

УДК 624.048

Я.С. КАРПОВ, В.Г. СТАВИЧЕНКО

*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина***ИССЛЕДОВАНИЕ И АНАЛИЗ СПОСОБОВ УДОВЛЕТВОРЕНИЯ КРИТЕРИЯМ ПРОЧНОСТИ СЛОИСТОГО КОМПОЗИЦИОННОГО МАТЕРИАЛА**

Рассмотрены два подхода к оценке прочности слоистого композиционного материала: послойный и для пакета в целом, на основании критерия Мизеса – Хилла. Проведены численные исследования и анализ способов удовлетворения критериям прочности слоистых композиционных материалов в условиях сложного нагружения.

композиционный материал, критерий прочности, монослой, пакет, предельная поверхность**Введение**

Для оценки несущей способности конструкций из слоистых композиционных материалов (КМ) применяются многочисленные критерии прочности [1], в результате чего становится невозможным сопоставление результатов. По этой причине ЦАГИ им. Н.Е. Жуковского в утвержденных руководящих технических материалах рекомендует использовать критерий Мизеса – Хилла, причем на этапе проектирования в записи для монослоя, для которого известны физико-механические характеристики, а на этапе поверочного расчета на прочность – для пакета слоев в целом с использованием экспериментально найденных упругих и прочностных свойств пакета КМ [4].

В связи со сказанным актуальным является исследование результатов оценки прочности по этим двум способам удовлетворения критериям. Для монослоя принимаются паспортные данные о его свойствах, а для пакета пределы прочности вычисляются аналитически по методике [2], базирующейся на постулате о том, что пределом прочности является такая величина напряжений, при которой критерий прочности выполняется для всех слоев.

Принимается также, что теоретический предел прочности определяется на основе критерия, по которому впоследствии будет оцениваться несущая способность пакета КМ.

1. Способы оценки прочности слоистых композиционных материалов

Согласно первому подходу критерии прочности применяются к каждому слою и записываются через напряжения в местной системе координат. Критерий прочности Мизеса – Хилла для монослоя имеет вид

$$\frac{\sigma_{1i}^2}{F_{1i}^2} - \frac{\sigma_{1i}\sigma_{2i}}{F_{1i}F_{2i}} + \frac{\sigma_{2i}^2}{F_{2i}^2} + \frac{\tau_{12i}^2}{F_{12i}^2} \leq 1, \quad (1)$$

где $\sigma_{1i}, \sigma_{2i}, \tau_{12i}$ – напряжения в местной системе координат; F_{1i}, F_{2i}, F_{12i} – пределы прочности по осям ортотропии слоев 1, 2 на растяжение (сжатие) и на сдвиг; i – номер слоя (рис. 1).

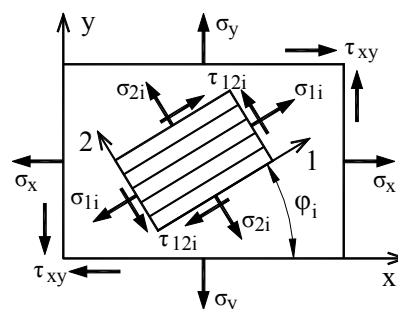


Рис. 1. Модель КМ

Согласно второму подходу критерий прочности применяется ко всему пакету слоев, который рассматривается как однородный анизотропный материал и записывается через средние напряжения в пакете.

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

Здесь $\sigma_x, \sigma_y, \tau_{xy}$ – напряжения в глобальной системе координат, F_x, F_y, F_{xy} – пределы прочности пакета по соответствующим направлениям.

Пределы прочности F_x, F_y, F_{xy} находятся по следующему алгоритму [2]:

– из физического закона для пакета определяют средние деформации пакета

$$\begin{aligned} \varepsilon_x &= \frac{\sigma_x}{E_x} - \mu_{yx} \frac{\sigma_y}{E_y} + \eta_{xy,x} \frac{\tau_{xy}}{G_{xy}}, \\ \varepsilon_y &= -\mu_{xy} \frac{\sigma_x}{E_x} + \frac{\sigma_y}{E_y} + \eta_{xy,y} \frac{\tau_{xy}}{G_{xy}}, \\ \gamma_{xy} &= \eta_{x,xy} \frac{\sigma_x}{E_x} + \eta_{y,xy} \frac{\sigma_y}{E_y} + \frac{\tau_{xy}}{G_{xy}}; \end{aligned} \quad (3)$$

– из условия совместности деформаций находятся деформации всех слоев в местной системе координат (см. рис. 1)

$$\begin{aligned} \varepsilon_{1i} &= \varepsilon_x \cos^2 \varphi_i + \varepsilon_y \sin^2 \varphi_i + \gamma_{xy} \sin \varphi_i \cos \varphi_i, \\ \varepsilon_{2i} &= \varepsilon_x \sin^2 \varphi_i + \varepsilon_y \cos^2 \varphi_i - \gamma_{xy} \sin \varphi_i \cos \varphi_i, \\ \gamma_{12i} &= (\varepsilon_y - \varepsilon_x) \sin 2\varphi_i + \gamma_{xy} \cos 2\varphi_i; \end{aligned} \quad (4)$$

– из физического закона для слоев определяются напряжения

$$\begin{aligned} \sigma_{1i} &= \bar{E}_{1i} (\varepsilon_{1i} + \mu_{21i} \varepsilon_{2i}), \\ \sigma_{2i} &= \bar{E}_{2i} (\varepsilon_{2i} + \mu_{12i} \varepsilon_{1i}), \\ \tau_{12i} &= G_{12i} \gamma_{12i}, \end{aligned} \quad (5)$$

где

$$\begin{aligned} \bar{E}_{1i} &= \frac{E_1}{1 - \mu_{12}\mu_{21}}, \\ \bar{E}_{2i} &= \frac{E_2}{1 - \mu_{12}\mu_{21}}. \end{aligned} \quad (6)$$

После подстановки формул (3) в (4), а полученного результата в выражения (5) зависимости для напряжений в местной системе координат можно представить в виде

$$\begin{aligned} \sigma_{1i} &= Y_{1,1}^i \sigma_x + Y_{1,2}^i \sigma_y + Y_{1,3}^i \tau_{xy}, \\ \sigma_{2i} &= Y_{2,1}^i \sigma_x + Y_{2,2}^i \sigma_y + Y_{2,3}^i \tau_{xy}, \\ \tau_{12i} &= Y_{3,1}^i \sigma_x + Y_{3,2}^i \sigma_y + Y_{3,3}^i \tau_{xy}. \end{aligned} \quad (7)$$

Для определения пределов прочности, например F_x , в последних формулах принимается $\sigma_y = 0$, $\tau_{xy} = 0$, и напряжения в местной системе координат подставляются в критерий прочности для отдельных слоев. При определении предела прочности на растяжение принимается:

$$F_{1i} = \begin{cases} F_{1ip} & \text{при } Y_{1,1}^{<i>} > 0, \\ F_{1ic} & \text{при } Y_{1,1}^{<i>} < 0; \end{cases} \quad (8)$$

$$F_{2i} = \begin{cases} F_{2ip} & \text{при } Y_{2,1}^{<i>} > 0, \\ F_{2ic} & \text{при } Y_{2,1}^{<i>} < 0, \end{cases}$$

а при определении предела прочности на сжатие

$$F_{1i} = \begin{cases} F_{1ip} & \text{при } Y_{1,1}^{<i>} < 0, \\ F_{1ic} & \text{при } Y_{1,1}^{<i>} > 0; \end{cases} \quad (9)$$

$$F_{2i} = \begin{cases} F_{2ip} & \text{при } Y_{2,1}^{<i>} < 0, \\ F_{2ic} & \text{при } Y_{2,1}^{<i>} > 0. \end{cases}$$

Из полученных систем уравнений выражаются напряжения σ_x , и предел прочности определяется как минимальное из полученных значений.

Аналогично определяются и другие пределы прочности.

2. Анализ способов удовлетворения условиям прочности слоистых композиционных материалов

Критерии прочности как для отдельных слоев, так и для пакета в целом представляют собой некоторые замкнутые области в координатах

$$\sigma_x, \sigma_y, \tau_{xy},$$

внутри которых обеспечивается прочность материала.

Пусть $\tau_{xy} = \text{const}$. Тогда для заданного σ_x можно определить интервал напряжений σ_y , в котором будет обеспечиваться прочность КМ (рис. 2).

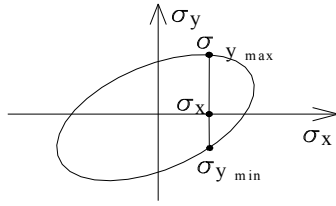


Рис. 2. К определению предельных напряжений

Напряжения $\sigma_{y \max}$ и $\sigma_{y \min}$ определяются из уравнения

$$\frac{\sigma_x^2}{F_x^2} - \frac{\sigma_x \sigma_y}{F_x F_y} + \frac{\sigma_y^2}{F_y^2} + \frac{\tau_{xy}^2}{F_{xy}^2} = 1 \quad (10)$$

с учетом следующих условий:

$$F_x = \begin{cases} F_{xp} & \text{при } \sigma_x > 0, \\ F_{xc} & \text{при } \sigma_x < 0; \end{cases} \quad (11)$$

$$F_y = \begin{cases} F_{yp} & \text{при } \sigma_y > 0, \\ F_{yc} & \text{при } \sigma_y < 0. \end{cases}$$

Выразив напряжения в слоях через напряжения в пакете и подставив в соответствующий критерий прочности, получим уравнения

$$A_{1,1}^i \sigma_x^2 + A_{2,2}^i \sigma_y^2 + A_{3,3}^i \tau_{xy}^2 + 2A_{1,2}^i \sigma_x \sigma_y + 2A_{1,3}^i \sigma_x \tau_{xy} + 2A_{2,3}^i \sigma_y \tau_{xy} \leq 1, \quad i = 1, 2, 3, \dots, \quad (12)$$

из которых, учитывая, что

$$F_{1i} = \begin{cases} F_{1ip} & \text{при } \sigma_{1i} > 0, \\ F_{1ic} & \text{при } \sigma_{1i} < 0; \end{cases} \quad (13)$$

$$F_{2i} = \begin{cases} F_{2ip} & \text{при } \sigma_{2i} > 0, \\ F_{2ic} & \text{при } \sigma_{2i} < 0, \end{cases}$$

находятся точки, лежащие на границе линии уровня «предельной» поверхности для послойного критерия прочности.

Аналогичным образом следует поступать при $\sigma_x = \text{const}$.

По разработанной методике проведены численные исследования для двух материалов, характеристики которых приведены ниже.

1. Углепластик однонаправленный:

$$E_1 = 100 \text{ ГПа};$$

$$E_2 = 10 \text{ ГПа};$$

$$G_{12} = 6 \text{ ГПа};$$

$$\mu_{12} = 0,35;$$

$$F_{1P} = 900 \text{ МПа};$$

$$F_{1C} = 700 \text{ МПа};$$

$$F_{2P} = 50 \text{ МПа};$$

$$F_{2C} = 120 \text{ МПа};$$

$$F_{12} = 75 \text{ МПа}.$$

2. Углепластик тканый:

$$E_1 = 60 \text{ ГПа};$$

$$E_2 = 60 \text{ ГПа};$$

$$G_{12} = 6 \text{ ГПа};$$

$$\mu_{12} = 0,28;$$

$$F_{1P} = 400 \text{ МПа};$$

$$F_{1C} = 400 \text{ МПа};$$

$$F_{2P} = 400 \text{ МПа};$$

$$F_{2C} = 400 \text{ МПа};$$

$$F_{12} = 50 \text{ МПа}.$$

Линии уровня предельных поверхностей в координатах σ_x, σ_y при $\tau_{xy} = 0$ для структуры $[0^\circ, 90^\circ]$ представлены на рис. 3. Для тканого материала линии уровня для слоев и для пакета совпадают.

На рис. 4 представлены линии уровня предельных поверхностей в координатах σ_x, σ_y при $\tau_{xy} = 0$ для структуры $[\pm\phi]$.

Линии уровня предельных поверхностей в координатах σ_x, σ_y при $\tau_{xy} \neq 0$ представлены на рис. 5 для структуры $[\pm\phi]$.

На рис. 6 и 7 представлены линии уровня предельных поверхностей в координатах τ_{xy}, σ_y при $\sigma_x = 0$ для структуры $[0^\circ, 90^\circ]$ и $[\pm 45^\circ]$ соответственно.

На рис. 8 представлены линии уровня предельных поверхностей в координатах σ_x, σ_y при $\tau_{xy} = 0$ для структуры $[0^\circ, 90^\circ, \pm 45^\circ]$.

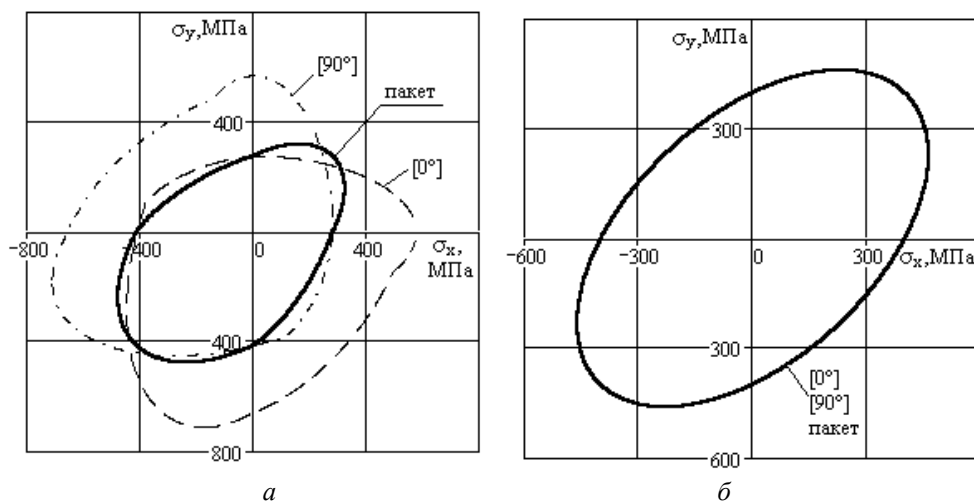


Рис. 3. Линии уровня предельных поверхностей для структуры $[0^\circ, 90^\circ]$:
 a – углепластик однонаправленный; b – углепластик тканый

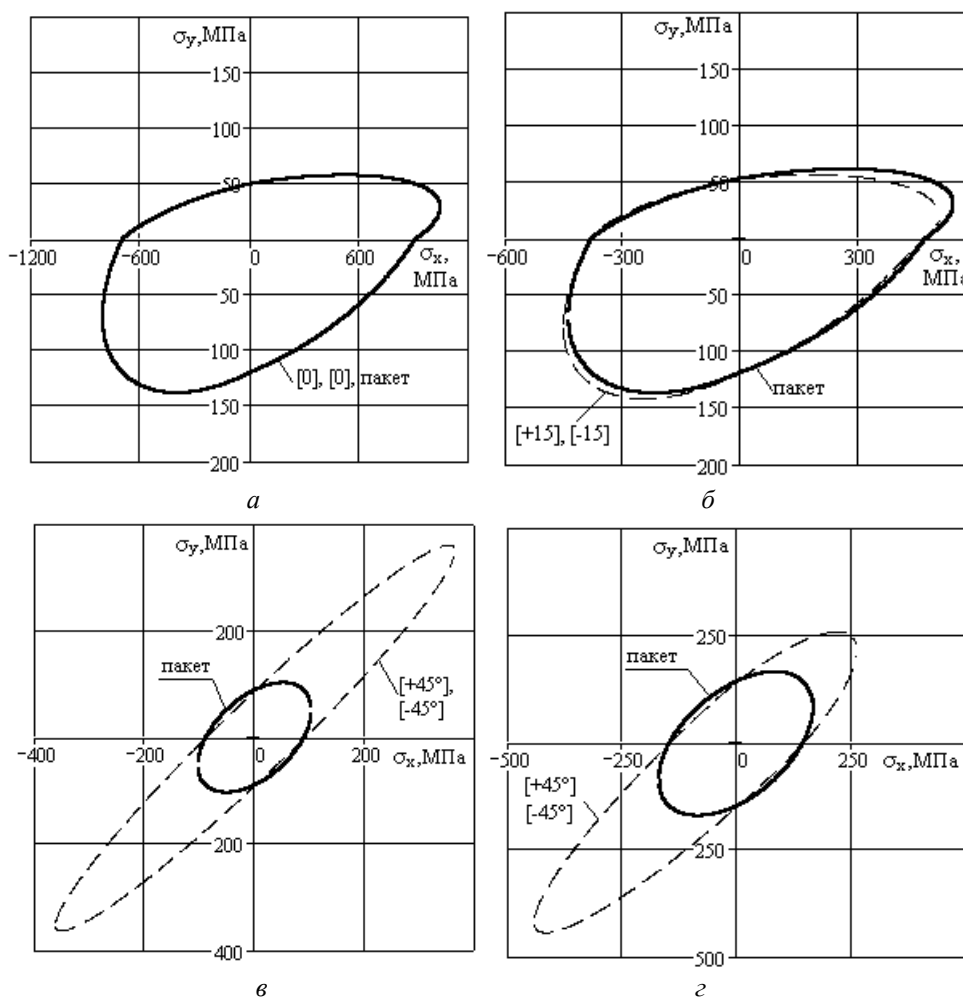


Рис. 4. Линии уровня предельных поверхностей для однонаправленного углепластика, структура $[\pm\varphi]$: a – $[0^\circ]$; b – $[\pm 15^\circ]$; $в$ – $[\pm 30^\circ]$; $г$ – $[\pm 45^\circ]$

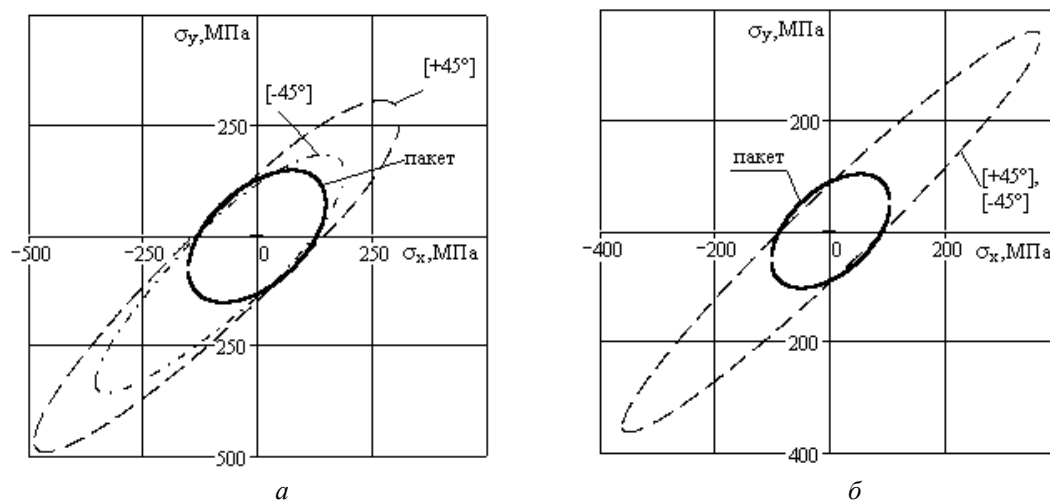


Рис. 5. Линии уровня предельных поверхностей для структуры $[\pm 45^\circ]$ при $\tau_{xy} = 100$ МПа :
 а – углепластик однонаправленный; б – углепластик тканый

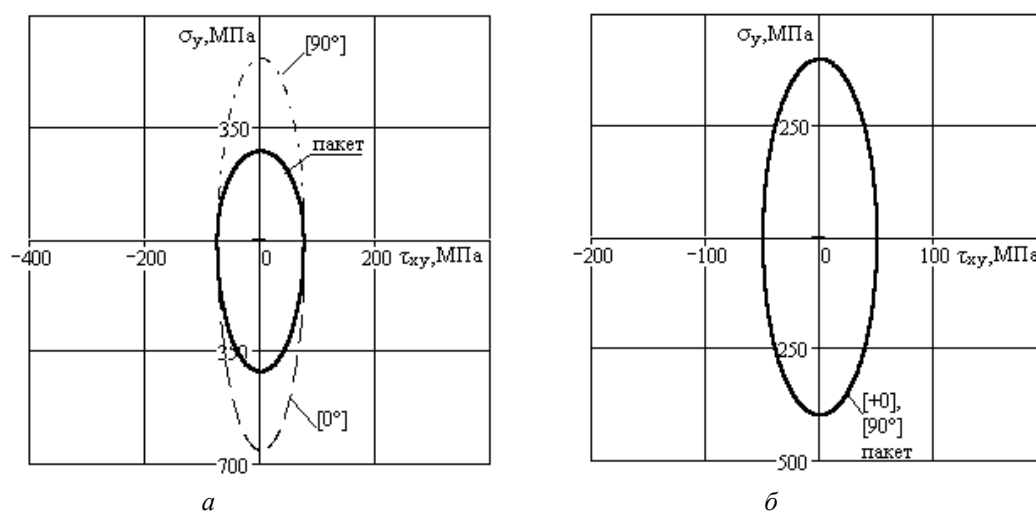


Рис. 6. Линии уровня предельных поверхностей для структуры $[0^\circ, 90^\circ]$ при $\sigma_x = 0$:
 а – углепластик однонаправленный; б – углепластик тканый

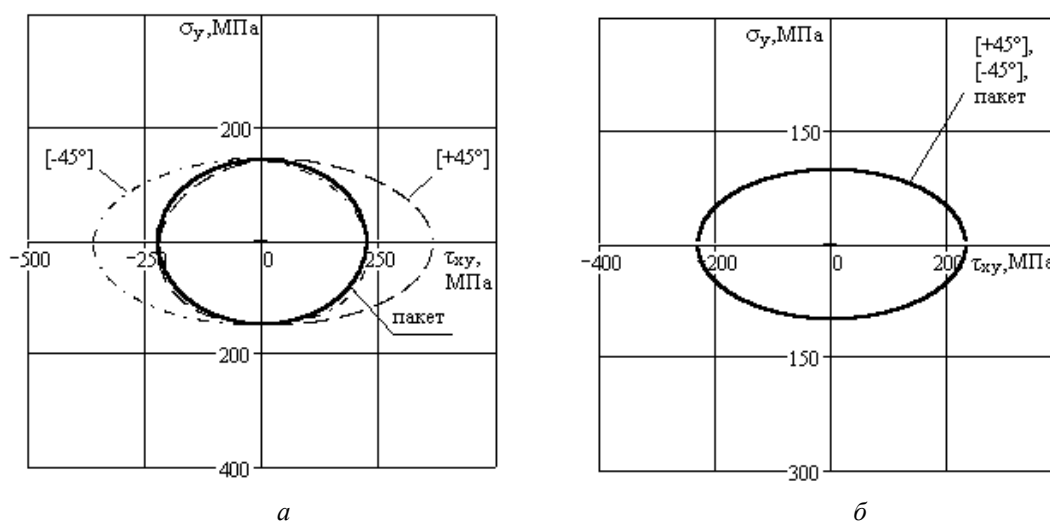


Рис. 7. Линии уровня предельных поверхностей для структуры $[\pm 45^\circ]$ при $\sigma_x = 0$:
 а – углепластик однонаправленный; б – углепластик тканый

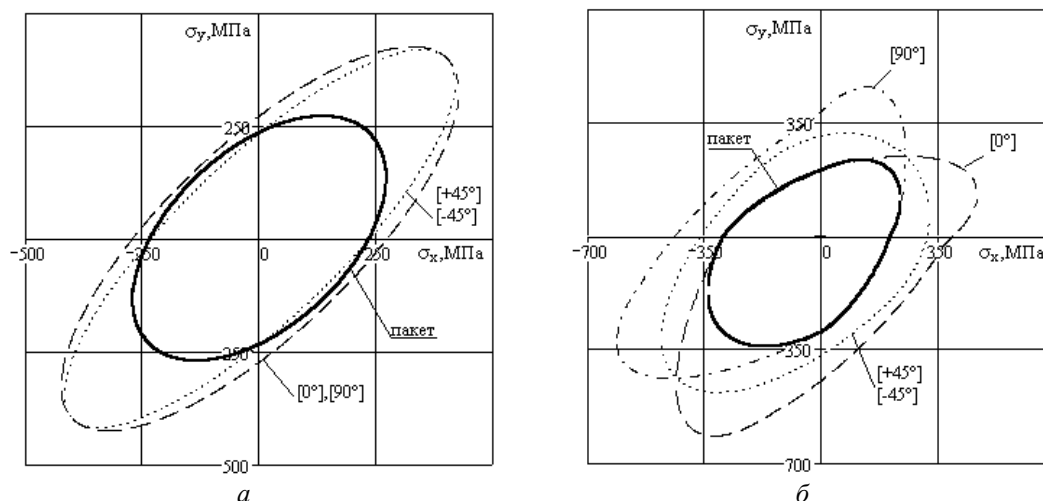


Рис. 8. Линии уровня предельных поверхностей для структуры $[0^\circ, 90^\circ, \pm 45^\circ]$ при $\tau_{xy} = 0$:

a – углепластик однонаправленный; b – углепластик тканый

Заключение

Анализ численных экспериментов позволяет сделать следующие выводы:

- так как при послойной оценке прочности предельная поверхность определяется внутренней огибающей предельных поверхностей всех слоев пакета, то очевидно, что это будет не гладкая поверхность, тем более, что во всех октантах эллипсоиды (1) имеют различные величины полуосей, а для пакета в целом поверхность является гладкой, по крайней мере в пределах одного октанта;

- наличие зон, в которых не соблюдается или критерий прочности пакета для отдельных слоев, или критерий прочности слоя для пакета в целом, что предварительно можно объяснить неучетом взаимного влияния компонентов напряжений при теоретическом определении пределов прочности пакета;

- применение различных подходов к оценке несущей способности конструкций из слоистых КМ на стадиях проектирования и проверочного расчета на прочность нуждается в дополнительном обосновании, потому что даже проверка прочности слоев по экспериментальным значениям пределов прочности пакета обязательно покажет несоблюдение условий прочности какого-либо слоя.

Таким образом, обнаруженное явление ставит разработчиков конструкций из КМ перед дилеммой: каким способом формировать заключение о прочности, тем более, что к аналогичным результатам приводит использование других распространенных критериев прочности (максимальных напряжений, максимальных деформаций и др.).

Литература

1. Гольденблат И.И., Копнов В.А. Критерии прочности и пластичности конструкционных материалов. – М.: Машиностроение, 1971. – 312 с.
2. Карпов Я.С. Механика композиционных материалов: Учеб. пособие. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2001. – 122 с.
3. Лехницкий С.Г. Теория упругости анизотропного тела. – М.: Наука, 1977. – 416 с.
4. Образцов И.Ф., Васильев В.В., Бунаков В.А. Оптимальное армирование оболочек вращения их композиционных материалов. – М.: Машиностроение, 1977. – 144 с.

Поступила в редакцию 12.03.04

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

УДК 629.78.048.7-716

П.Г. ГАКАЛ

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

ЗАМЫКАЮЩИЕ СООТНОШЕНИЯ ДЛЯ РАСЧЕТА ПУТЕВЫХ ПОТЕРЬ ДАВЛЕНИЯ В ДВУХФАЗНЫХ СИСТЕМАХ ТЕРМОРЕГУЛИРОВАНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ И СТАНЦИЙ

Представлены результаты поиска замыкающих соотношений для расчета путевых потерь давления в условиях невесомости. Поиск проводился путем сравнения экспериментальных данных по путевым потерям давления в условиях микрогравитации с данными, полученными по различным замыкающим соотношениям для расчета путевых потерь давления в двухфазных потоках. Найденные замыкающие соотношения будут использоваться при математическом моделировании закономерностей теплогидравлических процессов в двухфазных системах терморегулирования космических аппаратов и станций.

система терморегулирования, космические аппараты и станции, двухфазный поток, потери давления, невесомость

Введение

Система терморегулирования (СТР) является одной из основных систем космического аппарата (КА), от работы которой зависит его нормальное функционирование. До настоящего времени в космических аппаратах и станциях использовались пассивные СТР на основе тепловых труб и СТР с вынужденным течением жидкого теплоносителя. Однако рост тепловыделения в КА с одновременным увеличением его линейных размеров ставит задачу разработки СТР, использующей двухфазный кипящий теплоноситель (ДФ СТР) [1]. В ДФ СТР теплота аккумулируется в теплоносителе в виде скрытой теплоты парообразования, что позволяет переносить значительно большее количество теплоты на единицу массового расхода теплоносителя, чем в случае применения однофазных теплоносителей. Кроме того, высокая интенсивность теплоотдачи при кипении позволяет поддерживать температуру объектов практически на всей протяженности контура, близкой к температуре кипения выбранного теплоносителя. Все процессы теплопередачи, протекающие при изменении агрегатного состояния вещества, происходят значительно интенсивнее, чем при обычном конвективном теплообмене, поэтому масса

теплообменных аппаратов ДФ СТР будет значительно меньше их массы в контуре с однофазным теплоносителем.

1. Проблема моделирования теплогидравлических процессов в ДФ СТР

ДФ СТР является принципиально новой, ранее не использовавшейся в практике проектирования космических объектов системой. Одной из проблем, ограничивающей широкое использование ДФ СТР, является слабая изученность поведения двухфазного потока в условиях невесомости.

Проектирование ДФ СТР проводится на основе результатов математического моделирования закономерностей теплогидравлических процессов как в самой системе, так и в ее элементах. Моделирование возможно только при адекватном описании потерь давления в двухфазном потоке в условиях невесомости. Поэтому ставится задача: используя существующие экспериментальные данные по путевым потерям давления в условиях невесомости, выбрать замыкающие соотношения, обеспечивающие наилучшее согласование расчетных и экспериментальных значений путевых потерь давления.

2. Обзор экспериментальных исследований потерь давления в двухфазном потоке в условиях невесомости

Исследования гидродинамики и теплообмена двухфазного потока в условиях микрогравитации были начаты в 50–60-е годы. Подробный обзор полученных за этот период результатов содержится в работе [2]. Результаты более поздних исследований нашли отражение в монографиях [3, 4] и обзоре [5]. Однако результаты, представленные в указанных работах, устарели и относятся, как правило, к кипению криогенных жидкостей в больших объемах в условиях невесомости. Путевые потери давления в двухфазных потоках или вообще не рассматриваются, или освещены достаточно мало. Поэтому начиная с 1990 года NASA (США) провело серию экспериментов по изучению путевых потерь давления в условиях микрогравитации. Работы были инициированы проектированием Международной космической станции (МКС), в которой планировалось использовать ДФ СТР. Результаты исследований представлены в работах [6 - 9]. Краткая информация по экспериментам приведена в табл. 1.

3. Замыкающие соотношения для расчета путевых потерь давления в двухфазном потоке

Рассмотрим различные модели двухфазного потока и замыкающие соотношения для расчета путевых потерь давления, построенные в рамках моделей.

3.1. Соотношения на основе гомогенной модели двухфазного потока

Двухфазная среда рассматривается как однородная смесь, которую можно представить как однофазную среду. Потери давления рассчитывают по формуле

$$\left(\frac{dp}{dz}\right)_{2\Phi} = f_m \frac{1}{D} \frac{1}{2} \rho_m u_m^2. \quad (1)$$

Здесь $\rho_m = \frac{1}{\frac{x}{\rho_g} + \frac{1-x}{\rho_l}}$ – плотность двухфазной

смеси, кг/м³; u_m – скорость двухфазной смеси, м/с.

Коэффициент трения f_m определяют по соотношениям для однофазного потока. Число Рейнольдса, используемое для расчета коэффициента трения,

находят по формуле $Re_m = \frac{G_m D}{\mu_m}$, где G_m – массо-

Таблица 1

Информация по экспериментам

Работа	Метод получения невесомости	Рабочее тело	Режимные параметры	Геометрия
[6]	Полет на борту самолета КС-135 по траектории Кеплера	ф-114	$p = 0,63 \dots 0,65$ МПа, $x = 0,15 \dots 0,86$, $G = 190 \dots 220$ кг/(м ² ·с)	Труба $L = 1,38$ м, $D = 1,58$ см
[7, 9]	Полет на борту Шаттл (миссия STS-46 Space Shuttle)	аммиак	$T_{\text{sat}} = 294 \dots 300$ К, $x = 0,17 \dots 0,52$, $m = 0,03 \dots 2,5$ г/с	Труба $L = 0,756$ м, $D = 3,34$ мм
[8]	Полет на борту самолета КС-135 по траектории Кеплера	ф-12	Канал № 1: $p = 5,9 \dots 6,4$ МПа, $x = 0,1 \dots 0,8$, $T_{\text{sat}} = 295 \dots 298$ К, $m = 6,2 \dots 14$ г/с; Канал № 2: $p = 4,95 \dots 5,6$ МПа, $x = 0,01 \dots 0,94$, $T_{\text{sat}} = 288 \dots 292$ К, $m = 7 \dots 60$ г/с	Канал № 1: $L = 1,22$ м, $D = 4,6$ мм Канал № 2: $L = 1,22$ м, $D = 10,5$ мм

вая скорость, $\text{кг}/(\text{м}^2 \cdot \text{с})$; μ_m – динамическая вязкость двухфазной смеси, $\text{Па} \cdot \text{с}$. Для расчета динамической вязкости смеси используют соотношения:

- МакАдамса [6]

$$\mu_m = \frac{1}{\frac{x}{\mu_g} + \frac{1-x}{\mu_l}}; \quad (2)$$

- Битти – Уэлли [11]

$$\mu_m = \mu_g \alpha + \mu_l (1-\alpha)(1+2,5\alpha). \quad (3)$$

В приведенных соотношениях (1) – (3) μ_g , μ_l – динамическая вязкость пара и жидкости соответственно, $\text{Па} \cdot \text{с}$; ρ_g , ρ_l – плотность пара и жидкости соответственно, $\text{кг}/\text{м}^3$; x – массовое паросодержание; α – объемное паросодержание.

3.2. Соотношения, основанные на кольцевой модели двухфазного потока

Считается, что жидкость движется по стенке трубы в виде пленки, а в центральной части трубы пар образует «ядро» потока. Потери давления рассчитываются по формуле [6]

$$\left(\frac{dp}{dz} \right)_{2\Phi} = \frac{4\tau_i}{(D-2\delta)}, \quad (4)$$

где δ – толщина пленки, м; $\tau_i = f_i \left| \rho_g \frac{(u_g - u_i)^2}{8} \right|$ –

касательные напряжения на межфазной поверхности, Па; f_i – межфазный коэффициент трения; u_g – средняя скорость парового ядра, м/с; u_i – межфазная скорость, м/с.

Если учесть, что $u_g = \frac{j_g}{\alpha}$, и пренебречь межфазной скоростью u_i , то

$$\tau_i = f_i \left| \rho_g \frac{\left(\frac{j_g}{\alpha} \right)^2}{8} \right|, \quad (5)$$

где j_g – приведенная скорость газа, м/с.

Для случая кольцевого потока α определяется по формуле

$$\alpha = \left(1 - \frac{2\delta}{D} \right)^2. \quad (6)$$

Подставляя в выражение (4) формулы (5) и (6), получают выражения для параметров двухфазности при кольцевом режиме течения:

$$\Phi_g^2 = \frac{f_i}{f_{wg} \alpha^{2,5}}; \quad (7)$$

$$\Phi_l^2 = \frac{1}{(1-\alpha)^2}. \quad (8)$$

Перепад давления с учетом выражений (7) и (8) вычисляют по соотношениям

$$\left(\frac{dp}{dz} \right)_{2\Phi} = \Phi_g^2 f_{wg} \frac{\rho_g j_g^2}{2} \frac{1}{D}, \quad (9)$$

или

$$\left(\frac{dp}{dz} \right)_{2\Phi} = \Phi_l^2 f_{wl} \frac{\rho_l j_l^2}{2} \frac{1}{D}. \quad (10)$$

Сопоставив представленные соотношения с учетом, что приведенная скорость пара

$j_g = \frac{m_g}{\rho_g A} = \frac{mx}{\rho_g A}$, а приведенная скорость жидкости

$j_l = \frac{m_l}{\rho_l A} = \frac{m(1-x)}{\rho_l A}$, получают

$$\frac{\alpha^{2,5}}{(1-\alpha)^2} = \frac{f_i \rho_l}{f_{wg} \rho_g} \left(\frac{x}{1-x} \right)^2. \quad (11)$$

В общем случае формула для расчета α имеет вид

$$\alpha = \frac{x/\rho_g}{x/\rho_g + \bar{s}(1-x)/\rho_l}, \quad (12)$$

где $\bar{s}$ – фактор скольжения. Для определения $\bar{s}$ в [6] предложена формула Премоли (Premoli):

$$\bar{s} = 1 + E_1 \left(\frac{y}{1 + yE_2} - yE_2 \right)^{\frac{1}{2}}. \quad (13)$$

Здесь

$$y = \frac{\beta}{1-\beta}, \quad \beta = \frac{j_g}{j_g + j_l}, \quad E_1 = 1,578 \text{Re}^{-0,19} \left(\frac{\rho_l}{\rho_g} \right)^{-0,022},$$

$$E_2 = 0,0273 \text{We} \text{Re}^{-0,51} \left(\frac{\rho_l}{\rho_g} \right)^{-0,06}, \quad \text{Re} = \frac{GD}{\mu_l}, \quad \text{We} = \frac{G^2 D}{\sigma \rho_l}.$$

Следовательно, определив по (12) α , из (11) находят f_i , а по соотношениям (7) – (10) – перепад давления.

Для расчета f_i можно также воспользоваться эмпирическим соотношением [6]:

$$\frac{f_i}{f_{wg}} = 1 + 11,7 \left(\frac{\delta}{D} \right)^{0,39}. \quad (14)$$

В работе [7] для расчета δ предложено выражение

$$\delta_g^+ = \delta \frac{\left(\frac{\tau_i}{\rho_g} \right)^{1/2}}{v_g}, \quad (15)$$

где v_g – кинематическая вязкость, м²/с.

Величина δ_g^+ находится по формуле

$$\delta_g^+ = 0,34 \text{Re}_l^{0,6} \frac{\mu_l}{\mu_g} \left(\frac{\rho_g}{\rho_l} \right)^{1/2}. \quad (16)$$

Здесь Re_l – число Рейнольдса жидкой пленки.

Коэффициент трения на межфазной поверхности находят по формуле

$$\frac{f_i}{f_{wg}} = \begin{cases} 1 + 0,045(\delta_g^+ - 5,9), & \text{если } \delta_g^+ > 5,9; \\ 1, & \text{если } \delta_g^+ \leq 5,9. \end{cases} \quad (17)$$

Из соотношения (15), используя формулу для касательных напряжений, находят толщину пленки:

$$\delta = \frac{\delta_g^+ v_g}{\left(\frac{f_i}{8} \right)^{1/2} u_g}. \quad (18)$$

Скорость паровой фазы рассчитывают по формуле

$$u_g = \frac{mx}{\rho_g \frac{\pi}{4} (D - 2\delta)^2}. \quad (19)$$

Зная f_i , u_g и δ окончательно перепад давления определяют по формуле

$$\left(\frac{dp}{dz} \right)_{2\Phi} = f_i \frac{1}{D - 2\delta} \cdot \frac{1}{2} \cdot \frac{\rho_g u_g^2}{2}. \quad (20)$$

В случае кольцевого режима течения с гладкой пленкой, который, как указывается в [8, 11], реали-

зуется при $\alpha \geq 0,76$, связь между α и $\frac{f_i}{f_{wg}}$ упрощается и принимает вид

$$\frac{f_i}{f_{wg}} = 1. \quad (21)$$

3.3. Замыкающее соотношение на основе параметра Локкарта – Мартинелли

Используя соотношения (7) и (8), получим параметр Локкарта – Мартинелли в форме

$$X^2 = \left(\frac{\Phi_g}{\Phi_l} \right)^2 = \frac{(1 - \alpha)^2}{\alpha^{2,5}} \frac{f_i}{f_{wg}}. \quad (22)$$

С другой стороны параметр Локкарта – Мартинелли равен [10, 11]

$$X^2 = \left(\frac{1 - x}{x} \right)^{1,8} \frac{\rho_g}{\rho_l} \left(\frac{\mu_l}{\mu_g} \right)^{0,2}. \quad (23)$$

Следовательно, вычислив по (23) X^2 и зная связь между α и $\frac{f_i}{f_{wg}}$, определяют $\left(\frac{dp}{dz} \right)_{2\Phi}$. В каче-

стве связи между α и $\frac{f_i}{f_{wg}}$ используют различные соотношения. В [9] предложена формула

$$\frac{f_i}{f_{wg}} = 1 + 6,81(1 - \alpha)^{0,39}. \quad (24)$$

Таким образом, решая систему уравнений (22) – (24), получают значения α и $\frac{f_i}{f_{wg}}$, подставив кото-

рые в (7), определяют $\Phi_g^2 = \frac{f_i}{f_{wg} \alpha^{2,5}}$. Окончательно

перепад давления рассчитывают по формуле

$$\left(\frac{dp}{dz} \right)_{2\Phi} = \Phi_g^2 f_{wg} \frac{\rho_g j_g^2}{2} \frac{1}{D}. \quad (25)$$

3.4. Замыкающее соотношение Трониевского и Ульбриха (Troniewski and Ulbrich) [12]

Перепад давления в двухфазном потоке рассчитывают по формуле

$$\left(\frac{dp}{dz}\right)_{2\Phi} = \begin{cases} \left(\frac{dp}{dz}\right)_l \Phi_l^2, & \text{если } X \geq 100; \\ \left(\frac{dp}{dz}\right)_g \Phi_g^2, & \text{если } X < 100, \end{cases} \quad (26)$$

где

$$\Phi_g = \begin{cases} \exp\left\{\sum_{m=0}^5 [a_m (\ln X)^m]\right\}, & \text{если } 0,01 < X < 100; \\ \exp[a_6 \exp(a_7 \ln X)], & \text{если } X \leq 0,01; \end{cases} \quad (27)$$

$$\Phi_l = \exp[a_8 \exp(a_9 \ln X)], \text{ если } X \geq 100.$$

Значения констант $a_0 - a_9$ в зависимости от режимов течения паровой и жидкой фаз (ламинарный или турбулентный) приведены в табл. 2 [12].

