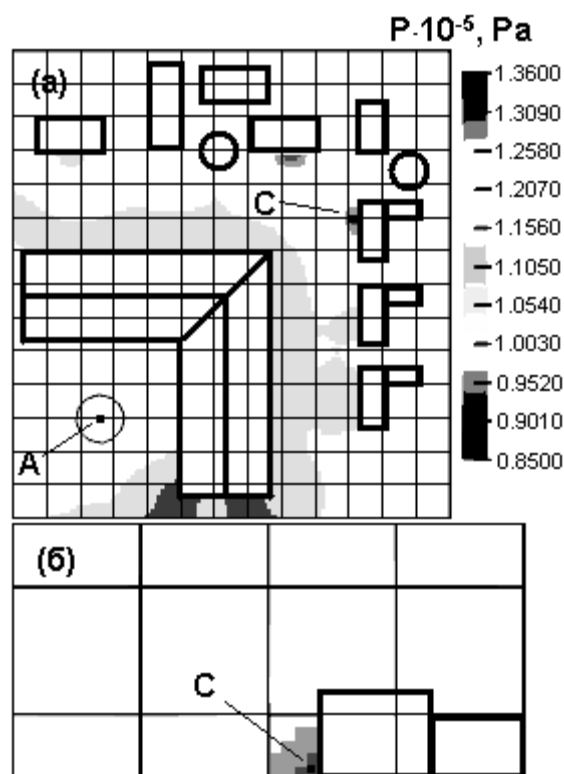


Рис. 12. Распределение давления в плоскостях: а – XOZ у земли, б – YOZ

4.6. Удаленный взрыв облака водорода с отбойной стеной у застройки. Рассматривался аналогичный п. 4.2 случай удаленного расположения заправочной станции от застройки (позиция А на рис. 2). Для защиты застройки от разрушительного воздействия взрывной ударной волны применялась отбойная стена высотой 8 м и толщиной 3 м в непосредственной близости от зданий (рис. 13, а).

Распределение давления в плоскостях XOZ у земли и YOZ в момент времени, когда давление в

контрольной точке С достигло максимального значения, представлено на рис. 14. Анализ данных показывает, что постановка отбойной стены приводит к снижению давления в контрольной точке примерно на 10% по сравнению со случаем без защитных сооружений (рис. 6, б, 13).

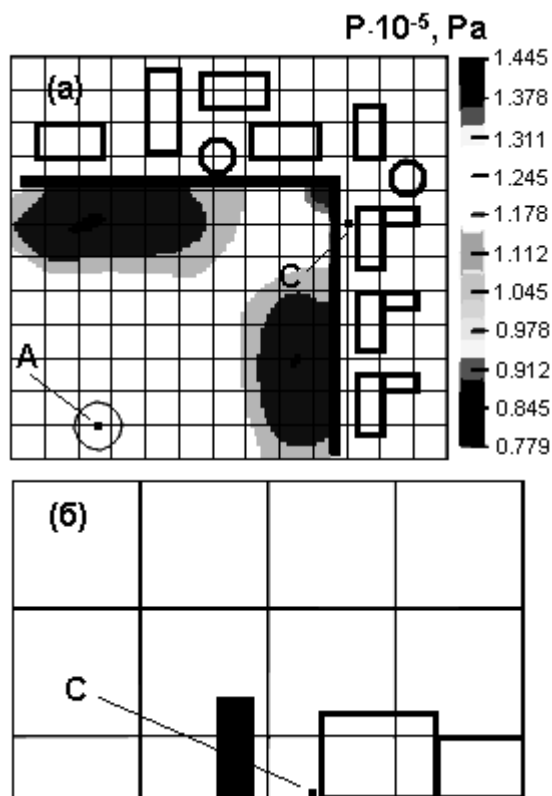


Рис. 13. Распределение давления в плоскостях: а – XOZ у земли, б – YOZ

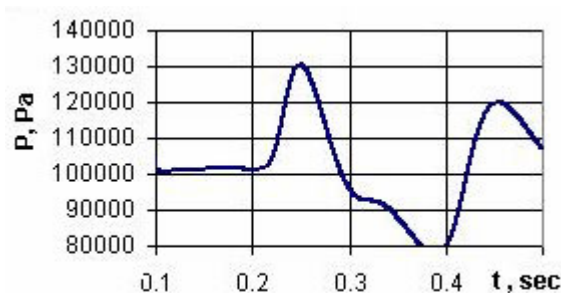


Рис. 14. Изменение давления в точке С

Следует отметить, что все рассмотренные виды защитных сооружений не позволили снизить максимальное избыточное давление в контрольной точке на стене здания до безопасного уровня.

Заключение

Разработана математическая модель газодинамических процессов формирования двухкомпонентной взрывоопасной газовой смеси, ее взрыва и рассеяния продуктов сгорания в атмосфере. Конечно-разностная схема развита для случая трехмерной системы уравнений движения газовой динамики, дополненной законами сохранения массы газовой примеси и продуктов сгорания. Разработан алгоритм расчета теплофизических параметров смеси газов, образующихся в результате мгновенного взрыва с учетом химического взаимодействия. Рассмотрен алгоритм численного решения полученной разностной схемы на основе метода С.К. Годунова. Разработана компьютерная система, моделирующая взрывы обогащенных и обедненных взрывоопасных газовых смесей в атмосфере. Верификация математической модели показала приемлемую ее точность в сравнении с известными экспериментальными данными, что позволяет использовать ее для моделирования последствий возможных аварий на промышленных объектах хранения водорода.

Выполнено численное моделирование взрыва облака газообразного водорода, образовавшегося в результате мгновенного разрушения баллонов высокого давления на заправочной станции.

Проведен анализ различных способов защиты зданий окружающей застройки от разрушительного воздействия ударной взрывной волны.

Показано, что рассмотренные виды защитных сооружений (частичное или полное обвалование эпицентра взрыва, отбойная стена у зданий застройки) оказывают влияние на распределение давления в расчетной области, но не позволяют снизить максимальное избыточное давление на стенах зданий застройки до безопасного уровня.

В качестве наиболее эффективных средств защиты сооружений от воздействия взрывной ударной волны могут быть рекомендованы использование отбойных стен в непосредственной близости от за-

стройки и удаление взрывоопасных объектов от зданий. При выборе размеров зон отчуждения следует учитывать трехмерный характер ударной волны с учетом существенного увеличения амплитуды избыточного давления вблизи зданий.

Выполнено численное моделирование взрыва облака газообразного водорода. Полученные результаты расчетов качественно отвечают ожидаемой физической картине и количественно могут быть использованы для прогноза возможных разрушений близлежащих строений.

Литература

1. Взрывные явления. Оценки и последствия: В 2-х кн. Пер. с англ. / У.Бейкер и др.; под ред. Я.Б. Зельдовича, Б.Е. Гельфанда. – М.: Мир, 1986. – 319 с.
2. Когарко С.М., Адушкин В.В., Лямин А.Г. Исследование сферической детонации газовых смесей // Научно-технические проблемы горения. – 1965. – № 2. – С. 22-34.
3. Борисов А.А., Гельфанд Б.Е., Цыганов С.А. О моделировании волн давления, образующихся при детонации и горении газовых смесей // Физика горения и взрыва. – 1985. – № 2. – С. 163-165.
4. Парр-Сантос М.Т., Кастро-Руис Ф., Мендес-Буено Ц. Численное моделирование перехода горения в детонацию // Физика горения и взрыва. – 2005. – Т. 41, № 2. – С. 108-115.
5. Шенг Дж. С. Обзор численных методов решения уравнений Навье-Стокса для течений сжимаемого газа // Аэрокосмическая техника. – 1986. – № 2. – С. 65-92.
6. Скоб Ю.А. Численное моделирование взрывов газо-воздушных смесей в атмосфере // Авиационно-космическая техника и технология. – 2007. – № 3 (39). – С. 72-78.
7. Numerical Modeling of Hydrogen Release, Mixture and Dispersion in Atmosphere / E.A. Granovski, V.A. Lyfar, Yu.A. Skob, M.L. Ugryumov // Abstracts Book and CD-ROM Proceedings of the 1-st International Conference on Hydrogen Safety. – Pisa (Italy). – 2005. – 10 p. (ICHS Paper No. 110021).
8. Берлянд М.Е. Современные проблемы атмосферной диффузии и загрязнения атмосферы. – Л.: Гидрометеиздат, 1975. – 448 с.
9. Численное решение многомерных задач газовой динамики / С.К. Годунов, А.В. Забродин, М.Я. Иванов, А.Н. Крайко, Г.П. Прокопов. – М.: Наука, Гл. ред. физ.-мат. лит.-ры, 1976. – 400 с.
10. Computational Modeling of Pressure Effects from Hydrogen Explosions / E.A. Granovski, V.A. Lyfar, Yu.A. Skob, M.L. Ugryumov // Abstracts Book and CD-ROM Proceedings of the 2-nd International Conference on Hydrogen Safety. – San Sebastian (Spain). – 2007. – 15 p. (ICHS Paper No. 1.3.52).
11. Safety and Security Analysis: Investigative Report by NASA on Proposed EPA Hydrogen-Powered Vehicle Fueling Station. Assessment and Standards Division Office of Transportation and Air Quality U.S. Environment Protection Agency, EPA420-R-04-016 October 2004. – 45 p.