4. Выбор замыкающих соотношений для расчета путевых потерь давления в условиях невесомости

При решении задачи будем экспериментальные результаты сравнивать с данными, полученными по следующим замыкающим соотношениям:

- 1) Макадамса (гомогенная модель с использованием формулы (2) для расчета вязкости);
- 2) Битти – Уэлли (гомогенная модель с использованием формулы (3) для расчета вязкости);

3) Премоли (кольцевая модель, используется для расчета фактора скольжения (13));

4) кольцевая модель с использованием формул (15) - (20);

5) кольцевого потока (кольцевая модель; для расчета межфазного трения используется формула (14));

6) гладкого кольцевого потока (кольцевая модель; межфазное трение рассчитывается по формуле (21));

7) Локкарта – Мартинелли (формулы (22) – (25));

8) Трониевского – Ульбриха (для расчета используются формулы (26) - (27)).

На рис. 1, а - е представлено сравнение экспериментальных и расчетных данных, полученных по различным замыкающим соотношениям. В подписях приводится информация о величине среднеквадратичного отклонения RMS :

$$RMS = \sqrt{\frac{(\Delta p_{\text{exp}} - \Delta p_{\text{calc}})^2}{N}}, \quad (28)$$

Таблица 2

Значения констант $a_0 \dots a_9$ в модели Трониевского и Ульбриха

Коэффициенты	Режим течения паровой и жидкой фаз			
	Т-Т $Re_g > 2100$ $Re_L > 2100$	Т-Л $Re_g \leq 2100$ $Re_L > 2100$	Л-Т $Re_g > 2100$ $Re_L \leq 2100$	Л-Л $Re_g \leq 2100$ $Re_L \leq 2100$
a_0	1,442234405141	1,250764152382	1,242340822498	$9,794209495283 \cdot 10^{-1}$
a_1	$4,987124154600 \cdot 10^{-1}$	$5,597574859964 \cdot 10^{-1}$	$5,351838346275 \cdot 10^{-1}$	$5,666477220093 \cdot 10^{-1}$
a_2	$5,843703063995 \cdot 10^{-2}$	$6,699986422058 \cdot 10^{-2}$	$6,968848631602 \cdot 10^{-2}$	$9,627530204125 \cdot 10^{-2}$
a_3	$-1,336126166103 \cdot 10^{-3}$	$-5,573698621418 \cdot 10^{-3}$	$-4,987204907644 \cdot 10^{-3}$	$-4,506788218734 \cdot 10^{-3}$
a_4	$-4,755698575268 \cdot 10^{-4}$	$-6,002645641090 \cdot 10^{-4}$	$-5,805807194990 \cdot 10^{-4}$	$-1,475254575799 \cdot 10^{-3}$
a_5	$3,146521209930 \cdot 10^{-5}$	$1,291950426484 \cdot 10^{-4}$	$1,381135151789 \cdot 10^{-4}$	$7,773850936810 \cdot 10^{-5}$
a_6	1,596	1,0192	1,751	2,682
a_7	0,4148	0,5025	0,4760	0,9960
a_8	118,48	121,75	39,518	302,27
a_9	-1,554	-1,554	-1,265	-1,781

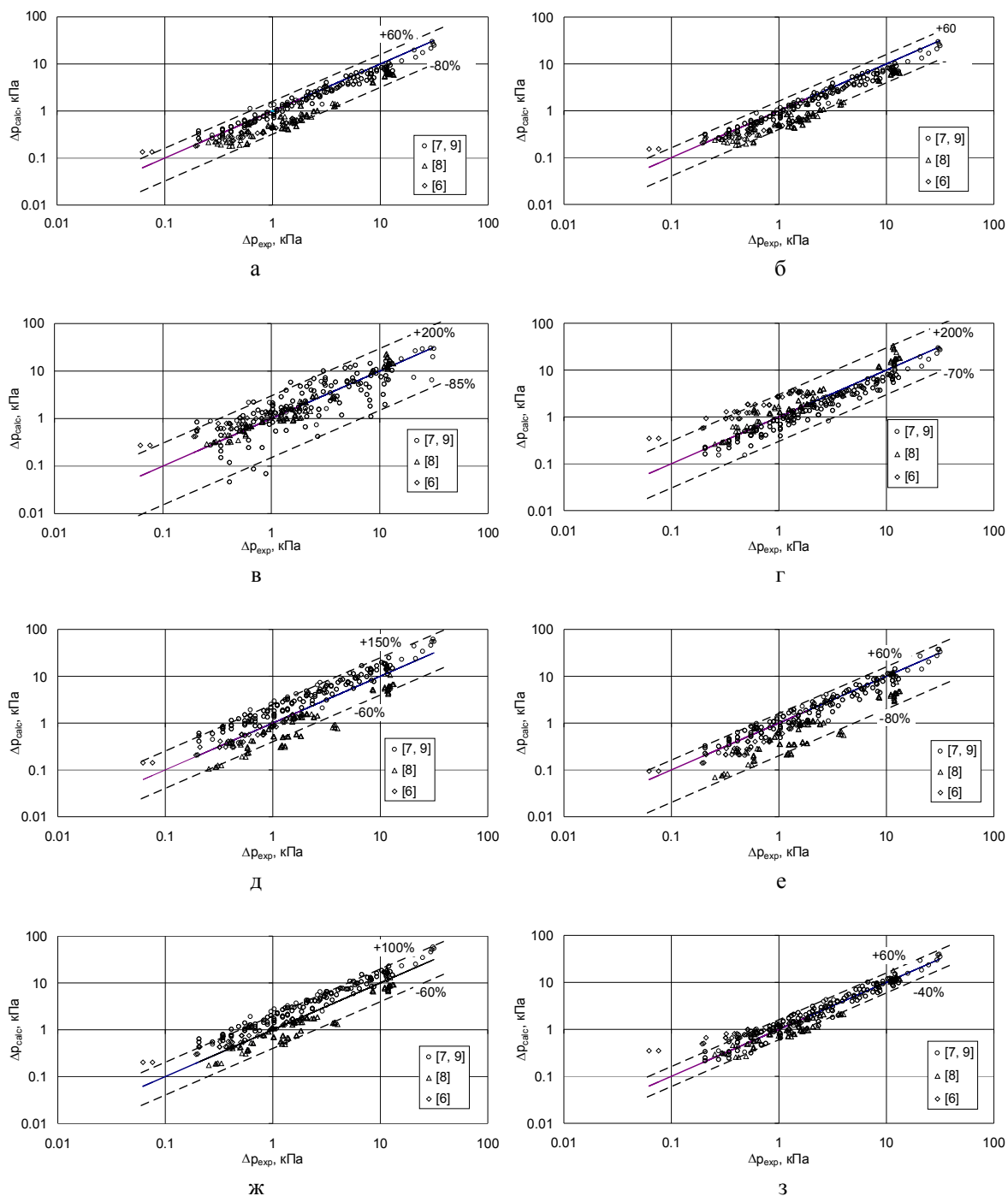


Рис. 1. Сравнение экспериментальных данных с данными, полученными по различным замыкающим соотношениям: а – соотношение Макадамса ($RMS = 2,06$); б – соотношение Бетти – Уэлли ($RMS = 2,04$); в – соотношение Премоли ($RMS = 2,85$); г – кольцевая модель с использованием формул (15) – (20) ($RMS = 2,92$); д – соотношение для кольцевого потока ($RMS = 3,92$); е – соотношение для гладкого кольцевого потока ($RMS = 2,19$); ж – соотношение Локкарта – Мартинелли ($RMS = 3,43$); з – соотношение Трониевского – Ульбриха ($RMS = 1,15$)

где $\Delta p_{\text{эксп}}$ – экспериментальное значение перепада давления; Δp_{calc} – вычисленное значение перепада давления; N – количество точек, в которых проводится сравнение.

Из результатов сравнения следует, что наилучшее совпадение расчета с экспериментом обеспечивает замыкающее соотношение Трониевского – Ульбриха (27) – (28). Расхождение находится в диа-

пазоне +60...-40%. Среднеквадратичное отклонение составляет $RMS = 1,15$.

Заключение

В статье представлены результаты поиска замыкающего соотношения для расчета путевых потерь давления в двухфазном потоке в условиях микрогравитации. Задача решалась путем сравнения расчетных результатов, полученных по разным замыкающим соотношениям, с экспериментальными данными. При сравнении использовались экспериментальные данные, полученные при различных способах имитации невесомости (полет на борту космического аппарата, самолета, летящего по траектории Кеплера, и в свободно падающем контейнере) и с разными теплоносителями. Определено, что наилучшее совпадение расчета с экспериментом обеспечивает замыкающее соотношение Трониевского – Ульбриха. Данное соотношение рекомендуется использовать в математических моделях тепло-гидравлических процессов в ДФ СТР КА.

Литература

1. Никонов А.А., Горбенко Г.А., Блинков В.Н. Теплообменные контуры с двухфазным теплоносителем для систем терморегулирования космических аппаратов. – М: Машиностроение, 1991. – 302 с.
2. Зигель Р. Теплообмен в условиях ослабленной гравитации. – В кн.: Успехи теплопередачи. – М.: Мир, 1970. – 358 с.
3. Григорьев В.А., Павлов Ю.М., Аметистов Е.В. Кипение криогенных жидкостей. – М.: Энергия, 1977. – 288 с.
4. Фрост У. Теплопередача при низких температурах. – М.: Мир, 1977. – 391 с.
5. Авдеевский В.С. Основные задачи исследования гидромеханики и теплообмена в условиях невесомости // Изв. АН СССР. – Сер. Физика. – 1985. – Т. 49, № 4. – С. 627 – 634.
6. Chen I., Downing R., Keshock E.G. and Al-Sharif M. Measurements and Correlation of Two-Phase Pressure Drop Under Microgravity Conditions // Journal of Thermophysics and Heat Transfer. – 1991. – Vol. 5, № 4. – P. 514 – 523.
7. Eugene K. Ungar and John D. Cornwell. Two-phase pressure drop of ammonia in small diameter horizontal tubes // AIAA 17th Aerospace Ground Testing Conference, Nashville, TN, July 6 - 8, 1992.
8. Miller K. M., Ungar E. K., Dzenitis J. M. and Wheeler M. Microgravity two-phase pressure drop data in smooth tubing // Proceedings of Symposium on Fluid Mechanics Phenomena in Microgravity, AMD – Vol. 174; FED – Vol. 175, ASME Winter Annual Meeting, New Orleans, LA, November 28 – December 3, 1993. – P. 37 – 50.
9. Reinarts T. R., Ungar E. K., Butler C. D. Adiabatic two-phase pressure drop in microgravity: TEMP2A-3 flight experiment measurements and comparison with predictions // 33rd Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, NV, January 9 – 12, 1995.
10. Теплопередача в двухфазном потоке: Пер. с англ. / Под ред. Д. Баттерворса и Г. Хьюитта. – М.: Энергия, 1980. – 328 с.
11. Хьюитт Дж., Холл-Тейлор Н. Кольцевые двухфазные течения: Пер. с англ. – М.: Энергия, 1974. – 408 с.
12. Troniewski L. and Ulbrich R. Two Phase Gas-Liquid Flow in Rectangular Channels // Chemical Engineering Science. – 1984. – Vol. 39, N 4. – P. 751-765.

Поступила в редакцию 01.03.04

Рецензенты: д-р физ.-мат. наук, проф. А.В. Бастеев, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", г. Харьков; д-р техн. наук, проф. В.В. Соловей, Институт проблем машиностроения им. А. М. Подгорного НАН Украины, г. Харьков

УДК 539.3

В.А. БАЖЕНОВ, Н.А. СОЛОВЕЙ, О.П. КРИВЕНКО*Киевский Национальный университет строительства и архитектуры, Украина*

УСТОЙЧИВОСТЬ ПОЛОГИХ ОБОЛОЧЕК ВРАЩЕНИЯ ЛИНЕЙНО-ПЕРЕМЕННОЙ ТОЛЩИНЫ

Рассмотрена задача устойчивости тонких пологих оболочек вращения переменной толщины в геометрически нелинейной постановке. По конечноэлементной методике исследовано влияние переменности толщины на напряженно-деформированное состояние, устойчивость и закритическое поведение защемленных по контуру сферических панелей при действии равномерно распределенного нормального давления. Обоснована достоверность полученных результатов. Изучены вопросы рациональности повышения несущей способности оболочек за счет увеличения толщины.

оболочка, переменная толщина, нелинейное деформирование, равновесные формы, устойчивость, метод конечных элементов

Введение

Потеря устойчивости часто определяет несущую способность тонких оболочек, что особенно характерно для гибких пологих оболочек вращения [1], широко применяемых в различных областях техники, в частности в авиационных и космических аппаратах, в виде элементов несущих конструкций: днищ топливных баков, люков, обтекателей и др. Обычно из соображений простоты изготовления эти конструкции выполняются с постоянной толщиной. Задачи устойчивости для пологих оболочек вращения постоянной толщины являются классическими в геометрически нелинейной теории оболочек и поэтому отражены достаточно широко в литературе [1 – 8]. На этих оболочках изучаются нелинейные задачи, исследуются и тестируются методы и алгоритмы их решения.

При проектировании для повышения несущей способности имеется ряд способов увеличения общей жесткости всей конструкции за счет более рационального распределения материала в объеме оболочки. Одним из таких приемов является конструирование оболочки с переменной толщиной [2]. Иногда оказывается необходимым соединить две оболочки неравной толщины или с разными радиусами кривизны. Прочность конструкции в этой зоне обычно повышают, плавно меняя толщину. Для ре-

шения упомянутых проблем необходимо использовать эффективные численные методы нелинейного расчета на устойчивость оболочек переменной толщины и выполнять исследования при варьировании законов изменения толщины изучаемой конструкции. Переменность толщины значительно усложняет в теории оболочек разработку методов расчета и само решение задач устойчивости гибких оболочек [3]. Задачи устойчивости для пологих осесимметричных панелей переменной толщины при действии силовых нагрузок даже в осесимметричной постановке слабо изучены [2 – 5] и поэтому выполненные исследования не дают полной и цельной картины о влиянии хотя бы линейного изменения толщины на устойчивость рассматриваемого класса оболочек. Авторами в целях заполнения указанного пробела предпринята попытка оценить эффективность таких оболочек и, в частности, в сравнении с оболочками постоянной толщины.

1. Формулирование проблемы

Изучается влияние линейных законов распределения толщины по меридиану на устойчивость пологих осесимметричных панелей в целях поиска рациональных форм и оценки способов повышения их несущей способности. Исследование напряженно-деформированного состояния, устойчивости и

закритического поведения неоднородных оболочек проводится по представленной в [9 – 11] методике, основанной на геометрически нелинейных соотношениях трехмерной теории термоупругости и положениях моментной схемы метода конечных элементов [10, 12]. Такой подход позволяет исследовать на основе единой методологии тонкие оболочки с геометрическими особенностями по толщине, с неоднородностями материала, при сложном термосиловом нагружении. Вопросы численного обоснования методики для гладких, ребристых и ослабленных выемками и отверстиями гибких оболочек рассмотрены в работах [13 – 15].

2. Решение проблемы

Определенные результаты по рассматриваемой проблеме имеются в работах Б.Я. Кантора [3, 4], где с позиции теории гибких пологих оболочек исследовалась устойчивость, жестко защемленных по контуру осесимметричных сферических панелей линейно-переменной толщины, нагруженных равномерно распределенным давлением интенсивностью q . Материал оболочки изотропный. Для этих оболочек (рис. 1) в настоящей статье приведены результаты исследования сходимости и точности получаемых по методу конечных элементов (МКЭ) нелинейных решений с рассмотрением полного диапазона изменения параметра переменной толщины, в котором происходит потеря устойчивости панели.

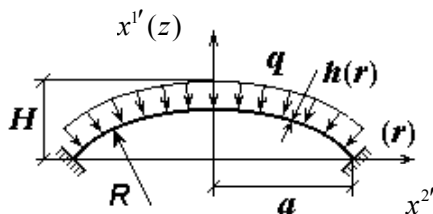


Рис. 1. Сферическая панель переменной толщины

Будем использовать безразмерные параметры:

$$\bar{r} = \frac{r}{a}; \quad \bar{h} = \frac{h}{h_{\bar{r}=0}}; \quad k = \frac{H}{h_{\bar{r}=0}}; \quad (1)$$

$$\bar{q} = \frac{q}{E} \cdot \left(\frac{a}{h_{\bar{r}=0}} \right)^4; \quad \bar{u}^1 = \frac{u^1}{h_{\bar{r}=0}},$$

где r – радиус точки в плане; a – радиус панели в плане; $h(r)$ – толщина панели; $h_{\bar{r}=0}$ – толщина в центре панели; H – стрела подъема панели; u^1 – нормальное перемещение в декартовой системе координат x^i ; R – радиус срединной поверхности панели (см. рис. 1).

Приняты следующие значения упругих и геометрических параметров панели: модуль упругости $E = 19,6 \cdot 10^4$ МПа; коэффициент Пуассона $\nu = 0,3$; $a = 1$ м; $H = 0,05$ м; $h_{\bar{r}=0} = 0,01$ м.

Рассматривались панели, для которых распределение толщины $h(r)$ (рис. 2) в [3, 4] было задано линейной функцией следующего вида:

$$h(b_o, \bar{r}) = h_{\bar{r}=0} [1 + (b_o - 1) \bar{r}], \quad (2)$$

где $b_o = h_{\bar{r}=1}/h_{\bar{r}=0}$ – безразмерный параметр, задающий толщину панели на контуре и определяющий конкретный характер изменения толщины панели. На рис. 2 – 8 каждому виду изменения толщины соответствует свой значок (см. рис. 2).

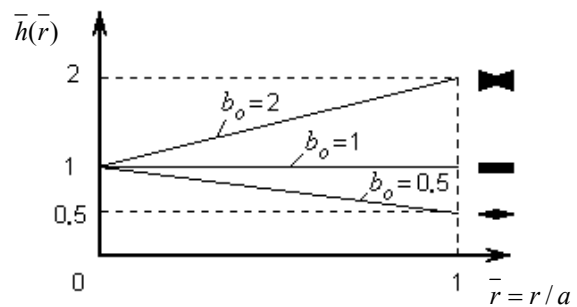


Рис. 2. Варианты переменной толщины $\bar{h}(b_o, \bar{r})$ сферической панели

Панели исследовались при разных значениях параметра переменной толщины b_o . Определялся диапазон изменения параметра b_o , в котором происходит потеря устойчивости.

На рис. 3 и 4 представлены диаграммы "нагрузка – прогиб в центре панели" и зависимости верхнего $\bar{q}_{кр}^в$ и нижнего $\bar{q}_{кр}^н$ критических давлений от величины параметра толщины b_o . Установлено, что потеря устойчивости панели происходит в диапазоне $0 \leq b_o \leq 2,5$. При $b_o > 2,5$ на диаграммах "нагрузка – прогиб" критические точки отсутствуют и панель становится устойчивой.

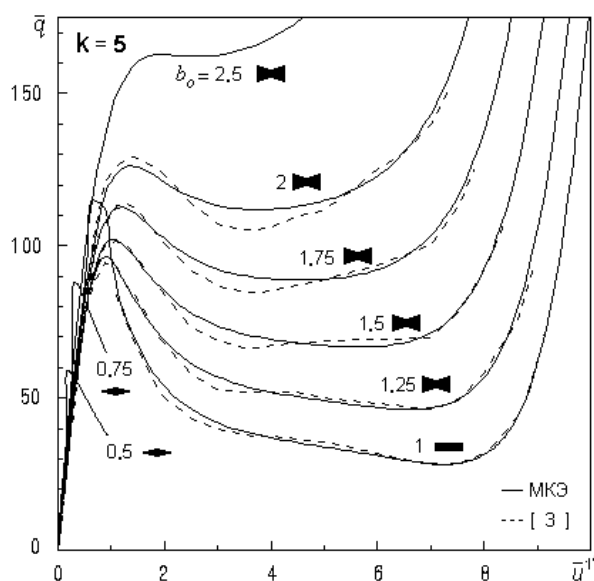


Рис. 3. Диаграммы "нагрузка – прогиб" для сферической панели переменной толщины

Из [3, 4] следует, что деформирование рассматриваемых оболочек происходит по осесимметричным формам. Поэтому за расчетную модель для МКЭ принята четверть сферической панели. Исследование сходимости показало, что расхождение решений по верхней критической нагрузке для разных значений параметра b_o составило, например для сеток 12×12 КЭ и 20×20 КЭ, 2 – 6%. Исходя из того, что деформирование оболочки в закритической области имеет более сложные формы, чем в докритическом состоянии, за расчетную принята сетка 20×20 КЭ.

Сравнение полученных результатов показывает хорошее совпадение не только верхнего и нижнего критических давлений (рис. 4), но и практически

полное совпадение диаграмм "нагрузка – прогиб" (рис. 3) на рассмотренном в [3, 4] интервале изменения параметра b_o ($1 \leq b_o \leq 2$).

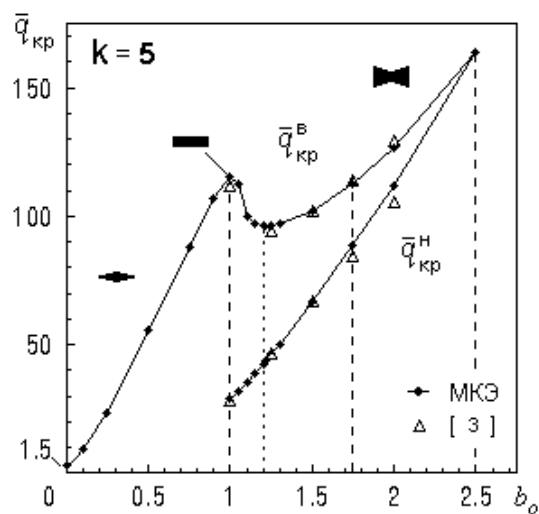


Рис. 4. Зависимость $\bar{q}_{кр}^в$ и $\bar{q}_{кр}^н$ от параметра толщины b_o

На первом участке ($0 \leq b_o < 1$) такому линейному увеличению объема соответствует практически линейное возрастание верхней критической нагрузки. Для первого участка характерные формы деформирования и потери устойчивости представлены на рис. 5, а, б.

На втором участке ($1 \leq b_o \leq 1,75$) увеличение объема панели не ведет к возрастанию верхнего критического давления: на интервале до $b_o = 1,2$ оно уменьшается, а на интервале от 1,2 до 1,75 – увеличивается. При этом происходит последовательное трансформирование форм деформирования и потери устойчивости (рис. 5, в, г).

На третьем участке ($1,75 \leq b_o \leq 2,5$), которому соответствует единственная форма деформирования и потери устойчивости (рис. 5, г), с увеличением объема панели последовательно возрастает верхняя критическая нагрузка.

Полученный эффект падения на втором участке верхней критической нагрузки, очевидно, можно объяснить происходящей на этом участке сменой

формы деформирования. Это подтверждается тем, что, начиная со значения параметра $b_o = 1,2$, когда устанавливается стабильная форма деформирования панели (рис. 5, г), величина верхнего критического давления последовательно возрастает.

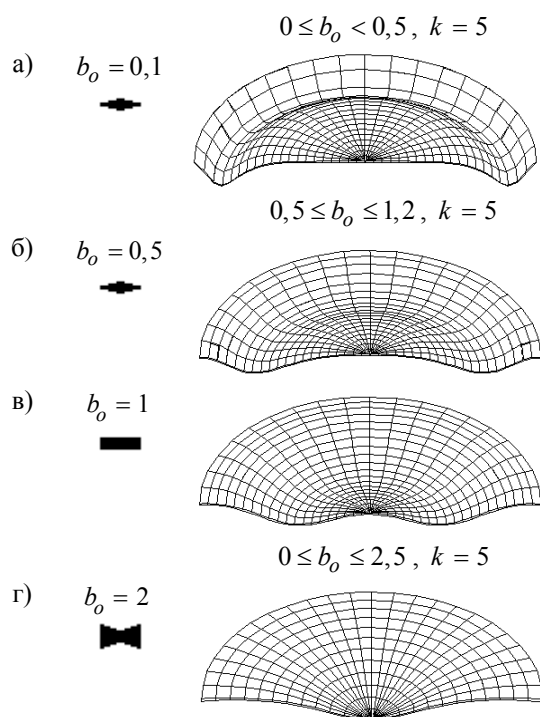


Рис. 5. Формы потери устойчивости оболочек различной переменной толщины

При увеличении параметра толщины b_o имеем последовательное увеличение величины нижней критической нагрузки (рис. 4). Точка слияния кривых для $\bar{q}_{кр}^a$ и $\bar{q}_{кр}^H$ дает предельное значение параметра $b_o = 2,5$, при котором панель перестает терять устойчивость.

Более полно и детально картина перестройки форм деформирования и потери устойчивости панелей представлена на рис. 6.

Для количественного и качественного анализа деформированных форм штрих-пунктирной линией изображена исходная форма оболочки. На меридианах осесимметричных оболочек отмечены характерные места деформирования – центры образовавшихся вмятин и середина панелей.

нах осесимметричных оболочек отмечены характерные места деформирования – центры образовавшихся вмятин и середина панелей.

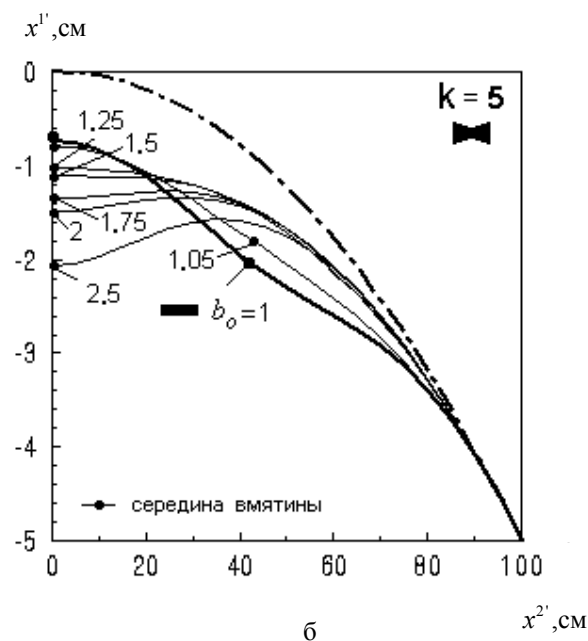
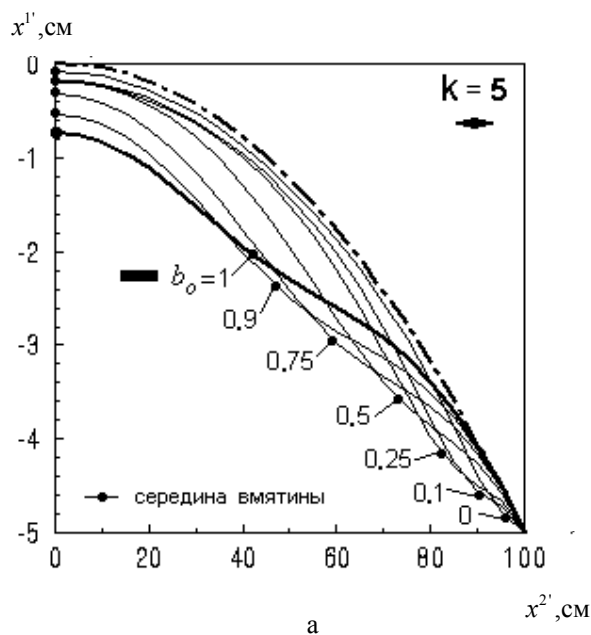


Рис. 6. Эволюция форм потери устойчивости оболочек при изменении параметра b_o : а – при $0 \leq b_o \leq 1$; б – при $1 \leq b_o \leq 2,5$

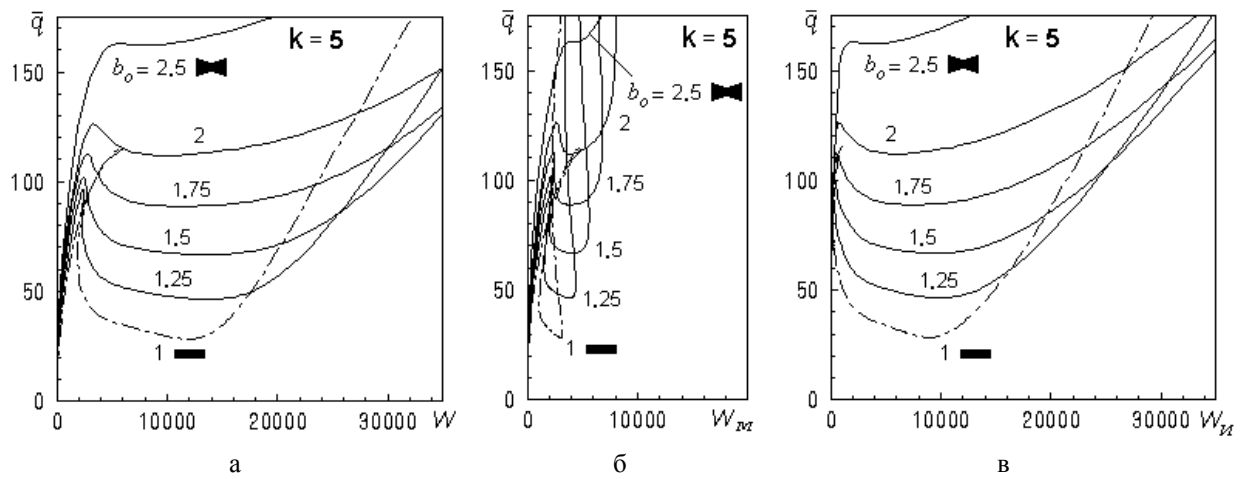


Рис. 7. Диаграммы “нагрузка – энергия деформирования”

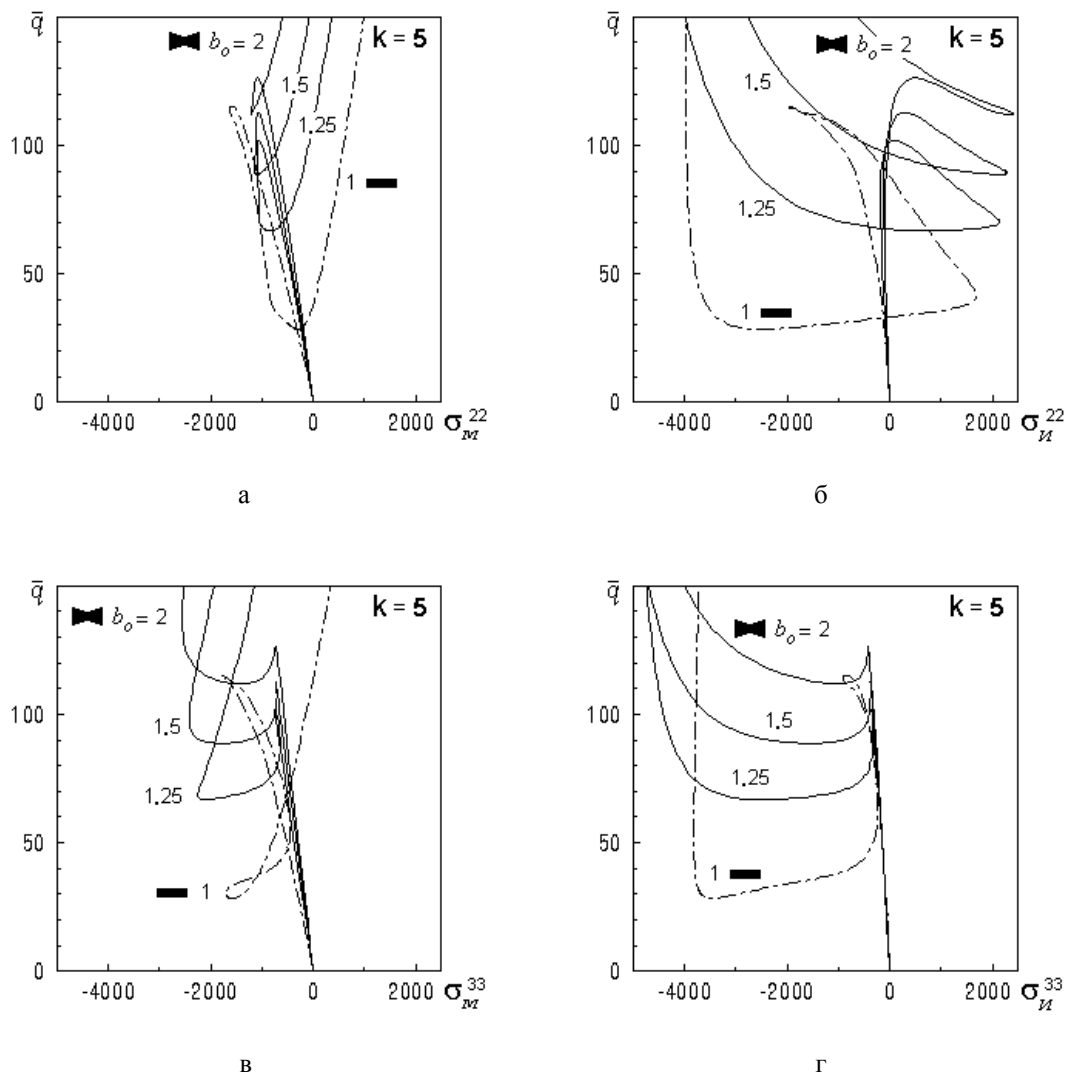


Рис. 8. Диаграммы “нагрузка – напряжения”

При изменении параметра b_o от 0 до 2,5 происходит смещение центра вмятины от края к середине панели. При $b_o > 1,2$ вмятина локализуется в центре оболочки. Перемещения центральной части панели при $b_o \leq 0,5$ незначительны; при $b_o > 0,5$ наблюдается проседание центра панели, которое, начиная с $b_o > 1,2$, принимает определяющий характер – становится местом выхлопа. Описанные изменения месторасположения вмятины в формах деформирования и потери устойчивости оболочек соответствуют направлению смещения участка панели с наименьшей жесткостью.

Рассмотрим результаты анализа полной W , мембранной W_m и изгибной W_u энергий деформирования (рис. 7). В докритической области изгибная энергия относительно невелика, а деформирование оболочки определяется в основном нелинейным возрастанием мембранной энергии. На закритическом участке происходит преобладающее возрастание изгибной энергии при относительной стабилизации мембранной.

Приведенное распределение энергий деформирования соответствует установившемуся представлению об изменении мембранной и изгибной составляющих для пологих панелей при действии распределенной нагрузки.

Для демонстрации изменения напряженного состояния оболочки при варьировании параметром b_o на рис. 8 приведены диаграммы “нагрузка – напряжения” для мембранных и изгибных компонент тензора напряжений (меридиональных σ^{22} и окружных σ^{33}), которые взяты у заземления. В докритической стадии малые по величине мембранные и изгибные напряжения увеличиваются линейно с заметным преобладанием мембранных компонент. На закритическом участке изгибные напряжения изменяются в существенно большем диапазоне, чем мембранные. Можно отметить, что после потери

устойчивости наблюдается тенденция к стабилизации мембранных и изгибных напряжений.

Заключение

Достоверность и точность полученных результатов обоснована численными исследованиями сходимости конечноэлементных нелинейных решений и сопоставлением с нелинейными результатами работ Б.Я. Кантора.

Проанализирована несущая способность пологих панелей в процессе последовательного изменения характера распределения переменной толщины. Полученные результаты можно использовать для рационального проектирования пологих оболочек вращения.

Результаты решения задачи оптимизации объема материала для подобных сферических панелей непрерывно-переменной толщины при ограничении по устойчивости, полученные в [2], показывают, что более рациональным является утолщение оболочки в ее центральной (менее жесткой) части, а не по краям, где оболочка заземлена. Подобный вывод сделан в одной из первых работ для цилиндрических свободно опертых оболочек с линейно изменяющейся толщиной при внешнем равномерном давлении [17], где отмечено, что оболочки, утончающиеся к краям, выдерживают более высокие критические давления, чем оболочки с утолщением по контуру. Таким образом, установлено, что менее жесткая средняя часть оболочек более нуждается в усилении, чем края оболочки у опор. Этот эффект подтверждается и в нашей работе [18], где приведены результаты исследований устойчивости и закритического поведения пологих сферических панелей, у которых на краях толщина зафиксирована и не меняется, а в центре последовательно (от одной задачи к другой) увеличивается. В той же работе [18] выполнено сравнение с оболочками постоянной толщины, изучено напряженно-деформированное состояние, приведены формы нелинейного дефор-

мирования и потери устойчивости. По результатам сравнений оболочек с равным расходом материала, но с различными законами линейной толщины, проведен анализ их эффективности.

Для крупных оболочечных форм (особенно металлических) полученные результаты можно понимать как "нетехнологичные", так как криволинейная форма и переменная толщина (даже простейшая линейная) создают практически непреодолимые препятствия при изготовлении конструкции. Сохранить рациональность распределения материала в оболочках линейно-переменной толщины при неизменном расходе материала можно, если от криволинейной формы срединной поверхности панели перейти к вписанной в нее граненной форме и заменить гладкую линейно-переменную толщину ступенчато-переменной. В этом случае при изготовлении, например, стальных оболочек используется плоский листовой прокат из существующего стандартного сортамента [19]. Проведенные исследования подобных граненных пологих сферических панелей ступенчато-переменной толщины [20] показали, что, регулируя эксцентричность соединения граней оболочек, можно существенно изменять (увеличивать или уменьшать) величину критических нагрузок. При проектировании такой подход рекомендуется применять как дополнительный прием для рационального распределения материала.

Обобщая изложенное, можно сделать вывод, что использование линейной и ступенчато-переменной толщин дает проектировщикам эффективные способы существенного повышения несущей способности тонких пологих оболочек. Полученные результаты расширяют наши знания о нелинейном деформировании, потере устойчивости, закритическом поведении и рациональном распределении материала для таких важных для практики конструктивных элементов, как пологие сферические оболочки вращения.

В дальнейшем представляется необходимым изучение влияния различных законов температурного нагрева на напряженно-деформированное состояние, потерю устойчивости и закритическое поведение рассмотренных оболочек.

Литература

1. Вольмир А.С. Устойчивость деформируемых систем. – М.: Наука, 1967. – 984 с.
2. Гуляев В.И., Баженов В.А., Гоцуляк В.А. Устойчивость нелинейных механических систем. – Л.: Выща шк. Изд-во при Львов. ун-те, 1982. – 255 с.
3. Кантор Б.Я. Нелинейные задачи теории неоднородных пологих оболочек. – К.: Наук. думка, 1971. – 136 с.
4. Кантор Б.Я. Деформация гибкой полой оболочкой переменной толщины // Строительная механика и расчет сооружений. – 1968. – № 2. – С. 11 - 13.
5. Валишвили Н.В. Методы расчета оболочек вращения на ЭЦВМ. – М.: Машиностроение, 1976. – 278 с.
6. Григолюк Э.И., Кабанов В.В. Устойчивость оболочек. – М.: Наука, 1978. – 360 с.
7. Феодосьев В.И. Об устойчивости сферической оболочки, находящейся под действием внешнего равномерно распределенного давления // Прикладная математика и механика. – 1954. – Т. 18. – № 1. – С. 35 – 42.
8. Григоренко Я.М., Василенко А.Т. Теория оболочек переменной жесткости. Методы расчета оболочек. – К.: Наук. думка, 1981. – Т. 4. – 544 с.
9. Баженов В.А., Соловей М.О., Кривенко О.П. Нелінійні рівняння деформування тонких багатошарових оболонок при термосилових навантаженнях // Опір матеріалів і теорія споруд: Наук.-техн. зб. – К.: КДТУБА. – 1998. – Вип. 64. – С. 116 – 127.
10. Баженов В.А., Соловей М.О., Кривенко О.П. Співвідношення моментної схеми скінченних елементів у задачах стійкості неоднорідних оболонок при термосилових навантаженнях // Опір

матеріалів і теорія споруд: Наук.-техн. зб. – К.: КНУБА. – 1999. – Вип. 66. – С. 22 – 25.

11. Баженов В.А., Соловей Н.А., Кривенко О.П. Нелинейные уравнения МКЭ в задачах устойчивости неоднородных оболочек // Математическое моделирование в механике сплошных сред на основе методов граничных и конечных элементов: Докл. XVII Междунар. конф. – СПб.: НИИХ СПбГУ. – 1999. – С. 40 – 44.

12. Сахаров А.С., Кислоокий В.Н., Киричевский В.В. Метод конечных элементов в механике твердых тел. – К.: Выща шк. Головное изд-во, 1982. – 480 с.

13. Моментная схема метода конечных элементов в задачах прочности и устойчивости гибких оболочек при термосиловых воздействиях / Баженов В.А., Сахаров А.С., Соловей Н.А., Кривенко О.П., Аят Н. // Проблемы прочности. – 1999. – № 5. – С. 96 – 100.

14. Баженов В.А., Соловей М.О., Кривенко О.П. Стійкість гладких ребристих та послаблених вирізами гнучких пологих панелей // Опір матеріалів і теорія споруд: Наук.-техн. зб. – К.: КНУБА. – 2000. – Вип. 67. – С. 92 – 103.

15. Баженов В.А., Соловей М.О., Кривенко О.П. Стійкість гнучких пологих панелей ступінчато-змінної товщини // Системні технології. Математичні проблеми технічної механіки: Зб. наук. пр. – Дніпропетровськ: Сист. тех. – 2001. – Вип. 2(13). – С. 7 – 11.

16. Баженов В.А., Соловей М.О., Кривенко О.П. Вплив параметрів ребер на стійкість гнучких панелей // Опір матеріалів і теорія споруд: Наук.-техн. зб. – К.: КНУБА. – 2001. – Вип. 69. – С. 18 – 24.

17. Радхамохан С.К., Сетлур А.В. Выпучивание цилиндрических оболочек переменной толщины под действием поперечного давления // Ракетная техника и космонавтика. – 1976. – № 1. – С. 114 – 116.

18. Баженов В.А., Соловей М.О., Кривенко О.П. Вплив змінної товщини на стійкість пологих панелей при дії рівномірного тиску // Системні технології. Математичні проблеми технічної механіки: Регіон. міжвуз. зб. наук. пр. – Дніпропетровськ: Сист. тех. – 2003. – Вип. 4(27). – С. 15 – 20.

19. ГОСТ 82-70. Прокат стальной горячекатаный широкополосный универсальный.

ГОСТ 19903-74. Прокат листовой горячекатаный. Сортамент.

ГОСТ 19904-90. Прокат листовой холоднокатаный. Сортамент.

20. Соловей М.О., Кривенко О.П. Аналіз стійкості гладких лінійно-змінної та гранованих ступінчато-змінної товщини пологих сферичних оболонок // Опір матеріалів і теорія споруд: Наук.-техн. зб. – К.: – КНУБА, 2003. – Вип. 72. – С. 83 – 96.

Поступила в редакцию 21.01.04

Рецензент: д-р техн. наук, ст. науч. сотр. В.К. Цыхановский, Национальный авиационный университет, г. Киев

УДК 622.242.6

З.М. ОДОСІЙ, С.С. ЧАПЛІНСЬКИЙ*Івано-Франківський Національний технічний університет нафти і газу, Україна***МАТЕМАТИЧНЕ МОДЕЛЮВАННЯ РОБОТИ ГІДРАВЛІЧНОЇ ЧАСТИНИ
ПОРШНЕВИХ НАСОСІВ З САМОДІЮЧИМИ КЛАПАНАМИ**

Розглянуто математичне моделювання роботи гідравлічної частини поршневих насосів, методика визначення коефіцієнта спрацювання клапана за допомогою обчислювальної гідродинаміки. Подано аналіз досліджень роботи клапанів поршневих насосів, ураховано фактори, які раніше не враховувались в математичних моделях. Отримано емпіричні залежності коефіцієнта спрацювання клапана №7 насоса УНБТ-950 від висоти підйому тарілки над сідлом як змінної величини, розв'язок математичної моделі за допомогою чисельного метода.

поршневий насос, клапан, коефіцієнт спрацювання, рівняння Нав'є-Стокса, математична модель, алгоритм

Вступ

Поршневі насоси широко використовуються в авіа-, верстатобудуванні та інших галузях машинобудування.

На даний час для визначення технічних характеристик нових конструкцій поршневих насосів проводиться цілий ряд складних експериментів, які повторюються неодноразово, що потребує значних затрат коштів та часу. Одним із шляхів зменшення витрат на проектування та дослідження поршневих насосів є математичне моделювання роботи гідравлічної частини поршневого насоса і на його основі дослідження техніко-економічних показників, зокрема коефіцієнта подачі η за різних умов роботи насоса. В статті розглянуто моделювання роботи гідравлічної частини на прикладі бурового поршневого насоса.

1. Формулювання проблеми

Математичне моделювання роботи гідравлічної частини поршневих насосів є однією з найважливіших проблем розвитку насособудування, оскільки відсутня повна математична модель, яка б описувала роботу гідравлічної частини поршневого насоса з мінімальною кількістю експериментальних досліджень чи без них адекватно до реальної.

Відомі математичні моделі роботи клапанних вузлів поршневих насосів, запропоновані вченими Бергом Г., Зайцевим В.І., Нехайєм С.М., Погореловим В.І., Лівінбуком І.Х., Сініцким В.М., Талібзаде Р.Т., Кресінім В.А., Айрапетовим Л.С., не повною мірою відображають сукупність фізичних процесів та явищ, які проходять в гідравлічній частині поршневого насоса під час його роботи. Вони містять велику кількість експериментальних даних та припущень, що спричиняє необхідність при створенні нової конструкції клапана чи інших елементів гідравлічної частини проводити цілий ряд складних натурних експериментів, що не завжди чітко і однозначно відображають реальні фізичні явища.

У [1, 9-11] наведено методики розрахунку роботи клапанів, в яких ще на початку виведення формул математичної моделі руху тарілки клапана закладено неточності, зокрема про постійність коефіцієнта спрацювання клапана μ , що не повною мірою відображає реальний фізичний зміст цього коефіцієнта, неврахування сумісної дії вхідного та вихідного клапанів, стиснення рідини, підпір на вхідній лінії, приведеної маси рідини до тарілки клапана, гідродинамічної сили.

При дослідженні нових конструкцій клапанів та гідравлічних частин поршневих насосів важливо ще на стадії проектування якомога точніше та з мен-

шими затратами оцінити коефіцієнт μ , який входить в математичну модель.

На цей час є багато досліджень, присвячених знаходженню залежності $\mu = f(h)$ від висоти підйому тарілки над сідлом h чи коефіцієнта опору $\xi = f(h)$ [1, 2, 6, 8], але всі вони базуються на реальному експерименті, який проводився для певних конструкцій клапанів, і пропонується використовувати отримані залежності для клапанів подібних конструкцій. В [1, 4, 5] для розрахунку рекомендується приймати коефіцієнт μ як постійну величину, яка дорівнює 0,6 - 0,8, тобто μ завжди менше 1. Ці висновки суперечать експериментальним дослідженням [1, 2, 6, 13] тому, що μ є змінною величиною, оскільки залежить від коефіцієнта опору

$$\xi: \mu = \frac{1}{\sqrt{\xi}} \quad [1, 6] \text{ і може бути більшим 1 [3].}$$

Таким чином, результати досліджень свідчать про складний характер даного коефіцієнта та про розбіжності в отриманих результатах [1, табл. 12, с. 88; 6].

У результаті досліджень Краусс, Ліндер, Лутц, Шренк, Попов, Караев [1, 2, 8] дійшли висновку, що для малих значень h μ та ξ значно залежать від конструкції клапана, режиму руху рідини, розмірів клапанної коробки, і отримати узагальнюючу залежність $\mu = f(h)$ для клапанів подібних конструкцій неможливо. Тому для кожної нової конструкції клапанного вузла та гідравлічної частини необхідно проводити експерименти по визначенню μ , які б найбільш повно відповідали реальним умовам роботи поршневих насосів.

2. Вирішення проблеми

Як відомо, коефіцієнт спрацювання клапанного вузла залежить від багатьох факторів: геометрії деталей клапанного вузла (геометрії сідла, тарілки та ущільнення), геометрії гідравлічної частини

(стінками блока, відстані від тарілки клапана до вихідного трубопроводу), шорсткості поверхонь гідравлічної частини, параметрів рідини (густини, в'язкості), параметрів руху рідини (швидкості), тому необхідно визначати даний коефіцієнт на повнорозмірній моделі гідравлічної частини з відтворенням реальних умов роботи.

Отже, виникло завдання скласти найбільш повну математичну модель роботи гідравлічної частини поршневого насоса з урахуванням μ як змінної величини та найбільш повно врахувати чинники, які впливають на роботу та характеристики поршневого насоса, алгоритм вирішення отриманої математичної моделі й методику проведення досліджень щодо μ без проведення натурних експериментів для зменшення та здешевлення робіт по проектуванню нових насосів.

Об'єктом дослідження є поршневий буровий насос УНБТ-950 і його клапанний вузол №7 (рис. 1). Клапанний вузол є найбільш функціонально важливим вузлом гідравлічної частини, який впливає на експлуатаційні характеристики насоса в цілому.

Створена нами математична модель роботи клапанів, яка базується на основі закону нерозривності потоку з поправкою Вестфалі і принципу Даламбера, має такий вигляд (розрахункова схема показана на рис. 1, б):

– для вихідного клапана

$$Q_n \pm Q_{\text{вихк}} = f_{\text{цвхк}} \mu \sqrt{\frac{2\Delta P_{\text{вихк}}}{\rho}}, \quad (1)$$

$$\text{signum}(V_{\text{ц}}) \Delta P_{\text{вихк}} f_{\text{ефвихк}} = G_{\text{вихк}} + F_{\text{првихк}} + F_{\text{зідрвихк}} + F_{\text{твихк}} + (m_{\text{вихк}} + m_{\text{првихк}}) h_{\text{вихк}}'';$$

– для вхідного клапана (з врахуванням $P_{\text{нідн}}$)

$$Q_n \pm Q_{\text{вхк}} = f_{\text{цвхк}} \mu \sqrt{\frac{2\Delta P_{\text{вхк}}}{\rho}}, \quad (2)$$

$$\text{signum}(V_{\text{ц}}) (\Delta P_{\text{вхк}} + P_{\text{нідн}}) f_{\text{ефвхк}} = G_{\text{вхк}} + F_{\text{првхк}} + F_{\text{зідрвхк}} + F_{\text{твхк}} + (m_{\text{вхк}} + m_{\text{првхк}}) h_{\text{вхк}}'',$$

де Q_n – витрата рідини, зумовлена рухом поршня, м³/с (переріз 1-1, рис. 1, б),

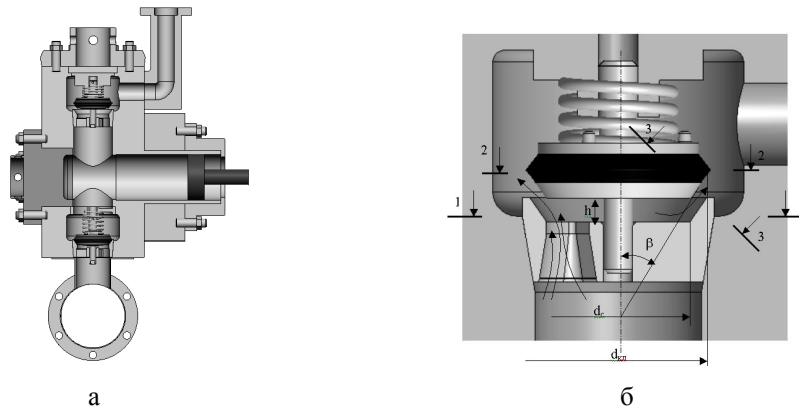


Рис. 1. Об'єкти дослідження:
а – гідралічна частина поршневого бурового насоса УНБТ-950;
б – розрахункова схема клапанного вузла № 7

$$Q_n = f_n \omega r (\sin(\omega t) - \text{signum}(\sin(\omega t))) \times \\ \times \lambda \sin(\omega t) \cos(\omega t), \quad (3)$$

де f_n – площа поршня насоса, м²;

r – радіус кривошипа, м;

t – час руху поршня, с;

ω – кутова швидкість кривошипа, с⁻¹;

$\lambda = \frac{r}{l}$ – характеристика приводу насоса.

Витрата рідини, зумовлена рухом тарілки клапана (переріз 2-2, рис.1, б), м³/с, знаходиться за формулою

$$Q_k = \frac{\pi d_{кл}^2}{4} h'. \quad (4)$$

Площа щілини клапана в перерізі 3-3 (рис. 1,б), м², визначається формулою

$$f_{щ} = \pi h d_{кл} \sin \beta (1 - \frac{\sin 2\beta}{2} h); \quad (5)$$

$\mu = f(h)$ – коефіцієнт спрацювання клапана;

ΔP – перепад тиску на тарілці клапана, Па;

ρ – густина рідини, кг/м³;

f_{ef} – ефективна площа тарілки клапана, м², при дії перепаду тиску на яку відбувається її рух [16],

$$f_{ef} = \frac{\pi}{8} \left[d_{кл}^2 (1 - \frac{\sin 2\beta}{d_{кл}} h)^2 + d_c^2 \right], \quad (6)$$

де d_c – діаметр прохідного отвору сідла клапана, м;

G – вага рухомих частин клапанного вузла в рідині, Н,

$$G = (m_{му} + \frac{1}{3} m_{пруж}) g (1 - \frac{\rho}{\rho_m}), \quad (7)$$

де $m_{му} + \frac{1}{3} m_{пруж} = m$ – маса рухомих частин клапана

з врахуванням ваги пружини [5], кг;

$m_{му}$ – маса тарілки клапана та ущільнення в повітрі, кг;

$m_{пруж}$ – маса пружини в повітрі, кг.

Для диску, який рухається перпендикулярно площині, приведена маса рідини, кг, до тарілки клапана буде такою [14, с. 31]:

$$m_{np} = \frac{8}{3} \rho (\frac{d_{кл}}{2})^3$$

$V_{щ}$ – швидкість рідини в щілині клапана, м/с;

F_{np} – сила пружини, Н,

$$F_{np} = F_0 + k_n h, \quad (8)$$

де F_0 – сила попереднього підтискання пружини, Н;

k_n – коефіцієнт жорсткості пружини, Н/м.

Осьова складова гідродинамічної сили $F_{z\partial p}$, яка діє в сторону закривання клапана, як додаткова пружина теоретично визначається згідно з законом збереження кількості руху [5] і після певних перетворень приймає такий вигляд:

$$F_{zidp} = \text{signum}(V_{\text{ц}}) \rho [f_n \omega r \{ \sin(\omega t) - \text{signum}(\sin(\omega t)) \lambda \sin(\omega t) \cos(\omega t) \}] \times \\ \times \left\{ \frac{[f_n \omega r \{ \sin(\omega t) - \text{signum}(\sin(\omega t)) \lambda \sin(\omega t) \cos(\omega t) \}]}{f_c} - \right. \\ \left. - \frac{\{ [f_n \omega r \{ \sin(\omega t) - \text{signum}(\sin(\omega t)) \lambda \sin(\omega t) \cos(\omega t) \}] \pm [\frac{\pi d_{\text{кл}}^2}{4} h'] \}}{\pi h d_{\text{кл}} \sin \beta (1 - \frac{\sin 2\beta}{2d_{\text{кл}}} h)} \cos \beta \right\}. \quad (9)$$

Сила тертя F_m визначається згідно з [15]. Дією цієї сили можна знехтувати, оскільки вона дуже мала порівняно з іншими складовими силами [7],

$$F_m = \text{signum}(h') C \frac{\rho V_c^2}{2} f_{\text{кл}}, \quad (10)$$

де C – коефіцієнт в'язкого тертя;

$\text{signum}(h')$ – функція, що вказує напрям дії сили тертя.

$h'' = \frac{d^2 h}{dt^2}$ – прискорення руху тарілки клапана, м/с².

У рівняннях (1), (2) індексами “вх” та “вих” позначено відповідно вхідний та вихідний клапани.

Основним припущенням при виведенні математичної моделі є те, що тиск на виході з насоса є постійним, тобто вирівнюється пневмокомпенсатором.

Після підстановки (3) – (10) у рівняння (1) і (2) та їх спрощення одержують нелінійні диференційні рівняння другого порядку, які можуть бути розв'язані з необхідною точністю тільки чисельним методом (наприклад методом Адамса).

В отриманих рівняннях всі параметри є відомими для конструкції поршневого насоса і клапана, що проектується, окрім невідомих залежностей $\mu = f(h)$ при прямих та зворотних перетоках та шуканих залежностей $h = f(t)$, $h' = f(t)$, $h'' = f(t)$ для вхідного та вихідного клапанів.

Швидкий розвиток комп'ютерної техніки та систем CAD/CAE дає можливість швидко та якісно проектувати та досліджувати умови роботи машин та механізмів, а також досліджувати параметри руху рідини в будь-яких конструкціях за допомогою обчислювальної гідродинаміки. Чисельне моделювання руху рідини базується на розв'язанні рівнянь

Нав'є-Стокса.

У даній роботі використовується програмний продукт CosmosFloWorks (для дослідження параметрів потоку) і SolidWorks (для створення параметризованої повнорозмірної твердотілої віртуальної моделі насоса).

У результаті розв'язання моделі руху рідини отримуємо як швидкість руху рідини тиск в гідравлічній частині та перепад тиску на тарілці клапана ΔP при різних значеннях h та витрати Q .

Коефіцієнт спрацювання клапана визначається формулою

$$\mu = \frac{Q}{f_{\text{ц}} \sqrt{\frac{2\Delta P}{\rho}}}. \quad (11)$$

Дані, отримані в результаті комп'ютерного експерименту, апроксимуються залежностями:

– при прямих перетоках (величина достовірності апроксимації 0,9932)

$$\mu = 4 \cdot 10^6 h^4 + 3582,4 h^3 - 8113,9 h^2 + 175,03 h; \quad (12)$$

– при зворотних перетоках (величина достовірності апроксимації 0,9722)

$$\mu = -2 \cdot 10^9 h^4 + 5 \cdot 10^7 h^3 - 482779 h^2 + 1608 h. \quad (13)$$

Специфіка роботи клапанів поршневого насоса зумовлює специфіку розв'язання математичної моделі, а саме: спочатку розв'язується рівняння (1) з наближеними початковими умовами, а на основі результатів цього розв'язку розв'язується рівняння (2) з урахуванням часу на розрідження рідини. Після цього уточнюються початкові умови для розв'язання рівняння (1).

Початкові умови для чисельного розв'язання даних рівнянь вибираються з наступних міркувань: при роботі поршневого насоса, як відомо, існують кути запізнення посадки та відкриття клапанів, що

значно впливають на ККД поршневих насосів. Кут запізнення відкриття вихідного клапана $\varphi_{зввих}$ (рис. 2) складається з кута запізнення посадки вхідного клапана $\varphi_{зпвх}$ та кута, який зумовлений стисканням рідини, гідравлічної частини насоса, ущільнень $\delta_{ст}$ ($\varphi_{зввих} = \varphi_{зпвх} + \delta_{ст}$). Аналогічно кут запізнення відкриття вхідного клапана $\varphi_{зввх}$ складається з кута запізнення посадки вихідного клапана $\varphi_{зпвих}$ та кута, який зумовлений розрідженням рідини δ_p ($\varphi_{зввх} = \varphi_{зпвих} + \delta_p$), причому $\delta_p = \delta_{ст}$. Тому початкові умови для розв'язання рівняння (1) є такими:

$$h(\varphi_{зввих}) = 0, h'(\varphi_{зввих}) = 0,$$

а для розв'язання рівняння (2) –

$$h(\varphi_{зввх}) = 0, h'(\varphi_{зввх}) = 0.$$

Час стискання рідини до тиску на виході з насоса $P_{вих}$ визначається формулою (14), а кут стискання – формулою (15):

$$t_{ст} = (\arcsin[(K_{ст}VP_{вих})/(f_n r(1-\lambda))]) / \omega, \quad (14)$$

$$\delta_{ст} = \arcsin[(K_{ст}VP_{вих})/(f_n r(1-\lambda))]. \quad (15)$$

Коефіцієнт стискання рідини $K_{ст.p}$ визначається експериментально [17].

Одним з критеріїв нормальної роботи клапанів є критерій відсутності зворотних перетоків. У цьому випадку відбувається демпфування посадки тарілки клапана на сідло. Даний критерій відображає кількісну сторону процесу, що проходить при посадці тарілки клапана на сідло. При виконанні умови $V_{щ} > 0$ ($\Delta P > 0$, $Q_n < Q_k$) відбувається таке явище: поршень починає хід, під час його руху з-під клапана всмоктується рідина. Витрата рідини, зумовлена рухом тарілки клапана (поправка Вестфала), більша за витрату рідини, зумовлену рухом поршня, таким чином, надлишок рідини не має іншого виходу, аніж через щілину клапана, тобто цей надлишок витісняється в нагнітальну лінію. При цьому швидкість $V_{щ}$ додатна, що свідчить про відсутність зворотних перетоків. Ця умова перевіряється на кожному наступному кроці чисельного розв'язання

математичної моделі при зміні φ від 180° (360°) до моменту посадки тарілки на сідло. Якщо ця умова виконується, то проходять прямі перетоки рідини в щілині клапана, при цьому $F_{зідр}$ діє у бік закривання клапана як додаткова пружина, і в рівняннях використовується емпірична залежність (12) при прямих перетоках, отримана в результаті експериментальних досліджень, інакше починаються зворотні перетоки, і на протязі їх дії гідродинамічна сила діє в протилежному напрямку, спричиняючи опір посадки тарілки клапана на сідло, перепад тиску ΔP має від'ємне значення та діє у бік закривання клапана, коефіцієнт спрацювання клапана визначається емпіричною залежністю для зворотних перетоків (13).

Для перевірки даної умови при чисельному розв'язанні (1) і (2) використовується функція $\text{signum}(V_{щ})$, що вказує на наявність чи відсутність зворотних перетоків. В результаті розв'язання даних рівнянь отримуємо залежності висоти підйому h (рис. 2) та швидкості руху тарілки клапана h' (рис. 3) від кута повороту кривошипа φ (часу t), визначаємо кути запізнення посадки $\varphi_{зп}$ та відкриття $\varphi_{зв}$ вхідного та вихідного клапанів, висоти зависання тарілок клапанів h_0 над сідлом.

Після отримання розв'язку математичної моделі визначається дійсний коефіцієнт подачі [12] для вибраного режиму роботи за формулою

$$\eta = \frac{\cos \varphi_{зввих} + |\cos \varphi_{зпвих}|}{2}, \quad (13)$$

де $\varphi_{зпвих}$, $\varphi_{зввих}$ – кути повороту кривошипного вала, які відповідають моментам закриття та відкриття вихідного клапана відповідно і отримуються в результаті розв'язування.

Використання даної методики (алгоритму) дозволяє конструкторам після визначення μ для конструкції клапанного вузла та гідравлічної частини насоса ще на стадії проектування поршневих насосів підбирати характеристики пружин, прогнозувати параметри роботи насоса з точки зору нормальної роботи клапанів та якомога більшого η , тобто про-

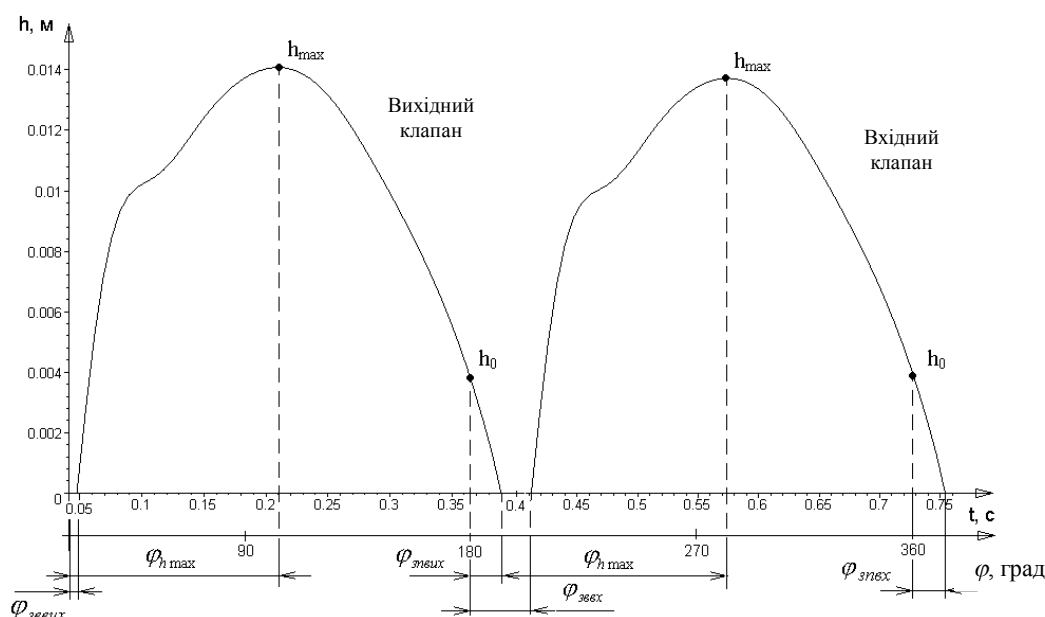


Рис. 2. Траєкторія руху тарілок клапанів №7 поршневого бурового насоса УНБТ-950

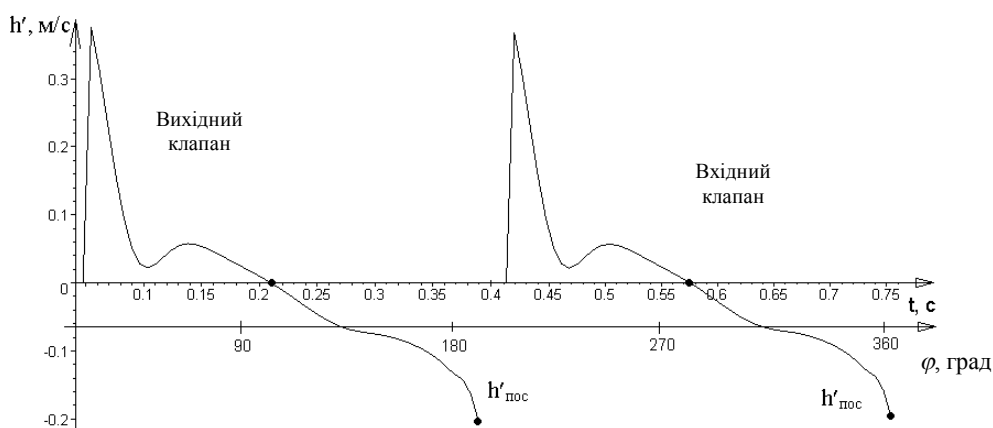


Рис. 3. Швидкість руху тарілок клапанів №7 поршневого бурового насоса УНБТ-950

водити оптимізацію за згаданими вище критеріями нормальної роботи. Дана методика дає можливість отримати реальні значення η , які раніше неможливо було визначити інакше, ніж експериментально.

Результати математичного моделювання роботи гідравлічної частини поршневого насоса (при вмісті 2% нерозчиненого повітря $f_n = 0,0153 \text{ м}^2$, $\omega = 8,62 \text{ с}^{-1}$, $\lambda = 0,126$, $r = 0,145 \text{ м}$, $\rho = 1000 \text{ кг/м}^3$, $\beta = 35^\circ$, $d_{кл} = 0,15 \text{ м}$, $d_c = 0,116 \text{ м}$, $k_n = 2227 \text{ Н/м}$, $F_o = 75 \text{ Н}$, $\rho_m = 7850 \text{ кг/м}^3$, $m_{пу} = 3,9 \text{ кг}$, $m_{пруж} = 0,3 \text{ кг}$) подано на рис. 2 і 3.

Для вибраної конструкції насоса, клапана та умов роботи згідно з дослідженнями [32] для вихідного клапана

$$h_{\max} = 0,0135 \text{ м}, \quad h_0 = 0,0038 \text{ м}, \\ \varphi_{\text{зввих}} = 23,77^\circ, \quad \varphi_{h \max} = 103^\circ, \quad \varphi_{\text{зввих}} = 13,43^\circ,$$

а згідно з результатами математичного моделювання роботи гідравлічної частини поршневого насоса з використанням обчислювальної гідродинаміки для отримання залежності $\mu = f(h)$ за запропонованою методикою $h_{\max} = 0,01407 \text{ м}$ (похибка $\Delta = 4,05\%$), $h_0 = 0,0039 \text{ м}$ ($\Delta = 2,56\%$), $\varphi_{\text{зввих}} = 12,55^\circ$ ($\Delta = 6,55\%$), $\varphi_{\text{зввих}} = 23,46^\circ$ ($\Delta = 1,3\%$), $\varphi_{h \max} = 103,73^\circ$ ($\Delta = 0,7\%$).

Крім того, коефіцієнт подачі η для даних умов роботи дорівнює 0,946.

Висновки

1. Розроблено математичну модель роботи клапанів поршневого бурового насоса з врахуванням сумісної дії вхідного та вихідного клапанів, стискування рідини під час роботи насоса, підпору на вхідній лінії, приведеної маси рідини до тарілки клапана, коефіцієнта спрацювання клапана та гідродинамічної сили як змінних за величиною залежно від висоти підйому тарілки клапана h .

2. Для розв'язання цієї математичної моделі необхідно мати тільки експериментальні дані, які характеризують конструкцію гідравлічної частини і умови роботи насоса, а саме коефіцієнт спрацювання клапана.

3. Отримано експериментальні значення коефіцієнта спрацювання клапана №7 бурового насоса УНБТ-950 при прямих та зворотних перетоках як змінної величини.

4. В результаті використання розв'язку отриманої математичної моделі стало можливим ще на перших стадіях проектування нового поршневого насоса визначати його коефіцієнт подачі.

5. Рекомендується дану методику проведення комп'ютерного експерименту по визначенню коефіцієнта μ використовувати для дослідження клапанів інших конструкцій та типорозмірів.

6. Передбачається на основі даної моделі реалізувати програму на ЕОМ для скорочення термінів на проектування нових конструкцій поршневих насосів, підвищення точності та економічності ефективності.

Література

1. Караев М.А. Гидравлика буровых насосов. – М.: Недра, 1983. – 208 с.
2. Караев М. А., Мамедов А. В. Зависимости для определения гидравлических показателей клапана бурового насоса // Изв. вузов. Нефть и газ. – 1980. – № 6. – С. 45 – 47.
3. Верзилин О.И. Современные буровые насосы. – М.: Машиностроение, 1978. – 255 с.
4. Федорец В.О. Гидропривод и гидропневмоавтоматика. – К.: Высш. шк., 1987. – 375 с.

5. Башта Т.М. Гидропривод и гидропневмоавтоматика. – М.: Машиностроение, 1972. – 408 с.
6. Чичеров Л.Г., Молчанов Г.В. Расчет и конструирование нефтепромыслового оборудования. – М.: Недра, 1987. – 422 с.
7. Волков А.С. Буровые геолого-разведочные насосы. – М.: Недра, 1978. – 205 с.
8. Зайцев В.И. Исследования работы клапана поршневого насоса: Дис... канд. техн наук. – М.: 1954. – 156 с.
9. Ильский А.Л., Миронов Ю.В. Расчет и конструирование бурового оборудования. – М.: Недра, 1985. – 452 с.
10. Северинчик Н.А. Машины и оборудование для бурения скважин. – М.: Недра, 1986. – 368 с.
11. Ильский А.Л. Буровые машины, механизмы и сооружения. – М.: Недра, 1967. – 472 с.
12. Вишняков В.А., Аваков В.А. Определение коэффициента подачи поршневых буровых насосов // Машины и нефтяное оборудование. – 1975. – № 3. – С. 21 – 25.
13. Верзилин О.И. Современные буровые насосы. – М.: Машиностроение, 1978. – 255 с.
14. Справочник авиаконструктора. – М.: ЦАГИ. 1938. – Т. 2.
15. Жабо В.В., Уваров В.В. Гидравлика и насосы. – М.: Энергоатомиздат, 1984. – 328 с.
16. Ливак И.Д. Исследование трехпоршневых буровых насосов и усовершенствование конструкций клапанных групп: Дис... канд. техн. наук. – Ивано-Франковск, 1996. – 212 с.
17. Щищенко Р.И., Есьман Б.И. Гидравлика промысловых жидкостей. – М.: Недра, 1976. – 294 с.

Надійшла до редакції 21.01.04

Рецензент: д-р техн. наук, проф. В.М. Івасів, Івано-Франківський Національний технічний університет нафти і газу, м. Івано-Франківськ

УДК 539.3:629.7.02

С.А. ХАЛИЛОВ, М.А. ЯРОВОЙ

*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина***ПРИБЛИЖЕННОЕ ЗАМКНУТОЕ РЕШЕНИЕ ПЛОСКОЙ ЗАДАЧИ ТЕОРИИ УПРУГОСТИ В ТРАПЕЦИЕВИДНОЙ ОБЛАСТИ**

Дано решение плоской задачи теории упругости в напряжениях в трапецевидной области. Регулярное поле напряжений получено в замкнутом виде. Приведено численное исследование сходимости и точности решения. Полученные результаты могут быть использованы как при оценке прочности силовых элементов авиационно-космической техники, так и при исследовании их упругой устойчивости.

плоская задача теории упругости в напряжениях, трапецевидная область, равновесные и самоуравновешенные тензорные поля, специальное семейство ортонормированных многочленов

Введение

В конструкциях крыльев летательных аппаратов панели, поддерживаемые продольно-поперечным силовым набором, имеют, как правило, форму трапеции. Один из основных подходов к проектированию крупных агрегатов предполагает их декомпозицию до блочного уровня [1]. От того, как выполнен анализ отдельных блоков, во многом зависит успех проекта. Учитывая, что анализу подлежит как напряженное состояние, так и устойчивость, причем проектировщик должен иметь возможность получить необходимую ему информацию оперативно и с достаточной точностью, важность разработки аналитических приближенных подходов становится очевидной.

Постановка и решение задачи

Идею подхода проиллюстрируем на частном примере равнобокой трапеции, хотя сложности получения решения для общего случая носят лишь технический характер. Итак, пусть требуется найти поле усилий для пластины постоянной толщины, имеющей в плане форму равнобокой трапеции (рис. 1). Краевые условия заданы в усилиях. Вдоль верхнего и нижнего оснований трапеции действуют нормальные погонные усилия N_1 и N_2 . Вдоль боко-

вых сторон действуют уравнивающие касательные усилия S и $-S$.

Расширим рассматриваемую область до прямоугольника, включающего в себя трапецию. Пусть начало системы координат находится в центре прямоугольника, а его размеры составляют $2a$ и $2b$.

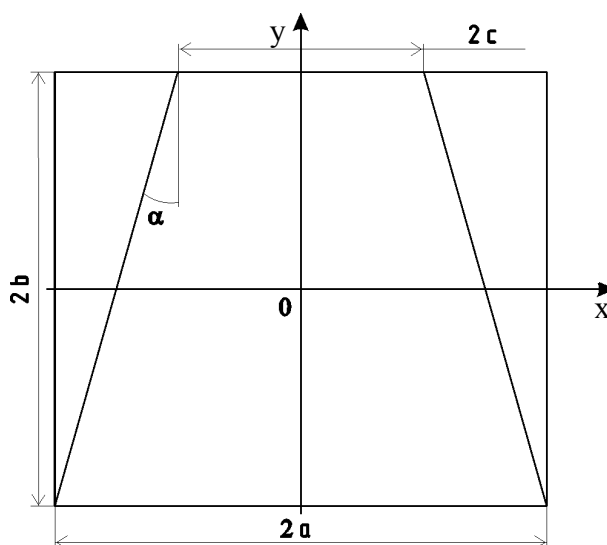


Рис. 1. Геометрические характеристики трапеции

В работе [2] дано полное решение плоской задачи теории упругости для прямоугольной области. Это решение носит многокомпонентный характер. Компоненты решения соответствуют выделенным в явном виде компонентам внешней нагрузки: равновесной ее части и самоуравновешенным вдоль отдельно взятой стороны прямоугольника нагрузкам.

С помощью простой замены переменных приведем прямоугольную область к квадратной области $\Omega = \{ (x, y): -1 < x < 1, -1 < y < 1 \}$ с границей S . Для решения плоской задачи теории упругости необходимо найти функцию усилий $u(x, y)$, удовлетворяющую в области Ω дифференциальному уравнению

$$\Delta u(x, y) \equiv \frac{\partial^4 u(x, y)}{\partial x^4} + \frac{2}{\lambda^2} \cdot \frac{\partial^4 u(x, y)}{\partial x^2 \partial y^2} + \frac{1}{\lambda^4} \cdot \frac{\partial^4 u(x, y)}{\partial y^4} = 0, \quad (1)$$

где $\lambda = b/a$ – параметр удлинения прямоугольника. Погонные усилия при этом будут определяться равенствами

$$\begin{aligned} N_x &= \frac{1}{a^2 \lambda^2} \cdot \frac{\partial^2 u}{\partial y^2}, \\ N_y &= \frac{1}{a^2} \cdot \frac{\partial^2 u}{\partial x^2}, \\ S &= -\frac{1}{a^2 \lambda} \cdot \frac{\partial^2 u}{\partial x \partial y}. \end{aligned} \quad (2)$$

Краевые условия на границе области Ω зададим следующим образом.

На основаниях трапеции нормальные усилия N_1 и N_2 продолжим по непрерывности, а касательные положим равными нулю:

$$\begin{aligned} \frac{1}{a^2} \cdot \frac{\partial^2 u}{\partial x^2}(1, x) &= N_1; \\ \frac{1}{a^2} \cdot \frac{\partial^2 u}{\partial x^2}(-1, x) &= N_2; \\ \frac{\partial^2 u}{\partial x \partial y}(1, x) &= 0; \\ \frac{\partial^2 u}{\partial x \partial y}(-1, x) &= 0. \end{aligned} \quad (3)$$

Рассмотрим граничные условия на боковых сторонах трапеции. В силу симметрии ограничимся рассмотрением только левой боковой стороны. В угловых точках должны выполняться условия согласования усилий, т.е. функции – компоненты тензора усилий – не должны иметь в этих точках скачков. Рассмотрим левую верхнюю угловую точку. Исходя из краевых условий на верхнем основании трапеции, имеем в этой точке усилия:

$$N_y = N_1, \quad S = 0. \quad (4)$$

Краевые условия на левой боковой стороне трапеции связаны с компонентами тензора усилий формулами

$$\bar{N}_n = N_x \cos^2 \alpha + N_y \sin^2 \alpha - S \sin 2\alpha, \quad (5)$$

$$\bar{S} = (N_x - N_y) \sin \alpha \cos \alpha + S \cos 2\alpha. \quad (6)$$

где $\bar{N}_n$ и $\bar{S}$ – соответственно нормальные и касательные погонные усилия на боковых сторонах трапеции, α – угол наклона боковой стороны.

Так как мы считаем, что вдоль боковой стороны действуют только касательные усилия, то, приравняв выражение (5) нулю, имеем в угловой точке: $N_x = -N_1 \tan^2 \alpha$. Тогда из выражения (6) определим касательное усилие в угловой точке, действующее вдоль боковой стороны трапеции:

$$\bar{S}(y=1) = -N_1 \tan \alpha.$$

Аналогично,

$$\bar{S}(y=-1) = -N_2 \tan \alpha.$$

Итак, учитывая, что $\tan \alpha = \frac{\eta-1}{2\lambda\eta}$, имеем условия

согласования усилий для левой боковой стороны трапеции:

$$\begin{aligned} \bar{S}(y=1) &= -N_1 \frac{\eta-1}{2\lambda\eta}; \\ \bar{S}(y=-1) &= -N_2 \frac{\eta-1}{2\lambda\eta}, \end{aligned} \quad (7)$$

где $\eta = a/c$ – сужение трапеции.

Кроме того, касательные усилия вдоль боковых сторон трапеции должны удовлетворять условию равновесия:

$$-N_1 \frac{1}{\eta\lambda} + N_2 \frac{1}{\lambda} + \int_{-1}^1 \bar{S}(y) dy = 0. \quad (8)$$

Остальные два уравнения равновесия в силу симметрии выполняются автоматически.

Пусть касательные усилия изменяются по закону $\bar{S} = Ay^2 + By + C$. Три неизвестные A , B и C определяются из условий (7) и (8):

$$A = \frac{3}{8} \cdot \frac{\eta+1}{\eta\lambda} (N_2 - N_1),$$

$$B = \frac{1}{4} \cdot \frac{\eta - 1}{\eta \lambda} (N_2 - N_1), \quad (9)$$

$$C = \frac{1}{8} \cdot \frac{1}{\eta \lambda} (N_1(5 + \eta) - N_2(5\eta + 1)).$$

Итак, на боковых сторонах трапеции должны выполняться краевые условия:

$$\begin{aligned} \bar{N}_n &= 0; \\ \bar{S} &= Ay^2 + By + C. \end{aligned} \quad (10)$$

Будем искать решение задачи (1) в виде

$$u(x, y) = u_0(x, y) + u_1(x, y), \quad (11)$$

где $u_0(x, y)$ – функция, удовлетворяющая всем наложенным краевым условиям на границе S области Ω .

Тогда функция $u_1(x, y)$ будет решением «жесткой» [3] задачи при $f = -Au_0(x, y)$:

$$\begin{aligned} Au_1(x, y) &= -Au_0(x, y) \text{ в } \Omega; \\ Bu_1(x, y) &= 0 \text{ на } S, \end{aligned} \quad (12)$$

где A – оператор задачи (1);

B – оператор краевых условий на границе S .