Поступила в редакцию 24.01.2008

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

УДК 338.2.65.290-2

Е.А. ДРУЖИНИН, О.К. ПОГУДИНА, С.А. ЯШИН

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

СИСТЕМНЫЙ АНАЛИЗ СТАДИЙ И ЭТАПОВ ЖИЗНЕННОГО ЦИКЛА РАЗРАБОТКИ СВЕРХЛЕГКИХ И ЛЕГКИХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Предложена модель последовательного перехода состояний летательного аппарата от первоначальной идеи до утвержденной типовой конструкции. Проведена системная увязка этих состояний со стадиями, этапами и перечнями работ для упорядочивания взаимодействия разработчика и контролирующих органов в процессе разработки и последующей сертификации данного вида техники.

регулярные схемы сети процессов, сверхлегкие и легкие летательные аппараты, характеристики элементов продукта

Введение

В последнее время в мире наблюдается устойчивая тенденция роста количества разработок и численности сверхлегких и легких летательных аппаратов (ЛА). Эти процессы имеют место и в Украине. Появилось много авиафирм, которые разрабатывают и изготавливают сверхлегкие и легкие ЛА. Вследствие работы этих фирм в Украине появилось много ЛА разного качества и низкой степени испытанности и доведенности. Владельцы таких ЛА используют их не только для клубных полетов, но делают настойчивые попытки их коммерческого использования в областях авиационно-химических работ, аэрофотосъемки, прогулочном катании пассажиров. Но низкий уровень качества таких ЛА и слабый уровень их летной доведенности отрицательно влияют на состояние безопасности полетов, что приводит к высокому уровню аварийности. Актуальной задачей является улучшение качества работ малых авиафирм. Одним из основных путей решения этой задачи является проведение системного анализа стадий, этапов и работ жизненного цикла разработки и производства такой техники, а также разработка механизмов взаимодействия разработчика и контролирующих органов на основных стадиях жизненного цикла, в первую очередь – разработки.

1. Логико-алгоритмические модели описания сети процессов разработки ЛА

Язык регулярных схем сети процессов (РССП), предложенный в работе [1], позволяет описывать в форме символьной строки модели комплекса работ любой сложности. Рассмотрим базис языка РССП:

$$\text{Basis}^{\text{РССП}} = \langle Y, X, \text{Res}, \text{Ev}, R, T \rangle, \quad (1)$$

где Y – алгебра работ; X – алгебра условий; Res – алгебра результатов; Ev – алгебра событий; R – алгебра ресурсов; T – системное время.

Алгебра работ представлена в виде:

$$Y = \left\langle Y_i, e, \emptyset, \dot{Y}, \hat{Y}, \check{Y}, Y^*, Y^\times \right\rangle, \quad (2)$$

где Y_i – одна либо комплекс работ, e – тождественная работа, $\emptyset$ – пустая работа, $\dot{Y}$ – последовательное выполнения работ; $\hat{Y}$ – параллельное выполнение работ без условий разветвления; $\check{Y}$ – параллельное выполнение комплекса работ с выбором одного из них в зависимости от условия x_k ; Y^* – итеративные процессы (возвратный переход в модели работ проекта), осуществляемый на определенном условии; $Y^\times$ – событийно-инициируемый процесс. Данные операции служат для отображения

логических связей между работами проекта.

Согласно [2], работы по подтверждению соответствия должны быть спланированы как составная часть работ по созданию ЛА. Для этого необходимо разработать алгоритм объединения работ, выполняемых разными организациями, при условии равенства входных условий, необходимых для начала работ контроля и результатов работ, полученных после разработки промежуточных моделей ЛА. В работе [3] промежуточные результаты комплекса работ по разработке и производства авиационной техники представлены как состояния. Определены 15 состояний, в которые трансформируется ЛА в процессе создания:

- 1) состояние потребности;
- 2) формулировка общей задачи потребности в изделии;
- 3) системная функциональная модель, описывающая полезную функцию, связи и отношения с внешним миром;
- 4) технический замысел;
- 5) техническое задание;
- 6) техническое предложение;
- 7) заявка на выдачу сертификата типа;
- 8) эскизный проект;
- 9) макет;
- 10) технический проект;
- 11) рабочая конструкторская документация опытного образца;
- 12) опытный образец;
- 13) экземпляр опытного образца, переданный на испытания;
- 14) типовая конструкция;
- 15) сертифицированная типовая конструкция.

Формализация состояний ЛА с помощью элементов языка РССП осуществляется элементами алгебры результатов Res_j . Каждый результат работ проекта характеризуется вектором количественных и качественных показателей (ТТХ) и требований к их значениям (ТТТ). Соотношений между ТТТ и

ТТХ и определяет степень достижения результата. Для определения степени соответствия результата требованиям должны быть определены критерии соответствия ТТХ каждому из уровней: NR – нормальный результат; EM – элементарное рассогласование; SM – вторичное рассогласование; GM – головное рассогласование. В данной работе результаты рассматриваются в качестве логических условий при построении алгоритмических моделей для контроля качества промежуточных результатов и принятия решений о возможности продолжения работ.

При выполнении работ по разработке ЛА необходимо определить контрольные точки в виде: полученных характеристик состояния ЛА (Res_{Y_i} , Res_{Y_j}) и входных характеристик (x_{Y_j} , x_{Y_k}), необходимых для начала работ по контролю. Но в таком случае необходимо обосновать целесообразность внесения данных в модель представления проектов, например, последовательность выполнения работ при контроле результатов можно представить в виде:

$$\begin{aligned} & \overset{Res_{Y_i}}{\{ Y_i \}} \cdot \overset{x_{Y_j}}{\{ Y_j \}} \underset{Res_{Y_i} \cdot x_{Y_j}}{\Leftrightarrow} Y_i \cdot Y_j, \\ & \overset{Res_{Y_i}}{(\{ Y_i \} \wedge \{ Y_j \})} \underset{Res_{Y_i} \cdot Res_{Y_j}}{\cdot} \\ & \underset{x_{Y_k}}{\cdot \{ Y_k \}} \underset{Res_{Y_i} \vee Res_{Y_j} = x_{Y_k}}{\Leftrightarrow} (Y_i \wedge Y_j) \cdot Y_k. \end{aligned}$$

В случае объединения сетевых графиков в один мультипроект, точки возможного объединения работ разных проектов необходимо обозначить как точки контроля результата работы и входного контроля.

Таким образом, в данной работе объединение первичных сетевых графиков заключается в соединении между собой выходных работ поставщиков и входных работ потребителей результатов.

Необходимо это для того, чтобы объединить первичные сетевые графики, описывающие процессы проектирования и сертификации, в сводный сетевой график, который отображает процесс всей разработки в целом. Объединение работ происхо-

дит по следующему алгоритму:

I шаг. Строится РССП - выражение первичных сетевых графиков.

II шаг. Выбирается первое РССП – выражение в качестве текущего. В текущем выражении осуществляется поиск условий итеративных процессов 2-го и 3-го рода, найденные условия фиксируются.

III шаг. Выбирается следующее РССП – выражение, где зафиксированное условие шага 2 сравнивается с условиями итеративных процессов 1-го рода. В случае, если равенство найдено, последовательность работ преобразуется:

$$\left. \begin{aligned} & \left\{ Y^1_1 \cdot Y^1_2 \cdot \dots \cdot Y^1_i \right\} \cdot Y^1_j \cdot Y^1_{n-1} \cdot Y^1_n \\ & \left\{ Y^2_1 \cdot Y^2_2 \cdot \dots \cdot Y^2_i \cdot \left\{ Y^2_j \cdot Y^2_{m-1} \cdot Y^2_m \right\} \right\} \end{aligned} \right\} \begin{aligned} & \Leftrightarrow \\ & \text{Res}_{Y^1_i} = X_{Y^2_j} \end{aligned}$$

$$\Leftrightarrow ((Y^1_1 \cdot Y^1_2 \cdot \dots \cdot Y^1_i) \wedge (Y^2_1 \cdot Y^2_2 \cdot \dots \cdot Y^2_i)) \cdot ((Y^1_j \cdot Y^1_{n-1} \cdot Y^1_n) \wedge (Y^2_j \cdot Y^2_{m-1} \cdot Y^2_m)).$$

IV шаг. Повторять шаги 1 – 3 до тех пор, пока не будут рассмотрены все РССП – выражения и условия итеративных процессов.

2. Пример сети процессов разработки летательного аппарата

Создание ЛА, как правило, представляют собой мультипроекты, т.е. проекты, состоящие из нескольких технологически независимых проектов, объединенных общей целью. В таких проектах существует несколько видов взаимосвязи работ, среди которых следует выделить рекомендательные взаимосвязи, которые отражают предпочтительность завершения одних этапов до начала других. Например, работы по составлению сертификационного базиса можно проводить после того, как ЛА готов. Но при этом возникают потери времени и других ресурсов проекта. Рассмотрим пример реализации проекта разработки ЛА (рис. 1). В данном примере сделано предположение о том, что при проведении работ по контролю сразу после работ по проектированию, количество доработок, связанных с повышением качества изделий сокращается.

Одной из особенностей ранних этапов проектирования, является сопоставление выбранных вариантов ЛА по их пригодности и чувствительности к

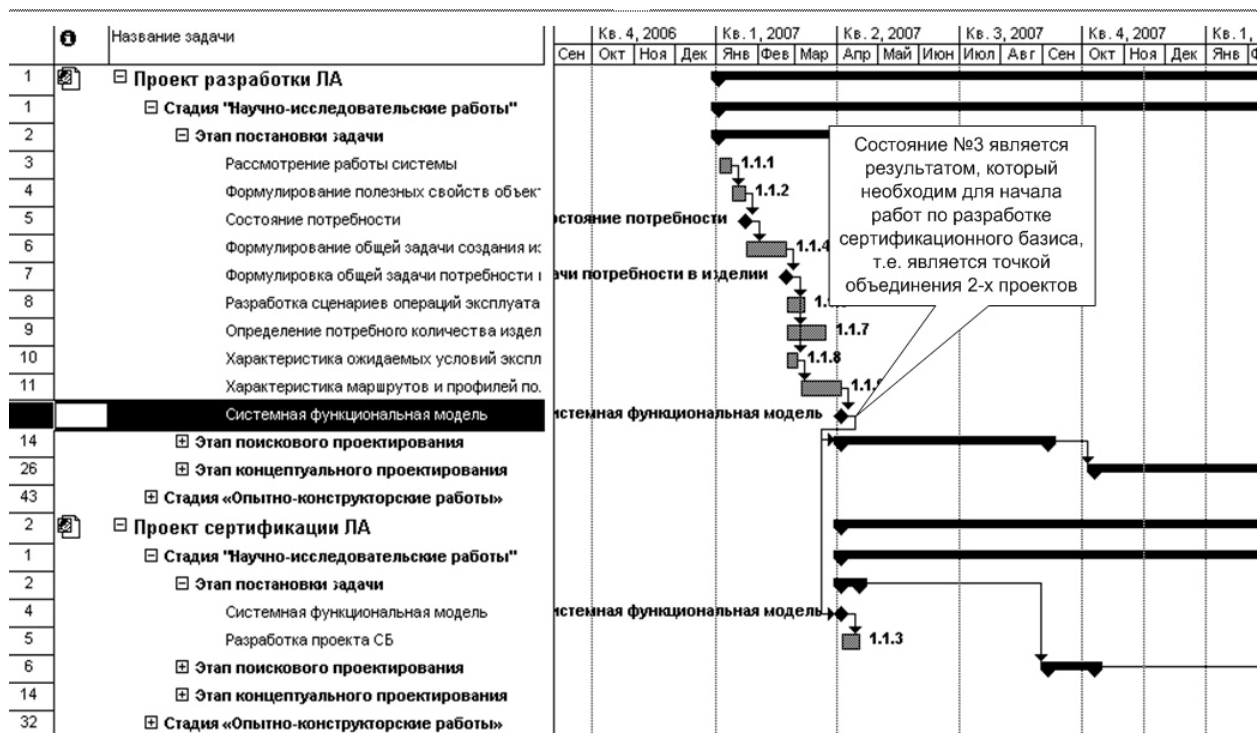


Рис. 1. Пример сети процессов разработки летательного аппарата

доработкам в ходе детального проектирования. Эта особенность предполагает применение критериев технического риска [4] при обосновании сроков проекта разработки ЛА. Другой особенностью проектов разработки ЛА является необходимость большого числа дополнительных и доводочных работ. Для учета этой особенности при расчете сроков выполнения проектов использую альтернативные сети [1]. Обоснование алгоритма объединения двух проектов реализовано с использованием модели процессов разработки ЛА в виде альтернативной сети с возвратами. В качестве вероятности перехода на следующий либо возврата на предыдущие этапы получено значение технического риска промежуточного состояния ЛА. Результаты расчета (рис. 2) подтвердили предположение о необходимости контроля промежуточных состояний ЛА в ходе проектирования (вариант 1). В случае рассмотрения последовательной реализации проектов разработки и сертификации сроки создания ЛА увеличатся (вариант 2).

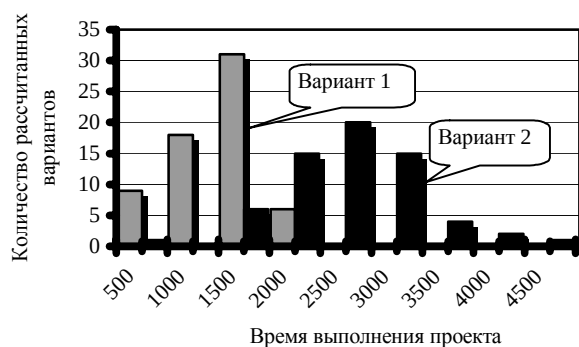


Рис. 2. Результаты расчета двух вариантов мультипроекта создания ЛА

Выводы

В данной работе предлагается алгоритмическая модель процессов разработки и контроля летательных аппаратов, данная модель была формализована с использованием языка РССП, что позволило описать в форме символьной строки модели комплексов работ, при этом выделить работы, выполняемые организациями-разработчиками и сертификацион-

ными центрами. Обосновано сокращение сроков реализации проекта создания сложной техники. Для этого рассмотрен алгоритм минимизации времени выполнения проекта путем объединения работ по проектированию и сертификации в единый мультипроект создания сложной техники и обоснование порядка выполнения работ по контролю результатов проекта, не дожидаясь окончания проекта разработки ЛА. Приведена последовательность перехода состояний летательного аппарата от первоначальной идеи до утвержденной типовой конструкции. Рассмотрена системная увязка этих состояний со стадиями, этапами и перечнями работ, обязательных к выполнению при разработке легкой и сверхлегкой авиационной техники.

Литература

1. Дружинин Е.А., Яшина О.С. Анализ возможностей применения регулярных алгоритмических языков для моделирования плана проекта // Збірник наукових праць Харківського університету Повітряних Сил. – Х.: ХУПС, 2005. – Вип. 6 (6). – С. 52-56.
2. Проектирование самолетов: Учебник для вузов / Под ред. С.М. Егера. – М.: Машиностроение, 1983. – 616 с.
3. Розробка проекту нормативно-технічного документа "Порядок розробки надлегкої та легкої авіаційної техніки": Звіт про НДР (проміжний) / Нац. аерокосм. ун-т "Харк. авіац. ін-т". – № ДР 0107U007932, Інв. №0202U006484. – Х., 2007. – 64 с.
4. Живетин В.Б. Технический риск. – М.: ГРАФ, 2001. – 446 с.

Поступила в редакцию 7.12.2007

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Б.А. Демидов, Харьковский университет Воздушных Сил им. Ивана Кожедуба, Харьков.

УДК 629.735.083

А.Г. КУЧЕР, МУСТАФА А.С. МУСТАФА

Национальный авиационный университет (НАУ). Киев, Украина

МАКСИМИЗАЦИЯ ВЕРОЯТНОСТИ БЕЗОТКАЗНОЙ РАБОТЫ НА ОСНОВЕ РАЦИОНАЛЬНОГО ВЫБОРА РЕЗЕРВНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ АВИАКОМПАНИИ ПРИ ОГРАНИЧЕННОЙ СУММЕ ФИНАНСИРОВАНИЯ

Рассмотрены вопросы технологического процесса снабжения запасными частями, инструментами, принадлежностями и материалами системы технического обслуживания и ремонта парка воздушных судов авиакомпаний на основе расчетного метода с целью определения количественного состава ЗИП на заданный период эксплуатации при ограниченной сумме финансирования.

система технического обслуживания и ремонта, летная годность, материально-техническое снабжение, авиационно-техническое имущество, вероятность безотказной работы, резервные элементы

Введение

Поломки случаются на самых современных авиапредприятиях, на супернадёжной авиационной технике, опирающейся на новейшие технологии. Какова бы ни была причина отказа, для эксплуатантов очень важен коэффициент готовности системы, зависящий от возможности замены отказавшего узла. Ведь большой ущерб может быть причинен даже за малый срок. Так, недельный простой самолета из-за отсутствия запасной части оценивается в 10 тыс. долл. [1]. Ключевым элементом поддержания готовности сложных технических систем является ЗИП.

ЗИПом обычно называют комплект запасных элементов, предназначенных для поддержания техники в работоспособном состоянии в течение расчетного срока ее эксплуатации. В ЗИП часто включают специальный инструмент, принадлежности и нестандартные материалы, необходимые для технического обслуживания и ремонта, скомплектованные в зависимости от назначения и особенностей использования.

1. Назначение и структура системы материально-технического снабжения

Основным назначением системы ТОиР является сохранение летной годности ЛА в процессе дли-

тельной эксплуатации, обеспечение исправности самолетного парка и условий для его эффективного использования по назначению [2].

Исходя из решаемых в системе ТОиР воздушных судов (ВС) задач обеспечения надежной, безопасной и эффективной эксплуатации ВС, она не может осуществляться без эффективной системы материально-технического снабжения (МТС). Техническая эксплуатация (ТЭ) необходимыми материально-техническими средствами: документацией, исполнителями, оборудованием, запчастями, технологическими средствами ТОиР или информацией, необходимой для организации и управления такими процессами, необходима.

Таким образом, при формировании системы ТОиР ВС состав, организация и процессы МТС эксплуатации ВС определяют эффективность реализации ТЭ ВС в целом в ожидаемых условиях с ожидаемыми результатами.

Опыт формирования систем ТОиР ВС, включая основные принципы МТС в системе ТОиР, отработанные на таких авиафирмах как *Boeing* и *Airbus*, позволяет определить общие положения МТС в системе ТОиР ВС, необходимые для организации и выполнения ТОиР ВС в процессе технической эксплуатации (ТЭ), включая рекомендуемые формы

документального, материального и технического обеспечения в системе ТОиР данного типа ВС и расчетные нормы и условия такого обеспечения [3].