Функцию $u_0(x, y)$ зададим в виде суммы функций:

$$u_0(x, y) = u_{01}(x, y) + u_{02}(x, y), \quad (13)$$

где $u_{01}(x, y)$ – полином [2, с. 121]:

$$\begin{aligned} u_{01}(x, y) &= F_1xy + F_2x^2 + F_3y^2 + F_4xy^2 + \\ &+ F_5x^2y + F_6x^3 + F_7y^3 + F_8x^3y + \\ &+ F_9xy^3 + F_{10}x^2y^2 + F_{11}x^2y^3 + F_{12}x^3y^2 + \\ &+ F_{13}x^3y^3. \end{aligned} \quad (14)$$

Десять из тринадцати коэффициентов F_k определяются из граничных условий (3) [2, с. 123], а один – из условия равновесия. Таким образом, функция $u_{01}(x, y)$ содержит два неизвестных коэффициента A_1 и A_2 , соответствующих нормальным усилиям в точках $(-1; -1)$ и $(-1; 1)$:

$$\begin{aligned} u_{01}(x, y) &= \frac{1}{24} \{ A_1(6y^2 - 2y^3) + A_2(6y^2 + 2y^3) + \\ &+ 6x^2a^2(N_1 + N_2) + 9x^2ya^2(N_1 - N_2) + \\ &+ 3(1 - x^2)y^3a^2(N_1 - N_2) \}. \end{aligned} \quad (15)$$

Функция $u_{01}(x, y)$ обеспечивает выполнение требуемых краевых условий на верхней и нижней границах области Ω . На боковых сторонах она дает линейно изменяющееся нормальное усилие, опреде-

ляемое коэффициентами A_1 и A_2 и уравнивающее касательное усилие:

$$\begin{aligned} N_x(u_{01}) &= \frac{1}{4a^2\lambda^2} [2A_1(1 - y) + 2A_2(1 + y) + \\ &+ 3a^2(N_1 - N_2)y(1 - x^2)], \\ N_y(u_{01}) &= \frac{1}{4} [2(N_1 + N_2) + \\ &+ 3(N_1 - N_2)y - (N_1 - N_2)y^3], \\ S(u_{01}) &= -\frac{3}{4\lambda} (N_1 - N_2)x(1 - y^2). \end{aligned} \quad (16)$$

Функция $u_{02}(x, y)$ является продолжением самоуравновешенных граничных функций на всю область прямоугольника. Это продолжение не единственное. Выберем его так, чтобы сохранить непрерывность и условие симметрии:

$$u_{02}(x, y) = \sum_{k=0}^K H_k(y)(a_k + b_k x^2), \quad (17)$$

где $H_k(y)$ – специальное семейство многочленов [4].

На верхней и нижней сторонах прямоугольника многочлен $H_k(y)$ и его первая производная обращаются в нуль. Значит, функция $u_{02}(x, y)$ не влияет на краевые условия на этих сторонах. На левой и правой сторонах прямоугольника Ω рассматриваемая функция дает самоуравновешенные усилия N_x и S , зависящие от параметров a_k и b_k :

$$\begin{aligned} N_x(u_{02}) &= \frac{1}{a^2\lambda^2} \sum_{k=0}^K H_k''(y)(a_k + b_k x^2); \\ S(u_{02}) &= -\frac{2}{a^2\lambda} \sum_{k=0}^K b_k H_k'(y)x. \end{aligned} \quad (18)$$

Итак, функция $u_0(x, y) = u_{01}(x, y) + u_{02}(x, y)$ удовлетворяет заданным краевым условиям на верхней и нижней сторонах области Ω и задает краевые условия произвольного вида на левой и правой сторонах, зависящие от параметров A_1 , A_2 , a_k и b_k ($k = 0 \dots K$).

Приняв в качестве неизвестных C_i вышеназванные параметры и воспользовавшись методом наименьших квадратов, потребуем приближенного вы-

полнения краевых условий (10) на боковых сторонах трапеции. Это приводит к системе линейных алгебраических уравнений:

$$\frac{\partial}{\partial C_i} \left\{ \int_L (\bar{S} - T)^2 dl + \int_L (\bar{N}_n)^2 dl \right\} = 0; \quad i = 1..2K + 4 \quad (19)$$

Приступим теперь к определению функции $u_1(x, y)$. Зададим эту функцию в виде ряда:

$$u_1(x, y) = \sum_{n=0}^N \sum_{m=0}^M F_{n,m} H_n(x) H_m(y). \quad (20)$$

Система функций из равенства (20) является полной в энергетическом пространстве оператора A задачи (1).

Так как сами функции $H_n(x)$, $H_m(y)$ и их первые производные обращаются в нуль в точках $x, y = \pm 1$, условие $B u_1(x, y) = 0$ выполняется на всей границе S области Ω .

Решая задачу (12) методом Бубнова – Галеркина, имеем систему линейных уравнений:

$$\int_{\Omega} (A u_1) H_i(x) H_j(y) d\Omega = - \int_{\Omega} (A u_0) H_i(x) H_j(y) d\Omega, \quad n = 0..N, m = 0..M. \quad (21)$$

Решая совместно системы уравнений (19) и (21), можно определить все неизвестные, входящие в выражение для функции усилий $u(x, y)$. Полученная функция является приближенным решением поставленной задачи.

Кратко обсудим обоснование гладкости получаемых результатов.

1. В силу сильной эллиптичности оператора A решение бесконечно дифференцируемо в любой замкнутой области, целиком содержащейся в рассматриваемом прямоугольнике.

2. Наличие угловых точек границы существенно снижает степень гладкости вплоть до границы. Известно [5], что если на сторонах угла заданы напряжения, то сингулярные решения появляются начиная со значений углов, превышающих π .

3. Как показано в работе [6], при решении первой бигармонической проблемы в многоугольных областях с липшецевой границей с внутренними угла-

ми $\alpha < \pi$ ($\kappa = 0$) или $\alpha < 126,28^\circ$ ($\kappa = 1$) и при правых частях $f \in W_2^{(-\kappa)}(\Omega)$ обобщенное решение класса

$W_2^{(2)}(\Omega)$ принадлежит классу $W_2^{(4-\kappa)}(\Omega)$ и удовлетворяет априорной оценке $\|u\|_{W_2^{(4-\kappa)}(\Omega)} \leq C \|f\|$. Здесь $W_2^{(n)}(\Omega)$ – пространства С.Л. Соболева [7].

Пример. Определим поле усилий в пластине с геометрическими параметрами $a = 100$ мм, $\lambda = 0,5$, $\eta = 2$. На основаниях действуют сжимающие усилия $N_1 = -100$ Н/мм и $N_2 = -200$ Н/мм. Угол наклона боковой стороны $\alpha \approx 26^\circ 34'$.

Для сравнения расчеты проводились и методом конечных элементов. Использовались элементы типа PLANE2D. Количество узлов – 441, число неизвестных – 1323.

На рис. 2 и 3 представлены распределения погонных усилий вдоль линий соответственно $x = 0$ и $y = 0$. Сплошными линиями показаны результаты расчетов при $K = 6$, $N = 15$, $M = 15$. Маркерами показаны результаты расчетов по МКЭ.

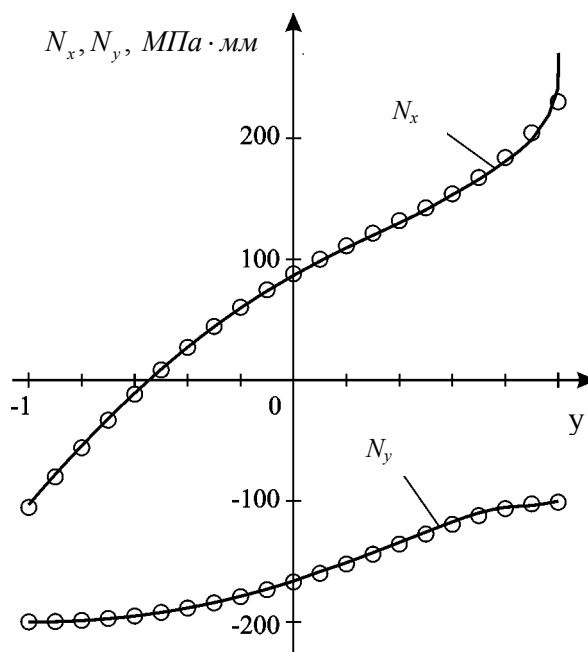
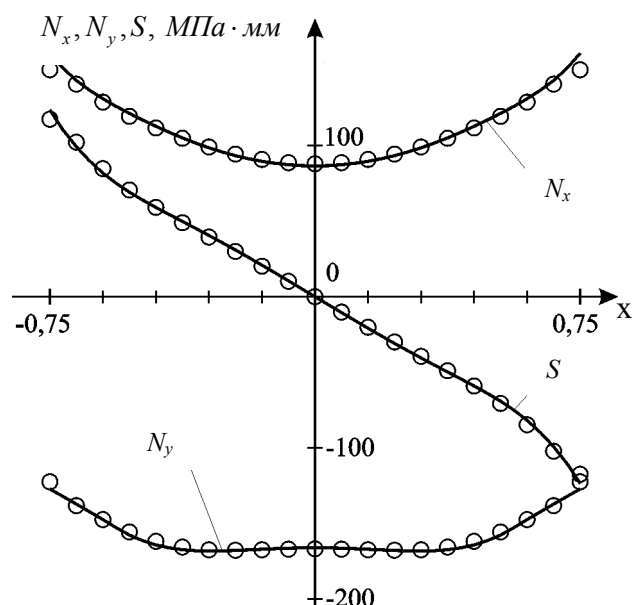


Рис. 2. Распределение усилий вдоль линии $x = 0$

Рис. 3. Распределение усилий вдоль линии $y = 0$

В табл. 1 приведены невязки в уравнении (1). Поскольку правая часть уравнения должна обращаться в нуль, в таблице для каждой точки указаны два числа – положительная и отрицательная части искомых невязок. Точность выполнения условия совместности деформаций во всей области трапеции не требует комментариев. Уравнение же равновесия в области выполняются точно путем введения функции усилий, а на границе – в смысле метода наименьших квадратов на боковых сторонах трапеции, на основаниях же – точно.

На рис. 4 показано распределение касательных усилий вдоль левой боковой стороны трапеции. Сплошная линия соответствует расчету, пунктирная – заданной функции, маркеры – результаты МКЭ.

Для оценки сходимости были проведены расчеты с различным количеством членов в ряде (20). На рис. 5 показаны распределения усилий N_y вдоль линии $y = 0$ при количестве членов ряда 1: $N = M = 5$; 2: $N = M = 10$; 3: $N = M = 15$. Кривые 2 и 3 совпадают с точностью до графика.

Заключение

1. Методом расширения области дано замкнутое решение плоской задачи теории упругости в напряжениях для трапециевидной области.
2. Показана высокая точность, быстрая скорость сходимости и оперативность полученного решения по сравнению с МКЭ.

Таблица 1

К вычислению невязок

x	y	Невязка, Н·мм
-0,4	-1,0	58220534303604 -58220529525077
-0,37	-0,7	271371475469 -271371743569
-0,34	-0,4	2009318016 -2009345752
-0,30	0,0	26305849 -26366997
-0,26	0,4	5785448716 -5784932136
-0,23	0,7	324217568013 -324210249312
-0,20	1,0	9235228285404 -9235643132986
-0,8	-1,0	26227826916724900 -26227826949178300
-0,74	-0,7	98720469482188 -98720468619733
-0,68	-0,4	408523257320 -408523247867
-0,60	0,0	2395631880 -2395711809
-0,52	0,4	459018311983 -459021023721
-0,46	0,7	16336214202720 -16336193134370
-0,40	1,0	289479581400793 -289479754305837
0	-1,0	87118259075 -87131195329
0	-0,8	3899669753 -3899357006
0	-0,4	11916103 -11941988
0	0,0	5246391 -5325063
0	0,4	107952961 -105352456
0	0,8	37698386648 -37740962879
0	1,0	473487345110 -472895456970

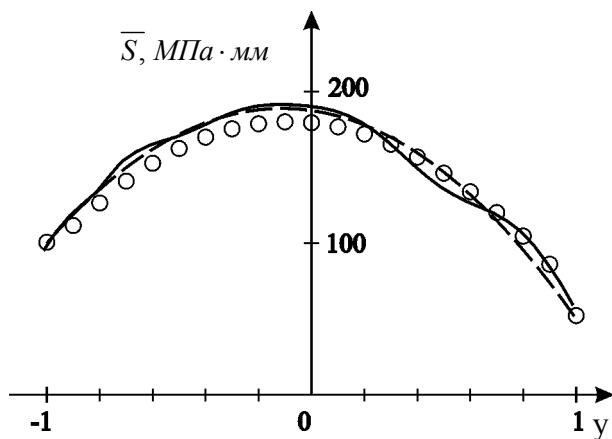


Рис. 4. Касательные усилия на боковой стороне трапеции

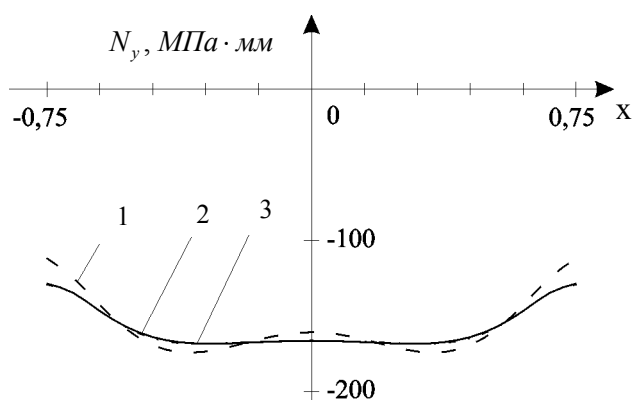


Рис. 5. Оценка сходимости

3. Покомпонентность решения позволяет получить результат с наперед заданной точностью. В задачах устойчивости этот факт приобретает особое значение.

4. Гладкость решения обоснована теоретическими оценками, известными в научной литературе.

5. Решение легко распространяется на пластины переменной толщины. Изменению в этом случае подлежит лишь оператор задачи.

Литература

1. Бельский В.Л., Власов И.П., Зайцев В.Н. Конструкция летательных аппаратов. – М.: Оборонгиз, 1963. – 708 с.
2. Халилов С.А. Решение в прямоугольнике статической задачи теории упругости при заданных на границе напряжениях // Вопросы проектирования самолетных конструкций: Темат. сб. науч. тр. – Х.: ХАИ. – 1982. – Вып. 3. – С. 120 – 127.
3. Халилов С.А. Изгиб прямоугольной ортотропной пластины при заданных на границе перемещениях // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов. – Х.: ХАИ. – 1987. – С. 31 – 39.
4. Халилов С.А. Новые системы ортонормированных многочленов, некоторые их свойства и приложения // Прочность конструкций летательных аппаратов: Темат. сб. науч. тр. – Х.: ХАИ. – 1978. – Вып. 5. – С. 46 – 56.
5. Партон В.З., Перлин П.И. Методы математической теории упругости. – М.: Наука, 1981. – 688 с.
6. Rannacher R. On the boundary value problem for the biharmonic operator on domains with angular corners, Math. Meth. in the Appl. Sci. – 1980. – Vol. 2. – P. 556 – 581.
7. Соболев С.Л. Некоторые применения функционального анализа в математической физике. – М.: Наука, 1988. – 336 с.

Поступила в редакцию 30.03.04

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

УДК 537.523.5

А.В. ЕРШОВ

Запорожский Национальный технический университет, Украина

ИНТЕГРАЛЬНЫЙ МЕТОД ОЦЕНКИ УСТОЙЧИВОСТИ ДИФFUЗНОГО РАЗРЯДА В ПРИАНОДНОЙ ЗОНЕ

Получено теоретическое распределение потенциала в прианодной зоне аргоновой дуги. Обнаружена область контрагирования разряда, в которой напряжённость электрического поля уменьшается при возрастании плотности тока. Разработан интегральный метод оценки устойчивости диффузного разряда на аноде.

диффузный разряд, эрозия, анодное падение потенциала, термическая неравновесность, ионизационная неравновесность

Введение

Проблема реализации устойчивого диффузного разряда на электродах технологических устройств имеет значительный научный и практический интерес. Организация такого разряда позволит снизить тепловую нагрузку и эрозию поверхности электродов, повысить стабильность параметров электродуговых устройств и улучшить качество процессов сварки, наплавки и плазменного напыления.

В плазменных аппаратах авиационно-космической техники и технологии, таких, как плазменные ускорители и магнетогазодинамические генераторы, электромагнитные ударные трубы и технологические плазмотроны, наблюдаются режимы разряда с электродными пятнами и значительной эрозией. При реализации диффузного разряда возможно не только значительное снижение эрозии анода, но и уменьшение потерь энергии, связанных с неоднородностью магнитодинамического взаимодействия в электродных пятнах.

Существующие подходы для определения условий перехода диффузного разряда в контрагированный связаны с наличием минимума электродного падения потенциала в зависимости от плотности тока [1, 2].

Однако сложности теоретического анализа и недостаточная точность экспериментальных исследований сдерживают получение практических рекомендаций. Сказанное относится прежде всего к изу-

чению прианодной зоны разряда, где изменение потенциала имеет не скачкообразный, а распределённый характер. Имеющиеся оценки, по-видимому, дают завышенные значения плотности тока для условий перехода к диффузному разряду, что видно из сравнения результатов теоретической [2] и экспериментальной [3] работ. Теоретический минимум анодного падения получен при плотности тока $8 \cdot 10^6 \text{ A/m}^2$. В экспериментах [3] наблюдается диффузный разряд при плотности тока $3,3 \cdot 10^6 \text{ A/m}^2$, которая значительно отличается от теоретического прогноза. Можно предположить, что существующий метод теоретической оценки некорректен и требует дальнейшей разработки.

Идея улучшения теоретического метода заключается в учёте постоянства температуры столба плазмы при возможном изменении плотности тока в переходной зоне.

Цель работы состоит в разработке теоретического метода прогнозирования условий диффузного разряда на аноде при условии постоянства температуры в столбе плазмы перед анодом.

1. Система уравнений переноса энергии и граничных условий

Современные представления о процессах в плазме канальной дуги требуют учёта явлений диффузии электронов, теплопроводности газа и его нагрева

разрядным током при учёте термической и ионизационной неравновесности.

Этим требованиям удовлетворяет следующая система уравнений [2, 4, 5]:

$$\frac{d}{dy} \left[-\lambda_e \frac{dT_e}{dy} - j_e \left(\frac{5}{2} \frac{kT_e}{e} + u_i - \varphi \right) \right] = -W_e - U_n; \quad (1)$$

$$\frac{d}{dy} \left(-\lambda \frac{dT}{dy} \right) = W_e; \quad (2)$$

$$j_i = -eD_i \frac{dn_i}{dy} - \sigma_i \frac{d\varphi}{dy}; \quad (3)$$

$$j_e = eD_e \frac{dn_e}{dy} - \sigma_e \frac{d\varphi}{dy}; \quad (4)$$

$$j = j_e + j_i = \text{const}; \quad (5)$$

$$\frac{dj_i}{edy} + K_u n_e n_a - K_p n_i n_e^2 = 0; \quad (6)$$

$$W_e = 3k \frac{m_e}{M} n_e v_e (T_e - T), \quad (7)$$

где λ_e , λ и T_e , T - теплопроводность и температура соответственно электронов и атомов; u_i и φ - потенциалы ионизации атомов и плазмы; W_e - объёмная плотность передачи энергии тяжёлым частицам при упругих столкновениях; U_n - объёмное излучение плазмы; j , j_e и j_i - плотности разрядного, электронного и ионного токов; D_e , D_i и σ_e , σ_i - коэффициенты диффузии и электропроводности соответственно электронов и ионов. Концентрации ионов n_i и электронов n_e в температурном слое практически не отличаются друг от друга, поэтому в расчётах принималось $n_i = n_e$. Коэффициенты ионизации K_u и рекомбинации K_p из уравнения (6) связаны друг с другом в состоянии детального равновесия соотношением

$$K_u = K_p \frac{n_{eo}^2}{n_{ao}}, \quad (8)$$

где n_{eo} и n_{ao} - равновесные значения концентраций электронов и атомов. Плотность передачи энергии тяжёлым частицам определяется уравнением (7) и зависит от соотношения массы электрона m_e и массы иона или атома M , а также от частоты столкно-

вений электронов v_e .

При расчёте концентрации частиц используется уравнение Дальтона:

$$p = k[(n_a + n_i)T + n_e T_e]. \quad (9)$$

Дифференциальные уравнения (1) – (4), (6) представляют собой систему седьмого порядка. Поэтому для решения требуется задание семи граничных условий. По два условия задавалось для электронной и атомной температуры, два условия – для концентрации ионов, а также задавалось начало отсчёта потенциала. Интегрирование уравнений начиналось с внешней границы прианодной зоны при нулевом градиенте электронной температуры. При этом задавались следующие граничные условия на расстоянии $y = \delta$ толщины температурного слоя:

$$y = \delta: \frac{dT_e}{dy} = 0; T = K_T T_e; \quad (10)$$

$$n_e = 0,9n_{eo}; \varphi = 0.$$

На границе плазмы с кнудсеновским слоем при $y = l_e$ задавалась температура тяжёлых частиц, равная температуре анода, T_w , градиент концентрации ионов и тепловой поток, который уносится электронами через потенциальный барьер в кнудсеновском слое φ_0 :

$$y = l_e: T = T_w; \frac{dn_e}{dy} = \frac{n_e}{l_e}; \quad (11)$$

$$\lambda_e \frac{dT_e}{dy} = j_e (-\varphi_0 + 5kT_e/2e),$$

где

$$\varphi_0 = \frac{kT}{e} \ln \frac{en_e}{j} \sqrt{\frac{3kT_e}{m_e}}.$$

В условии (10) коэффициент $K_T < 1$ учитывает, что атомная температура ниже электронной на внешней границе прианодной зоны. Граничное условие для теплового потока электронов в (11) следует из уравнения энергии электронов (1), если пренебречь излучением и потерей энергии при столкновениях, что допустимо на длине свободного пробега. Однако изменение потенциала в кнудсеновском слое намного превосходит изменение потенциала на длине свободного пробега в плазме и по-

этому тепловой поток электронов на границе с анодом значительно больше, чем в прианодной зоне.

2. Распределение потенциала и контрагирование разряда

Численное решение системы уравнений получено для аргона при разных значениях плотности разрядного тока и при температуре анода $T_w = 2800$ К. Плотность тока оказывала заметное влияние на температуру электронов на внешней границе прианодной зоны, которая определялась из (1) при нулевом градиенте температуры из условия

$$\frac{j_e^2}{\sigma_e} = W_e + U_A. \quad (12)$$

При увеличении плотности тока от 10^6 до $1,6 \cdot 10^7$ А/м² температура электронов возрастала примерно от 10^4 до $1,3 \cdot 10^4$ К, что, как будет показано ниже, следует учитывать при оценке условий стабильности диффузного разряда. Полученное распределение потенциала имеет немонотонный характер. Как показано на рис. 1, в прианодной зоне существуют две области, отличающиеся знаком напряжённости электрического поля. Вблизи внешней

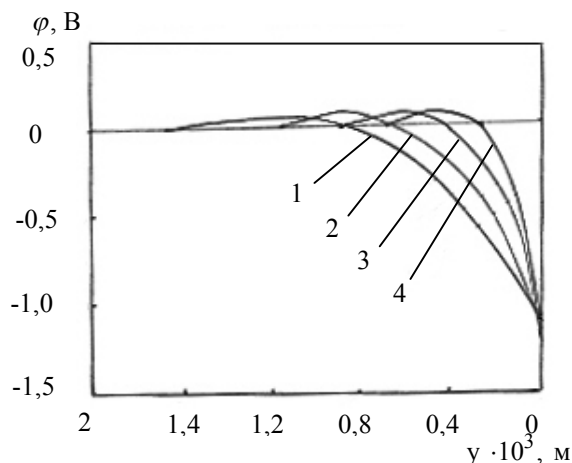


Рис. 1. Характер изменения потенциала в прианодной зоне при плотности тока: 1 – 10^6 ; 2 – $2 \cdot 10^6$; 3 – $4 \cdot 10^6$; 4 – $8 \cdot 10^6$ А/м²

границы зоны напряжённость поля положительна и возрастает с повышением плотности тока. Однако в пристеночной зоне напряжённость поля отрицательна и убывает с повышением плотности тока, что

служит причиной контрагирования разряда. Несмотря на локальный характер и противоречивость существующих тенденций, здесь возможна только интегральная оценка условий контрагирования разряда, которая ограничена допущением расчёта о постоянстве плотности тока в прианодной зоне. Будем предполагать, что небольшое изменение плотности тока возможно за пределами расчётной зоны при переходе к столбу дуги с неизменной температурой.

Для оценки дополнительного падения напряжения между прианодной зоной и столбом дуги можно использовать уравнение (1) при условии нулевых градиентов температуры и концентрации частиц на границах зоны перехода. При этом дополнительное падение напряжения определится разностью температур между внешней границей прианодной зоны T_{ed} и столбом плазмы T_∞ :

$$\Delta U_A^\infty = \frac{5}{2} \frac{k}{e} (T_{ed} - T_\infty). \quad (13)$$

Величина падения напряжения между столбом плазмы и поверхностью анода запишется следующим образом:

$$U_A^\infty = U_A + \Delta U_A^\infty = U_A + \frac{5}{2} \frac{k}{e} (T_{ed} - T_\infty). \quad (14)$$

Сравнивая U_A^∞ с известным соотношением между анодным падением потенциала и вольтовым эквивалентом теплового потока [6]

$$U_A^T = U_A + \Phi + \frac{5}{2} \frac{k}{e} (T_{ed} - T_w), \quad (15)$$

можно сделать вывод, что положение минимума зависимостей U_A^∞ и U_A^T от плотности тока при постоянных T_∞ и T_w совпадают. Таким образом, устойчивый диффузный разряд на аноде будет реализован, если плотность тока соответствует минимуму вольтова эквивалента теплового потока. Расчётные зависимости анодного падения потенциала и вольтова эквивалента теплового потока в анод представлены на рис. 2. Минимум вольтова эквивалента теплового потока соответствует плотности тока $j_{kp} = 3,5 \cdot 10^6$ А/м², что согласуется с экспериментальными данными Шоека [3], в то время как минимальное значение

анодного падения соответствует плотности тока $8 \cdot 10^6 \text{ A/m}^2$.

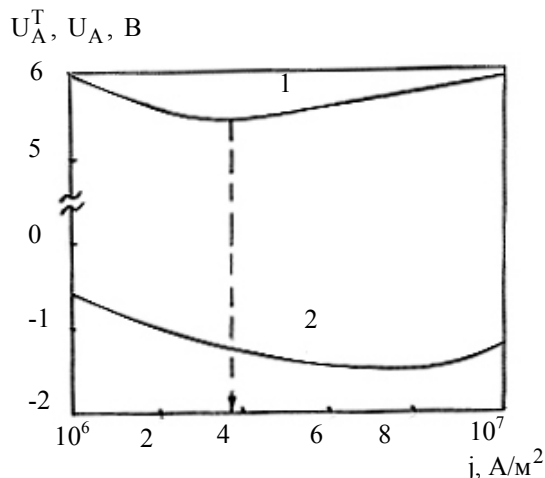


Рис. 2. Характер изменения вольтова эквивалента теплового потока (1) и анодного падения напряжения (2) в зависимости от плотности тока в прианодной зоне

Предложенный метод является интегральной оценкой устойчивости диффузного разряда, которая ограничивается условием $j = \text{const}$ и применима для случаев, когда толщина прианодной зоны заметно меньше диаметра дуги. В экспериментах Шоека [3] это условие выполнялось, поскольку диаметр дуги составлял примерно 5 мм, а толщина прианодной зоны при $j > j_{kp}$ (согласно рис. 1) не превосходит 1 мм.

В заключение следует отметить, что критическая плотность тока может зависеть от многих параметров прианодной зоны: состава плазмы, температуры анода, наличия вынужденной конвекции или продольного по направлению к поверхности электрода тока.

Выводы

1. Разработан метод расчета распределения потенциала в прианодной зоне дугового разряда. Обнаружено существование пристеночной области, в которой существует тенденция к контрагированию разряда, поскольку в ней происходит снижение напряженности электрического поля при возрастании плотности тока.

2. Показано, что устойчивый диффузный разряд существует при плотности тока в столбе плазмы большей критического значения, при котором вольтов эквивалент теплового потока в анод минимален. Использование зависимости анодного падения потенциала для такой оценки некорректно, поскольку при этом не учитывается падение напряжения, затрачиваемое на изменение температуры плазмы на внешней границе прианодной зоны.

Литература

1. Эккер Г. Теория катодных явлений // Экспериментальное исследование плазмотронов. – Новосибирск: Наука. – 1977. – С. 155 – 207.
2. Паневин Н.Г., Назаренко И.П., Ершов А.В. Исследование прианодных процессов в сильноточных разрядах высокого давления // Экспериментальное исследование плазмотронов. – Новосибирск: Наука. – 1977. – С. 340 – 357.
3. Шоек П.А. Исследование баланса энергии на аноде сильноточных дуг, горящих в атмосфере аргона // Современные проблемы теплообмена. – М.: Энергия. – 1996. – С. 110 – 139.
4. Брагинский С. М. Явления переноса в плазме // Вопросы теории плазмы. – М.: Госатомиздат. – 1963. – Вып. 1. – 191 с.
5. Паневин И.Г., Хвесюк В.И., Назаренко Н.П. Теория и расчет приэлектродных процессов. – Новосибирск: Наука, 1992. – 197 с.
6. Соотношение между анодным падением потенциала и его тепловым эквивалентом в дуговых разрядах / А.В. Ершов, И.П. Назаренко, И.Г. Паневин, Б.А. Рычков // Материалы VII Всесоюз. конф. по генераторам низкотемпературной плазмы. – Алма-Ата, 1997. – Т. 2. – С. 177 – 180.

Поступила в редакцию 15.12.03.

Рецензент: д-р физ.-мат. наук, проф. В.В. Гиржон, Запорожский государственный университет, г. Запорожье

УДК 629.12:678.512.92

А.В. ГАЙДАЧУК¹, Е.К. ОСТРОВСКИЙ¹, М.В. СЛИВИНСКИЙ²¹ Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина,² ОАО «УкрНИИТМ», Украина

НАКОПЛЕНИЕ ЭЛЕКТРОСТАТИЧЕСКОГО ЗАРЯДА ПРИ ПРОИЗВОДСТВЕ СОТОВОГО ЗАПОЛНИТЕЛЯ ИЗ ПОЛИМЕРНОЙ БУМАГИ «NOMEX»

Разработана методика измерения статического заряда, которая дает возможность определить основные очаги накопления статического электричества на всей технологической линии производства сотового заполнителя. Анализ результатов измерений позволяет выделить два основных технологических участка, присутствие заряда на которых может влиять на качество изделия.

сотовый заполнитель, полимерная бумага, электростатический заряд, полимерное связующее, авиационно-космическая техника

Применение сотовых конструкций во многом определило успешное развитие авиационной и ракетно-космической техники, а вместе с тем дало толчок развитию технологии клееных тонкостенных конструкций с применением в качестве материала сотовых заполнителей (СЗ) стекло-, углепластиков, алюминиевой фольги и полимерной бумаги [1].

Одним из наиболее прогрессивных методов изготовления сотового заполнителя из этих материалов является метод растяжки сотовблоков [2, 3]. На качество СЗ, изготавливаемых этим методом, существенное влияние оказывают технологические факторы. Некоторые из этих факторов достаточно глубоко исследованы [4-5], анализ других пока не нашел достаточного отражения в научных публикациях.

К недостаточно исследованным факторам относятся статическая электризация материала СЗ (стеклоткани, полимерной бумаги), к проявлению которой можно отнести такие дефекты, как слипание отдельных ячеек, а также неравномерность пропитки СЗ на заключительной стадии их изготовления.

Статическая электризация охватывает огромное количество процессов, ведущих к образованию как свободных, так и связанных положительных и отрицательных электрических зарядов, возникающих в результате механических деформаций при контакте

двух твердых тел, твердого тела и жидкостей при их последующем разделении.

Статической электризации подвержены все диэлектрики, для которых удельное электрическое сопротивление ρ выше 10^5 Ом·м.

Используемые в авиационно-космической технике полимерные композиционные материалы в большинстве своем являются хорошими диэлектриками с высоким удельным электрическим сопротивлением $\rho = 10^7 \dots 10^{18}$ Ом·м.

За последнее время появился ряд новых синтетических материалов с более высокими диэлектрическими свойствами и большим удельным сопротивлением, что сделало проблему борьбы со статическим электричеством чрезвычайно актуальной.

С проявлением отрицательного влияния статического электричества на проведение технологического процесса пришлось столкнуться при изготовлении СЗ из полимерной бумаги (ПБ) «NOMEX» для авиационных трехслойных конструкций в ОАО «УкрНИИТМ».

Используемая на предприятии «дольковая» технология изготовления СЗ заключается в нанесении на ПБ полос клея, их подсушке, разрезке рулонного материала с подсушенными полосами клея на заготовки, сборке заготовок в пакет, склейке пакета в прессе с обогреваемыми плитами, разрезке пакета

на «дольки», растяжке панели, пропитке и термообработке.

В ходе реализации технологического процесса изготовления СЗ были обнаружены эффекты разбрызгивания клеевого состава вблизи клеевых полос и неравномерного нанесения связующего на панель СЗ. Проявление последнего эффекта визуально выражается в наличии некоторой эллипсовидной области на поверхности сотоблока, имеющей более светлый оттенок (тонкий слой связующего) с переходом к более темному оттенку по краям области (более толстый слой связующего) [6]. Анализ этих эффектов позволяет предположить, что их причина связана с наличием статических зарядов на диэлектрике – ПБ.

Целью настоящей работы является разработка методики обнаружения электростатического заряда на поверхности ПБ, определение источников его возникновения на отдельных этапах технологического процесса, а также оценка степени влияния статического заряда на качество изготавливаемых СЗ.

Для определения наличия статического заряда на ПБ использовался метод электростатической индукции, электрическая схема которого представлена на рис. 1.

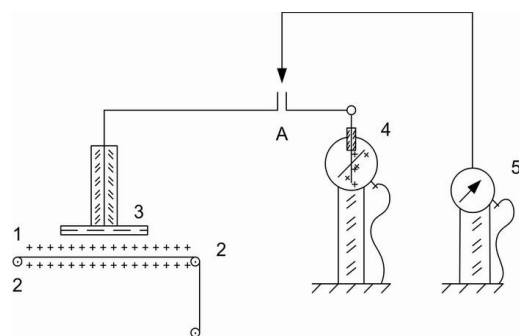


Рис. 1. Электрическая схема регистрации и определения знака заряда статического электричества:

1 – полимерная бумага; 2 – изоляторы (трубки Al_2O_3); 3 – металлический диск; 4 – электроскоп, 5 – зеркальный гальванометр

Суть метода заключается в том, что металлический диск 3 соединен проводником с прибором 4, измеряющим электрический потенциал φ . Таким

прибором может быть электроскоп или (для измерения более низких потенциалов) электрометр с большим сопротивлением.

Металлический диск 3 и электроскоп 4 перед измерением должны быть максимально удалены от заряженного объекта 1 и для снятия случайных зарядов заземлены. Если теперь металлический диск приблизить на малое расстояние к положительно заряженной поверхности 1, то в изолированной системе «диск – электроскоп» произойдет перераспределение свободных электронов. Электроны скопятся на поверхности диска, обращенной к положительно заряженной исследуемой поверхности 1, заряжая ее до потенциала $-\varphi$ относительно исходного потенциала земли. Противоположная сторона диска при этом будет иметь потенциал $+\varphi$. Так как диск и электроскоп электрически соединены проводником, электроскоп будет заряжаться до потенциала $+\varphi$, равного потенциалу обратной стороны диска, и иметь заряд $+q$, что и регистрируется по отклонению подвижной части электроскопа. Такое же перераспределение зарядов в замкнутой системе «диск – электроскоп» происходит и при отрицательном заряде на поверхности 1. И в том, и в другом случае знаки потенциала и заряда на электроскопе те же, что и на объекте исследования.

Знак заряда на электроскопе можно определить, если, не удаляя диск от заряженной поверхности, разомкнуть цепь в точке А и подсоединить электроскоп к нуль-гальванометру 5. Для качественных измерений использовался переносной зеркальный гальванометр типа М 195/2 с чувствительностью $C = 4,1 \cdot 10^{-9}$ А/дел, $R_T = 110$ Ом, $R_K = 1500$ Ом. В процессе проведения измерений диск должен располагаться на малом расстоянии от заряженной поверхности. Экспериментально установлено, что, начиная с расстояния 4 мм, дальнейшее уменьшение заряда не приводит к изменению показаний электроскопа. Это имеет место только в том случае, когда площадь, занятая зарядом, больше площади из-

мерительного диска. В этом случае вблизи равномерно заряженной плоскости напряженность поля в вакууме E_0 есть величина постоянная и связана с плотностью заряда на ПБ δ_0 равенством

$$E = \frac{\delta_0}{2\varepsilon_0},$$

где $\varepsilon_0 = 8,85 \cdot 10^{-12}$ Ф/м.

Так как показания электроскопа, измеряющего потенциал φ , пропорциональны плотности электростатических зарядов δ_0 на объекте измерений, все последующие измерения φ будут приведены в единицах делений электроскопа.

При проведении экспериментов по измерению статического заряда на технологической линии изготовления СЗ из ПБ «NOMEX» на опытно-экспериментальном производстве ОАО «УкрНИИТМ» на первом этапе определялись очаги возникновения зарядов статического электричества. При этом в качестве датчика использовался тонкий металлический диск диаметром $d = 230$ мм, держатель которого выполнен из алундовой керамики с высоким удельным сопротивлением.

Второй этап измерений предусматривал выявление участков с наиболее интенсивным образованием статических зарядов в пределах очагов, определенных на первом этапе. При этом использовался малый диск диаметром $d = 30$ мм.

Ниже анализируются результаты измерений статического заряда на участках технологической линии производства панелей с СЗ.

1. *Статический заряд на рулонах «NOMEX», поставляемых фирмой «Дюпон».* Рулоны ПБ поставляются изготовителем в герметической упаковке из полиэтиленовой пленки. Время поставки рулонов заказчиком составляет 2,5 мес.

Измерение статического заряда на рулоне ПБ со снятой защитной полиэтиленовой пленкой показало, что рулоны имеют высокий начальный уровень статического заряда. По высоте рулона $l = 0,92$ м заряд распространен неравномерно. Максимум заряда на-

ходился на торцах рулона и достигал 6 – 6,5 делений, спадая к середине до 3 – 4,5 делений. Полиэтиленовый кулек, снятый с рулона, имел противоположный заряд в 5–6 делений. Проверка контактной пары «ПБ – полиэтиленовая пленка» подтвердили, что при касании с трением и последующим разделением этой пары появляется очаг электризации. Это объясняет причину высокого уровня электризации торцов рулона. В герметической полиэтиленовой упаковке этот заряд без контакта с атмосферным воздухом длительно, в течение нескольких месяцев, сохраняется как вблизи торца, так и в плотно скатанном рулоне.

2. *Участок разрезки рулона на две части с последующей перемоткой.* При разматывании рулона полимерной бумаги в процессе его разрезки на две половины измерялся уровень статического заряда как на исходном рулоне так и на двух его половинах после разрезки. Установлено, что дополнительным источником статического электричества на этом участке является так называемая «рогожа», разглаживающая разматывающуюся ленту бумаги перед разрезкой. После контакта с ней уровень заряда на ПБ повышается с 5 до 7-8 делений. Плотно смотанные после разрезки два рулона ПБ содержат в объеме значительный статический заряд.

Контроль уровня заряда на этих двух рулонах был проведен через две недели. Результаты эксперимента позволяют сделать вывод о том, что заряд потеряли только первых два слоя полимерной бумаги, намотанных неплотно, и торцы рулона, имеющие хороший контакт с атмосферой. Остальной объем рулона продолжал сохранять высокий уровень заряда (4,5 деления).

3. *Установка нанесения клеевых полос на полимерную бумагу (рис. 2).*

Измерения уровня статического заряда на полимерной бумаге на отдельных участках этой установки показали следующее:

1. Установленные рулоны бумаги после дли-

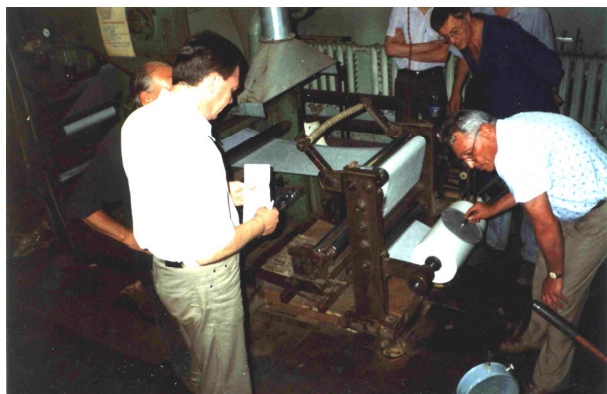


Рис. 2. Установка нанесения клеевых полос

тельного хранения имеют исходный статический заряд 3,5 – 4,5 деления, который неравномерно распределен как по ширине рулона, так и по ширине разматываемой полосы ПБ. Максимум заряда расположен в центре как рулона, так и размотанной полосы.

2. Уровень заряда 3,5 – 4,5 деления при прохождении рулона через металлические валки практически не увеличивается вплоть до подхода к клеевому барабану. В этом узле установки полимерная бумага одновременно контактирует с последующим разделением как с клеевой массой, так и с резиновым прижимным валом. Уровень заряда на выходящей поверхности полимерной бумаги после клевого барабана превышал 10 делений. В других пробах электроскоп зашкаливало. Исследования по контакту полимерной бумаги с резиновыми валками, проведенные в НПП «НИТОМ», подтвердили, что эта контактная пара является наиболее сильным источником статического заряда, что и обнаруживается при их разделении.