В общем случае МТС в системе ТОиР ВС включает модули, изображенные на схеме, представленной на рис. 1:

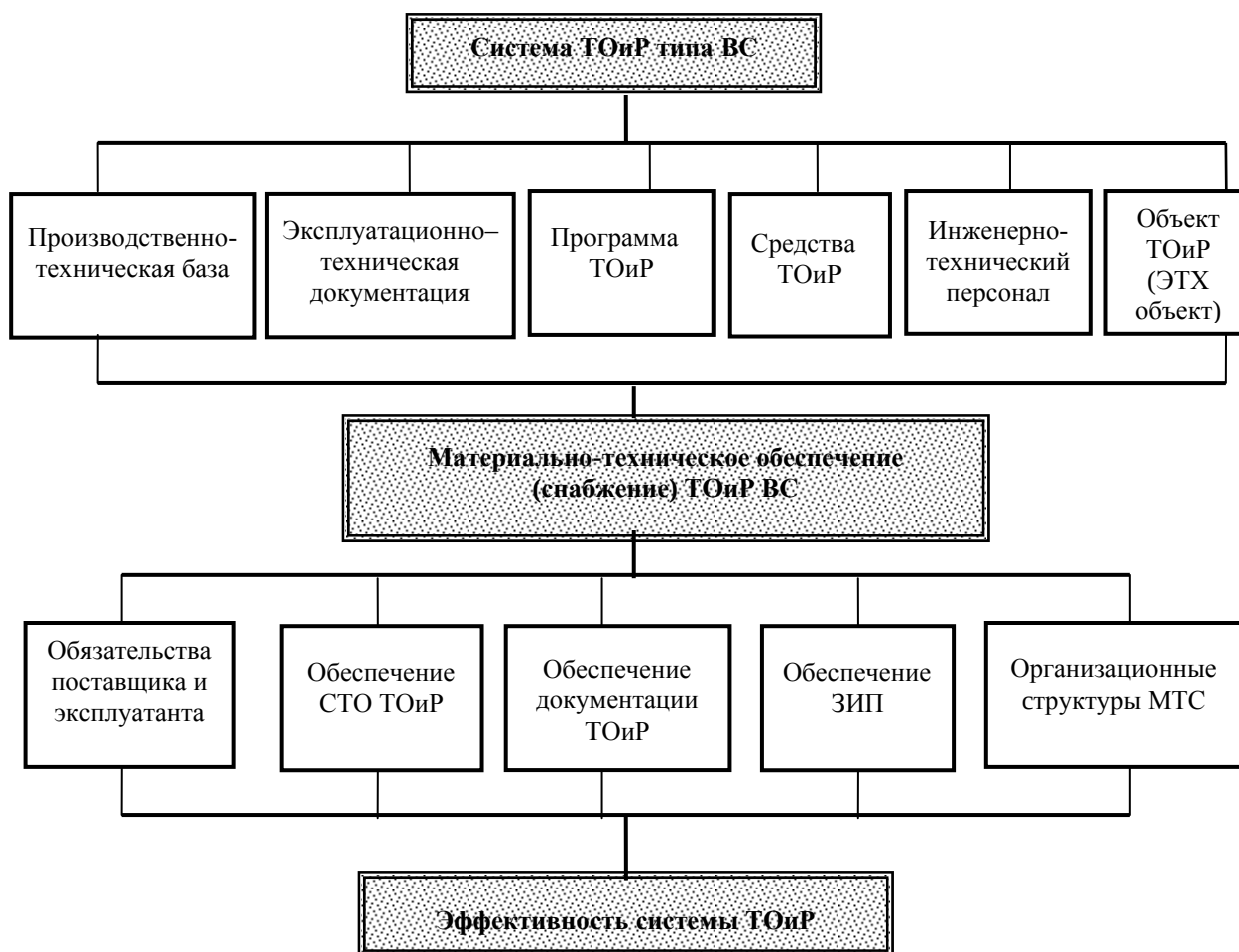


Рис. 1. Структура МТС в системе ТОиР

- обязательства поставщика и эксплуатанта;
- обеспечение эксплуатанта средствами технического обслуживания (СТО), в состав которых входят: средства наземного обслуживания (СНО) и контрольно-поверочная аппаратура (КПА), инструменты и средства эксплуатационного ремонта (СЭР) для ТОиР;
- обеспечение эксплуатанта запасными частями и материалами, необходимыми для технического обслуживания и ремонта (ЗИП). Одиночный комплект ЗИП предназначен для текущего ремонта аппаратуры путем замены неисправных элементов, а также для проведения профилактических работ и настройки аппаратуры в эксплуатационных услови-

ях. Одиночный ЗИП придается одному определенному изделию. Групповой комплект ЗИП служит для пополнения одиночного ЗИПа и обеспечения техники теми элементами, которых нет в одиночном ЗИПе [4];

- обеспечение документацией для ТОиР;
- организационные формы обеспечения материально-техническое снабжение.

2. Задача материально-технического обеспечения в ТОиР

Задача материально-технического обеспечения заключается в бесперебойном обеспечении технологических процессов ТОиР двигателями, запасными

частями, материалами, средствами ТОиР в требуемых для надежного функционирования системы количествах.

Материально-техническое обеспечение, как составная часть инфраструктуры системы ТОиР, представляет собой совокупность взаимосвязанных операций создания, хранения и рационального использования потребных запасов запасных частей, расходных материалов, средств технического оснащения и другого авиационно-технического имущества (АТИ) в процессе технической эксплуатации летательных аппаратов [2].

Организация материально-технического обеспечения в современных условиях связана с переходом от плановой системы поставок и централизованного распределения запасных частей и оборудования между авиапредприятиями к работе авиапредприятий непосредственно с заводами-изготовителями на поставку запасных частей и оборудования на основе контрактов.

Представляется целесообразным рассматривать различные варианты организации материально-технического обеспечения:

1) работу на основе контрактов авиапредприятий с заводами-изготовителями на поставку запасных частей проводить в сочетании с установлением кооперации между авиапредприятиями: либо путем создания совместных зональных и транзитных складов, либо по взаимному обеспечению простаивающих самолетов авиапредприятий со своих складов в определенных зонах;

2) укрепление связей через посредническую организацию, выполняющую роль демпфера, что предполагает установление двух типов договорных связей: "завод-изготовитель – посредническая организация" и "посредническая организация – предприятие-потребитель" запасных частей.

3. Обеспечение количественного состава запасных частей, инструментов и материалов (ЗИП) в ТОиР

При решении задач надежности необходимо обеспечить заданные показатели надежности с наименьшими затратами. В качестве основных показателей надежности системы, которые требуется улучшить путем использования ЗИП, могут быть взяты: вероятность безотказной работы (ВБР); коэффициент готовности, среднее время работы на отказ, гамма-процентный срок эксплуатации.

Общая постановка задачи по обеспечению запасными элементами может быть сформулирована следующим образом: необходимо определить количественный состав ЗИП для того, чтобы техническая система с вероятностью α безотказно функционировала в течение времени t .

Рассмотрим эту задачу на примере системы, состоящей из n различных элементов. Пусть R_i – число отказов i -го элемента, который в системе работает в течение времени t_i ($t_i \leq t$). Учитывая, что количество запасных частей должно быть не меньше количества отказов, определение количества запасных элементов сводится к нахождению наименьшего из возможных чисел N при условии [5]:

$$P(R_1 + R_2 + R_3 + \dots + R_n \leq N) \geq \alpha.$$

При экспоненциальном распределении вероятности безотказности работы элементов

$$G(t) = 1 - e^{-\Lambda t}$$

сумма $R_1 + R_2 + R_3 + \dots + R_n$ будет случайной величиной с Пуассоновским распределением, у которого параметр определяется как

$$\Lambda = \lambda \sum_{i=1}^n t_i.$$

В этом случае

$$P(R_1 + R_2 + R_3 + \dots + R_n \leq N) \geq \sum_{i=0}^n \frac{\Lambda^i e^{-\Lambda}}{i!},$$

т.е. вероятность того, что за время t системе требуется точно m запасных элементов, определится по формуле Пуассона

$$P_m(t) = \frac{(\Lambda t)^m}{m!} e^{-\Lambda t}, \quad (m = 0, 1, 2, \dots).$$

Среднее число расходуемых запасных элементов m_{cp} за время эксплуатации t определится как

$$m_{\bar{n}\delta} = M\{m\} = \sum_{m=1}^{\infty} m P_m(t) = \sum_{m=1}^{\infty} \frac{\Lambda(t)^m}{m!} = \Lambda t.$$

При заданной вероятности работоспособности системы основой для расчета числа запасных элементов m_p является следующее соотношение

$$P(m_p) = e^{-\Lambda t} \sum_{i=0}^{m_p} \frac{(\Lambda t)^i}{i!} = e^{-m_{\bar{n}\delta}} \sum_{i=0}^{m_p} \frac{(m_{\bar{n}\delta})^i}{i!} \quad (1)$$

Число запасных элементов можно также определить следующей приближенной формулой [4]:

$$m_p = \lambda t + U_r \sqrt{t \lambda},$$

где λ – интенсивность отказов; t – заданное время функционирования объекта; U_r – квантиль функции нормального распределения для вероятности γ .

При обслуживании по состоянию технической системы число запасных элементов можно определить, используя соотношение для нормального распределения времени между отказами [5]:

$$\lim_{t \rightarrow \infty} P \left\{ \frac{v(t) - \frac{t}{T}}{\sqrt{\frac{\sigma^2 t}{T^3}}} < x \right\} = \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \int_{-\infty}^x \exp \left(-\frac{\tau^2}{2} \right) d\tau = F(x)$$

где T – средняя наработка на отказ элемента; σ^2 – дисперсия наработки на отказ; t – суммарная наработка.

Из условия

$$P[v(t) \leq m_p] = 1 - \alpha,$$

где α – малое число,

получаем

$$m_p = \frac{t}{T} + U_{1-\alpha} \sqrt{\frac{\sigma^2 t}{T^3}}, \quad (2)$$

где $U_{1-\alpha}$ – квантиль нормального распределения для вероятности, равной $(1 - \alpha)$.

Величины T и σ^2 находятся, используя теорию поглощающих цепей Маркова. Причем, способы их определения зависят от вида случайного процесса, описывающего изменения технического состояния во времени. В отдельных случаях эти характеристики могут быть определены аналитически, в более сложных случаях – на основе статистического моделирования. Заметим, что статистическим моделированием можно построить функцию распределения числа запасных элементов, из которой определяются все необходимые параметры числа запасных элементов для заданного срока эксплуатации.

При статистическом определении этих параметров можно воспользоваться формулами

$$T = \frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^{n-1} (t_{i+1} - t_i) \quad \text{или} \quad T = \frac{t_s}{n};$$

$$\sigma^2 = \frac{1}{n-2} \sum_{i=1}^{n-1} [(t_{i+1} - t_i) - T]^2, \quad (3)$$

где t_i – наработка на момент i -го отказа элемента; n – число отказов элемента ($n = m_p$); t_s – суммарная наработка за время функционирования элемента.

На рис. 2 приводятся зависимости количества запасных элементов от наработки для разных вероятностей нормального распределения

$$p = 1 - \alpha = (0,5; 0,9; 0,95; 0,975; \text{ и } 0,99)$$

при математическом ожидании и среднем квадратичном отклонении времени между отказами равных $T = 750$, $\sigma = 250$.

Если накладываются ограничения на стоимость затрат, связанных с запасными элементами, то возникает задача определения оптимального количества

ва запасных элементов, которая формулируется следующим образом.

Полагаем, что структурная схема надежности системы представлена в виде n последовательно соединенных элементов и надежность каждого элемента известна.

Количество запасных элементов определяется с учетом ограничения

$$\sum_{i=1}^k c_i m_i \leq C, \quad (4)$$

где m_i – число запасных элементов i -го типа; c_i – стоимость одного элемента i -го типа; C – выделенное количество средств для закупки запасных элементов.

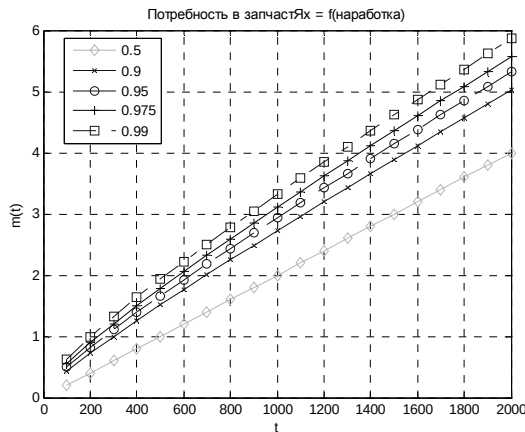


Рис. 2. Зависимость от наработки необходимого числа изделий взамен отказавших, гарантирующих заданную вероятность замен

Под стоимостью элемента c_i здесь понимается стоимость восстановления его работоспособности, т.е. среднестатистическая сумма всех средств, затраченных на закупку, ремонт, восстановление рабочего состояния на борту и другие затраты.

Ставится задача максимизации вероятности безотказной работы на заданном интервале времени t с помощью рационального выбора резервных элементов по типам.

Иначе говоря, требуется найти

$$\min Q(t) = \min \left[1 - \prod_{j=1}^k (1 - Q_j(t)) \right],$$

где Q_j – вероятность отказа j -го элемента; k – число разнотипных элементов.

Наиболее простым, но и в то же время трудоемким методом решения данной задачи является перебор вариантов распределения запасных элементов. Для больших значений k и C эффективным методом решения данной задачи является метод динамического программирования.

При направленном переборе определение числа элементов каждого вида для максимизации вероятности безотказной работы в случае нормального закона задача решается проще, так как число элементов линейно зависит от квантиля распределения (2). При этом формулу для оптимизации можно представить в виде

$$\sum_{j=1}^k \left(\frac{t}{T_j} + U_{1-\alpha} \sqrt{\frac{\sigma_j^2 t}{T_j^3}} \right) c_j \leq C, \quad (5)$$

где требуется найти такое максимальное значение квантиля распределения $U_{1-\alpha}$ (и следовательно, ВБР), при котором удовлетворяется неравенство. Следует отметить, что минимальное количество средств, выделяемых для закупки запасных элементов, должно быть не меньше стоимости среднего числа элементов, отказавших за указанный период t , т.е.

$$C > \sum_{j=1}^k \left(\frac{t}{T_j} \right) c_j.$$

Для решения задачи по обеспечению запчастями при Пуассоновском распределении (1) рациональная процедура максимизации вероятности безотказной работы состоит из трех этапов:

1 – задать начальное приближение к распределению элементов, для построения которого можно воспользоваться формулой (5), определив дисперсию распределения в виде (3) либо $\sigma_j^2 = 1/\lambda^2 = T_j^2$;

2 – построить таблицы для зависимостей вероятности безотказной работы j -го элемента от числа

запасных элементов $P_j(m_p)$ по формуле (1);

3 – путем последовательного перебора всех элементов (в таблице) находить элемент с минимальной текущей вероятностью $P_j(m_p)$ и, увеличивая число запасных элементов этого типа на 1, определять новую суммарную стоимость C_s за счет стоимости добавленного элемента. Если $C_s < C$, то процесс поиска продолжить, в противном случае поиск заканчивается, и за основу берется предпоследнее распределение запасных элементов.

В качестве примера проведен расчет количества запасных частей для $k=100$ разнотипных элементов при нормальном и Пуассоновском распределениях вероятности безотказной работы. Исходными данными здесь являются: среднее число расходуемых запасных элементов m_{cpj} за время эксплуатации t ; средняя наработка и дисперсия наработки на отказ; стоимости всех запасных элементов; а также располагаемая сумма финансирования $C=190000$ у.е. и время между поставками запасных частей $t=1000$ ч (или 167 суток при 6 ч. налета в сутки).

На рис. 3, рис. 4 приводятся зависимости ВБР от числа запчастей для десяти первых элементов при нормальном и экспоненциальном распределениях.

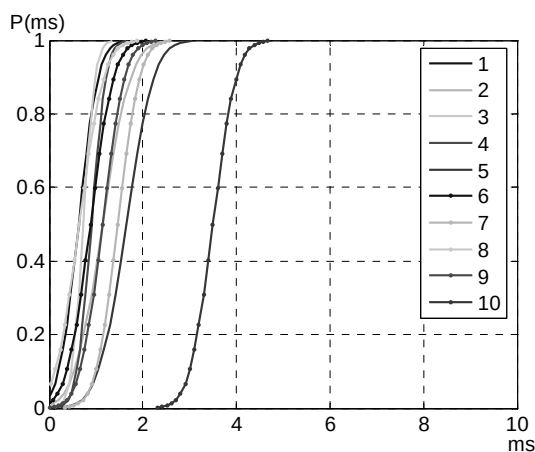


Рис. 3. К расчету числа запасных элементов n_p по формуле нормального закона распределения вероятности безотказной работы

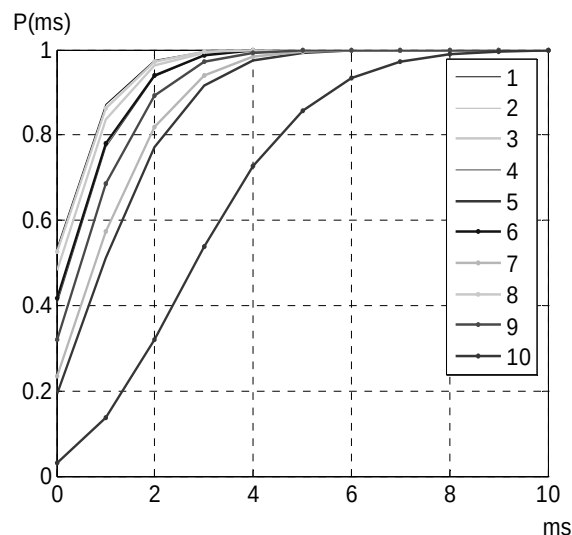


Рис. 4. К расчету числа запасных элементов n_p по формуле Пуассона

На рис. 5 и рис. 6 приводятся оптимальное количество элементов каждого типа; максимально возможные вероятности безотказной работы этих элементов и суммарные стоимости комплектов однотипных запасных частей для нормального распределения ($P_{ij} > 0,889$) и Пуассоновского потока отказов ($P_{pj} > 0,905$).