Эксперименты на стенде ХАИ по нанесению капли клеевого состава на предварительно заряженную горизонтальную поверхность ПБ показали, что отрыв капли от пипетки сопровождается разрывом ее на большое число мелких капель. Этого нет при падении капли на незаряженную поверхность. Причина этого явления физически понятна и связана с поляризацией диэлектрика клеевого состава во внешнем электростатическом поле, создаваемом

статическим зарядом на ПБ. Силовое взаимодействие между зарядами на ПБ плотностью $+\delta_0$ и поляризованными зарядами капли $\pm\delta'$ и является причиной разрыва капли жидкости.

Результаты экспериментов по разрыву капли клеевого состава с образованием брызг дают основание предполагать, что это же явление наблюдается при разбрызгивании клеевой массы в момент разделения полимерной бумаги с пазом барабана, в котором сосредоточена клеевая масса. Источниками такого большого статического заряда на этом участке являются три причины:

а) заряд, поступающий вместе с полимерной бумагой, который был ранее сосредоточен в рулоне и имел величину 3,5 – 4,5 деления;

б) дополнительный статический заряд, появляющийся при разделении пары «полимерная бумага – резиновый прижимной вал»;

в) дополнительный заряд при разделении пары «полимерная бумага – клеевой состав».

4. *Участок разрезки полимерной бумаги с клеевыми полосами.* На этом участке на всех этапах имеет место контакт ПБ с органическим стеклом, сталью или алюминиевым сплавом. Пара «ПБ – оргстекло» способна при контакте-трении вызвать электростатический заряд, который обнаруживается при разделении этой пары. Появление на этом участке зарядов регистрируется, а также наблюдается визуально по слипанию листов бумаги при их механическом разделении в общей кипе листов.

5. *Участок растяжки сотового заполнителя.* Образование статического заряда на этом участке (рис. 3) обнаружено на всех образцах, участвовавших в эксперименте. Исходные пакеты сотового заполнителя в сжатом состоянии не обнаруживали на себе статического заряда.

На следующем этапе при растяжке пакета с образованием правильных шестигранных ячеек обнаружено их слипание по причине разбрызгивания клеевой массы при нанесении клеевых полос. В процессе



Рис. 3. Участок растяжки панели с СЗ

восстановления формы ячеек, осуществляемого вручную, происходит разделение ПБ с высохшей клеевой массой. Частичный разрыв контакта «ПБ – клей», по нашему мнению, сопровождается появлением статического заряда на панели.

Величина этого заряда на разных образцах составляла 3 – 3,5 делений. «Время жизни» заряда на поверхности панели не установлено. Снять полностью заряд активным методом с помощью медной заземленной щетки не всегда удается за одно касание. Это связано с тем, что заряд сосредоточен внутри сотовых ячеек и не доступен металлической щетке.

6. *Участок аппретирования, пропитки и сушки панелей.* Именно на этом последнем участке технологической линии изготовления СЗ обнаруживаются дефекты, связанные с неравномерным по толщине покрытием полимерной бумаги пропиточным составом на основе бакелитового лака.

Обычно дефектные участки на панели расположены хаотично. Характер дефектов состоит в том, что после погружения панели в ванну с пропитывающим раствором и стекания излишков пропиточного состава при ее извлечении из ванны на панели образуются участки неравномерной пропитки, где толщина слоя пропитки различная (рис. 4).

Подобная картина формирования тонкой пленки наблюдалась на стенде ХАИ при растекании капли пропиточного состава по заряженной поверхности ПБ, что свидетельствует об электростатической природе.

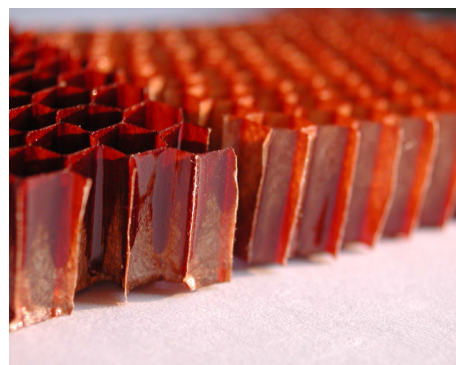


Рис. 4. Характер дефекта СЗ после пропитки

Проведенные эксперименты по измерению статического заряда на сотовом наполнителе позволяют сделать следующие заключения.

1. Поступающие на участок после растяжки панели перед операцией аппретирования имеют статический заряд, появляющийся при растяжении панели, а также при разделении ячеек в местах брызг клеевой массы. «Время жизни» этого заряда не менее суток.

2. После аппретирования и первой пропитки полностью высохшие панели статического заряда не имеют. В то же время заряд на них может возникнуть при контакте с другим диэлектриком.

Образующийся в этом случае статический заряд не всегда удается снять заземленной металлической щеткой из-за сложности формы сотового наполнителя.

Выполненные экспериментальные исследования по установлению очагов возникновения зарядов статического электричества на технологической линии производства СЗ из полимерной бумаги «NOMEX» позволяют определить круг материалов, контакт с которыми вызывает образование очагов статического электричества. Анализ полученных экспериментальных данных позволяет разработать рекомендации по нейтрализации заряда на наиболее важных участках производства СЗ, определяющие качество изделий.

Выводы

1. В технологическом процессе изготовления СЗ на основе полимерной бумаги наблюдается нерав-

номерность пропитки панелей составом связующего на основе бакелитового лака. Одной из возможных причин такого явления может быть присутствие на поверхности полимерной бумаги электростатического заряда, возникающего при контакте ее как с другими диэлектриками, так и с металлами. Это характерно для всех диэлектриков с удельным сопротивлением $\rho > 5 \cdot 10^5$ Ом·м.

2. Проведенные эксперименты на технологической линии ОАО «УкрНИИТМ», где производятся СЗ из ПБ, показали достаточно высокий уровень электростатического заряда на всех участках технологической линии. Этот заряд определяется не только остаточным статическим зарядом, длительно сохраняющимся внутри исходного рулона, но и дополнительной электризацией ПБ на участках технологической линии.

3. Анализ полученных экспериментальных данных позволяет выделить два основных технологических участка – нанесения клеевых полос и пропитки панелей, при этом присутствие статического заряда на ПБ способно влиять на качество изделия.

4. Экспериментально установлено, что «время жизни» статического заряда τ на развернутой поверхности ПБ при контакте с атмосферным воздухом влажностью 70 – 80% составляет 5 – 10 часов.

«Время жизни» заряда в плотно свернутом рулоне ПБ достаточно большое (более 7 месяцев), следовательно, на клеевой барабан ПБ поступает уже в заряженном состоянии. Таким образом, необходимость применения средств нейтрализации статического электричества на этом участке является очевидной.

5. Для уменьшения статического заряда на участке нанесения клеевых полос рекомендуется использовать заземление ПБ с двух сторон скользящими металлическими щётками, эффективность которого была экспериментально доказана на стенде ХАИ.

Литература

1. Иванов А.А., Кашин С.М., Семенов В.И. Новое поколение сотовых заполнителей для авиационно-космической техники. – М.: Энергоатомиздат, 2000. – 436 с.
2. Сливинский В.И., Прегат В.В., Ткаченко Г.В. Сотовые заполнители: классификация, применение, расчет физико-механических характеристик. Обзор. – К.: ЦНТИ «Поиск», 1990. – 43 с.
3. Щербаков В.Т., Компанец Е.М., Разумовский В.А. Сотовые заполнители из полимерных бумаг для силовых конструкций из композиционных материалов // Технология. Межотр. науч.-техн. сб. «Конструкции из композиционных материалов». – М., 1989. – № 1. – 63 с.
4. Гайдачук А.В., Сливинский В.И., Грошевой А.И. Анализ дискретных случайных утяжек несущих слоев супертонких панелей солнечных батарей, возникающих в процессе их производства // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: Темат. сб. науч. трудов ХАИ. – Х., 1998. – Вып. 10. – С. 22 – 26.
5. Гайдачук А.В., Сливинский В.И. О концепции квалитетрии и управления качеством производства сотовых заполнителей и конструкций // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов. Темат. сб. науч. трудов ХАИ. – Х., 2000. – Вып. 23(6). – С. 59 – 65.
6. Вамболь А.А., Сливинский М.В. Влияние статической электризации полимерной бумаги на качество сотового заполнителя на ее основе // Міжнар. наук.-техн. конф. „Інтегровані комп'ютерні технології в машинобудуванні – ІКТМ-2003”: Тези доп. – Х.: НАКУ „ХАІ”. – 2003. – С. 57.

Поступила в редакцию 17.03.04

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Я.С. Карпов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков

УДК 629.734.7.018.7

П.И. ИВАНОВ

НИИ аэроупругих систем, АР Крым, Украина

ВЫБОР ОПТИМАЛЬНЫХ СТРАТЕГИЙ НАВЕДЕНИЯ УПРАВЛЯЕМОЙ ПЛАНИРУЮЩЕЙ ПАРАШЮТНОЙ СИСТЕМЫ НА ЦЕЛЬ

Проанализированы варианты оптимальных стратегий наведения управляемой планирующей парашютной системы (УППС) на цель по критериям вероятности попадания в цель и степени рассеивания относительно цели.

управляемая планирующая парашютная система, оптимальная стратегия наведения

Введение

Проблема выбора оптимальных стратегий наведения УППС на цель по критериям максимально возможной вероятности попадания в цель и минимально возможного рассеивания точек приземления при случайном распределении ветра является одной из актуальных проблем и связана с важной практической задачей обеспечения посадки на площадки ограниченных размеров в труднодоступных районах местности. Последние результаты и материалы, в которых начато решение данной задачи и на которые в данной статье делаются ссылки, изложены в работах [1 - 2].

Нерешенная на сегодняшний день часть общей проблемы, которой посвящена настоящая статья, связана с построением моделей статистических испытаний, анализом их результатов, поиском методов оптимизации, что позволит в перспективе продвигаться в решении задач наведения и существенно повысить надежность доставки грузов к цели.

1. Формулирование проблемы

Целью настоящей работы является исследование характера изменения статистической оценки вероятности приведения УППС к цели, оценки степени рассеивания точек приземления системы (при случайном ветре) от ее аэродинамического качества для выбранных стратегий управления.

2. Решение проблемы

Существует ряд критериев оптимальности при выборе стратегии дальнего наведения УППС с грузом на цель:

- минимально возможное удаление от цели (линии кратчайшего пути – ЛКП);
- минимально возможное время полета в окрестность цели (максимизация скорости полета за счет оптимального использования ветра по высотам).

Минимизация отклонения от ЛКП при достаточном большом модуле скорости позволит минимизировать удаление от цели в случае посадки с недолетом до цели, а максимизация скорости – минимизировать время полета к цели и обеспечить запас высоты, позволяющий решить проблему маневра и успешного выхода на глиссаду предпосадочного планирования.

Рассмотрим первую стратегию, минимизирующую удаление от ЛКП при наведении УППС с грузом на цель, что в конечном итоге позволит минимизировать удаление от цели.

Основная идея управления здесь состоит в том, чтобы по возможности совместить вектор путевой скорости системы $\bar{V}$ с проекцией на горизонтальную плоскость линии кратчайшего пути при данных метеоусловиях (скорости W и направления ψ ветра) на данной высоте полета H (рис. 1).

Если же это не удастся сделать, то необходимо выбрать такую стратегию, при которой отклонение вектора скорости $\bar{V}$ от проекции ЛКП было бы минимально возможным при сохранении максимально возможного значения модуля скорости $\bar{V}$ (рис. 2).

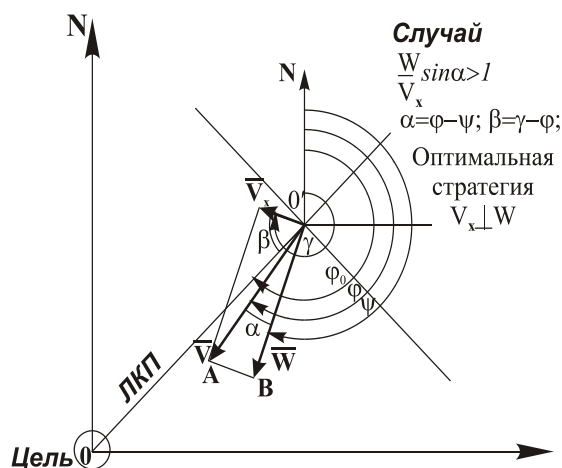


Рис. 1. Схема наведения при благоприятном ветре

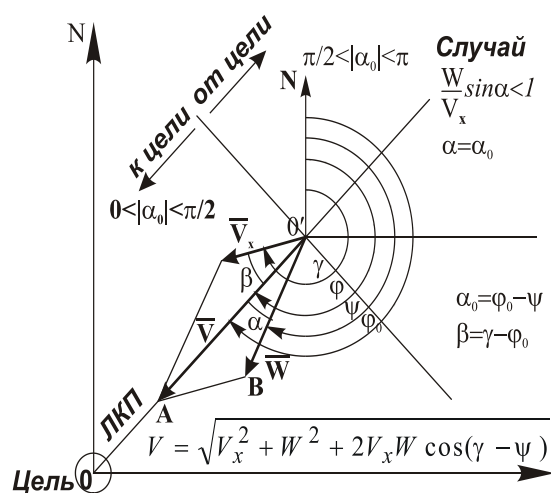


Рис. 2. Схема наведения при невозможности совмещения вектора путевой скорости с ЛКП

Управление системой «груз – УППС» осуществляется бортовой системой автоматики поворотом продольной плоскости системы, в которой лежит горизонтальная проекция $\overline{V}_x$ вектора воздушной скорости системы, на угол γ , отсчитываемый от направления на север по часовой стрелке.

Направление ЛКП – φ_0 , направление вектора
путевой скорости системы $\overline{V} - \varphi$ (см. рис. 1, 2).

Случай, когда удастся совместить вектор путевой скорости системы $\bar{V}$ с проекцией на горизонтальную плоскость линии кратчайшего пути (ЛКП) при данных метеоусловиях, к сожалению, реализуется для достаточно узкого диапазона скоростей и направлений ветра. Из треугольника $AO'B$ следует:

$$\frac{V_x}{\sin \alpha} = \frac{W}{\sin \beta} = \frac{V}{\sin(\alpha + \beta)}, \quad (1)$$

где обозначения для углов следующие: $\alpha = \gamma - \varphi_0$,
 $\beta = \varphi_0 - \psi$. В данном случае $\varphi = \varphi_0$.

Из (1) следует, что

$$\sin \beta = \frac{W}{V_x} \sin \alpha \leq 1. \quad (2)$$

Таким образом, совмещение вектора $\overline{V}$ с проекцией ЛКП на горизонтальную плоскость возможно до тех пор, пока остается справедливым неравенство (2).

Граничная линия, разделяющая зоны возможного и невозможного совмещений вектора $\bar{V}$ с проекцией ЛКП на горизонтальную плоскость, определяется уравнением

$$\frac{W}{V_r} = \frac{1}{\sin \alpha}, \quad (3)$$

график которой представлен на рис. 3.



Рис. 3. Граница раздела зон

Практический интерес представляют только ветви в интервале от $-\pi$ до π ; именно в этом интервале относительно ЛКП может изменяться вектор скорости ветра $\bar{W}$.

Если $\bar{W}$ лежит в интервале от $-\pi/2$ до $+\pi/2$ относительно ЛКП, то система будет двигаться по направлению к цели; если же в интервалах от $-\pi/2$ до $-\pi$ и от $+\pi/2$ до π , то система будет двигаться от цели.

Рассмотрим интервал от $-\pi/2$ до $+\pi/2$ относительно ЛКП.

Для точек, лежащих ниже кривой (3), где выполняется неравенство (2), удастся реализовать управление γ , при котором возможно совмещение вектора $\bar{V}$ с проекцией ЛКП на горизонтальную плоскость, минимизирующее отклонение от цели и в ряде случаев – время полета к цели.

Для точек, лежащих выше кривой (3), где не выполняется неравенство (2), не удастся реализовать управление γ , при котором возможно совмещение вектора $\bar{V}$ с проекцией ЛКП на горизонтальную плоскость. В этом случае должна быть выбрана стратегия управления γ такая, чтобы получить как можно меньшее отклонение h от ЛКП при максимально возможной скорости системы $\bar{V}$.

В интервале от $-\pi/2$ до $+\pi/2$ относительно ЛКП, когда не удастся совместить вектор $\bar{V}$ с проекцией ЛКП на горизонтальную плоскость, но система будет двигаться по направлению к окрестности цели, можно выбрать стратегию $\bar{V}_x \perp \bar{W}$ (см. рис. 2).

В данном случае $\alpha = \gamma - \varphi$, $\beta = \varphi - \psi$, и здесь уже $\varphi \neq \varphi_0$.

Из геометрического анализа следует, что в этом случае отклонение от ЛКП будет минимально возможным. Так, например, из рис. 2 видно, что при заданном положении вектора $\bar{W}$ минимальное уда-

ление от цели обеспечивает стратегия $\bar{V}_x \perp \bar{W}$ при условии, что вектор $\bar{V}_x$ ориентирован в сторону ЛКП.

В случае, когда вектор скорости ветра ориентирован от цели ($\bar{W}$ лежит в интервале от $-\pi/2$ до $+\pi/2$ относительно ЛКП), должна быть выбрана стратегия $\gamma = \varphi_0$, т.е. вектор воздушной скорости системы $\bar{V}_x$ должен быть ориентирован по ЛКП к цели. И в этом случае из геометрического анализа векторов следует, что отклонение от ЛКП должно быть минимально возможным.

В общем случае в качестве критерия оптимальности управления в первой стратегии принимается гипотеза о том, что из всех возможных управлений γ оптимальным будет считаться такое, при котором удаление от цели l после посадки системы «груз – УППС» будет минимальным.

Наряду с первой стратегией, минимизирующей на каждом шаге величину отклонения от цели, существует и другая стратегия, которая состоит в минимизации времени полета к цели, т.е. выборе максимально возможной скорости полета к цели, в надежде на то, что запас высоты и благоприятные метеословия в районе цели позволят достичь ее.

Эта стратегия, в частности, реализуется при постоянной ориентации вектора $\bar{V}_x$ на цель.

Можно также комбинировать тактику: при малых отклонениях от ЛКП вектора $\bar{W}$ полностью совмещать вектор $\bar{V}_x$ с вектором $\bar{W}$, что минимизирует время полета к цели, а значит, максимизирует запас высоты в окрестности цели, а при больших отклонениях выполнять ориентацию вектора $\bar{V}_x$ на цель. Вопрос здесь заключается в том, при каком значении угла отклонения вектора $\bar{W}$ от ЛКП нужно менять тактику.

В процессе статистического моделирования наведения УППС на цель рассматривались три основные стратегии.

1. Стратегия минимального отклонения от ЛКП, когда при выполнении условия (2) вектор путевой скорости совмещался с ЛКП, а при невыполнении его выбиралась тактика $\bar{V}_x \perp \bar{W}$ так, чтобы минимизировать угол отклонения от ЛКП.

В случае, когда вектор скорости ветра ориентирован от цели ($\bar{W}$ лежит в интервале от $-\pi/2$ до $+\pi/2$ относительно ЛКП), выбиралась стратегия $\gamma = \varphi_0$, т.е. вектор воздушной скорости системы $\bar{V}_x$ ориентировался по ЛКП к цели.

2. Стратегия максимального режима путевой скорости, при которой если угол направления вектора скорости ветра $\bar{W}$ от ЛКП не превышал $\pm 15^\circ$, то вектор $\bar{V}_x$ ориентировался по вектору $\bar{W}$, с тем чтобы максимизировать модуль вектора путевой скорости и минимизировать время полета в район цели.

Во всех остальных случаях выбиралась тактика, когда вектор воздушной скорости системы $\bar{V}_x$ ориентировался по ЛКП к цели.

3. Стратегия, при которой для всех случаев положения вектора $\bar{W}$ по высотам вектор воздушной скорости системы $\bar{V}_x$ ориентировался по ЛКП к цели. Отметим практическое преимущество последней стратегии по сравнению с двумя предыдущими – она не требует информации о ветре для бортового компьютера системы «груз – УППС».

Каждая из экспериментальных точек, представленных на приведенных ниже графиках, есть результат осреднения 2500 статистических испытаний (по методу Монте-Карло) управляемых полетов моделей УППС к цели с различной величиной аэродинамического качества при равномерных законах распределения случайных величин скорости ($W = 0 \dots 20$ м/с) и направления ветра ($\psi = 0 \dots 360^\circ$) по высотам H от 0 до 1500 м с интервалом их изменения $\Delta H = 100$ м.

На рис. 4 представлены результаты статистических испытаний по определению точки максимума вероятности приведения в цель в зависимости от угла отклонения $\xi = (\varphi_0 - \psi)$ вектора ветра от ЛКП. Показано, что при значении угла $\xi = 15^\circ$ вероятность достижения цели достигает своего максимума.

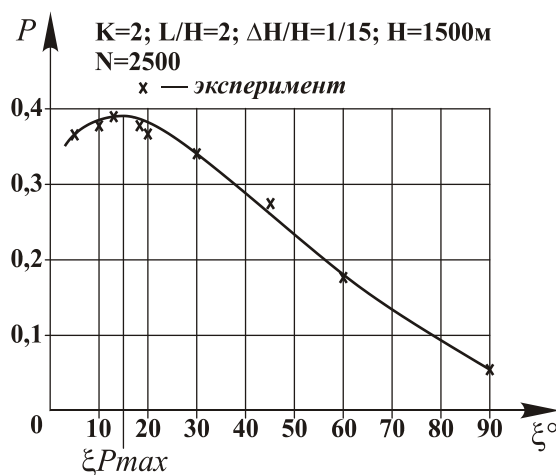


Рис. 4. К определению точки максимума вероятности приведения системы в цель в зависимости от угла отклонения вектора ветра от ЛКП

На рис. 5 представлены результаты статистических испытаний по определению статистических оценок вероятностей попадания в цель системы «груз – УППС» для стратегий 1 и 3.

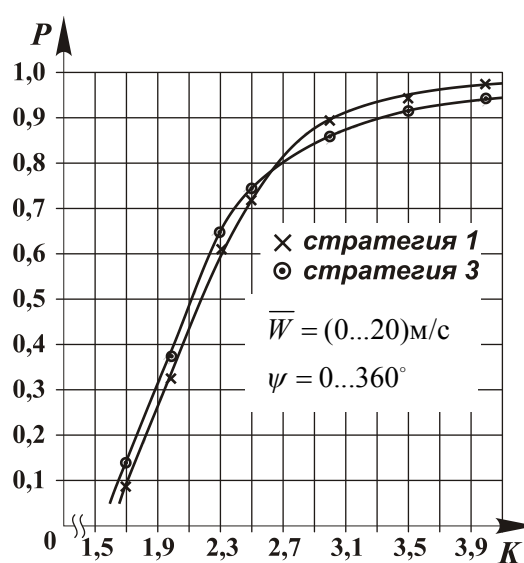


Рис. 5. Статистические оценки вероятностей попадания системы «груз – УППС» в цель в зависимости от аэродинамического качества системы

Как показали статистические испытания, вероятность попадания в цель при реализации стратегии 3 примерно на 5% выше, чем при реализации стратегии 1 при изменении аэродинамического качества в интервале $K = 2,7 \dots 3$.

Далее реализуется примерно 5%-е превосходство стратегии 1 над стратегией 3.

Для стратегии 2 точки статистической оценки вероятностей укладываются внутри 5%-го интервала между стратегиями 1 и 3.

Среднеквадратическое отклонение σ точек посадки относительно цели при рассмотренном отношении «дальность – высота» точки сбрасывания УППС от цели $L/H = 2$ убывает для любой стратегии с увеличением аэродинамического качества от 1,7 до 2,7...3, где и находится точка минимума величины σ для всех трех стратегий, а далее снова начинает возрастать (рис. 6).

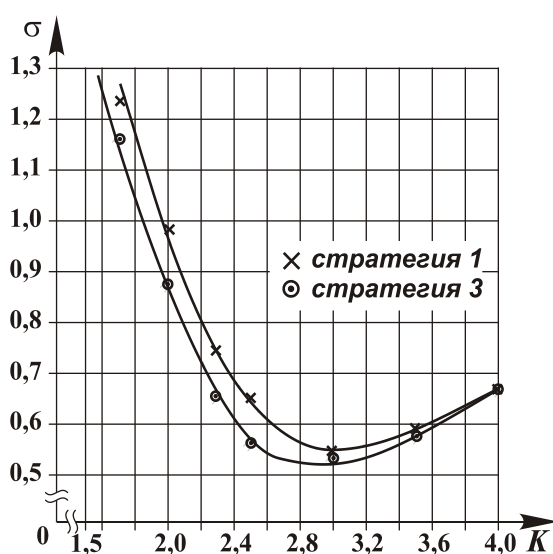


Рис. 6. Зависимость СКО точек посадки относительно цели от аэродинамического качества системы

Таким образом, можно сделать вывод о том, что существует оптимальная величина аэродинамического качества $K = 2,7 \dots 3$ при заданном отношении $L/H = 2$, при котором величина σ достигает своего минимального значения. Хотя ранее существовало мнение, что чем больше величина аэродинами-

ческого качества, тем меньше должна быть величина σ .

Следует отметить некоторое превосходство стратегии 1 над стратегией 3 по величине рассеивания σ вплоть до величины $K = 3,5$.

Отметим, что точки σ стратегии 2 ложатся в интервал между точками стратегий 1 и 3.

Заключение

1. Обнаружено существование точки минимума величины среднеквадратического отклонения места посадки от цели в зависимости от аэродинамического качества системы, что позволяет заранее определиться с выбором оптимальной величины аэродинамического качества системы для достижения заданной цели.

2. Установлен характер изменения статистической оценки вероятности приведения УППС к цели от аэродинамического качества системы для выбранных стратегий управления и наведения.

Перспективы дальнейших исследований состоят в расширении возможного перечня моделей для статистических испытаний по выбранным критериям оптимальности, поиск новых критериев, а также расширение диапазона высот функционирования УППС с учетом влияния характеристик и параметров стандартной атмосферы.

Литература

1. Гимадиева Т.З. К вопросу оптимального управления планирующей парашютной системой// Сб. Динамические системы. – Симф.: СГУ. – 1998. – № 14. – С. 71 – 77.
2. Иванов П.И. Проектирование, изготовление и испытания парапланов. – Феодосия: Гранд-С, 2001. – 256 с.

Поступила в редакцию 17.02.04

Рецензент: канд. физ.-мат. наук, доц. Г.С. Абрамов, Херсонский государственный технический университет, г. Херсон

УДК 621.375.

И.М. ПРИХОДЬКО, Ю.Н. АГАФОНОВ, Н.П. ПОПОВ, С.В. ОРЛОВ*Военный научный центр космических исследований (при Харьковском военном университете), Украина*

К РАСЧЕТУ НЕСТАЦИОНАРНОГО ТЕМПЕРАТУРНОГО ПОЛЯ В ПОЛУПРОЗРАЧНЫХ АНТЕННЫХ ОБТЕКАТЕЛЯХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Рассмотрены аппроксимационные формулы расчета приведенной степени черноты и эффективного коэффициента теплоотдачи полупрозрачных материалов с учетом особенностей их излучения, что может быть использовано при расчете граничных условий для определения нестационарного температурного поля полупрозрачных обтекателей антенн. Дан пример расчета.

градиент температур, полупрозрачный материал, теплопрозрачная область спектра, обтекатель, излучательная способность, спектральная плотность, суммарный коэффициент теплообмена, суммарный приведенный коэффициент черноты

1. Формулирование проблемы

При расчете характеристик обтекателей антенн (ОА) летательных аппаратов (ЛА) в условиях их эксплуатации становится актуальной проблема определения температурного поля обтекателя, подвергаемого аэродинамическому нагреву. Изменение теплового состояния этого элемента конструкции приводит к возрастанию дополнительных ошибок углового определения местоположения объектов в 3 – 7 раз [1 – 5], что в переводе на расстояние означает ошибку навигации в сотни метров. В этой связи актуальной является задача повышения точности расчетов температурного поля обтекателя, которая во многом определяется заданием граничных условий, учитывающих все виды и особенности теплообмена обтекателя с окружающей средой.

1.1. Анализ литературы

Расчеты теплового состояния ОА ЛА проводились в ряде работ [6 – 9]. Общим для них является упрощенный подход к расчету лучистой составляющей теплового потока из-за учета только поверхностного излучения. Однако при расчете полупрозрачных обтекателей такой подход нельзя считать оправданным. Это объясняется тем, что для

частично прозрачных тел закон Кирхгофа в его обычной форме неприменим ввиду того, что он выведен в предположении теплового равновесия между энергией испускания и энергией поглощения при равенстве температур [10].

Основные положения теории излучения частично прозрачных тел разработаны Мак-Магоном, на чьи работы ссылаются [10, 11], который ввел понятие о спектральной объемной мощности излучения материала. Однако его формулы не распространяются на полусферическую излучательную способность и пропускаемость, а вопросы, связанные с коэффициентом преломления, не учитываются. В работе [11] делается вывод о том, что в общем случае задачу теплопереноса в частично прозрачных средах нужно рассматривать как трехмерную даже при направленном излучении.

В работе [10] показано, что излучательная способность полупрозрачных тел зависит от градиента и распределения температуры по толщине, приведены графики зависимости полного (в полусферической области) коэффициента черноты ε_{Σ}^* от различных факторов – толщины слоя d , температуры T , градиента температуры по толщине слоя ΔT для плоской стенки из кварцевого стекла. Вследствие излучения внутренней стенки, нагретой до бо-

лее высокой температуры, чем внешняя, результирующий коэффициент черноты в ряде случаев превышает 1. Например, при разности температур ΔT внутренней $T_{внутр}$ и внешней $T_{пов}$ поверхностей в 200°C и температуре стенки $T_{внутр} = 800^{\circ}\text{C}$, толщине стенки 6 мм величина ε_{Σ}^* достигает значения 1,9.

1.2 Цель работы

Целью работы является разработка метода расчета эффективного коэффициента теплоотдачи, учитывающего особенности переноса излучения полупрозрачных материалов.

2. Решение проблемы

При наличии конвективного и лучистого теплообмена граничное условие обычно записывается в виде

$$q_k + q_l = -\lambda_m \left. \frac{\partial T}{\partial x} \right|_{x=0}, \quad (1)$$

где x – координата по нормали к поверхности теплообмена; λ_m – теплопроводность материала обтекателя, q_k, q_l – соответственно плотность лучистого и конвективного тепловых потоков.

С учетом лучистого теплообмена значение эффективного коэффициента теплоотдачи $\alpha_{эф}$ определяется по выражению [6]

$$\alpha_{эф} = \alpha_k - \frac{q_l}{(T_c - T_{пов})}, \quad (2)$$

где α_k – коэффициент теплоотдачи при вынужденной конвекции, определяемый по критериальным уравнениям, T_c – температура окружающей среды.

Плотность лучистого теплового потока определяется уравнением Стефана – Больцмана, в котором коэффициент черноты стенки учитывает излучение из объема стенки.

Сущность излагаемого метода расчета суммарного коэффициента черноты состоит в следующем.

Для полупрозрачных материалов коэффициент черноты является функцией температуры T , градиента температуры ΔT , толщины стенки d и длины волны λ теплового излучения [10], т.е.

$$\varepsilon_{\Sigma}^* = f(T, \Delta T, d, \lambda). \quad (3)$$

Для полупрозрачных материалов прозрачность для ИК-излучения имеет место в некотором диапазоне длин волн от λ_1 до λ_2 . Так, для кварцевой стенки толщиной 0,5...30 мм окно прозрачности лежит в интервале 4,8...3,6 мкм [12].

Доля полной энергии излучения с поверхности обтекателя, приходящаяся на теплопрозрачную область спектра для данного материала при заданной температуре, равна [7]

$$k_{\lambda} = \frac{\int_{\lambda_1}^{\lambda_2} E_{b_{\lambda}}(T_{нов}) d\lambda}{\sigma_0 T_0^4}, \quad (4)$$

где λ_1, λ_2 – границы прозрачности для материала по длинам волн, м;

$$E_{b_{\lambda}} = \frac{c_1}{\lambda^5 \left(e^{\frac{c_2}{\lambda T}} - 1 \right)} \quad (5)$$

– спектральная плотность потока излучения АЧТ при температуре T , $\frac{Bm}{m^3}$ (формула Планка).

Доля полной энергии излучения, приходящаяся на непрозрачную часть спектра, равна $1 - k_{\lambda}$.

В качестве определяющей выбираем длину волны, соответствующую максимуму спектральной интенсивности лучистого потока. По закону Вина,

$$\lambda_{\max} = \frac{2,898 \cdot 10^{-3}}{T_{нов}}. \quad (6)$$

Анализ закона смещения Вина показывает, что в рассматриваемом диапазоне длин волн при $\lambda \geq \lambda_{\max} < \lambda_2$ и $T \leq 1500 \text{ K}$ спектральная плотность излучения изменяется незначительно. В этой связи величину $E_{b_{\lambda}}$ можно принять равной спектральной плотности при $\lambda = \lambda_{\max}$. Аппроксимируя приведен-

ные в [10] графики, получим расчетную зависимость для коэффициента черноты стенки в области прозрачности в виде

$$\varepsilon_{прозр}^* = \varepsilon \left(1 + \frac{\Delta T^{L_u}}{\lambda_{max}} k_M d_M^{P_u} \right), \quad (7)$$

где L_M, k_M, P_M – коэффициенты, определяемые свойствами материала;

ε – коэффициент черноты для непрозрачной части спектра.

Тогда суммарный приведенный коэффициент черноты определится выражением

$$\varepsilon_{\Sigma}^* = \varepsilon_{прозр}^* k_{\lambda} + \varepsilon (1 - k_{\lambda}). \quad (8)$$

Плотность лучистого потока через единичную поверхность обтекателя с учетом объемного излучения в этом случае будет определяться по формуле

$$q_{\lambda} = \sigma_0 \varepsilon_{\Sigma}^* T_{нов}^4, \quad (9)$$

где $\sigma_0 = 5,67 \cdot 10^{-8} \frac{Вт}{м^2 K^4}$ – постоянная Стефана – Больцмана.

Таким образом, искомый эффективный коэффициент теплоотдачи будет равен

$$\alpha_{эф} = \alpha_K - \frac{\sigma_0 \varepsilon_{\Sigma}^* T_{нов}^4}{(T_c - T_{нов})}. \quad (10)$$

Пример расчета.

Рассчитать суммарный коэффициент черноты, плотность лучистого теплового потока, суммарный коэффициент теплообмена для кварцевого обтекателя при температуре внешней стенки $T_{нов} = 477^\circ C$, температуре внутренней стенки $T_{внутр} = 677^\circ C$ и температуре среды $T_c = 427^\circ C$. Коэффициент черноты для непрозрачной области спектра для кварца $\varepsilon = 0,97$; коэффициент конвективного теплообмена (получен из баллистических расчетов)

$$\alpha_K = 1000 \frac{Вт}{м^2 \cdot K}.$$

Доля полной энергии излучения, приходящаяся на теплопрозрачную область спектра для кварцевого стекла при температуре $477^\circ C$, равна

$$k_{\lambda} = \frac{\int_{3,6 \cdot 10^{-6}}^{4,8 \cdot 10^{-6}} \frac{3,7418 \cdot 10^{-16}}{\lambda^5 \left(e^{\frac{1,4388 \cdot 10^{-2}}{\lambda(273+477)}} - 1 \right)} d\lambda}{5,67 \cdot 10^{-8} (273 + 477)^4} = 0,204.$$

Максимум спектральной интенсивности лучистый поток достигнет на длине волны

$$\lambda_{max} = \frac{2,898 \cdot 10^{-3}}{(273 + 477)} = 3,864 \cdot 10^{-6} м.$$

Суммарный коэффициент черноты для прозрачной части спектра

$$\varepsilon_{прозр}^* = 0,97 \left(1 + \frac{(677 - 477)^{0,2}}{3,864 \cdot 10^{-6}} \cdot 1,75 \cdot 10^{-4} \cdot 0,006^{0,95} \right) = 1,825.$$

Суммарный приведенный коэффициент черноты равен

$$\varepsilon_{\Sigma}^* = 1,825 \cdot 0,204 + 0,97 \cdot (1 - 0,204) = 1,141$$

Плотность лучистого теплового потока

$$q_{\lambda} = 1,141 \cdot 5,67 \cdot 10^{-8} \cdot (477 + 273)^4 = 2,047 \cdot 10^4 \frac{Вт}{м^2}.$$

Эффективный коэффициент теплоотдачи

$$\alpha_{эф} = 1000 - \frac{2,047 \cdot 10^4}{(427 - 477)} = 1409,1 \frac{Вт}{м^2 \cdot K}.$$

Результаты расчета без учета переотражений в обтекателе с теми же исходными данными:

$$q_{\lambda} = 0,81 \cdot 5,67 \cdot 10^{-8} \cdot (477 + 273)^4 = 1,74 \cdot 10^4 \frac{Вт}{м^2};$$

$$\alpha_{эф} = 1000 - \frac{1,74 \cdot 10^4}{(427 - 477)} = 1348 \frac{Вт}{м^2 \cdot K}.$$

По результатам исследований был произведен расчет температур в критической точке на поверхности ЛА в течение всего времени полета различными методами. Данные расчетов приведены на рис. 1.

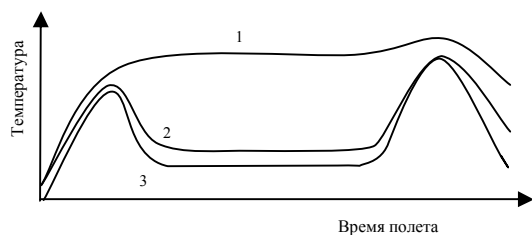


Рис. 1. Температура на поверхности обтекателя ЛА по всей траектории полета: 1 — без учета лучистого теплообмена; 2 — с учетом лучистого теплообмена обтекателя как непрозрачного тела; 3 — с учетом лучистого теплообмена обтекателя как полупрозрачного тела

Сравнение полученных результатов показывает, что для прозрачных материалов эффективный коэффициент теплоотдачи снижается на 5 – 10 %.

Выводы

1. Получено выражение для определения суммарного приведенного коэффициента черноты стенки, которое позволяет проводить расчеты излучения для полупрозрачного материала как в прозрачной, так и в непрозрачной областях спектра.
2. Учет влияния особенностей излучения полупрозрачных материалов позволяет повысить точность расчета нестационарного температурного поля обтекателя антенн ЛА в процессе полета.

Литература

1. Михайлов В.Ф. Прогнозирование эксплуатационных характеристик антенн с теплозащитой. — СПб.: Судостроение, 1994. — С. 25 – 31.
2. Воробьев Е.А., Михайлов В.Ф., Харитонов А.А. СВЧ-диэлектрики в условиях высоких температур. — М.: Сов. радио, 1977. — С. 23 – 29.
3. Воробьев Е.А. Угловые ошибки антенны при аэродинамическом нагреве обтекателя // Изв. вузов

СССР. Сер. Радиоэлектроника. — 1967. — Т. 10, № 2. — С. 197 – 198.

4. Михайлов В.Ф. О влиянии обтекателя, испытывающего тепловой удар, на дальность действия радиолокационной станции // Изв. вузов СССР. Сер. Радиоэлектроника. — 1967. — Т. 10, № 6. — С. 207 – 209.

5. Калашников В.С., Михайлов В.Ф., Калашников В.С. Влияние шумов антенного обтекателя при его аэродинамическом нагреве на работу бортовой радиоаппаратуры // Изв. вузов СССР. Сер. Радиоэлектроника. — 1976. — Т. 19, № 5. — С. 3 – 8

6. Дракин И.И. Аэродинамический и лучистый нагрев в полете. — М.: Оборонгиз, 1961. — С. 77.

7. Крейт Ф., Блэк У. Основы теплопередачи. — М.: Мир, 1983. — С. 251 – 255.

8. Ужик Г.В. Проблемы высоких температур в авиационных конструкциях. — М.: Изд-во иностр. лит., 1961. — С. 29 – 33.

9. Краснов А.А. Аэродинамика ракет. — М.: Оборонгиз, 1961. — С. 559.

10. Свет Д.Я. Температурное излучение металлов и некоторых веществ. — М.: Наука, 1964. — С. 48 – 54.

11. Свет Д.Я. Оптические методы измерения истинных температур. — М.: Наука, 1982. — С. 31.

12. Петров В.Ф. Радиационные характеристики кварцевых стекол // Теплофизика высоких температур. — 1975. — Т. 13, № 2. — С. 335 – 345.

Поступила в редакцию 12.03.04

Рецензент: д-р физ-мат. наук, проф. А.Г. Николаев, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, г. Харьков

УДК 629.735.017.1.083

О.В. ОРЛОВ, Ю.І. КОРДЯНІН*Національний авіаційний університет, Україна*

КОНЦЕПТУАЛЬНІ ЗАДАЧІ ПІДТРИМАННЯ ЛЬОТНОЇ ПРИДАТНОСТІ В ЦИВІЛЬНІЙ АВІАЦІЇ УКРАЇНИ

Визначено концептуальний підхід до розгляду проблем сфери регулювання льотної придатності, проаналізовано прояви її поточного стану та чинники, що його визначають, викреслено коло наукових та практичних задач, вирішення яких сприятиме сталому розвитку сфери підтримання льотної придатності парку повітряних суден в поточних умовах діяльності цивільної авіації України.