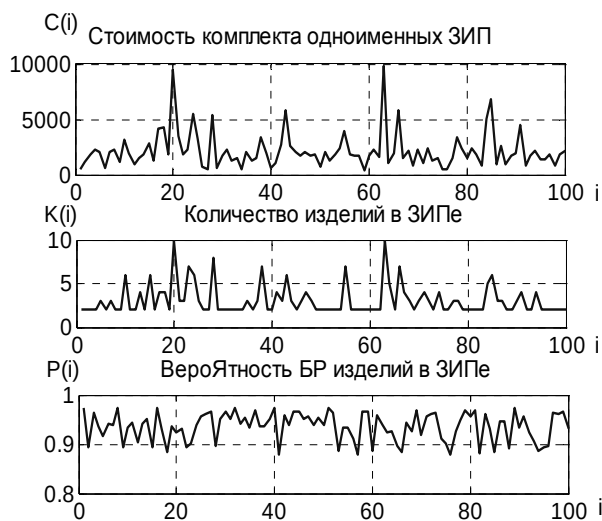


Рис. 5. Максимизация вероятности безотказной работы ВС с помощью рационального выбора резервных элементов при ограниченной сумме финансирования для нормального распределения времени до отказа

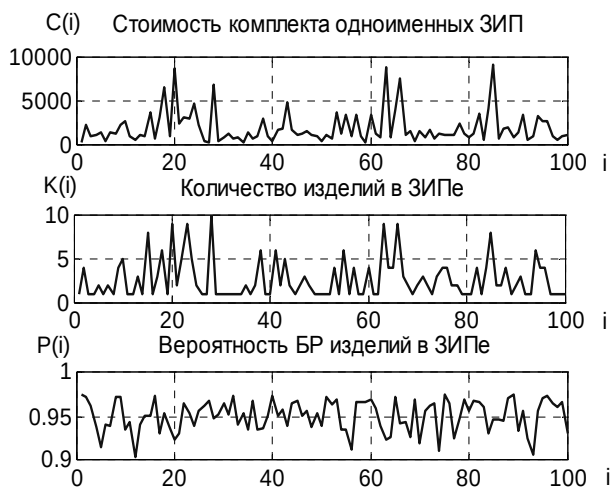


Рис. 6. Максимизация вероятности безотказной работы ВС с помощью рационального выбора резервных элементов при ограниченной сумме финансирования для Пуассоновского потока отказов

На рис. 7 приведены интегральные зависимости общей стоимости комплекта ЗИП от времени между поставками для заданных вероятностей безотказной работы при Пуассоновском распределении.

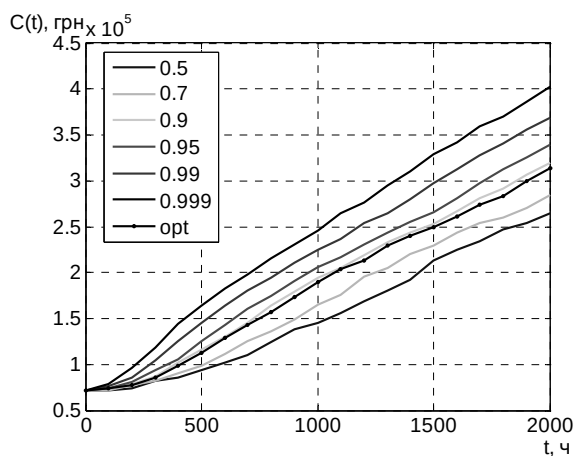


Рис. 7. Зависимости общей стоимости комплекта ЗИП по критерию максимизации вероятности безотказной работы от наработки (в часах) между поставками

Кривые можно использовать для приближенного определения необходимых средств $C(t)$ для задан-

ной вероятности безотказной работы или, при выделенной сумме финансирования, для определения максимально достижимой вероятности безотказной работы для заданного времени между поставками ЗИП (наработки в часах или сутках).

Заключение

Разработана модель поставок запасных элементов при ограниченной сумме финансирования на основе максимизации вероятности безотказной работы при нормальном распределении времени между отказами и Пуассоновском потоке отказов.

Литература

1. Рыжиков Ю.И. Теория очередей и управление запасами. – СПб.: Питер, 2001. – 384 с.
2. Смирнов Н.Н. Основы теории технической эксплуатации летательных аппаратов. Ч. 1. Учебное пособие. – М.: МГТУ ГА, 2001. – 100 с.
3. Техническая эксплуатация самолетов за рубежом: Учебное пособие / Под общ. ред. Н.Н. Смирнова. – М.: МИИГА, 1992. – 112 с.
4. Остренковский В.А. Теория надежности: Учебн. для вузов. – М.: Высш. шк., 2003. – 463 с.
5. Надежность технических систем: Монография / Е. Переверзев, А. Алпато, Ю. Даниев, П. Новак. – Днепропетровск: Пороги, 2002. – 396 с.

Поступила в редакцию 25.12.2007

Рецензент: д-р техн. наук, проф. В.В. Панин, Национальный авиационный университет, Киев.

АННОТАЦИИ

УДК 681.5

Фірсов С.М., До Куок Туан, Златкін О.Ю. **Побудова відмовостійкого вимірювального блоку акселерометрів безплатформної інерційної навігаційної системи безпілотного літального апарату** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія.* – 2008. – № 1 (48). – С. 5-10.

Розглянуто побудову відмовостійкого блоку акселерометрів безплатформної інерційної навігаційної системи безпілотного літального апарату із застосуванням системного підходу, що включає діагностування технічного стану блоку акселерометрів і гнучкого відновлення його працездатності на підставі результатів діагностування.

Табл.1. Іл. 4. Бібліогр.: 6 назв.

УДК 629.735.33

Амброжевич О.В., Бойчук І.П., Карташев А.С. **Випереджаючі дослідження процесу зовнішнього та внутрішнього обтікання безпілотного літального апарату з пульсуючим повітряно-реактивним двигуном на основі комплексної газотермодинамічної моделі** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія.* – 2008. – № 1 (48). – С. 11-16.

Проведені дослідження зовнішнього та внутрішнього обтікання безпілотного літального апарату (БЛА) з пульсуючим повітряно-реактивним двигуном (ПуПРД). Проведені чисельні розрахунки теплової взаємодії системи «камера ПуПРД-планер». Представлені результати чисельного моделювання при різноманітних режимах польоту БЛА.

Іл. 12. Бібліогр.: 16 назв.

УДК 629.7.054

Кладун О.А. **Пружна взаємодія акустичної хвилі з коловою пластиною** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія.* – 2008. – № 1 (48). – С. 17-23.

Розкривається природа появи додаткових похибок гіроінтегратора лінійних прискорень за натурних умов. Показано механізм дії проникаючого акустичного випромінювання на торцеву пластину підвісу гіроскопа і з'ясовано закономірність її згинного руху.

Іл. 1. Бібліогр.: 10 назв.

УДК 629.7.054

Мельник В.М. **Дифракційні ефекти на оболонках** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія.* – 2008. – № 1 (48). – С. 24-30.

Проводиться огляд методів розрахунку пружної взаємодії оболонкових фрагментів із зовнішніми збурюючими чинниками, зокрема, з проникаючим

UDC 681.5

Firsov S., Do Kuok Tuan, Zlatkin O. **Construction of fault-tolerant accelerometer measuring block for strapdown inertial navigation system of pilotless vehicle** // *Aerospace technic and technology.* – 2008. – № 1 (48). – P. 5-10.

Construction of fault-tolerant accelerometers block of the strapdown universal navigation system of unmanned aircraft is considered with the use of systems approach including diagnosing of the technical state of accelerometers block and flexible renewal of his capacity on the basis of results of diagnosing.

Tabl. 1. Fig. 4. Ref.: 6 items.

UDC 629.735.33

Ambrogeevich A., Boychuk I., Kartashov A. **Outstriping researches of process of the external and internal flow of the pilotless flying vehicle with the pulsejet engine on the basis of complex models** // *Aerospace technic and technology.* – 2008. – № 1 (48). – P. 11-16.

Researches of an internal and external flow of pilotless flying vehicle (UAV) with pulsejet engine (PJ) are lead. Numerical calculations of thermal interaction of system « chamber of PJ is a glider » are lead. The results of numerical design are submitted at various modes of flight UAV.

Fig. 12. Ref.: 16 items.

UDC 629.7.054

Kladun E. **Resilient co-operating of acoustic wave with round by a plate** // *Aerospace technic and technology.* – 2008. – № 1 (48). – P. 17-23.

The nature of occurrence of variation of the mean errors of a gyroscopic integrator of linear accelerations in full-scale conditions is uncovered. The mechanism of influence of penetrable acoustic radiation is shown on butt end plate of gyroscope suspension and conformity to the law of her flexural motion.

Fig. 1. Ref.: 10 items.

UDC 629.7.054

Mel'nick V. **Diffraction effects on shells** // *Aerospace technic and technology.* – 2008. – № 1 (48). – P. 24-30.

The review of methods of calculation of resilient co-operation of shell fragments is conducted with external revolving influences, in particular, with a penetrable

акустичним випромінюванням. Формуються необхідні теоретичні засади створення розрахункових моделей оболонок з ненульовою гаусовою кривизною і довільним окресленням лінії меридіана.

Бібліогр.: 4 назви.

УДК 621.923

Долматов А.І., Курін М.О. **Щодо питання впливу типорозміру абразивного інструменту на ефективність планетарного шліфування плоских поверхонь** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія.* – 2008. – № 1 (48). – С. 31-35.

Подано доказ наявності кореляції між типорозміром абразивного інструменту, величиною припуску, що знімається абразивним різальним зерном за один прохід, та часом між двома послідовними актами знімання стружки з однієї ділянки оброблюваної поверхні при планетарному шліфуванні плоских поверхонь. Уточнено вираз для визначення швидкості подачі деталі при планетарному шліфуванні.

Іл. 2. Бібліогр.: 8 назв.

УДК 621.7.044

Мельничук О.П. **Дослідження процесів гідродинамічного штампування: обґрунтування принципового підходу до розв'язання задач деформування тонкостінних вісесиметричних оболонок** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія.* – 2008. – № 1 (48). – С. 36-39.

Розглянуто процес гідродинамічного штампування (ГДШ) як взаємозв'язану систему фізичних явищ. Обґрунтовано необхідність розділення процесу ГДШ тонкостінних вісесиметричних оболонок на три етапи, що характеризуються різними параметрами процесу, та є відмінними за постановкою й методами вирішення задач формування, – оформлення основного контуру оболонок, оформлення елементів взаємної фіксації і компенсаторів, калібрування оболонок. Запропоновано та обґрунтовано принциповий підхід до розв'язання задач деформування тонкостінних вісесиметричних оболонок методом ГДШ.

Табл. 2. Іл. 3. Бібліогр.: 4 назви.

УДК 621.923

Горбачов О.О. **Визначення шерохватості при глибинному шліфуванні за допомогою планетарно-шліфувальної головки** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія.* – 2008. – № 1 (48). – С. 40-43.

Визначено функціональний зв'язок шерохватості від подачі та інших параметрів обробки, що забезпечують умови стружкоутворення за умов можливості прояву адсорбційного ефекту Ребіндера.

Іл. 2. Бібліогр.: 10 назв.

acoustic radiation. Necessary theoretical pre-conditions of creation of calculation models of shells are formulated with an unzero gauss curvature and arbitrary outline of line of meridian.

Ref.: 4 items.

UDC 621.923

Dolmatov A., Kurin M. **The question of influence dimension-type of abrasive tool on the planetary grinding effectiveness** // *Aerospace technic and technology.* – 2008. – № 1 (48). – P. 31-35.

The existence proof of correlation between dimension-type of abrasive tool, one abrasive grain thickness of removing chips and time between two consistent action cutting with surface is present. The feed expression for planetary grinding is determine.

Fig. 2. Ref.: 8 items.

UDC 621.7.044

Melnichuk A. **Processes of hydrodynamic stamping: solving of problems connected with thin axisymmetric shells deformations** // *Aerospace technic and technology.* – 2008. – № 1 (48). – P. 36-39.

The process of the hydrodynamic stamping as a relative system of the physical phenomena was considered. The necessity of division of hydrodynamic stamping process into three stages was proved. Different parameters of the process and different methods of problems solving was grounded (general contour of shells, elements of fixing, compensators, calibration of shells). Principle approach to solving of deforming problems was offered.

Tabl. 2. Fig. 3. Ref.: 4 items.

UDC 621.923

Gorbachev A. **Specify the roughness of deep grinding using the planet-grinding head** // *Aerospace technic and technology.* – 2008. – № 1 (48). – P. 40-43.

We specified the functional binding of roughness from approach and e.t.c. cutting parameters, that avoid a good conditions of chip forming at the expense of capabilities staining Rabinder adsorption effect.

Fig. 2. Ref.: 10 items.

УДК 621.7.044

Борисевич В.К., Молодих С.І., Третьак В.В. **Проблеми моделювання багаточинника імпульсних процесів при виготовленні оболонок подвійної кривизни** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія.* – 2008. – № 1 (48). – С. 44-49.

Розглянуті проблеми математичного моделювання і експериментальних досліджень поведінки заготовки, що швидко рухається, при імпульсних процесах деформації. Запропонована гіпотеза для математичного моделювання імпульсної правки, дані технологічні рекомендації для виготовлення оболонок подвійної кривизни з невеликими прогинаннями.

Табл. 1. Іл. 7. Бібліогр.: 2 назви.

УДК 621.455:534.12

Жулай Ю.О. **Теоретичний аналіз динамічної стійкості системи «шнекоцентробіжний насос-трубопроводи» з нетрадиційною областю існування кавітаційних автоколивань** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія.* – 2008. – № 1 (48). – С. 50-53.

Проведено теоретичний аналіз стійкості систем «шнекоцентробіжний насос-трубопроводи», для якої раніше була експериментально встановлена атипова границя існування кавітаційних автоколивань.

Іл. 4. Бібліогр.: 5 назв.

УДК 621.438:621.515

Шкабура В.А. **Математична модель газодинамічних процесів для чисельного дослідження течії газів у робочому колесі турбокомпресора із спільним робочим колесом** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія.* – 2008. – № 1 (48). – С. 54-57.

У рамках удосконалення перспективних та нових типів турбомашин проведена модернізація математичної моделі газодинамічних процесів у проточній частині турбокомпресора із спільним робочим колесом з метою більш детального розрахунку течії газових потоків у робочому колесі.

Іл. 1. Бібліогр.: 10 назв.

УДК 537.523:538.4

Тропіна А.А. **Дослідження основних параметрів потоку нерівноважної плазми у каналі плазмотрона** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія.* – 2008. – № 1 (48). – С. 58-63.

На базі запропонованої трьохтемпературної чотирьохрідинної моделі нерівноважної плазми повітря проведено чисельний аналіз процесу нестационарного горіння розряду у каналі плазмотрона, який працює на малих силах току. Для урахування колиально-поступальної нерівноважності введено додаткове рівняння для колиальної енергії молекул

UDC 621.7.044

Borisevich V., Molodikh S., Tretyak V. **Problems of multifactor design of impulsive processes at making of shells of double curvature** // *Aerospace technic and technology.* – 2008. – № 1 (48). – P. 44-49.

The problems of mathematical design and experimental researches of conduct of spans along purveyance at the impulsive processes of deformation are considered. A hypothesis for the mathematical design of impulsive correction is offered, technological recommendations for making of shells of double curvature with the small bending are given.

Tabl. 1. Fig. 7. Ref.: 2 items.

UDC 621.455:534.12

Zhulai Yu. **A theoretical dynamic stability analysis of “centrifugal pump with cavitating inducer – feedlines” system under the typical boundary of an existence of cavitation self-oscillations** // *Aerospace technic and technology.* – 2008. – № 1 (48). – P. 50-53.

The theoretical stability analysis is done for “centrifugal pump with cavitating inducer – feedlines” dynamic system that was before experimentally studied and the atypical boundary of existence of the system cavitation self-oscillations was determined.

Fig. 4. Ref.: 5 items.

UDC 621.438:621.515

Shkabura V. **Mathematical model of gas dynamics process for numerical modeling and investigation flow of gas in of turbo-compressor with general impeller** // *Aerospace technic and technology.* – 2008. – № 1 (48). – P. 54-57.

The problem has been concerned improve of turbo-compressor work out mathematical model of gas dynamics process for numerical modeling and investigation flow of gas of turbo-compressor with general impeller.

Fig. 1. Ref.: 10 items.

UDC 537.523:538.4

Tropina A. **Investigation of the main parameters of the non-equilibrium plasma flow in the plasmatron channel** // *Aerospace technic and technology.* – 2008. – № 1 (48). – P. 58-63.

On the basis of the proposed three-temperature four-liquid model of the non-equilibrium air plasma the numerical analysis of the non-steady discharge burning in the plasmatron channel operating at low currents has been performed. An additional equation for the vibrational energy of nitrogen molecules was introduced to take into account the vibrational-translational non-

азоту. Показано, що турбулентний рух газу суттєво впливає на поведінку розряду, формуючи, як міграцію анодної плями по поверхні аноду, так і значний відрив температури електронів від поступальної та коливальної температури. Одержано, що стаціонарний режим горіння розряду при класичній конструкції плазматрону неможливий, оскільки у процесі накопичення негативних іонів різко зростає електропровідність плазми, що приводить до пробою міжелектродного проміжку.

Лл. 3. Бібліогр.: 10 назв.

УДК 681.3(075.8)

Харченко В.С., Скляр В.В., Сіора О.А., Белий Ю.О. **Моделі безвідмовності та готовності вбудованих мультидиверсних систем** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія.* – 2008. – № 1 (48). – С. 64-69.

Проаналізовано використання принципу диверсності для вбудованих аерокосмічних систем. Визначено поняття мультидиверсних систем (МДВС). Розроблено та досліджено моделі надійності (безвідмовності та готовності) МДВС з урахуванням варіантів переходів між станами та інтенсивностей прояву різних дефектів програмно-апаратних версій і відновлення відмов систем.

Лл. 3. Бібліогр.: 8 назв.

УДК 621.396.96

Антюфеев В.І., Биков В.М. **Порівняльний аналіз алгоритмів суміщення зображень у кореляційно-екстремальних системах навігації літальних апаратів** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія.* – 2008. – № 1 (48). – С. 70-74.

Наведено результати порівняльного аналізу ефективності алгоритмів суміщення зображень у кореляційно-екстремальних системах навігації трьох типів: нормованого кореляційного, квадратичного різницевого та алгоритму фазової корекції, які мають достатньо високу швидкодію. Доведено, що найбільш стійким до впливу роду збурень як геометричних, так і яскравісних, є нормований кореляційний алгоритм.

Табл. 1. Лл. 7. Бібліогр.: 12 назв.

УДК 629.391

Баранник В.В., Карпенко С.В. **Рекурентне тривимірне поліадичне декодування в напрямі, починаючи з молодших елементів** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія.* – 2008. – № 1 (48). – С. 75-78.

Викладається відновлення даних на основі тривимірного поліадичного декодування в напрямі, починаючи з молодших елементів. Проводиться оцінка часу відновлення даних.

Табл. 1. Бібліогр.: 4 назви.

equilibrium. It has been shown that the turbulent gas flow essentially affects on the discharge behavior forming as the anode spot migration along the anode surface as the significant electron temperature tearing off the vibrational and translational temperature. It has been obtained that the stationary mode of operation of the discharge burning in the classical plasmatron design is impossible as in the negative ions accumulation process the plasma conductivity increases sharply that leads to the interelectrode gap breakdown.

Fig. 3. Ref.: 10 items.

UDC 681.3(075.8)

Kharchenko V., Sklyar V., Siora A., Belyi Yu. **Models of multi-diverse embedded systems reliability and availability** // *Aerospace technic and technology.* – 2008. – № 1 (48). – P. 64-69.

Applying diversity approach for embedded aerospace systems is analyzed. Concept of multi-diverse system (MDVS) as system with software and hardware diversity is given. Dependability (reliability and availability) models of MDVSs taking into account transactions variants between system stations and rates of software and hardware versions faults as well as system recoveries rate are developed and researched.

Fig. 3. Ref.: 8 items.