повітряні суда, льотна придатність, технічна політика, альтернативи, регулювання, технічне обслуговування

Вступ

В умовах, коли середній термін експлуатації цивільних повітряних суден (ПС), що знаходяться в державному реєстрі (далі – парку ПС) України, перевищує два десятки років, ефективне вирішення задач підтримання льотної придатності (ЛП) є обов'язковим як для забезпечення безпеки польотів, так і для конкурентоспроможності експлуатантів в умовах ринкової економіки. Оновлення парку ПС при стратегічній орієнтації на впровадження авіаційної техніки (АТ) „власного” виробництва входить до складу необхідних умов збереження статусу України як авіаційної держави, раціонального використання державного ресурсу України в сфері авіаційних перевезень. В зв'язку з цим визначення раціональної для умов України системи підтримання ЛП [1 – 3], в тому числі методів організації та забезпечення технічного обслуговування (ТО) ПС, є актуальною державною проблемою.

1. Формулювання проблеми

Для визначення задач підтримання ЛП в цивільній авіації (ЦА) України розглянемо проблему державного регулювання ЛП на загальносистемному рівні. Концептуально суть цієї проблеми слід пов'язувати з принципами побудови політики держави при технічному регулюванні такої специфічної сфери, як ЛП. Ці принципи формуються відносно

альтернатив, які породжуються дією таких взаємопов'язаних факторів (рис. 1):

- характер розподілу витрат на ЛП як по стадіях життєвого циклу АТ (проекування, виробництво, експлуатація), так і в межах цих стадій;

- роль/позиція держави при технічному регулюванні ЛП (відомі „активний” та „пасивний” підходи до регулювання [4, 5]).

Якщо витрати на ЛП домінують на стадіях проектування та виробництва АТ (в системі забезпечення ЛП [1 – 3]), то як правило мінімізуються витрати на стадії експлуатації (в системі підтримання ЛП [1 – 3]), насамперед за рахунок зменшення доробок з усунення недоліків проектування та виробництва. Значною мірою це досягається також і за рахунок рівня експлуатаційно-технічних характеристик ПС, які забезпечують тривале збереження економічної ефективності експлуатації ПС (сповільнення темпів їх морального старіння).

Внутрішні протиріччя цього підходу для виробів АТ, для більшості з яких передбачається тривалий календарний строк експлуатації, пов'язані з дією таких факторів:

- обмеженість строків проектування, а також наявних можливостей залучення ресурсів (фінансових, матеріальних, трудових, інформаційних, інтелектуальних) на стадіях проектування та виробництва;

- прискорення темпів морального старіння АТ у



Рис. 1. Альтернативи формування технічної політики держави при регулюванні льотної придатності

зв'язку з загальним прискоренням темпів науково-технічного прогресу та впровадження його результатів як в цілому, так і в авіаційній галузі, а також нерівномірність такого прискорення у різних технічних напрямках.

Дія цих факторів зумовлює неминучі додаткові витрати на доробки АТ, які спрямовані на забезпечення збереження рівня її ефективності (наприклад, обладнання ПС сучасними засобами навігації для міжнародних польотів), а також на вдосконалення системи ТО, необхідність якого зумовлена еволюційними змінами принципів організації та забезпечення виконання ТО (програм ТО) нових зразків АТ.

У випадку недостатності залучених ресурсів на стадіях проектування та виробництва зростають витрати на стадії експлуатації за рахунок збільшення витрат як на усунення конструктивно-виробничих недоліків, так і на підвищення рівня експлуатаційно-технічних характеристик АТ. В цілому це зумовлює збільшення, часом суттєве, середніх сумарних витрат ресурсів на один виріб АТ за життєвий цикл відносно попереднього випадку.

Реалізація технічної політики щодо регулювання ЛП здійснюється через відомі централізовані механізми державного регулювання (нормування, реєст-

рація, ліцензування, сертифікація та нагляд, акредитація) відповідними галузевими державними органами, у складі яких відповідно до вимог та положень Додатків до Чикагської конвенції (SARPs – Standards and Recommended Practices) значну роль має грати орган державного регулювання діяльності ЦА – CAA (Civil Aviation Authority)*). Порядок використання цих механізмів у державі визначається відповідними законодавчими актами. Зазвичай, централізовані механізми регулювання деталізуються для відповідних сфер діяльності. У ЦА вони закріплюються в авіаційних правилах (АП) у вигляді вимог та процедур.

При використанні централізованих механізмів державного регулювання основні функції САА полягають [4, 5] у такому:

- підготовка та оновлення АП адекватно до стану та динаміки умов авіаційної діяльності;
- перевірка відповідності діючим АП при сертифікації та нагляді за проведенням діяльності на основі її моніторингу;
- застосування санкцій до тих, хто не відповідає діючим вимогам АП.

При виконанні цих функцій, основне зо-

*) Англomовна абревіатура, яка використовується в документах ICAO та JAA.

бов'язання САА полягає в побудові системи державного регулювання (в системоутворюючій діяльності), яку вона спроможна підтримати за умов:

- забезпечення виконання вимог та положень SARPs та міжнародних угод, за якими держава має зобов'язання;

- пристосування цієї системи як до специфіки практики проведення авіаційної діяльності, що історично склалася у державі, так і до фактичного поточного її стану.

Значущість централізованих механізмів регулювання полягає в тому, що саме вони повинні забезпечити досягнення мети регулювання авіаційної діяльності шляхом реалізації принципів технічної політики держави при регулюванні. Ці механізми мають довгострокову післядію і тому потребують чіткого прогнозування і оцінки щодо непередбачуваних наслідків, які виникають у результаті неадекватності цих механізмів наявним умовам.

Стосовно регулювання ЛП принципи технічної політики держави в концептуальному аспекті мають забезпечити:

- формування напрямів розвитку діяльності в сфері ЛП і, що суттєво, їх сприйняття учасниками авіаційної діяльності;

- стимулювання „запуску” відповідних механізмів саморегулювання щодо вибору раціональних способів реалізації вимог АП відповідно до наявних умов діяльності кожного з її учасників;

- мінімізацію витрат учасників авіаційної діяльності на виконання вимог АП на життєвому циклі АТ.

Можливі способи реалізації вимог АП (механізми саморегулювання) мають значну багатоваріантність серед учасників авіаційної діяльності. Це зумовлено як особливостями практики забезпечення та підтримання ЛП, що історично склалася у державі, так і структурою та характером неоднорідності об'єктів регулювання, а також динамізмом умов їх функціонування. В зв'язку з цим умовою ефектив-

ності реалізації принципів технічної політики щодо регулювання ЛП є забезпечення цілісності системи державного регулювання ЛП [1].

Суттєвою особливістю сфери регулювання ЛП у конкретній державі є наявні можливості щодо реалізації принципів технічної політики на стадіях проектування та виробництва АТ. Такі можливості в повному обсязі доступні лише для незначної частки держав (приблизно лише п'ять відсотків держав членів ІКАО є виробниками АТ). Тобто більшість держав світової авіаційної спільноти фактично вимушені виключати з сфери технічного регулювання стадії проектування та виробництва АТ. Тому побудова їх технічної політики щодо регулювання ЛП в більший мірі спрямована на стадію експлуатації, тобто на підтримання ЛП.

Держави, що не є виробниками АТ, вимушені пристосовуватися до характеристик АТ, яка поступає на ринок, та будувати систему підтримання ЛП (в тому числі і систему ТО) відповідно до наявних умов, інфраструктури та практики підтримання ЛП, що історично склалися у державі. Це підкреслює важливість та актуальність ефективного вирішення задач регулювання саме підтримання ЛП для більшості держав світової авіаційної спільноти.

Альтернативи „активної” або „пасивної” ролі САА при регулюванні ЛП слід розглядати не тільки як протилежності, але й як діапазон можливих ситуаційних позицій САА (тобто не сталої, однозначно визначеної позиції). Позиція САА може і повинна змінюватись щонайменш залежно:

- від поточного стану і тенденцій авіаційної діяльності як у державі, так і за її межами;

- рівня досягнення цілей регулювання;

- рівня фактичної ефективності принципів та механізмів регулювання, що застосовуються.

Це обумовлює рівень необхідного моніторингу авіаційної діяльності, який формує інформаційну базу регулювання для забезпечення збалансованої ролі/позиції САА, підтримання цілісності діяльності

САА як органу державного регулювання.

Очевидно, що роль САА в формуванні та реалізації принципів технічної політики буде відрізнятися для держав-виробників АТ та держав, що її тільки експлуатують. Оскільки на поточний час навіть у державах, які є виробниками АТ, експлуатуються також і АТ, що вироблена іншими державами-виробниками, то ситуація, коли в державі експлуатуються ПС декількох держав-виробників АТ, є типовою як для держав-виробників АТ, так і для держав, що тільки експлуатують АТ.

При „активному” підході до регулювання САА встановлює вимоги до відповідних видів діяльності, які повинні мати високий рівень деталізації, веде централізований та детальний моніторинг та нагляд за їх виконанням на всіх стадіях життєвого циклу. Внаслідок цього при сталому „активному” підході до регулювання щонайменш:

- зменшується відповідальність проектувальника, виробника та експлуатанта за ЛП (тобто провозьється „пасивна” позиція учасників авіаційної діяльності, а при наявності неадекватності АП – імітація ними виконання вимог);

- превалює домінуюча роль САА в досягненні консенсусу при прийнятті норм та процедур регулювання, що стримує ініціативу учасників авіаційної діяльності щодо участі у вдосконаленні як діючих вимог, так і механізмів саморегулювання при реалізації дотримання цих вимог.

Теоретично раціональний рівень сталого „активного” підходу до державного регулювання ЛП може бути досягнутим у випадку високого рівня стабільності стану авіаційної діяльності як в окремій державі, так і в усьому світі. Однак така ситуація не відповідає існуючому динамізму функціонування та розвитку авіаційної галузі за рахунок науково-технічного прогресу. Тому при сталій „активній” ролі САА ми маємо так звану „зарегульовану” систему, яка не пристосована оперативного адаптуватись до динамічних змін в авіаційній діяльності.

При сталому „пасивному” підході роль держави зводиться до реагування та прийняття процедурних заходів за негативними подіями, які виникли внаслідок неповноти чи неадекватності або діючих вимог або/та методів їх виконання. При цьому на проектувальника, виробника, експлуатанта фактично покладена повна відповідальність як за інтерпретацію положень діючих вимог, так і за вибір способів їх виконання. Потреби моніторингу авіаційної діяльності з боку САА суттєво зменшені, а тому заходи щодо регулювання та запобігання подій, як правило, недостатньо обгрунтовані (носять емпірико-евристичний характер) і мають значну непередбаченість щодо можливих наслідків керуючих впливів, що призводить до децентралізації регулювання.

У випадку експлуатації ПС іноземного виробництва можливості регулювання їх ЛП на стадіях проектування та виробництва фактично відсутні, а спроектована програма ТО (яка визначається під час видачі сертифікату типу) фактично визначає принципи організації та забезпечення підтримання ЛП і організації ТО. „Пасивна” роль САА в сфері підтримання ЛП таких ПС часто обумовлена або загальним станом економіки в державі, або/та недостатністю ресурсів, які виділяються для діяльності САА, або/та недостатнім наявним досвідом підтримання ЛП.

У випадку недостатності ресурсів (матеріальних, людських, інформаційних, інтелектуальних), що виділяються державою на діяльність САА, її „активна” роль може імітуватись. Фактична неспроможність вирішувати задачі регулювання відповідно до темпів їх виникнення може підмінятися імітацією реагування на виникаючі події та проблеми, супроводжуватись збільшенням „керуючих впливів” та санкцій щодо учасників діяльності. Але таке реагування не матиме системного характеру внаслідок відсутності можливості обгрунтування і своєчасної повної обробки наявної інформації за результатами моніторингу. Це призводить до так званої „дерегу-

льованості” і фактично „пасивному” підходу САА.

Слід окремо зазначити, що відсутність визначеності в державі щодо принципів технічної політики в сфері ЛП по суті є проявом „пасивного” підходу до державного регулювання ЛП.

Виходячи з викладених вище позицій, для визначення актуальних задач в сфері регулювання підтримання ЛП парку ПС України розглянемо фактори, під впливом яких сформувався існуючий стан регулювання ЛП парку ПС України, та основні наслідки їх прояву.

Децентралізація, дезінтеграція і дерегулювання діяльності ЦА в суверенних державах, що утворилися після розпаду СРСР, обумовили виникнення сукупності процесів, які проявилися в авіаційній діяльності і функціонуванні системи державного регулювання ЛП. Стосовно проблеми підтримання ЛП найбільш характерними з цих процесів та їх проявів були:

- структурні зміни в формах власності на повітряному транспорті (на наявних виробничих потужностях авіаційної діяльності, які практично не оновлювалися), що породили несталий до поточного часу процес виникнення нових експлуатантів та організацій з ТО з різними формами власності, відхід з ринку тих, які втратили можливість існування внаслідок фінансової неспроможності та економічної нестабільності;

- значна неоднорідність експлуатантів та організацій з ТО (за формами власності та відомчої належності, обсягами авіаційної діяльності, наявними виробничими потужностями для підтримання ЛП, складом та чисельністю парку ПС, що експлуатується/обслуговується, тривалістю та стабільністю роботи на авіаційному ринку), в якій частка малопотужних експлуатантів та організацій з ТО з обмеженими ресурсами та з незначним досвідом роботи на авіаційному ринку достатньо висока;

- динамічні зміни структури ринку авіаційної діяльності (збільшення кількості міжнародних аеро-

портів в Україні та обсягу авіаційних перевезень за межами України при різкому зменшенні обсягів перевезень в межах України) породили проблему неадекватності розподілу наявного парку ПС як між експлуатантами, так і за регіонами України;

- зростання невідповідності характеристик парку ПС вимогам по рівню навігаційного оснащення та екологічній чистоті для польотів на міжнародних авіалініях, прогресуюча тенденція його «старіння» та недовикористання внаслідок недостатнього інвестування на модернізацію;

- невідповідність механізмів оновлення парку ПС наявним економічним реаліям і тенденціям світової практики;

- „комерціалізація” сфери підтримання ЛП та ТО і як наслідок – дезінтеграція виробничих потужностей (зростання кількості малопотужних організацій з ТО), зростання їх недовантаження при збільшенні необхідних витрат на підтримання ЛП ПС через неконтрольоване зростання цін на ТО та на запчастини;

- відтік, зростаючий дефіцит та старіння кваліфікованих кадрів ЦА;

- несприятлива обстановка з підготовкою та перепідготовкою авіаційних спеціалістів унаслідок зниження бюджетного фінансування на освіту і неадекватного інвестування підготовки авіаційного персоналу при значній її ресурсоемності.

Як наслідок цього, напрацьовані принципи регулювання діяльності ЦА та ЛП, що властиві для умов централізованої системи, яка діяла в СРСР, її законодавчий та нормативно-правовий базис, а також відповідні механізми державного регулювання ЦА стали „пробуксовувати”. Лавиноподібний характер виникнення проблем державного регулювання діяльності ЦА та ЛП, необхідність їх оперативного вирішення внаслідок загрози блокування авіаційної діяльності в державі зумовили домінування при регулюванні емпіричного підходу до вирішення виникаючих проблем, часту перебудову структури САА,

незбалансованість, неадекватність, неповноту та суперечливість нормативно-правової бази регулювання діяльності ЦА та ЛП. Наслідок цього – ситуація, що склалася в сфері підтримання ЛП та ТО, яку ми маємо сьогодні.

Наявна інфраструктура ТО (а саме базові її компоненти – виробничі споруди, авіаційний персонал, засоби ТО) роздроблені і поділені між більше ніж 15 десятками малопотужних „самостійних” організацій з ТО, більшість з яких спроможна на вирішення лише окремих „дрібних” задач ТО, тобто спонтанно спеціалізовані за компонентами ПС та видами робіт з ТО. В той же час наявні виробничі потужності авіаремонтних підприємств та виробників АТ недовантажені.

Значна частка експлуатантів має малопотужні базові елементи інфраструктури системи ТО і мінімальний склад інженерно-технічного персоналу. Це суттєво ускладнює як виконання головного зобов’язання експлуатанта – відповідальність за ЛП конкретного екземпляру ПС, так і системоутворюючих зобов’язань САА – визначення відповідних вимог та процедур оцінки спроможності забезпечити відповідальність експлуатанта.

Така ситуація гальмує впровадження прогресивних технологій та засобів ТО, а також, що більш прикро, знецінює наявні вітчизняні наукові і практичні досягнення, оскільки суттєво знижений попит на них в існуючій сфері підтримання ЛП.

2. Вирішення проблеми

Для з’ясування глибинних причин поточної ситуації та визначення напрямів вирішення її проблем скористаємося таким методичним прийомом: виділимо декілька груп взаємопов’язаних проявів цієї ситуації, подавши їх у вигляді відповідних груп запитань, і розглянемо їх у певній послідовності.

Перша група запитань:

1. Чому експлуатанту економічно більш доцільно мати власну малопотужну організацію з ТО, використовувати на договірних умовах виробничі по-

тужності і персонал більш потужної організації з ТО (наприклад авіаремонтного заводу), ніж віддавати ПС цій організації на ТО?

2. Чому більш-менш економічно спроможному експлуатанту вигідніше брати в лізинг навіть не нове ПС західного виробництва і чому не розвивається обслуговування цих ПС в організаціях з ТО України?

Світова практика передбачає виділення організацій з ТО в окремий об’єкт сертифікації (частина 145 АП). Тенденції світового досвіду підтримання ЛП передбачають, що на протязі всього періоду експлуатації ПС виробник забезпечує активну технічну і технологічну підтримку експлуатантів, займається удосконаленням характеристик ПС, його програми з ТО й експлуатаційної документації [6, 7]. За умов, коли більшість наявних організацій з ТО не мають „критичної маси” для повномасштабної відповідальності за якість ТО в цілому по конкретному екземпляру ПС для забезпечення необхідних умов щодо відповідальності експлуатанта за ЛП, доцільно використати наявний позитивний історичний досвід виконання ТО в АТБ, який добре поєднується зі світовими тенденціями. Поновлення цього досвіду шляхом обґрунтування та визначення відповідних вимог до процедур сертифікації організацій з ТО дозволить авіаремонтним підприємствам та виробникам АТ з їх потужним виробничим потенціалом зайняти гідне місце в сфері підтримання ЛП на сучасному етапі, стати ведучими центрами з ТО як для опанування нових технологій за типами ПС, так і для їх розповсюдження на інші організації з ТО (з’являться і займуть відповідне місце в сфері підтримання ЛП організації з ТО, які мають „критичну масу” – аналоги відомих ведучих/головних за типом ПС АТБ). При цьому, враховуючи негативний досвід „комерціалізації” ТО, слід цілеспрямовано і спільно (САА, виробник, експлуатанти, організації з ТО) визначати і „лобіювати” на законодавчому рівні механізми економічного регулювання в державі, які

не сприятимуть „економічній доцільності” малопотужному експлуатанту мати власну організацію з ТО.

Безперечно, що для оцінки стану та факторів, які впливають на динаміку інфраструктури сфери підтримання ЛП, потрібне відповідне, бажано наукове, обґрунтування. Відсутність науково обґрунтованої „інвентаризації” виробничої бази сфери підтримання ЛП гальмує визначення напрямів, розробки та впровадження заходів щодо її сталого розвитку.

Хоча нормативно-правовий базис економічного регулювання питань лізингу ПС вітчизняного виробництва тільки-но почав формуватись, його потрібно „пестити як дитину”, закріпити на державному рівні і вивести на ефективні рейки сучасних реалій економіки України. Досвід проблем започаткування експлуатації літака Ан-140 підтверджує доцільність центрів з ТО як для експлуатантів, так і виробників. В рамках невизначеності нових економічних відносин щодо оновлення парку ПС відпрацювання питань технічної політики в регулюванні ЛП для ПС нового покоління, їх експлуатаційної документації та сучасних технологій технічної експлуатації не під силу жодному окремому експлуатанту.

Вирішення визначених вище питань вимагає координованості зусиль експлуатантів з підприємством-виробником, яке за своїм наявним потенціалом може виступати як центр з ТО, що на початковому етапі перевіряє і опрацьовує прогресивні технології, а в подальшому – супроводжує впровадження цих технологій експлуатантами і організаціями з ТО, бере безпосередню участь у формуванні разом з САА вимог щодо сертифікації організацій з ТО з урахуванням особливостей ПС нового покоління. Такий підхід дозволить полегшити експорт ПС нового покоління за межі України, а також за рахунок випереджаючого розвитку українських виробничих потужностей залучати на них експортовані ПС для виконання найбільш трудомістких робіт з ТО, експортувати досвід підтримання ЛП в організації з ТО

інших країн.

Стосовно ПС іноземного виробництва опанування виконання їх ТО за трудомісткими формами стане можливим і економічно доцільним за умов, коли організація з ТО для таких ПС має „критичну масу” виробничого потенціалу, тобто є центром з ТО для аналогічного типу ПС, для якого накопичено досвід експлуатації. За існуючої поки що різниці в вартості робочої сили, оренді виробничих приміщень та обладнання підтримка на державному рівні інвестування такого центру має окупитися не в останню чергу за рахунок залучення іноземних ПС для обслуговування в Україні.

Не розглядаючи сферу підтримання ЛП уособлено (...Природа не знає, як ми поділили наші знання на науки), торкнемося деяких аспектів стану діючого нормативно-правового базису технічного регулювання авіаційної діяльності.

Нормативний базис технічного регулювання в сфері підтримання ЛП формувався в Україні за умов забезпечення виконання вимог SARPs і на поточний час активно вдосконалюється в напрямі гармонізації з АП Європи (JAR – Joint Aviation Requirement). Однак навіть при гармонізації/зближенні з АП Європи Україна матиме свої особливості.

Пояснимо це на аналогії. Правила дорожнього руху автомобілів в більшості країн (або в містах однієї країни) достатньо уніфіковані, однак усталена практика їх виконання водіями та нагляду за виконанням інспекторами дорожнього руху має свої особливості та «традиції» в кожній країні (та в містах однієї країни). З цим обізнаний кожен водій, який мандрував автомобілем.

Однакові централізовані механізми системи регулювання (норми/вимоги, процедури, методи та засоби) не гарантують одноманітності практики їх забезпечення. Тому визначення цих особливостей в Україні є необхідним для відпрацювання адекватних централізованих механізмів системи регулювання та побудови системи державного регулювання ЛП, яку

спроможна підтримувати держава.

Виходячи з того, що кожна держава має свої особливості діяльності в сфері ЛП (наприклад, за наявним парком ПС, за усталеною практикою і інфраструктурою підтримання ЛП), саморегулюючі механізми забезпечення виконання вимог АП при наявності неоднорідності умов діяльності експлуатантів та організацій з ТО також будуть мати значну різноманітність. Тому при гармонізації/зближенні АП буде зберігатись специфіка національних традицій і системи права (так званого „правового поля”), яка відбиватиме різноманітність та унікальність організації різних видів діяльності в державі. Наявність цієї специфіки у державі входить до складу її суверенних прав, збереження яких передбачено Чикагською конвенцією.

Тому, йдучи шляхом зближення/гармонізації АП в сфері ЛП, слід у першу чергу в концептуальному плані визначитись щодо наступної групи запитань:

1. Які підстави визначають необхідність гармонізації, в чому їх актуальність та несуперечність для досягнення цілей розвитку авіаційної діяльності (в тому числі і в сфері підтримання ЛП) в Україні?
2. Чи забезпечена на поточний час внутрішня гармонізованість АП України?
3. Чи не призведе гармонізація /зближення АП до збільшення витрат учасників авіаційної діяльності України і як її слід провадити, щоб цього не вишло?
4. Що важливіше для України як держави виробника АТ – мати власну розвинену інфраструктуру підтримання ЛП або інтегруватися в цій сфері з державами, відносно яких здійснюється гармонізація національних АП?
5. Чи забезпечить гармонізація АП автоматичне визнання виконання ТО іноземних ПС в Україні САА держав реєстрації цих ПС, чи це буде здійснюватись САА цих держав вибірково?
6. Якими критеріями будуть користуватися іноземні САА під час вирішення питань навіть вибір-

кового визнання виконання ТО власних ПС в Україні?

Відповіді на ці запитання потребують визначення щодо стратегічних цілей у сфері авіаційної діяльності в цілому та в її складових – технічного регулювання та підтримання ЛП. На наш погляд, на поточний час чіткого визначення немає, що найбільш „яскраво” проявляється в складі проблем з впровадження в експлуатацію нових ПС вітчизняного виробництва, частка яких розглядалась нами вище.

З іншого боку, еволюційними етапами історичного розвитку централізованих механізмів регулювання в сфері ЛП є такі:

- нормування проектування (НЛП – норми льотної придатності) та виробництва ПС;
- сертифікація АТ та виробництва як сукупність процедур та методів оцінки відповідності нормам;
- поширення нормування та сертифікації на сферу експлуатації та підтримання ЛП;
- державне регулювання у технічній сфері, в тому числі і в сфері ЛП.

Аналіз показує, що на поточний час ми маємо три системи, які пройшли цей шлях:

- та, що сформувалася в США (FAR – Federal Aviation Regulation);
- та, що утворилася після об’єднання Європи (JAR, які на поточний час в зв’язку з утворенням EASA (European Aviation Safety Agency) доопрацьовуються);
- та, що залишилася після СРСР (єдиного Аерофлоту) і трансформується у країнах СНД відповідно до нових умов їх діяльності та взаємодії.

Остання система на поточний час, на жаль, починає втрачати свої кращі властивості внаслідок процесів в сфері авіаційної діяльності, які ми розглянули вище. Але до початку цих процесів результати і досягнення цієї системи були щонайменш не гіршими, ніж у двох інших. Тому за умов наявного стану авіаційної діяльності в Україні та при збільшенні рівня технічної інтегрованості (тобто поши-

ренні застосування іноземної АТ) невизначеність щодо стратегічних цілей у цій сфері (в тому числі і підтримання ЛП) потребує перед проведенням поширення інтеграції на нормативно-правову сферу визначення, щонайменш, національних інтересів і пріоритетів. При цьому стратегічно важливим інтересам України відповідатиме гармонізація/зближення АП по формі та змісту, але без втрати наявного позитивного досвіду і за умов забезпечення зменшення витрат національних учасників авіаційної діяльності та протекціонізму їх інтересів на державному рівні.

Виходячи з того, що на поточний час принципи політики технічного регулювання, а також механізми централізованого державного регулювання в сфері підтримання ЛП парку ПС України (в зв'язку з прийняттям Законів України „Про акредитацію органів з оцінки відповідності”, „Про стандартизацію”, „Про підтвердження відповідності”) потрапили в ситуацію стратегічного визначення, розглянемо існуючу в Україні ситуацію щодо підходів до вдосконалення та розвитку нормативного базису державного регулювання.

Для висвітлення ситуації щодо наявних умов реалізації політики та принципів технічного регулювання через нормативно-правовий базис поставимо таку групу запитань:

1. Чи здійснюється прийняття АП з відповідним попереднім їх обговоренням авіаційною спільнотою (тобто чи не поставлена авіаційна спільнота у „пасивну” позицію), чи існує орган, який представляє інтереси експлуатантів та організацій з ТО в САА, та чи реально функціонують механізми, які забезпечують врахування цих інтересів?

2. Чи використовуються сучасні інформаційні технології моніторингу при сертифікації та нагляді за авіаційною діяльністю, а також при наданні експлуатантам та організаціям з ТО інформації щодо АП та інших обов'язкових та аналітичних (щодо стану та тенденцій у різних напрямках авіаційної дія-

льності, результатів моніторингу цієї діяльності) документів САА, які необхідні для розбудови відповідних механізмів саморегулювання?

3. Чи дозволяють існуючі процедури оновлення та внесення змін в АП оперативно та адекватно реагувати САА на ситуативні потреби авіаційної діяльності, що зумовлені її станом та тенденціями розвитку?

4. Чи достатні за складом та диференційовані за змістом невідповідностей санкції (адміністративні, фінансові, карні), які застосовує САА при виявленні невідповідностей вимогам АП, а порядок застосування санкцій достатньо чіткий та прозорий?

5. Чи напрацьовані й реально функціонують механізми апеляції щодо рішень САА?

6. Чи проводиться аналіз непередбачених наслідків керуючих впливів при регулюванні?

7. Чи підкріплені повноваження САА щодо регулювання достатніми ресурсами (фінансовими, матеріальними, трудовими, інформаційними, інтелектуальними) та чи відповідає стан наукового та методичного супроводу авіаційної діяльності потребам як регулюючої діяльності САА, так і виробничої діяльності експлуатантів та організацій з ТО?

Неадекватність нормативно-правового базису призводить до ефекту „розробки та впровадження заходів з реагування на закон про відміну землетрусів”. Відсутність ефективного зворотного зв'язку (як між учасниками авіаційної діяльності і САА, так і навпаки) при прийнятті та застосуванні АП, а також сталий дефіцит ресурсів САА щодо наявних потреб регулювання призводять до збільшення вірогідності непередбачених наслідків керуючих впливів, а також небезпечної неконтрольованої практики в авіаційній діяльності за рахунок імітації її учасниками реагування на такі впливи. Тому розгортання ефективного зворотного зв'язку як при прийнятті АП, так і при їх застосуванні є необхідною умовою сталого просування до стратегічних цілей розвитку в сфері регулювання ЛП.

Висновки

Виходячи з аналізу проблем поточної ситуації, які розглянуто вище, до складу концептуальних задач підтримання ЛП в ЦА України, які потребують скорішого визначення, наукового обґрунтування та вирішення, слід віднести:

- оцінку фактичного стану та факторів, що визначають динаміку інфраструктури сфери підтримання ЛП в Україні та специфіку її функціонування;
- розробку „Концепції системи підтримання льотної придатності цивільних ПС України”, де обов’язково мають бути відображені: принципи технічної політики держави щодо регулювання ЛП, що враховують та розвивають наявний позитивний досвід усталеної практики в сфері ЛП; роль національних виробників АТ та їх відносини з експлуатантами; принципи освоєння і забезпечення експлуатації іноземних ПС; підходи до розбудови центрів ТО;
- обґрунтування рівня та розбудови системи адекватного моніторингу діяльності в сфері ЛП (в тому числі сертифікації та нагляду) з метою відпрацювання дієвої практики застосування гармонізованих централізованих механізмів системи регулювання ЛП;
- створення недержавного органу експлуатантів з питань підтримання ЛП і ТО та відпрацювання механізмів його реальної участі в розвитку сфери ЛП та її регулювання;
- забезпечення в рамках Законів України „Про акредитацію органів з оцінки відповідності”, „Про стандартизацію”, „Про підтвердження відповідності” повномасштабних повноважень та спроможності САА формувати та реалізувати принципи технічної політики регулювання ЛП для побудови системи регулювання, яку спроможна підтримувати держава виходячи з наявної ситуації та з урахуванням історично сформованої практики.

Література

1. Орлов О.В., Кордянін Ю.І. Забезпечення цілісності системи державного регулювання підтримання льотної придатності // Вісник НАУ. – К., 2002. – № 1(12) – С. 163 - 167.
2. Орлов О.В., Кордянін Ю.І. Структура та принципи формування програм перевірок об’єктів у системі державного регулювання підтримання льотної придатності // АВІА-2001: III Міжнар. наук.-техн. конф., Київ, 24-26 квітня 2001 р. – Т. 1. – С. 34 – 41.
3. Орлов А.В. Актуальные проблемы формирования рациональной системы государственного регулирования поддержания летной годности воздушных судов в Украине // Вісник КМУЦА. – К., 1999. – № 2. – С. 323 – 328.
4. ІСАО. Руководство по сохранению летной годности. Doc 9642.
5. ІСАО. Руководство по организации контроля за обеспечением безопасности полетов. Часть А: Создание государственной системы контроля за обеспечением безопасности полетов и управление этой системой. Doc 9734.
6. Концептуальные положения системы сохранения летной годности воздушных судов / Н.Н. Смирнов, Г.Н. Гипич, А.А. Ицкович, Ю.М. Чинючин // Научный вестник МГТУ ГА. Серия «Эксплуатация воздушного транспорта и ремонт авиационной техники. Безопасность полетов». – М.: МГТУГА. – 2000. – № 20. – С. 7 - 16.
7. Смирнов Н.Н. Система технической эксплуатации летательных аппаратов: состояние и проблемы // Научный вестник МГТУГА. Серия «Эксплуатация воздушного транспорта и ремонт авиационной техники. Безопасность полетов». – М.: МГТУГА. – 2002. – № 22. – С. 7 - 12.

Надійшла до редакції 01.12.03

Рецензент: д-р економ. наук, проф. В.Г. Коба, Київська державна академія водного транспорту, м. Київ

УДК 629.7.08:658.5

О.В. СЛЯДНЕВ

ТД «Полет», Россия

ОСНОВНЫЕ ФОРМЫ РАЗВИТИЯ АВИАЦИОННОГО БИЗНЕСА В СОВРЕМЕННЫХ УСЛОВИЯХ УКРАИНЫ

Проведен анализ форм развития авиационного бизнеса в условиях перехода к рыночной экономике Украины и синтезированы основные схемы его реализации. Вскрыты эффективные формы для различных этапов развития рынка продаж авиационной техники.

авиационный бизнес, формы реализации, управление проектами, разработчик, продуцент, эксплуатант

В работе [1] дан анализ состояния самолетостроения Украины в аспекте авиационного бизнеса. Из этого анализа, а также исследований [2] очевидно, что состояние мирового авиационного рынка (и бизнеса) таково, что сегодня и в обозримом будущем занять в нем какую-либо серьезную нишу авиастроению Украины проблематично. Поэтому развитие авиастроения Украины должно ориентироваться на ограниченное число альтернатив, реальными из которых являются:

- полное насыщение отечественного рынка;
- корпоративное участие с фирмами России по производству *совместных* самолетов и поставке их на рынки России и Украины (малой части – в страны СНГ);
- совместное производство украинских самолетов со странами третьего мира, стремящимися создать (или развивать) свою авиапромышленность (имеющийся опыт Ирана, Ливии, КНР).

Эти три варианта являются безальтернативными в плане сохранения мирового уровня отечественного самолетостроения – пассажирского и транспортного – путем перманентной разработки и производства все новых и новых самолетов этих классов. Если этот процесс, заложенный комфортными условиями плановой экономики СССР и продолжавшийся даже в период глубокого кризиса промышленности Украины 90-х годов, будет остановлен, авиа-

строение Украины прекратит свое существование. Поэтому, несмотря на известные трудности, государство должно инвестировать в возможно большем объеме создание новых самолетов. Понимание этого отражает ряд национальных программ развития авиастроения [3 - 4], компетентное мнение руководителей промышленности Украины [5 - 8] и др.

В отличие от России, где существует несколько десятков ОКБ, финансирование которых из бюджета сегодня невозможно, в Украине функционирует единственная самолетостроительная фирма – АНТК «Антонов» и два серийных завода – ХГАПП и КиГАЗ «Авиант», мощности которых для нынешнего авиационного рынка Украины избыточны, а на ближайшие и отдаленные самые оптимистические темпы его развития – вполне достаточны. Этот исторически сложившийся феномен, потенциал которого составляет более 20% авиационной промышленности СССР, исключает конкуренцию внутри государства, а следовательно, и непродуктивное расходование бюджетных средств.

Реализация этих трех вариантов является принципиально разрешимой суперзадачей, сопряженной с рядом проблем. Что касается первого варианта, то отечественный рынок авиаперевозок практически насыщен при современном уровне платежеспособности населения. Однако износ парка самолетов, находящихся в эксплуатации, достиг критического

уровня, что снижает безопасность полетов, отторгая и без того малый вклад пользователей в альтернативные виды перевозок.

Авиакомпании не имеют средств для покупки новых самолетов и даже для лизинга иностранных, которые, кстати, предлагаются по весьма умеренным ценам. Анализ источников информации [2, 9 - 11 и др.], а также собственный опыт автора позволили синтезировать основные формы развития самолетостроительного производства и авиационного бизнеса Украины, которые, по-видимому, охватывают достаточно длительный временной период.

Для реализации Национальной программы развития авиастроения и авиаперевозок как единой государственной интегрированной системы наиболее продуктивными представляются формы, показанные на рис. 1. Вариант формы, представленной на рис. 1, а, является начальным гарантом сохранения национального достояния Украины – интегрированной (замкнутой) наукоемкой отрасли – индустрии производства гражданской авиации и авиаперевозок.

В Украине отсутствуют в значительном количестве определяющие фундаментальную основу экономики и экспорта природные ресурсы (нефть, уголь, лес и т.д.), ограничены возможности металлургии (хотя и довольно развитой) и других отраслей, в том числе и аграрной. Украина может сохранить и преумножить свой статус экономически независимого государства только сохранением и развитием аэрокосмической индустрии.*)

В последующий период времени, когда эта форма (см. рис. 1, а) приведет к некоторому необратимому состоянию самолетостроения и рынка авиаперевозок, государственная поддержка рынка авиаперевозок может быть в значительной степени ослаблена или прекращена в силу становления или усиления частного капитала и инвестиций в сферу авиаперевозок как потенциально способную приносить

более быстрый оборот капитала и прибыль, а государственной поддержкой в течение еще некоторого периода времени должен стать вариант формы, представленной на рис. 1, б.

Вариант, представленный на рис. 1, в, является в некотором смысле резервным для ситуации, характерной для рыночной экономики, подверженной колебаниям приоритетов инвестирования и участия капитала в тех или иных секторах рынка (по принципу большей доходности). Таким образом, форма “в” (рис. 1) является кратковременным «демпфером» колебательного процесса между рынками авиастроения и авиаперевозок.

При идеальном управлении проектами подъема авиапромышленности и авиационных перевозок, интегрированных в единую замкнутую систему авиационного бизнеса, через определенный (прогнозируемый) период должно наступить время функционирования формы, представленной на рис. 2, которая не требует государственной поддержки, а только возвращает ранее понесенные расходы в виде предусмотренных законодательством налогов.

Варианты схем, представленных на рис. 3 и 4, и их разновидности (см. рис. 3, а и 3, б) уже сегодня успешно реализуются на практике. Они являются способами «выживания» как фирм-производителей АТ (АНТК «Антонов», ХГАПП, КиГАЗ), так и эксплуатирующих авиакомпаний в период отсутствия государственной поддержки интегрированной системы авиационного бизнеса.

Вариант схемы, представленной на рис. 5, являлся перспективным (или единственно возможным) в период обвального кризиса авиапромышленности, наступившего в первые годы постсоветского периода, когда практически прекратила существование распределительная система плановых поставок Аэрофлоту тех или иных самолетов соответствующих производителей, финансируемая государством.

*) Как метко заметил Д.Ф. Кеннеди: «Уровень разрабатываемой авиационной техники определяет уровень жизни людей» [9].