UDC 621.396.96

Antyufeev V., Bykov V. **The comparative analysis of images superposition algorithms in map-matching navigation systems** // *Aerospace technic and technology.* – 2008. – № 1 (48). – P. 70-74.

The comparative analysis results of images superposition algorithms efficiency in map-matching navigation systems of three types: normalized correlation algorithm, quadratic difference algorithm and generalized phase correlation algorithm, which possess enough high processing speed, are represented. It is shown that most resistant to influence of different sort distortions of both geometrical and brightness, the normalized correlation algorithm is founded.

Tabl. 1. Fig. 7. Ref.: 12 items.

UDC 629.391

Barannik V., Karpenko S. **Recurrent three-dimensional poliadical decoding in direction, since junior elements** // *Aerospace technic and technology.* – 2008. – № 1 (48). – P. 75-78.

Renewal of data is expounded on the basis of the three-dimensional poliadical decoding in direction, since junior elements. Estimation of time of renewal of information is conducted.

Tabl. 1. Ref.: 4 items.

УДК 533.27:519.63

Коробчинський К.П., Скоб Ю.О., Угрюмов М.Л., Шенцов В.В. **Чисельна оцінка наслідків вибуху водню в атмосфері** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія.* – 2008. – № 1 (48). – С. 79-88.

Виконано чисельне моделювання вибуху хмари газоподібного водню, що утворилася як наслідок миттєвого руйнування балонів високого тиску на розподільчій станції. Проведено аналіз різних засобів захисту навколишніх будівель від руйнівної дії ударної вибухової хвилі. Вироблено рекомендації з вибору розмірів зони відчуження навколо розподільчій станції.

Іл. 14. Бібліогр.: 11 назв.

УДК 338.2.65.290-2

Дружинін Є.А., Погудина О.К., Яшин С.А. **Системний аналіз стадій і етапів життєвого циклу розробки надлегких і легких літальних апаратів** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія.* – 2008. – № 1 (48). – С. 89-92.

Запропоновано модель послідовного переходу стадій літального апарата від первісної ідеї до затвердженої типової конструкції. Проведено системне ув'язування цих стадій зі стадіями, етапами і переліками робіт для упорядкування взаємодії розроблювача і контролюючих органів у процесі розробки і наступної сертифікації даного виду техніки.

Іл. 2. Бібліогр.: 4 назви.

УДК 629.735.083

Кучер О.Г., Мустафа Мустафа А.С. **Максимізація імовірності безвідмовної роботи на основі раціонального вибору резервних елементів повітряних суден авіакомпанії при обмеженій сумі фінансування** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія.* – 2008. – № 1 (48). – С. 93-99.

Розглянуті питання технологічного процесу постачання запасними частинами, інструментами, приладами та матеріалами системи ТОiР парку повітряних суден авіакомпанії на основі розрахункового методу з метою визначення кількісного складу ЗП на заданий термін експлуатації при обмеженій сумі фінансування.

Іл. 7. Бібліогр.: 5 назв.

UDC 533.27:519.63

Korobchynskyi K., Skob Y., Ugryumov M., Shentsov V. **Numerical evaluation of the consequences of the hydrogen explosion in the atmosphere** // *Aerospace technic and technology.* – 2008. – № 1 (48). – P. 79-88.

The computational modeling of explosion of a gas hydrogen cloud appearing as a result of instantaneous destruction of high pressure containers on a fueling station is carried out. The analysis of different ways of protection of surrounding buildings from destructive effects of shock wave is conducted. Recommendations considering the sizes of protection area around the fueling station are worked out.

Fig. 14. Ref.: 11 items.

UDC 338.2.65.290-2

Druzhinin E., Pogudina O., Yashin S. **System analysis stage and phase of the life cycle of the development over light and light flying machine** // *Aerospace technic and technology.* – 2008. – № 1 (48). – P. 89-92.

The model of the consequent turning the conditions of the flying machine from initial idea to confirmed standard design has been developed. The system tying up of these conditions is organized with stages, phases and list of the work for sequencing interactions of the developer and checking organ in process of the development and the following given type of the technics certification.

Fig. 2. Ref.: 4 items.

UDC 629.735.083

Kucher O., Mustafa Mustafa Abdul Salam **Maximum probability of the faultless operation on the base of rational aircraft spar parts selection of the airline at the limited financing** // *Aerospace technic and technology.* – 2008. – № 1 (48). – P. 93-99.

The questions of the technological process of spar parts, instruments, accessories out materials of maintenance system of airline Fleet on the base of calculohng method with the aim of Spar parts ,instrument and accessories quantities structure delerwinohou on set period of operation at limited financing are considered

Fig. 7. Ref.: 5 items.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

АМБРОЖЕВИЧ
Александр Владимирович

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского
«Харьковский авиационный институт»,
доктор технических наук, старший научный сотрудник,
профессор кафедры

АНТЮФЕЕВ
Валерий Иванович

Харьковский университет Воздушных Сил им. И. Кожедуба,
доктор технических наук, старший научный сотрудник

БАРАННИК
Владимир Викторович

Харьковский университет Воздушных Сил им. И. Кожедуба,
доктор технических наук, старший научный сотрудник

БЕЛЫЙ
Юрий Александрович

Научно-производственное предприятие «Радий», Кировоград,
начальник отдела

БОЙЧУК
Игорь Петрович

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

БОРИСЕВИЧ
Владимир Карпович

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского
«Харьковский авиационный институт»,
доктор технических наук, профессор, директор МИНТ ХАИ

БЫКОВ
Виктор Николаевич

Харьковский национальный университет им. В.Н. Каразина,
кандидат технических наук, старший научный сотрудник

ГОРБАЧЁВ
Алексей Александрович

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

ДО
Куок Туан

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

ДОЛМАТОВ
Анатолий Иванович

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского
«Харьковский авиационный институт»,
доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой

ДРУЖИНИН
Евгений Анатольевич

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского
«Харьковский авиационный институт»,
доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой

ЖУЛАЙ
Юрий Алексеевич

Институт транспортных систем и технологий НАН Украины,
Днепропетровск, кандидат технических наук,
старший научный сотрудник

ЗЛАТКИН
Олег Юрьевич

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

КАРПЕНКО
Сергей Владимирович

Национальный авиационный университет, Киев,
доцент кафедры

КАРТАШЕВ
Андрей Сергеевич

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского
«Харьковский авиационный институт»,
младший научный сотрудник

КЛАДУН
Елена Анатольевна

Национальный технический университет Украины
«Киевский политехнический институт», Киев, аспирант

КОРОБЧИНСКИЙ
Кирилл Петрович

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

КУРИН
Максим Александрович

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

КУЧЕР Алексей Григорьевич	Национальный технический университет Украины «Киевский политехнический институт», Киев, доктор технических наук, профессор, профессор кафедры
МЕЛЬНИК Виктория Николаевна	Национальный технический университет Украины «Киевский политехнический институт», г. Киев, кандидат технических наук, доцент
МЕЛЬНИЧУК Александр Петрович	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», кандидат технических наук, доцент кафедры
МОЛОДЫХ Сергей Иванович	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», кандидат технических наук, старший научный сотрудник, ведущий научный сотрудник
МУСТАФА Мустафа Абдул Саям	Национальный технический университет Украины «Киевский политехнический институт», Киев, аспирант
ПОГУДИНА Ольга Константиновна	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», кандидат технических наук, ассистент
СИОРА Александр Андреевич	Научно-производственное предприятие «Радий», Кировоград, кандидат технических наук, председатель правления
СКЛЯР Владимир Владимирович	Государственный научно-технический центр ядерной и радиационной безопасности, Харьков, кандидат технических наук, доцент, ведущий научный сотрудник
СКОБ Юрий Алексеевич	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры
ТРЕТЬЯК Владимир Васильевич	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», кандидат технических наук, доцент, докторант
ТРОПИНА Альбина Альбертовна	Харьковский национальный автомобильно-дорожный университет, кандидат физико-математических наук, доцент, доцент кафедры
УГРЮМОВ Михаил Леонидович	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», доктор технических наук, профессор, профессор кафедры
ФИРСОВ Сергей Николаевич	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры
ХАРЧЕНКО Вячеслав Сергеевич	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой
ШЕНЦОВ Владимир Владимирович	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», магистр
ШКАБУРА Владимир Анатольевич	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», кандидат технических наук, старший научный сотрудник
ЯШИН Сергей Анатольевич	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», заведующий отделом проектно-конструкторских работ НИИ ПФМ ХАИ

АЛФАВИТНЫЙ УКАЗАТЕЛЬ

Амброжевич А.В.	11
Антюфеев В.И.	70
Баранник В.В.	75
Белый Ю.А.	64
Бойчук И.П.	11
Борисевич В.К.	44
Быков В.Н.	70
Горбачев А.А.	40
До Куок Туан	5
Долматов А.И.	31
Дружинин Е.А.	89
Жулай Ю.А.	50
Златкин О.Ю.	5
Карпенко С.В.	75
Карташев А.С.	11
Кладун Е.А.	17
Коробчинский К.П.	79
Курин М.А.	31
Кучер А.Г.	93
Мельник В.Н.	24
Мельничук А.П.	36
Молодых С.И.	44
Мустафа Мустафа А.С.	93
Погудина О.К.	89
Сиора А.А.	64
Скляр В.В.	64
Скоб Ю.А.	79
Третьяк В.В.	44
Тропина А.А.	58
Угрюмов М.Л.	79
Фирсов С.Н.	5
Харченко В.С.	64
Шенцов В.В.	79
Шкабура В.А.	54
Яшин С.А.	89