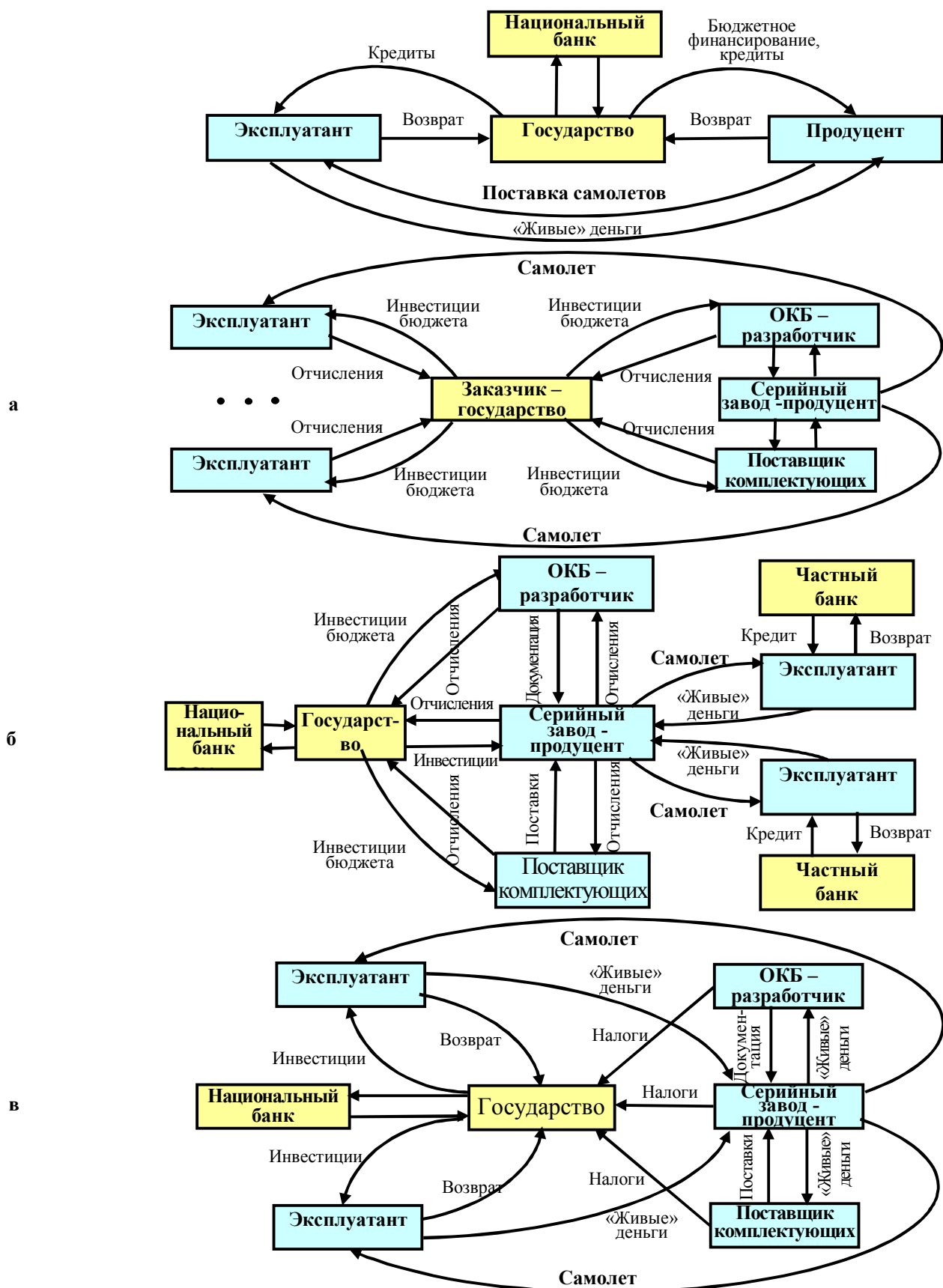


Рис. 1. Схемы форм авиационного бизнеса, ориентированного на реализацию национальной программы развития авиастроения Украины:

- а – основанная на государственных инвестициях всех участников авиационного бизнеса (начальный этап);
 б – основанная на государственных инвестициях сферы производства ВС;
 в – основанная на государственных инвестициях сферы эксплуатации (авиаперевозок)

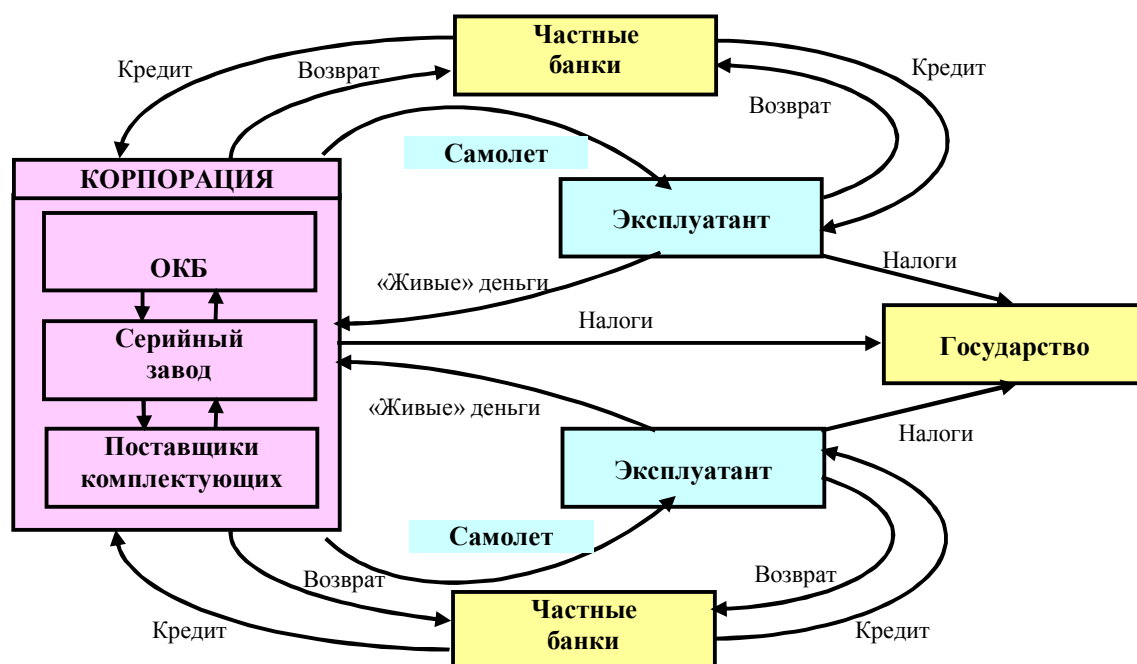


Рис. 2. Схема формы авиационного бизнеса в системе корпоративной разработки проектов новых самолетов и поставки на рынок

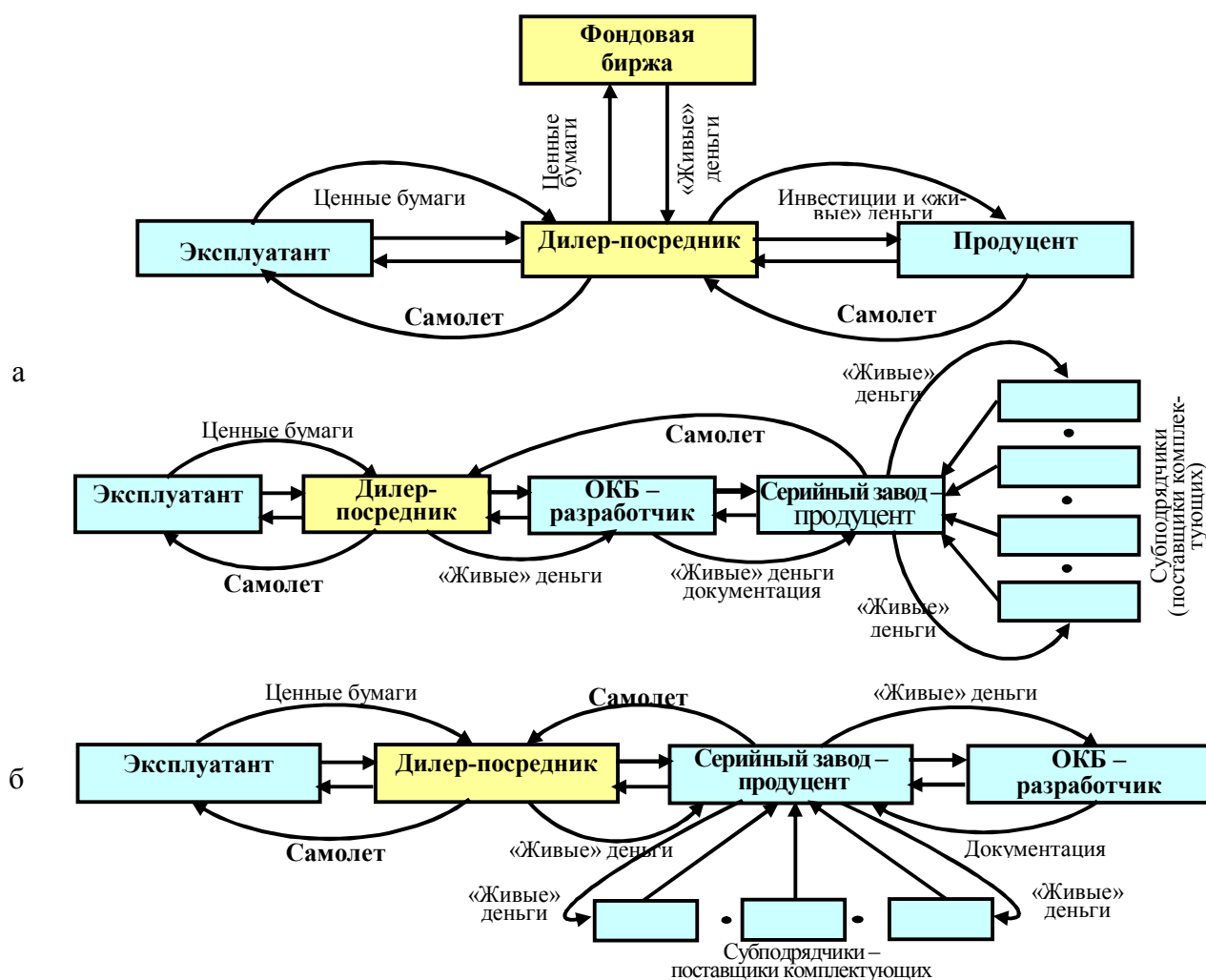


Рис. 3. Схемы форм авиационного бизнеса, ориентированного на единичные (эксклюзивные) модификации базовых самолетов: а – основанная на контакте дилера-посредника с разработчиком ВС; б – основанная на контакте дилера-посредника с продуцентом ВС

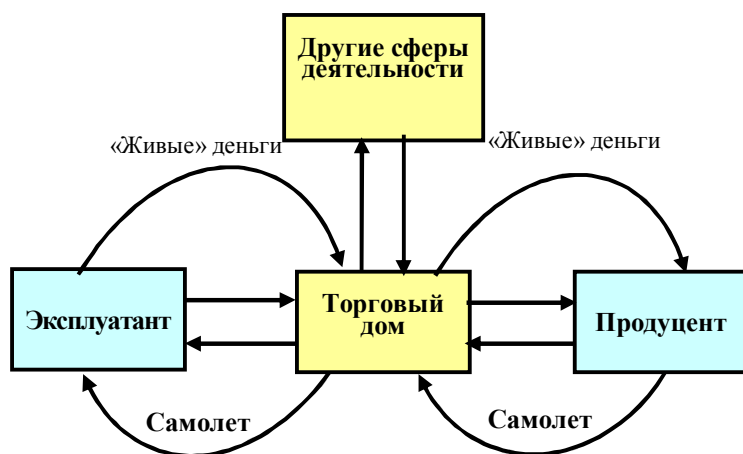


Рис. 4. Схема формы авиационного бизнеса, ориентированная на малые партии базовых самолетов и их модификации

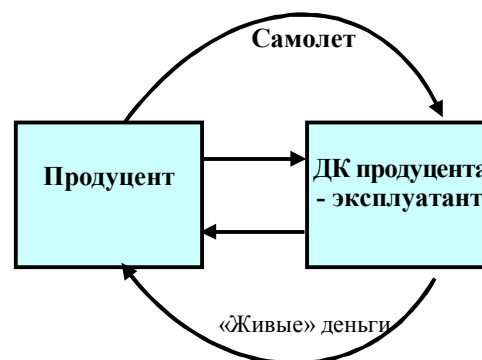


Рис. 5. Схема формы авиационного бизнеса в сфере производителя, интегрирующая инвестиции в разработку новых (базовых) самолетов

В этот период (конец 1994 г.) ОКБ России, желая сохранить свой потенциал и используя самолеты, которые в свое время были предоставлены им для выполнения основной производственной деятельности, создали компании «Ту-авиа», «Ил-авиа» [9], образовав сегмент рынка перевозок, построенного на демпинговых принципах.

Тогда же АНТК «Антонов» по инициативе Генерального конструктора П.В. Балабуева создал авиакомпанию «Авиалинии Антонова», по настоящее время успешно занимающуюся перевозкой крупногабаритных грузов на мировом рынке авиаперевозок, обеспечивающую финансирование разработок новых ВС и их модификаций, несмотря на малый парк самолетов Ан-124, находящихся в собственности авиакомпании.

В 2003 году банки США выдали АНТК «Антонов» гранд в размере 408 тыс. дол. на техническое обоснование строительства в Восточной Европе грузового аэропорта. На мировом рынке «Авиалинии Антонова» имеют только одного конкурента в лице российской авиакомпании «Волга-Днепр», парк которой составляет 9 самолетов Ан-124. В 2000 г. «Волга-Днепр» выкупила долю АНТК «Антонов», составлявшую 8%, в своем уставном фонде.

Позиции АНТК «Антонов» и его ДК «Авиалинии Антонова» усиливают решение стран НАТО (2003 г.) об использовании до 2010 года ее самолетного парка для выполнения своих задач.

Рынок авиаперевозок сверхтяжелых грузов в мире оценивается в 340 млн дол. и может возрасти до одного миллиарда долларов. Решением Кабинета Министров Украины компании «Авиалинии Антонова» дан статус Национального грузового авиаперевозчика. В 2003 г. авиакомпания перевезла 55124 т грузов (прирост по сравнению с 2002 годом составил 75%). Объем продажи услуг авиакомпании составил 125 млн дол. С 1989 г. Генеральным торговым агентом «Авиалиний Антонова» выступает британская компания Air Foyl (с 2001 г. объединившаяся с компанией Heavy Lift Ltd [10 - 11]).

Значимым дополнительным источником внутреннего финансирования своих разработок ОАО «Мотор Січ» является ее дочерняя авиакомпания, выполняющая грузовые и пассажирские перевозки на самолетах Ан-12, Ан-24, Ан-26, Ан-74 и на самолете Ан-140, приобретенном уже в 2003 г.

Более мелкими являются ДК «Авиант», «Артем-Авиа», «КБ Южное», «АРР-410» (Харьковский авиаремонтный завод № 410) [10].

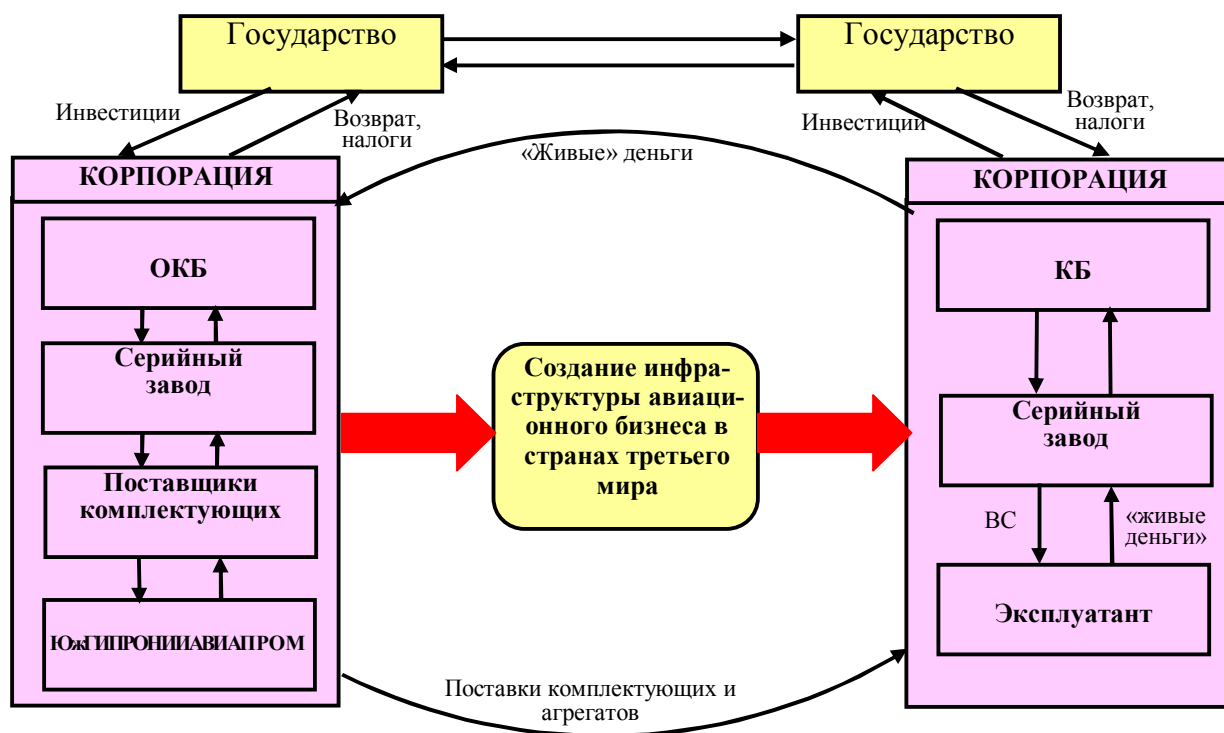


Рис. 6. Схема формы авиационного бизнеса в межкорпоративной системе со странами третьего мира

Эта схема является urgentной в аспекте относительно кратковременного обеспечения финансовыми ресурсами производителя АТ, так как дочерняя авиакомпания нуждается в пополнении новыми воздушными судами, производство которых (или покупка) требует несоизмеримо больших финансовых ресурсов, чем те, которые образуются в виде прибыли от функционирования авиакомпании. По-видимому, она может сохранить свою значимость и в перспективе, но в сочетании с другими схемами, в частности, представленными на рис. 2 и 3.

Вариант схемы, представленной на рис. 6, является перспективной формой авиационного бизнеса в межкорпоративной системе со странами третьего мира (Ираном, Ливией) и другими государствами. Сотрудничество украинской корпорации, включающей в себя АНТК «Антонов», ХГАПП, «Мотор Січ», УкрНИИАТ, ЮжГИПРОНИИАВИАПРОМ и другие предприятия, с иранской самолетострои-

тельной компанией HESA в рамках создания в Иране инфраструктуры авиационного бизнеса на базе производства и эксплуатации самолета Ан-140 при государственной поддержке уже дает ощутимые результаты для обеих стран и для конкретных участников. Аналогичная схема начинает реализовываться с авиастроительной фирмой Ливии [11]. По-видимому, эта схема является достаточно продуктивной на длительный период развития авиационного бизнеса Украины и будет расширяться.

Заключение

1. Вскрыты и проанализированы шесть основных форм развития самолетостроительного производства и авиационного бизнеса в условиях рыночной экономики, ориентированных на поставку: единичных модификаций базовых самолетов; малых партий модификаций базовых самолетов; долго-

срочную реализацию национальной программы развития авиастроения Украины; форму авиационного бизнеса в сфере продуцента в условиях корпоративной разработки проектов самолетов, их производства и поставки на рынок, а также перспективную форму авиационного бизнеса в межкорпоративной системе с развивающимися странами.

2. Показаны место и роль каждой из форм развития производства и авиационного бизнеса на определенном этапе переходной и рыночной экономики в аспекте их эффективности (продуктивности), что обеспечивает концентрацию финансовых потоков в сегменте рациональной формы бизнеса, а также своевременный переход (переориентацию) на другие формы.

Основными схемами, обеспечивающими стабильную перспективу развития авиационного бизнеса, являются формы, реализующие схемы рис. 2 и 6, охватывающие различные формы корпоративного производства самолетов и их основных модификаций, а также рынок продаж эксплуатирующим компаниям с развитым потенциалом частного капитала.

Литература

1. Король В.Н., Сляднев О.В. Состояние самолетостроения Украины и авиационного бизнеса // *Авіаційно-космічна техніка і технологія: Наук.-техн. журнал.* – Х.: НАКУ «ХАІ». – 2004. – Вып. 44(1), – С. 56 – 67.
2. Кривов Г.А., Матвиенко В.А., Афанасьева Л.Ф. *Мировая авиация на рубеже XX-XXI столетий. Промышленность, рынки.* – К.: КВІЦ, 2003. – 295 с.
3. *Постанова Кабінету міністрів України № 249 від 29.02.96 р.*
4. *Державна комплексна програма розвитку авіаційної промисловості України до 2010 р.* – Затв. Постановою Кабінету міністрів України № 1665-25 від 12.12.2001 р.

5. Балабуєв П.В. АНТК ім. О.К. Антонова – лідер української авіапромисловості // *Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: Сб. науч. тр. Гос. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ».* – Х.: ГАУ «ХАИ». – 2000. – Вып. 6. – С. 4 – 8.

6. Горбулин В.П., Довгопольный А.С., Приходько О.И. *Оборонно-промышленный комплекс Украины – современное состояние и реструктуризация // Технологические системы.* – 2001. – Вып. 2(8) – 2001. – С. 5 – 20.

7. Казаков В.П., Кривов Г.О. *Базові засади процесів трансформації українського авіабудування // Технологические системы.* – 2002. – Вып. 4(15). – 2002. – С. 5 – 10.

8. Король В.Н. *Об объективных предпосылках и реализуемости преобразования организационной структуры авиационного производства Украины в современных условиях // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: Сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ».* – Х.: НАКУ «ХАИ», 2001. – Вып. 27(4). – С. 6 – 17.

9. *Авиационный бизнес / В.Т. Климов, Ал. П. Павлов, Ан. П. Павлов, Ф.Ш. Гайсин.* – М.: Московский рабочий, 2002. – 207 с.

10. Пелагенко А.П., Троценко А.М. *Цивільна авіація України. Історико-аналітичний огляд (укр. і англ. мовою).* – К.: Укрaviaтранс, 2003. – 128 с.

11. *Defense Express // Industrial Ukraine, 4(29), 2003. - 64 p.*

Поступила в редакцию 3.03.04

Рецензенты: д-р техн. наук, проф. В.Е. Гайдачук, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков; канд. техн. наук, доц. В.Н. Король, АНТК «Антонов», г. Киев

УДК 658.52.011:658.562

О.Е. ФЕДОРОВИЧ, О.В. МАЛЕЕВА, Н.В. НЕЧИПОРУК*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина*

ОСНОВЫ МЕТОДОЛОГИИ СИСТЕМНОГО АНАЛИЗА КАЧЕСТВА СЛОЖНЫХ НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКИХ ПРОЕКТОВ И ПРОГРАММ РАЗВИТИЯ ПРОИЗВОДСТВА

Предложена методология анализа качества научно-технических проектов и программ развития, которая расширяет область исследования сложных проектов, основана на концепции создания системных квалиметрических моделей оценки. Кроме того, методология ориентирована на современную информационную технологию обработки данных и принятие рациональных решений по управлению. Использована система методов получения количественных и лингвистических значений показателей, адекватно отражающих качество формирования и процесса выполнения программы. На основе предложенной методологии был произведен системный анализ качества проектируемого наземного автоматизированного комплекса управления космическими аппаратами (НАКУ КА) как одного из элементов Государственной космической программы Украины.

научно-технические программы, сложные проекты, анализ и оценка качества, показатели качества, квалиметрические модели, системный подход

Введение

Становление Украины на современном этапе как государства, которое имеет большой производственно-технический потенциал, требует развития ведущих областей промышленности. Для предотвращения неоправданных затрат и обеспечения развития производства необходимы создание комплекса научных методов оценки и управления качеством проектов развития производства, реализация этих методов с помощью компьютерных информационных технологий. Новые подходы должны обеспечить выполнение требований качества относительно продукции и процессов, которые сформулированы в международных стандартах качества серии ISO 9000. Особое внимание сегодня следует уделять качеству проектных решений по созданию авиационной и космической техники в рамках государственных программ развития производства.

1. Формулирование проблемы

При плановой экономике Советского Союза разработке методов программно-целевого планирования, межотраслевых балансов был посвящен ряд

научно-технических работ [1, 2]. Однако из-за неопределенности ситуаций при формировании и выполнении проектов и программ, а также сложности организационной структуры исполнителей эти методы почти неприменимы или требуют значительной модификации. За рубежом проводятся работы по созданию системных методик управления проектами в условиях неопределенности [3, 4]. Ввиду специфичности сегодняшнего этапа развития Украины применение этих методик весьма ограничено. В работах ученых России, посвященных управлению сложными проектами, рассматривается решение отдельных задач управления, например, в виде анализа сетевых моделей планирования, управления ресурсами, страхования рисков [5, 6]. Применение этих методов ограничивается областью бизнес-проектов и не учитывает особенностей программ и проектов, финансируемых из государственного бюджета.

Таким образом, необходимо создание адекватных моделей анализа сложных проектов и программ, которые учитывали бы в полной мере системные аспекты формируемых программ, набор разных критериев качества и ограничений экономи-

ческого, технико-технологического и организационного характера.

2. Решение проблемы

С учетом современных тенденций развития системных и информационных технологий для решения указанной проблемы предлагается методология анализа качества научно-технических программ развития, которая расширяет область исследования сложных проектов, основана на концепции создания системных квалиметрических моделей оценки проектов и программ.

Определение качества программы и методология его оценки должны соответствовать существующим стандартам. В Украине сегодня действуют международные стандарты качества серии ISO 9000. Качество здесь определено как совокупность характеристик объекта, относящихся к его способности удовлетворять установленные и предполагаемые потребности. В соответствии с этим определением качество программы должно описываться рядом показателей, характеризующих объект на сегодняшний момент и на период планирования.

Предлагается схема управления качеством, основой которой являются функции управления по Фалмеру: планирование, выполнение, контроль (рис.1). Образуется два контура управления: первый – при

оценке качества на этапе планирования, второй – при измерении и контроле, то есть мониторинге качества на этапах выполнения.

На этапах планирования и выполнения выделяются такие показатели качества: реализуемость требований, возможность выполнения работ, качество продукта или труда, возможность выполнения программы, которая определяется как степень достижения цели. Эти показатели учитывают структурно-системные аспекты представления программы, горизонты планирования и последовательность этапов жизненного цикла [7].

В результате анализа объекта исследования с учетом определения понятия качества его показателей сформулированы методологические принципы:

- применение системного подхода в представлении проектов и программ для анализа качества;
- использование современного квалиметрического подхода для получения оценок качества;
- формализация и структуризация программы для анализа качества;
- введение комплексного показателя для оценки качества программы;
- выполнение анализа качества на начальной стадии планирования – при формировании программы;

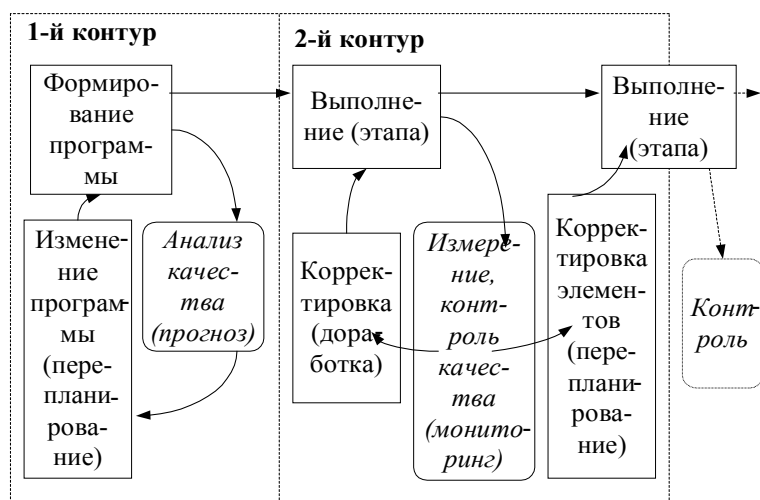


Рис. 1. Схема управления качеством

- применение процессного подхода для мониторинга качества программы на всех этапах жизненного цикла проектов;

- обеспечение интересов заказчика в процедурах оценки качества.

Методология включает систему методов получения количественных и лингвистических значений показателей. Полученные оценки являются основой для принятия рациональных решений при управлении сложными проектами и программами. Общая схема системной методологии представлена на рис. 2. Методы анализа и оценки показателей качества используются в рамках системных методик, которые построены на основе квалиметрических моделей. Методики реализованы программными модулями компьютерной информационной технологии, которые позволяют определять значения основных показателей качества программы. По значениям показателей качества принимаются решения, которые улучшат программу по соответствующему аспекту.

В методологии для оценки как сложных объектов, так и процессов используются категории квалиметрии. Основным понятием является мера качества – количественная и семантическая [8]. Оценка качества представляется в виде *четырёхкомпонентной модели – системы оценки*:

$$S = \{Sb, Ob, B, Al\}, \quad (1)$$

которая включает в себя субъект Sb , объект Ob , базу B и логику оценки Al .

Квалиметрическое представление алгоритма формируется на основе множества операторов оценивания Θ , которые основаны на логике сравнения L и используют определенные методы оценивания K . В результате образуется множество оценок качества O . Таким образом, формальное представление алгоритма будет таким:

$$Al = \langle \Theta, L, K, O \rangle \quad (2)$$

Для определения взаимосвязей между элементами модели необходимо построение структуры общей квалиметрической модели (рис. 3). Она отображает иерархию элементов, их взаимосвязи. Квалиметрическая модель описывает процесс получения множества оценок качества, исходя из представления объекта.

С учетом системных аспектов представления программы и основных показателей качества выделены основные задачи оценки качества.

К задачам планирования относятся:

- анализ и оценка состояния и возможностей предприятия-исполнителя;

- анализ реализуемости функциональных и технических требований к составляющим элементам программы;

- получение прогнозных оценок возможности выполнения программы на различных временных горизонтах.

Задачи стадии выполнения:

- оценка результатов работы предприятий-исполнителей;

- получение прогнозных оценок возможности создания образца новой техники с учетом выполнения этапов жизненного цикла;

- корректировка прогнозных оценок возможности выполнения программы на различных временных горизонтах.

Для этих задач сформированы частные квалиметрические модели.

Ниже приведен пример квалиметрической модели задачи анализа реализуемости функциональных и технических требований к составляющим элементам программы. Система оценки и модель оценивания определяет взаимодействие элементов модели и последовательность получения множества оценок качества. Эта модель позволяет определить структуру системной методики, необходимый набор частных методик, шкалы измерения показателей качества.

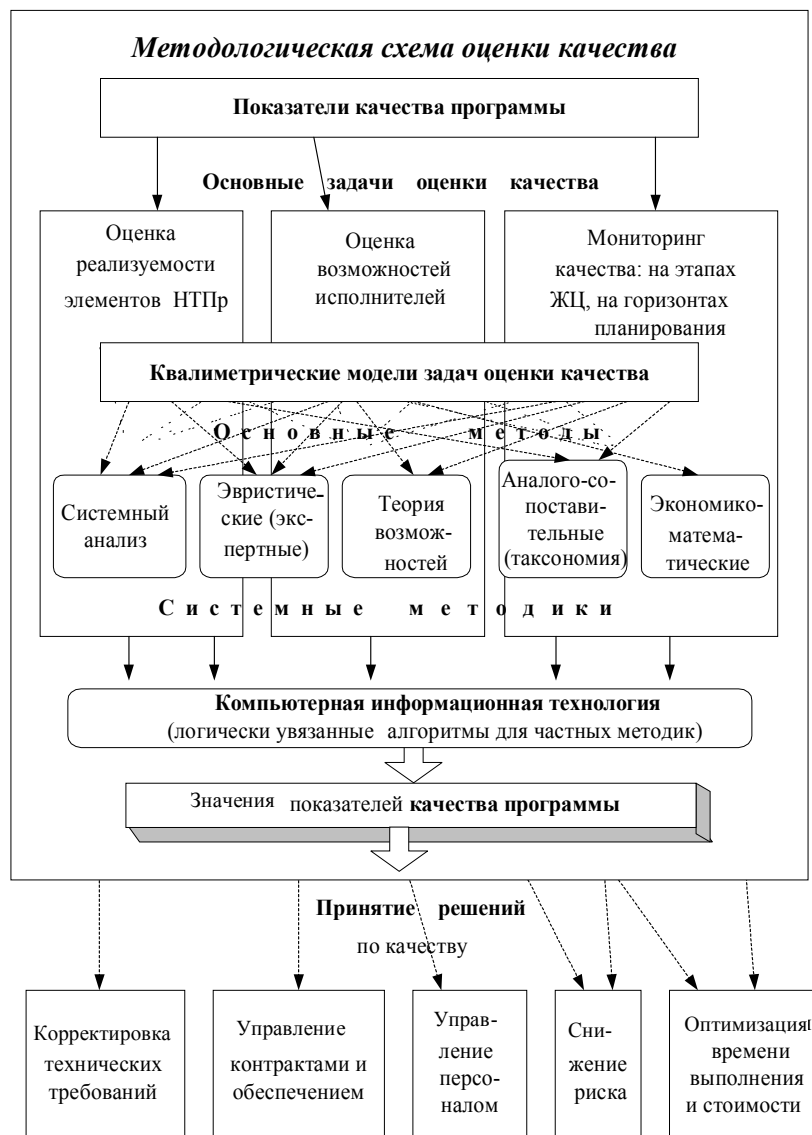


Рис. 2. Общая схема системной методологии оценки качества сложных проектов и программ

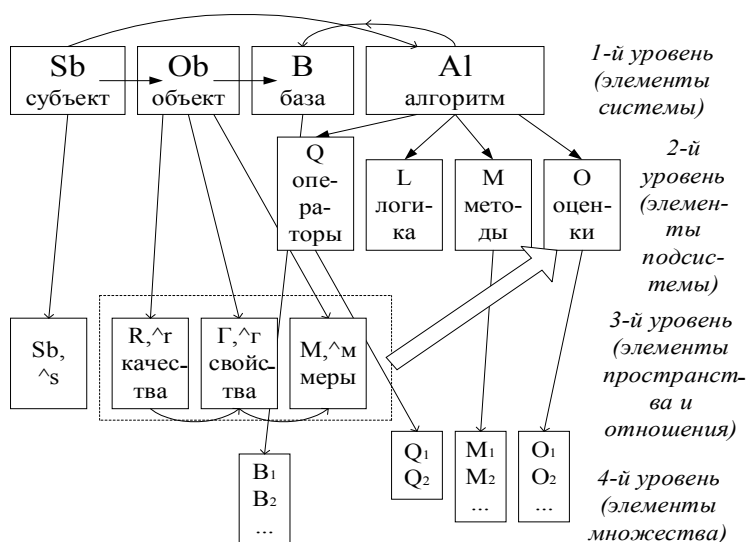


Рис. 3. Структура общей квалиметрической модели

Оценка качества объекта R представляется величиной O , характеризующей «реализуемость требований к разрабатываемым элементам программы». Результирующей является семантическая мера качества: Se_1 – «требования реализуемы», Se_2 – «требования реализуемы при дополнительных ресурсах», Se_3 – «наиболее важные требования реализуемы», Se_4 – «требования нереализуемы».

Семантическому множеству соответствуют интервальные оценки показателей реализуемости с граничными значениями W_1 , W_2 и W_3 :

$$Se_1: \{W \in (W_3, 1]\}; \quad Se_2: \{W \in (W_2, W_3]\}; \\ Se_3: \{W \in (W_1, W_2]\}; \quad Se_4: \{W \in (0, W_1]\}. \quad (3)$$

На среднесрочном уровне планирования применяется дифференцированное оценивание элементов программы, то есть анализируются отдельные составляющие, а на их основе путем свертывания показателей реализуемости рассчитывается интегральная мера качества разрабатываемого образца.

Объектом оценивания является разрабатываемый образец новой техники (или технический комплекс). Объектовое пространство R состоит из элементов: r_1 – общефункциональные требования, r_2 – технические требования, r_3 – технические характеристики разрабатываемого образца, r_4 – технико-экономические показатели.

Используется следующие базы: $B(an)$ – технические характеристики существующих аналогов, $B(norm)$ – нормативная база коэффициентов приведения, $B(fun)$ – функциональные зависимости технико-экономических показателей от технических характеристик образца.

Алгоритм оценки формируется на основе пространства операторов: $\Theta(sc)$, $\Theta(int)$, а также оператора классификации $\Theta(cl)$. Используется абсолютная и относительная логики оценивания $L(abs)$ и $L(com)$.

В алгоритмах анализа требований применяются следующие методы: $K(exp)$ – экспертных оценок, $K(евr)$ – эвристические процедуры, $K(nech)$ – элементы нечетких множеств, $K(mat)$ – математические методы, $K(tax)$ – таксонометрические методы.

Таким образом, система оценки

$$S = \{Ob(r), Sb(e), B(exp, an\ norm, fun), \\ Al\langle \Theta, L, K\ O \rangle\}. \quad (4)$$

Модель оценивания будет такой:

$$Mod = \{Sb: \{r\} \rightarrow Al\langle \Theta(cl): K(mat) \rightarrow \\ \rightarrow B(an'), \Theta(sc): K(tax) \rightarrow \Theta(cl), K(евr): O(Se) \rightarrow \\ \rightarrow \Theta(cl), K(tax): B(an') \rightarrow K(nech): O(Se) \rangle\}. \quad (5)$$

Сформированная модель предполагает следующие действия: производится экспертная оценка корректности исходных данных; реализуется собственно алгоритм анализа и оценивания; затем производится процедура классификации исходного множества аналогов, результатом которой является выделение подмножества наиболее близких аналогов. При получении оценок близости используются таксонометрические методы теории сходства, а также специально разработанные эвристические процедуры. Подмножество наиболее близких аналогов используется для получения сравнительных оценок качества исходного образца. Значения реализуемости технических требований относительно аналогов с помощью нечеткой шкалы преобразуются в семантические значения показателей качества.

На основе предложенной методологии была произведена оценка качества элементов ряда государственных программ Украины, в том числе Государственной космической программы Украины. В рамках этой программы проведен системный анализ качества проектируемого наземного автоматизированного комплекса управления космическими аппаратами (НАКУ КА), в разработке которого отмечены некоторые недостатки (табл. 1).

Таблица 1

Результаты оценки качества разработки НАКУ КА

Задачи оценки качества	Результаты
Анализ реализуемости целей и функциональных задач	Цели реализуемы ФЗ реализуемы
Оценка морфологической структуры	Количество КА типа «СИЧ» критическое (не более четырех)
Оценка информационных характеристик	Надежность и производительность каналов связи критические, требуется их повышение
Анализ системных тактико-технических характеристик: производительность, надежность, точность управления, помехоустойчивость	Противоречие между максимально возможной производительностью и требованиями надежности. Предложение: оптимальное количество сеансов 5 - 9
Оценка технических характеристик элементов нижнего уровня	Несоответствие характеристик вычислительных средств требованиям ФЗ. На нижнем уровне ТХ КА «СИЧ» соответствуют задачам СУ

При анализе технических требований производилась оценка требуемых значений. Они сравнивались со значениями, полученными путем моделирования. С учетом требований надежности ($> 0,95$) путем интерполяции получено допустимое количество сеансов (< 9), так как при девяти сеансах надежность $P(t_p)_9 = 0,9470$, рис. 4).

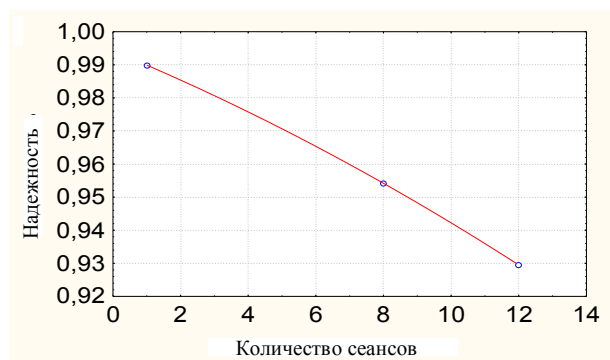


Рис. 4. Зависимость надежности НАКУ КА от количества сеансов

Заключение

Комплекс системных методик для решения перечисленных выше задач оценки качества реализован в виде компьютерной информационной технологии оценки качества сложных проектов и программ. Эта технология структурирована в виде трех блоков программного обеспечения на различных горизонтах планирования. Выделены виды исходной информации, необходимые базы данных, определено содержание получаемых результатов, их использование в реализации методологии оценки качества.

Литература

1. Зыков Ю.А., Слетова Т.Л. Комплексные программы научно-технического прогресса. – М.: Наука, 1987. – 159 с.
2. Проблемы планирования и управления: опыт системных исследований / Под ред. Е.П. Голубкова. – М.: Экономика, 1987. – 208 с.
3. Шелле Х. Мир управления проектами: Пер. с англ. – М.: СОВНЕТ / АЛАНС, 1994. – 304 с.
4. Project Management Without Boundaries: Proceedings of 11th INTERNET World Congress on Project Management. – Florence. – 1992. – Vol.1. – 211 p.
5. Бурков В.Н., Новиков Д.А. Как управлять проектами. – М.: Синтег - ГЕО, 1997. – 188 с.
6. Ильин Н.И., Лукманова И.Г., Немчин А.М. Управление проектами / Под общ. ред. В.Д. Шапиро. – СПб.: «ДваТри», 1996. – 432 с.
7. Митрахович М.М., Малеева О.В. Системные оценки качества сложных проектов и программ // Авиационно-космическая техника и технология. – Х.: ХАИ. – 2000. – Вып. 21. – С. 221 – 226.
8. Андрианов Ю.М., Субетто А.И. Квалиметрия в приборостроении и машиностроении. – Л.: Машиностроение, 1990. – 216 с.

Поступила в редакцию 19.03.04

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

УДК 629.391

В.В. БАРАННИК

Харьковский военный университет, Украина

УСЕЧЕННОЕ ДВУСВЯЗНОЕ БИНОМИАЛЬНО-ПОЛИАДИЧЕСКОЕ КОДИРОВАНИЕ ВИДЕОДАНЫХ

Изложено кодирование массивов видеоданных для передачи с борта космического аппарата, основанное на формировании кода-номера для усеченного двусвязного биномиально-полиадического числа. Проведена сравнительная оценка эффективности разработанного кодирования и обычного биномиально-полиадического кодирования по времени обработки и степени сжатия данных. Сделан вывод о возможности обработки видеоданных в реальном времени.

усеченное двусвязное биномиально-полиадическое число, степень сжатия, видеоданные

Введение

Дальнейшее развитие информационного обеспечения на борту космических аппаратов связано с передачей больших объемов видеоинформации без потери качества в реальном времени [1, 2]. Одним из направлений обеспечения данного требования является компактное представление видеоданных на основе биномиально-полиадического (БП) кодирования путем организации двусвязного или усеченного множеств. Однако в первом случае наибольшая эффективность достигается для сильнонасыщенных изображений, а во втором – для слабонасыщенных [3, 4]. Поэтому *цель статьи* состоит в разработке кодирования, обеспечивающего дополнительное увеличение степени сжатия и снижение временных затрат на обработку для различных классов изображений.

1. Разработка усеченного двусвязного кодирования

Предлагается представление данных, основанное на совмещении положительных свойств усеченного и двусвязного биномиально-полиадического кодирования данных [3, 4].

В этом случае предлагается связывать в пару значения сумм $w'_{\gamma-1}$ и w'_γ , которые находятся как

разность между значением суммы w_j для j -го БП числа и соответствующим количеством минимальных элементов $a_{\min_i}$:

$$w'_{\gamma-1} = w_j - \sum_{i=1}^{\gamma-1} a_{\min_i}; \quad w'_\gamma = w_j - \sum_{i=1}^{\gamma} a_{\min_i}. \quad (1)$$

Из сравнения формул (1) следует, что $w'_\gamma = w'_{\gamma-1} - a_{\min_\gamma}$. С учетом этого выражения количество $V(\{w'_{\gamma-1}, w'_\gamma\}, \Lambda)_m$ двусвязных БП чисел в усеченном БП множестве равно

$$V(\{w'_{\gamma-1}, w'_\gamma\}, \Lambda)_m = V(w_{\gamma-1}, \Lambda)_m - V(w_\gamma - \lambda'_\gamma, \Lambda)_m + V(w_{\gamma-1} - \lambda'_\gamma, \Lambda)_m, \quad (2)$$

где Λ – вектор, состоящий из m максимальных значений строк обрабатываемого массива; $V(w_{\gamma-1}, \Lambda)_m$, $V(w_\gamma - \lambda'_\gamma, \Lambda)_m$ и $V(w_{\gamma-1} - \lambda'_\gamma, \Lambda)_m$ – количество БП чисел, суммы элементов которых соответственно равны $w_{\gamma-1}$, $w_\gamma - \lambda'_\gamma$ и $w_{\gamma-1} - \lambda'_\gamma$; λ'_γ – максимальное значение γ -й строки массива видеоданных после уменьшения диапазона.

В соответствии с выражением (2) значение кода-номера $N(\{w'_{\gamma-1}, w'_\gamma\}, \Lambda)_m$ для усеченного двусвязного БП числа равно

$$N(\{w'_{\gamma-1}, w'_\gamma\}, \Lambda)_m = \sum_{i=1}^{m-1} V(\{w'_{\gamma-1}, w'_\gamma\}, a_{ij}, \Lambda^{(i+1)})_{m-i+1} =$$

$$\sum_{i=1}^{m-1} \left(V(w'_{\gamma, i}, a'_{ij}, \Lambda^{(i+1)})_{m-i+1} - \right. \\ \left. - V(w'_{\gamma-1, i} - \lambda'_{\gamma}, a'_{ij}, \Lambda^{(i+1)})_{m-i+1} + \right. \\ \left. + V(w'_{\gamma, i} - \lambda'_{\gamma}, a'_{ij}, \Lambda^{(i+1)})_{m-i+1} \right), \quad (3)$$

где $V(\{w'_{\gamma-1}, w'_{\gamma}\}, a'_{ij}, \Lambda^{(i+1)})_{m-i+1}$ – количество допустимых пар $\{w'_{\gamma-1}, w'_{\gamma}\}$ в a'_{ij} -м усеченном $(m-i+1)$ -мерном БП сечении; $V(w'_{\gamma, i}, a'_{ij}, \Lambda^{(i+1)})_{m-i+1}$ – количество БП чисел с суммой, равной w'_{γ} , в a'_{ij} -м усеченном $(m-i+1)$ -мерном БП сечении; $V(w'_{\gamma-1, i} - \lambda'_{\gamma}, a'_{ij}, \Lambda^{(i+1)})_{m-i+1}$ – суммарное количество строк (столбцов) массива, содержащих сумму $0 \leq w'_u \leq w'_{\gamma-1} - 1$, в a'_{ij} -м усеченном $(m-i+1)$ -мерном БП сечении; $V(w'_{\gamma, i} - \lambda'_{\gamma}, a'_{ij}, \Lambda^{(i+1)})_{m-i+1}$ – суммарное количество строк (столбцов), содержащих сумму $0 \leq w'_u \leq w_{\gamma} - 1$ в a'_{ij} -м усеченном $(m-i+1)$ -мерном БП сечении; a'_{ij} – значение ij -го элемента усеченного БП числа; λ'_i – усеченное ограничение на максимальное значение динамического диапазона в i -й строке обрабатываемого массива; $w'_{\gamma-1, i}$, $w'_{\gamma, i}$ – соответственно значения сумм $w_{\gamma-1}$ и w_{γ} на i -м шаге обработки; $\Lambda^{(i+1)}$ – вектор ограничений на динамический диапазон строк массива начиная с $(i+1)$ -й строки и заканчивая m -й строкой.

Замечание 1. Из анализа формулы (2) следует, что наибольшее значение

$$V(\{w'_{\gamma-1}, w'_{\gamma}\}, a'_{ij}, \Lambda^{(i+1)})_{m-i+1}$$

достигается для условия $w'_{\gamma} = w'_{\gamma-1}$, так как в этом случае $V(w'_{\gamma-1} - \lambda'_{\gamma}, \Lambda)_m - V(w'_{\gamma} - \lambda'_{\gamma}, \Lambda)_m = 0$, а $V(w'_{\gamma}, \Lambda)_m = V(w'_{\gamma-1}, \Lambda)_m$. Значит, понижение значения кода-номера достигается только за счет усечения допустимого множества. Поэтому для этого случая требуется разработать отдельный вариант нумерации. На основе формул (1) вариант,

когда значения сумм совпадают ($w'_{\gamma} = w'_{\gamma-1}$), возможен, если выполняется одно из равенств: $a_{\min \gamma} = 0$ или $a_{\gamma} = 0$. При этом в каждом двумерном БП прямоугольнике допустимые последовательности представлены одной диагональю. Тогда случай, когда элемент с заданной суммой имеет одну или две нулевые координаты, может наблюдаться только один раз. Следовательно, появляется возможность пересчитывать не все элементы диагонали, а только один элемент, имеющий нулевые координаты, причем не во всех БП прямоугольниках присутствуют элементы с нулевыми координатами. Для учета особенностей БП прямоугольников при нумерации данных запишем выражение для величины $V(\{w'_{\gamma-1}, w'_{\gamma}\}, \Lambda)_m$ в случае $w'_{\gamma} = w'_{\gamma-1}$ через сумму произведений количества допустимых БП чисел в двумерном БП прямоугольнике $V(w'_{\gamma}, \Lambda)_2$ с начальным индексом ξ и суммарного количества двумерных БП прямоугольников v_{ξ} с индексом ξ во всем m -мерном БП прямоугольнике:

$$V(\{w'_{\gamma}, w'_{\gamma}\}, \Lambda)_m = \sum_{\xi=0}^{w'_{\gamma}} v_{\xi} V(\xi, \Lambda)_2 - \\ - \sum_{\xi=0}^{w'_{\gamma}-\lambda_{\gamma}} v_{\xi} V(\xi, \Lambda)_2 = \sum_{\xi=w'_{\gamma}-\lambda_{\gamma}+1}^{w'_{\gamma}} v_{\xi} V(\xi, \Lambda)_2, \quad (4)$$

где ξ изменяется в общем случае от 0 до w'_{γ} , поскольку рассматриваются симметричные БП коэффициенты.

Для подсчета количества допустимых последовательностей представим правую часть выражения (4) через биномиально-полиадические коэффициенты. При этом будет учитываться, что $V(\xi, \Lambda)_2 = 1$:

$$V(\{w'_{\gamma}, w'_{\gamma}\}, \Lambda)_m = V(w'_{\gamma}, \Lambda)_{m-1}. \quad (5)$$

Анализ выражения (5) показывает, что за счет учета свойств БП прямоугольников количество допустимых усеченных двусвязных БП чисел сокращается в таких случаях:

1. Уменьшение мерности БП коэффициентов на 1:

$$V(w'_\gamma, \Lambda)_{m-1} \leq V(w'_\gamma, \Lambda)_m.$$

2. Дополнительное снижение величины допустимых БП чисел на количество последовательностей в двумерных БП прямоугольниках, у которых начальный индекс изменяется в пределах $0 \leq \xi \leq w'_\gamma - \lambda'_\gamma$.

Таким образом, разработано усеченное двусвязное биномиально-полиадическое представление видеоданных. Предложенное кодирование относительно усеченного и двусвязного БП представлений позволяет:

1. Исключить затраты разрядов на представление связывающей суммы.
2. Дополнительно сократить множество допустимых последовательностей относительно двусвязного представления.
3. Уменьшить количество операций за счет уменьшения значения суммы и продвижения обрабатываемой последовательности к начальному уровню в допустимом БП множестве.

2. Оценка эффективности усеченного двусвязного кодирования

Для нахождения значения дополнительного коэффициента сжатия $\Delta k_{сж}$, достигающего за счет перехода от БП представления к усеченному двусвязному БП представлению, рассмотрим отношение суммы логарифмов, взятых от объемов $V(w_j, \Lambda)_m$ и $V(\{w'_1, w'_2\}, \Lambda)_m$ по всему обрабатываемому изображению размером $Z_r \times Z_b$:

$$\Delta k_{сж} = \frac{\sum_{j=1}^{Z_r \times Z_b / m} (\lceil \log_2 V(w_j, \Lambda)_m \rceil + 1)}{\sum_{j=1}^{Z_r \times Z_b / m} (\lceil \log_2 V(\{w'_1, w'_2\}, \Lambda)_m \rceil + 1)},$$

где $V(w_j, \Lambda)_m$ – максимальное количество допустимых БП чисел с суммой w_j .

Для определения количества операций, затра-

чиваемых на формирование кода-номера усеченного двусвязного БП числа рассмотрим выражение (3), откуда вытекает, что время T_k на БП обработку и T'_k на усеченную двусвязную БП обработку находится по формулам

$$T_k = \frac{\sum_{j=1}^{Z_r \times Z_b / m} 2m + \sum_{i=1}^{m-1} \sum_{\eta=0}^{m-i+1} H_{m,\eta,\Lambda,w_j} \times (m-i)}{U_{обр}};$$

$$T'_k = \frac{\sum_{j=1}^{Z_r \times Z_b / m} 2m + \sum_{i=1}^{m-1} \sum_{\eta=0}^{m-i+1} H_{m,\eta,\Lambda',w'_j} \times (m-i)}{U_{обр}},$$

где $H_{m,\eta,\Lambda,w}$, H_{m,η,Λ',w'_j} – количество слагаемых с равным числом оснований λ_i для обычного БП и для двусвязного БП кодирования.

Результаты расчетов значений $\Delta k_{сж}$, T_k и T'_k для различных классов изображений размером 800×600 элементов ($m = 8$, $m = 16$) и скорости выполнения машинных операций $U_{обр} = 10^8$ (м.о./с) представлены в виде графиков соответственно на рис. 1 и 2. Из анализа графиков на рис. 1, 2 вытекает, что за счет перехода от обычного БП к усеченному двусвязному БП представлению достигается:

- дополнительное увеличение степени сжатия от 4,3 до 5,7 раз для $m = 8$ и от 6,88 до 9,12 раз для $m = 16$;
- выигрыш по времени кодирования от 3 до 4,2 раз в зависимости от степени насыщенности изображений.

Заключение

Разработано усеченное двусвязное биномиально-полиадическое представление видеоданных, основанное на совмещении положительных свойств $\Delta k_{сж}$ усеченного и двусвязного БП представления. Предложенное кодирование относительно обычного БП представления обеспечивает:

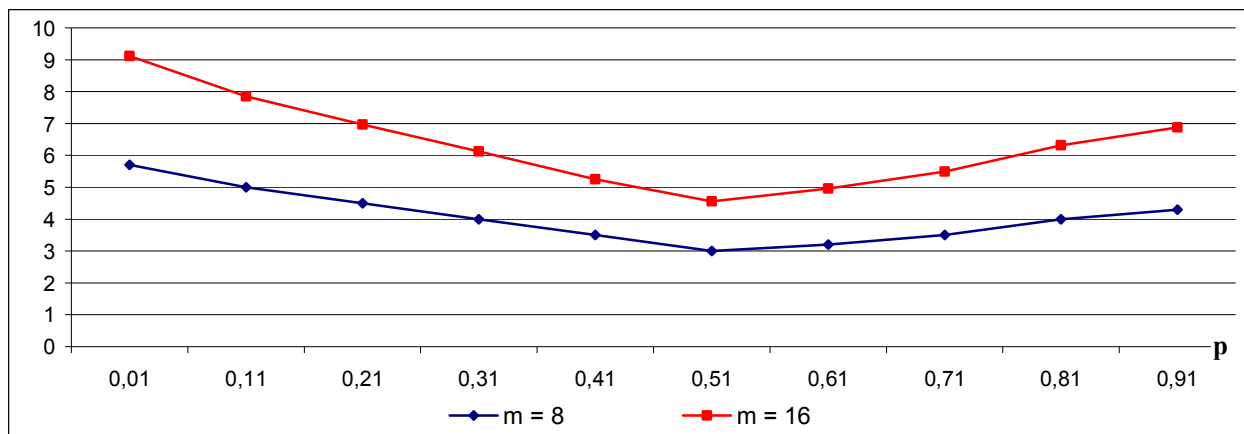


Рис. 1. Зависимости величины $\Delta k_{сж}$ от степени насыщенности изображений для $m = 8$ и $m = 16$

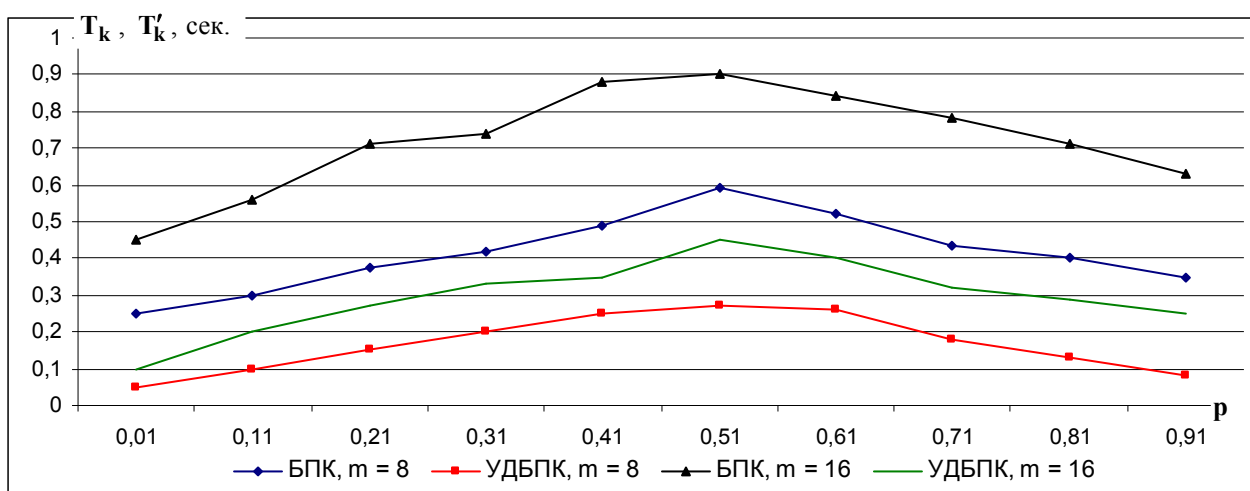


Рис. 2. Зависимости значений T_k и T'_k от степени насыщенности изображений для $m = 8$ и $m = 16$

1. Дополнительное увеличение степени сжатия в среднем от **4,3** до **5,7** раз для $m = 8$ и от **6,88** до **9,12** раз для $m = 16$.

2. Выигрыш по времени кодирования от **3** до **4,2** раз в зависимости от степени насыщенности изображений.

Литература

1. Бондарев В.Н., Трестер Г., Чернега В.С. Цифровая обработка сигналов: методы и средства. – Х.: Конус, 2001. – 398 с.

2. Ватолин В., Ратушняк А., Смирнов М., Юкин В. Методы сжатия данных. Устройство архиваторов, сжатие изображений и видео. – М.: ДИАЛОГ –

МИФИ, 2002. – 384 с.

3. Королев А.В., Баранник В.В., Гиневский А.М. Метод компактного представления цветowych координат и длин серий // Системи обробки інформації. – Х.: НАНУ, ПАНМ, ХВУ. – 2002. – Вип. 1(17). – С. 3 – 12.

4. Баранник В.В. Метод одномерного биномиально-полиадического кодирования // Інформаційно-керуючі системи на залізничному транспорті. – 2003. – № 2. – С. 61 – 66.

Поступила в редакцию 17.12.2003

Рецензент: д-р техн. наук, проф. О.Н. Фоменко, Харьковский военный университет, г. Харьков

УДК 681.50

В.А. ПОПОВ

*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина***КЛАССЫ ЭКВИВАЛЕНТНОСТИ ТИПОВЫХ ОТОБРАЖЕНИЙ**

Рассмотрена задача определения классов эквивалентности отображений при заданных на них группах подстановок. Сформулированы и доказаны утверждения для ряда отображений в условиях их произвольной конечной мощности. Полученные результаты могут быть использованы при разработке алгоритмов генерации и выбора в альтернативном проектировании модульных аэрокосмических систем.

сложная система, структура, группа подстановок, отображения, перечисление классов эквивалентности

1. Постановка задачи

При проведении системного анализа аэрокосмических и производственных сложных систем возникают непростые задачи первичной их формализации, одной из которых является построение теоретико-множественной или графовой модели. В последнем случае полезным оказывается разработка моделей перечислительного характера, которые позволяют выполнить комбинаторно-групповой анализ в целях нахождения классов эквивалентности отображений при заданных на них группах подстановок [1 - 3].

Целью статьи является формулирование и доказательство утверждений для ряда типовых отображений множеств в условиях их произвольной конечной мощности при заданных на них группах подстановок.

2. Модели перечисления для однозначных отображений

Сформулируем основные модели перечисления для целей их дальнейшего использования при решении конкретных задач поиска классов эквивалентности при заданных группах подстановок на соответствующих множествах.

Пусть имеются множества D и R . Будем рассматривать в данной работе и взаимоднозначные

отображения из D в R . В каждом частном случае следует оговаривать соотношение мощностей $|D|$ и $|R|$. Первая модель [2] позволяет находить число классов эквивалентности $K_{KЭ}$ отображений D в R при условии произвольного соотношения мощностей $|D|$ и $|R|$ (т.е. $|D| \nmid |R|$) при заданной группе подстановок H_D на множестве D :

$$K_{KЭ} = Z(H_D, x_i = |R|), \quad (1)$$

где Z – цикловой индекс группы H_D ; x_i – переменная циклового индекса группы H_D , $i = \overline{1, n}$, где n – степень группы.

Следует указать, что в (1) принято условие равенства весов классов эквивалентности. Из выражения (1) видно, что число классов эквивалентности $K_{KЭ}$ множества однозначных отображений из D в R при заданной группе H_D зависит только от циклового индекса $Z(H_D)$ и мощности множества $|R|$.

В некоторых случаях можно найти простые комбинаторные формулы для $K_{KЭ}$. Например, если H_D – тождественная группа E_m степени и порядка m , то цикловой индекс $Z(E_m) = x_1^m$ (что означает m циклов длины 1). Тогда в соответствии с (1) получаем $K_{KЭ} = Z(E_m, x_1 = |R|)$, где $|R| = n$ – число эле-

ментов множества R , что даёт при $x_1 = n$ выражение для числа классов эквивалентности $K_{KЭ} = n^m$.

Заметим, что $n^m = |R^D| = |R|^{|D|}$, где R^D – множество всех однозначных отображений из D в R .

Рассмотрим примеры. Если $H_D = S_2$ – симметричная группа степени 2 и порядка 2, то её цикловой индекс $Z(S_2) = \frac{1}{2}(x_1^2 + x_2)$, что даёт

$$K_{KЭ} = \frac{n^2 + n}{2}. \text{ При } n = 2 \text{ получим } K_{KЭ} = 3.$$

Если $H_D = S_3$, то

$$Z(S_3) = \frac{1}{3!}(x_1^3 + 3x_1x_2 + 2x_3), \text{ что даёт}$$

$$K_{KЭ} = \frac{1}{6}(n^3 + 3n^2 + 2n). \text{ При } n = 2 \text{ получим}$$

$$K_{KЭ} = \frac{1}{6}(8 + 3 \cdot 2^2 + 2 \cdot 2) = \frac{24}{6} = 4.$$

Введем веса элементов множества R . Пусть $R = (x, y)$, тогда для $n = |R| = 2$ получим перечень классов эквивалентности из общей формулы:

$$K_{KЭ} = Z(H_D, x_i = x^i + y^i). \quad (2)$$

В случае $H_D = E_2$ находим

$$K_{KЭ} = x_1^2 = (x + y)^2 = x^2 + 2xy + y^2,$$

что даёт очевидную интерпретацию числа классов эквивалентности, вычисленного по формуле (1), а

$$K_{KЭ} = n^m = 2^2 = 4.$$

В случаях $H_D = S_2, S_3$ можно получить соответственно:

$$\begin{aligned} K_{KЭ}(S_2) &= \frac{1}{2}((x + y)^2 + x^2 + y^2) = \\ &= x^2 + y^2 + xy; \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} K_{KЭ}(S_3) &= \frac{1}{6}((x + y)^3 + 3(x + y)(x^2 + \\ &+ y^2) + 2(x^3 + y^3)) = \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} &= \frac{1}{6}(x^3 + y^3 + 3x^2y + 3xy^2 + 3x^3 + \\ &+ 3xy^2 + 3y^3 + 3yx^2 + 2x^3 + 2y^3) = \\ &= x^3 + y^3 + x^2y + xy^2. \end{aligned}$$

Таким образом, получение перечисляющего многочлена $\Pi_{KЭ}$ вместе с найденным числом классов эквивалентности $K_{KЭ}$ являются основой для построения каталога для классификации заданных отображений.

3. Класс эквивалентности взаимнооднозначных отображений

В данном случае рассматривается эквивалентность отображений $D \rightarrow R$ при помощи группы подстановок H_D и H_R , действующих соответственно на множествах D и R . Два отображения $f_1 \in R^D$ и $f_2 \in R^D$ называются эквивалентными, если существуют элементы $g \in H_D$ и $h \in H_R$, такие, что $f_1g = hf_2$, т.е. $f_1(gd) = hf_2(d)$ для всех $d \in D$, где f_1 и f_2 – некоторые преобразования.

Вторая модель перечисления позволяет найти число классов эквивалентности для взаимно однозначных отображений в соответствии со следующим выражением:

$$K_{KЭ} = Z\left(H_D, \frac{\partial}{\partial z_1}, \frac{\partial}{\partial z_2}, \frac{\partial}{\partial z_3}, \dots\right); \quad (3)$$

$$Z(H_R, x_i = 1 + iz_i) \text{ при } z_i = 0.$$

Первая часть расчётного выражения представляет собой специально построенный оператор дифференцирования, вторая часть – дифференцируемую функцию. Третья модель перечисления является частным случаем второй при условии $|D| = |R|$, что даёт формулу для $K_{KЭ}$ вида

$$K_{KЭ} = Z\left(H_D, \frac{\partial}{\partial z_i}\right) Z(H_R, x_i = iz_i), \quad (4)$$

т.е. разница только во второй части выражения (3), где вместо $x_i = 1 + iz_i$ теперь следует брать $x_i = iz_i$. Покажем, что в некоторых случаях можно получить $K_{KЭ}$ для целого ряда типовых отображений в виде простых комбинаторных формул.

Утверждение 1. Для взаимно однозначных отображений вида $E_m \rightarrow S_n$ число классов эквивалентности $K_{KЭ} = 1$ при $m \leq n$.

Рассмотрим сначала случай $m = n$.

Так как $Z(E_m) = x_1^m$, то

$$K_{KЭ} = \frac{\partial^m}{\partial z_1^m} Z(S_m, x_i = iz_i).$$

Представим $Z(S_m)$ в виде

$$Z(S_m) = \frac{1}{|S_m|} \sum_{s \in |S_m|} x_1^{c_1} x_2^{c_2} \dots x_m^{c_m},$$

где $s = \overline{1, |S_m|}$, $|S_m|$ – порядок группы S_m , $|S_m| = m!$, $m = |R| = |D|$ – степени группы. Так как в многочлене $Z(S_m)$ всегда есть одночлен вида x_1^m , то

$$Z(S_m) = \frac{1}{|S_m|} \left(x_1^m + \sum_{s \in |S'_m|} x_1^{c_1} x_2^{c_2} \dots x_m^{c_m} \right), \quad (5)$$

где $|S'_m|$ – множество всех подстановок, кроме одной тождественной, дающей одночлен x_1^m .

Очевидно, что в многочлене имеем соотношение $\sum_{s \in S_m} x_1^{c_1} \dots x_m^{c_m}$, $c_1 < m$ для каждого одночлена.

Тогда в силу существования только одного тождественного отображения $Z(S_m)$ получаем

$$\begin{aligned} K_{KЭ} &= \frac{\partial^m}{\partial z_1^m} Z(S_m, x_1 = 1z_1) = \\ &= \frac{\partial^m}{\partial z_1^m} (z_1^m) \frac{1}{m!} = \frac{m!}{m!} = 1. \end{aligned}$$

Таким образом, при $|D| = |R|$ получаем для $H_D = E_m, H_R = S_m$ число классов эквивалентных $K_{KЭ} = 1$, что интуитивно можно объяснить безразличием элементов справа $r \in R$, заполняющим места $d \in D$ слева.

Теперь покажем, что $K_{KЭ} = 1$ и при условии $|D| < |R|$ (для отображения $E_m \rightarrow S_n$) $m < n$.

Приведем пример. Найдём для отображения $E_2 \rightarrow S_3$ число классов эквивалентности, для чего используем выражение (3):

$$\begin{aligned} K_{KЭ} &= Z(H_D, \frac{\partial}{\partial z_i}) Z(H_R, x_i = 1 + iz_i) = \\ &= \frac{\partial^2}{\partial z_i^2} \left(\frac{1}{3!} ((1 + z_1)^3 + 3(1 + z_1)(1 + 2z_2) + \right. \\ &\quad \left. + 2(1 + 3z_3)) \right) = \frac{1}{6} (3 \cdot 2 \cdot 1 + 3 \cdot 0 + 2 \cdot 6) = \frac{6}{6} = 1. \end{aligned}$$

Рассмотрим другой пример. Пусть имеется отображение $E_2 \rightarrow S_4$, тогда

$$\begin{aligned} K_{KЭ} &= \frac{\partial^2}{\partial z_i^2} \frac{1}{4!} ((1 + z_1)^4 + 6(1 + z_1)^2(1 + 2z_2) + \\ &\quad + 8(1 + z_1)(1 + 3z_3) + 3(1 + 2z_2)^2 + 6(1 + 4z_4)^4) = \\ &= \frac{1}{24} (4 \cdot 3 + 6 \cdot 2 + 0 + 0 + 0) = \frac{24}{24} = 1. \end{aligned}$$

К подобному результату можно прийти путём анализа других примеров отображений $E_m \rightarrow S_n$ при условии $m < n$.

Утверждение 2. Для взаимно однозначных отображений $K_{KЭ}$ вида $E_m \rightarrow E_n$ число классов эквивалентности равно $m!$

Используем третью модель перечисления ($m = n$), что даёт

$$K_{KЭ} = \frac{\partial^m}{\partial Z^m} (Z(E_m)) = \frac{\partial^m}{\partial Z^m} (z_i^m) = m!, \quad (6)$$

то есть число всех размещений из m элементов.

Утверждение 3. Для взаимно однозначных отображений вида $E_m \rightarrow E_n$ ($m < n$) число классов эквивалентности $K_{KЭ} = \frac{n!}{(n-m)!}$.

Применим вторую модель и получим

$$\begin{aligned} K_{KЭ} &= \frac{\partial^n}{\partial Z_1^n} (1 + Z_1)^n = \\ &= n(n-1)\dots(n-m+1) = \frac{n!}{(n-m)!} \end{aligned}$$

Утверждение 4. Для однозначных отображений вида $E_m \rightarrow E_n$ при $m \leq n$, $K_{KЭ} = n^m$.

В соответствии с четвертой моделью получим

$$K_{KЭ} = \frac{1}{|H_R|} \sum_{h \in H_R} (H_D, c_1, c_1 + 2c_2, c_1 + 3c_3, \dots).$$

Здесь имеем одну подстановку $h = (c_1 = m, c_2 = 0, c_3 = 0 \dots)$, что дает $K_{KЭ} = (z_1^m, c_1 = n) = n^m$ при любых m и n .

В данном случае $K_{KЭ}$ совпадает с $K_{KЭ}$ для отображения $E_m \rightarrow R$, где справа нет действия группы H_R , т.е. с результатом по первой модели перечисления для однозначных отображений.

Утверждение 5. Для взаимно однозначных отображений $S_m \rightarrow E_n$ $m = n$, $K_{KЭ} = 1$.

В соответствии с третьей моделью

$$\begin{aligned} \frac{1}{|H_D|} \left(\frac{\partial}{\partial z_1} \right) \frac{1}{|H_R|} (Z(H_R)) &= \\ &= \frac{1}{m!} \frac{\partial^m}{\partial z_1^m} (z_1^m) = \frac{m!}{m!} = 1. \end{aligned}$$

В случае второй модели ($m < n$) получим для $S_m \rightarrow E_n$

$$\frac{1}{m!} \left(\frac{\partial^m}{\partial Z_1^m}, \dots \right) (1 + Z_1)^n =$$

$$\begin{aligned} &= \frac{1}{m!} \frac{n(n-1)\dots(n-m+1) \cdot (n-m)!}{(n-m)!} = \\ &= \frac{n!}{m!(n-m)!} = C_n^m = \binom{n}{m}. \end{aligned} \quad (7)$$

В случае четвертой модели и $S_m \rightarrow E_n$

$$K_{KЭ} = \frac{1}{|H_R|} \sum_{h \in H_n} (Z(H_D, c_1, c_1 + 2c_2, c_1 + 3c_3, \dots))$$

и имеем единственную подстановку

$$h_1 = (c_1 = n, c_2 = 0, c_3 = 0),$$

что дает

$$\begin{aligned} K_{KЭ} &= \frac{1}{m!} (z_1 = c_1, z_2 = c_1, z_i \equiv c_1 = n) = \\ &= \frac{1}{m!} (Z(S_m), z_i = n). \end{aligned}$$

Заметим, что данный результат сходится с полученным ранее результатом с применением первой модели $K_{KЭ}^1 = Z(S_m, x_i = n)$.

Анализ выполненных примеров показывает, что в данном случае $K_{KЭ} = C_{m+n-1}^m$ для однозначных отображений $S_m \rightarrow E_n$ и $S_m \rightarrow S_n$.

В заключение составим сводную таблицу результатов (табл. 1)

Таблица 1

Таблица числа классов эквивалентности

	E_n	S_n	Модель
E_m	$\frac{n!}{(n-m)!}$	1	2
	$m!$	1	3
	n^m		4
S_m	$\frac{n!}{m!(n-m)!}$	1	2
	1	1	3
	$Z(S_m, x_i = n)$		4

4. Многозначное отображение и перечисление графов

Выше мы рассматривали однозначные и взаимно однозначные отображения. Более общим случаем является случай многозначных отображений, когда элементы множества D отображаются в элементы

множества R неоднозначно. Допускается, что получаем неполное отображение элементов из множества D . При этом соотношение мощностей $|D|$ и $|R|$ может быть произвольным $|D| \clubsuit |R|$.

Для графического изображения таких отображений удобно использовать граф $\Gamma(N, L)$, вершинами которого являются элементы D и R , т.е. $N = D \cup R$. Множество L в данном случае представляет собой множество конкретных отображений вершин N в себя.

В целях аналитического представления графа будем использовать матрицу инцидентий $M(\Gamma)$, элемент которой $\lambda_{ij} = 1$ означает наличие связи от i -й вершины в j -ю вершину.

Заметим, что с помощью матрицы $M(\Gamma)$ можно представить любое отображение, включая и всевозможные многозначные отображения из D в R при условии $N = D \cup R$. Более того, в такой матрице можно изобразить и нечеткие отображения из D в элементы множества R с некоторым коэффициентом нечеткости $k: 0 \leq k \leq 1, 0 < \lambda_{ij} < 1$.

Нетрудно заметить, что общее число всевозможных отображений или графов в примере $|N| = 4$, $|L| = 16$ будет равно $k = 2^{N^2}$, при $N = 5$ $k = 2^{25}$. Таким образом, наблюдается очень быстрый рост числа графов при незначительном росте числа вершин. Отсюда возникает достаточно сложная задача классификации по классам эквивалентности [4]. Практическое применение результатов решения такой задачи будет значительным, так как многие задачи проектирования сложных систем сводятся к поиску оптимального варианта из ряда возможных, а сами варианты изображаются в виде графов с достаточно большим числом вершин ($N > 10$).

Заключение

Получены расчётные выражения в общем виде для числа классов эквивалентности в случае одно- и взаимнооднозначных отображений вида $H_D \rightarrow H_R$, где $H_D, H_R = E_m, S_n$, которые существенно сокращают время при проведении комбинаторно-группового анализа структур сложных систем. Полученные результаты могут быть использованы при разработке алгоритмов генерации и выбора в альтернативном проектировании модульных аэрокосмических систем.

Дальнейшее исследование в данном направлении можно вести в двух основных аспектах.

1. Использовать в качестве H_D, H_R знакопеременные A_n , циклические C_n , диэдральные D_m и другие группы.
2. В качестве групп H_D, H_R использовать композиции групп E, S, C, A, D

Литература

1. Месарович М., Мако Д., Такахара. Теория иерархических многоуровневых систем. – М.: Мир, 1973. – 375 с.
2. Де Брейн Н.Дж. Теория перечисления Пойа / Под. ред. Э. Беккенбаха // Прикладная комбинаторная математика. – М.: Мир, 1968. – С. 61 – 106.
3. Харари Ф. Комбинаторные задачи перечисления графов / Под. ред. Э. Беккенбаха // Прикладная комбинаторная математика – М.: Мир, 1968. – С. 107 – 140.
4. Харари Ф., Пальмер Э. Перечисление графов. – М., 1977. – 387 с.

Поступила в редакцию 17.03.04

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

УДК 624.048

Карпов Я.С., Ставиченко В.Г. Дослідження і аналіз способів задовольнення критеріям міцності шаруватого композиційного матеріалу // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2004. – № 2 (10). – С. 5 – 10.

Розглянуто два підходи до оцінки міцності шаруватого композиційного матеріалу: пошаровий і для пакета в цілому, на основі критерію міцності Мізеса – Хілла. Проведено численні дослідження і аналіз способів задовольнення критеріям міцності шаруватих композиційних матеріалів в умовах складного навантаження.

Лл. 8. Бібліогр.: 4 назви

УДК 629.78.048.7-716

Гакал П.Г. Замикальні співвідношення для розрахунку шляхових втрат тиску в двофазних системах терморегулювання космічних апаратів і станцій // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2004. – № 2 (10). – С. 11 – 17.

Представлено результати пошуку замикальних співвідношень для розрахунку шляхових втрат тиску в умовах невагомості. Пошук проводився шляхом порівняння експериментальних даних за шляховими втратами тиску в умовах мікрогравітації з даними, що одержані за різними замикальними співвідношеннями для розрахунку шляхових втрат тиску в двофазних потоках. Одержані замикальні співвідношення будуть використовуватись при математичному моделюванні закономірностей теплогідравлічних процесів у двофазних системах терморегулювання космічних апаратів і станцій.

Лл. 1. Табл. 2. Бібліогр.: 12 назв

УДК 539.3

Баженов В.А., Соловей М.О., Кривенко О.П. Стійкість пологих оболонок обертання лінійно-змінної товщини // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2004. – № 2 (10). – С. 18 – 25.

Розглянуто задачу стійкості тонких пологих оболонок обертання змінної товщини у геометрично нелінійній постановці. За скінченноелементною методикою досліджено вплив змінності товщини на напружено-деформований стан, стійкість та позакритичну поведінку защемлених по контуру сферичних панелей при дії рівномірно розподіленого нормального тиску. Обґрунтовано достовірність отриманих результатів. Вивчено питання раціональності підвищення несучої спроможності оболонок за рахунок збільшення товщини.

Лл. 8. Бібліогр.: 20 назв

УДК 622.242.6

Одосий З.М., Чаплинский С.С. Математическое моделирование работы гидравлической части поршневых насосов с самодействующими клапанами // Авиационно-космическая техника и технология. – 2004. – № 2 (10). – С. 26 – 32.

Рассмотрено математическое моделирование работы гидравлической части поршневых насосов, методика определения коэффициента износа клапана с

UDC 624.048

Karpov Y., Stavichenko V. Research and analysis of necessary strength satisfaction method of stratified composites // Aerospace technic and technology. – 2004. – № 2 (10). – P. 5 – 10.

Two strength estimation approaches for stratified composites are considered: Mises-Hill criterion applied either for each layer or for entire package. Numerical research and analysis of necessary strength satisfaction method of stratified composites at complex loading are provided.

Fig. 8. Ref.: 4 items.

UDC 629.78.048.7-716

Gakal P. Constitutive relationships for calculation of wall friction pressure drops in two-phase thermal control systems of space vehicles and space stations // Aerospace technic and technology. – 2004. – № 2 (10). – P. 11 – 17.

The selection of constitutive relationships for calculation of wall friction pressure drops in microgravity is introduced in the paper. The selection was carried out based on comparative analyses of flight experimental data and data obtained with use of different constitutive relationships for calculation of wall friction pressure drops in two phase flow. Selected constitutive relationships will be useful in mathematical modeling of thermal hydraulic processes occurring in two-phase thermal control systems of space vehicles and space stations.

Fig. 1. Tabl. 2. Ref.: 12 items.

UDC 539.3

Bazhenov V., Solovey N., Kryvenko O. Stability of sloping shells of rotation with linear-variable thickness // Aerospace technic and technology. – 2004. – № 2 (10). – P. 18 – 25.

The analysis of a stability of thin sloping shells of rotation with a variable thickness in geometrically nonlinear statement has been considered. The influence of a changeability of a thickness on a stress-strain state, stability and supercritical behaviour of spherical panels which are fastened on an outline at an operation of uniformly distributed normal pressure has been investigated by a finite element technique. The authenticity of obtained results has been justified. The problems of a rationality for a raise of carrying ability of shells by increasing of a thickness have been investigated.

Fig. 8. Ref.: 20 items.

UDC 622.242.6

Odosiy Z., Chaplinskiy S. Mathematical design of work of hydraulic part of piston pumps with self-acting valves // Aerospace technic and technology. – 2004. – № 2 (10). – P. 26 – 32.

The mathematical design of work of hydraulic part of piston pumps, method of determination of coefficient of expense of valve by numerical hydrodynamics is exam-

помощью вычислительной гидродинамики. Дан анализ исследований работы клапанов поршневых насосов, учтены факторы, которые раньше не учитывались в математических моделях. Получены эмпирические зависимости коэффициента износа клапана №7 насоса УНБТ-950 от высоты подъема тарелки над седлом как переменной величины, решение математической модели с помощью численного метода.

Ил. 3. Библиогр.: 17 назв.

УДК 539.3:629.7.02

Халілов С.А., Яровой М.О. **Наближене замкнуте розв'язання плоскої задачі теорії пружності у трапецієподібній області** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2004. – № 2 (10). – С. 33 – 38. Подано розв'язання плоскої задачі теорії пружності у напругах у трапецієподібній області. Регулярне поле напруг отримано в замкнутому виді. Наведено чисельне дослідження збіжності й точності розв'язання. Отримані результати можуть бути використані як при оцінці міцності силових елементів авіаційно-космічної техніки, так і при дослідженні їхньої пружної стійкості.

Ил. 5. Табл. 1. Библиогр.: 7 назв

УДК 537.523.5

Єршов А.В. **Інтегральний метод оцінки стійкості дифузного розряду у прианодній зоні** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2004. – № 2 (10). – С. 39 – 42.

Отримано теоретичний розподіл потенціалу у прианодній зоні аргонної дуги. Виявлено область контрагування розряду, у якій напруженість електричного поля зменшується при зростанні густини струму. Розроблено інтегральний метод оцінки стійкості дифузного розряду на аноді.

Ил. 2. Библиогр.: 6 назв

УДК 629.12:678.512.92

Гайдачук О.В., Островський Є.К., Сливинський М.В. **Накопичення електростатичного заряду при виробництві стільникового заповнювача із полімерного паперу «NOMEX»** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2004. – № 2 (10). – С. 43 – 48. Розроблено методику виміру статичного заряду, що дає можливість визначити основні осередки накопичення статичної електрики на всій технологічній лінії виробництва стільникового заповнювача. Аналіз результатів вимірів дозволяє виділити дві основні технологічні ділянки, присутність заряду на яких може впливати на якість виробу.

Ил. 4. Библиогр.: 6 назв

УДК 629.734.7.018.7

Іванов П.І. **Вибір оптимальних стратегій наведення керованої плануючої парашутної системи на ціль** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2004. – № 2 (10). – С. 49 – 53.

Проаналізовано варіанти оптимальних стратегій наведення керованої плануючої парашутної системи (УППС) на ціль за критеріями ймовірності

ined. The analysis of researches of work of valves of piston pumps is given, taken into account factors which were not earlier taken into account in mathematical models. Empiric dependences of coefficient of expense of valve are got №7 pump УНБТ-950 from the height of getting up of dish above a saddle, as a variable quantity, upshots of mathematical model by numeral methods.

Fig. 3. Ref.: 17 items.

UDC 539.3:629.7.02

Khalilov S., Yarovoy M. **The Approached Closed Decision of the Plane Problem of the Theory of Elasticity in Trapezoid Area** // *Aerospace technic and technology*. – 2004. – № 2 (10). – P. 33 – 38.

The decision of the plane stress problem of the theory of elasticity in trapezoid area is given. The regular field of stress is received in the closed kind. Numerical research of convergence and accuracy of the decision is given. The received results may be used both for the estimation of durability of power elements of aerospace engineering, and for the research of their elastic stability.

Fig. 5. Tabl. 1. Ref.: 7 items.

UDC 537.523.5

Yershov A. **The method of integral estimation of stability diffusion discharge in anode zone** // *Aerospace technic and technology*. – 2004. – № 2 (10). – P. 39 – 42.

The theoretical distribution of potential in anode zone argon arc was obtained. The region of contract of discharge in which stress of electric field decrease for increase of current density was discovery. The integral method estimation of stability diffusion discharge in anode zone was elaborate.

Fig. 2. Ref.: 6 items.

UDC 629.12:678.512.92

Gaydachuk A., Ostrovsky E., Slivinsky M. **Accumulation an electrostatic charge while manufacturing cellular filler from a polymeric paper «NOMEX»** // *Aerospace technic and technology*. – 2004. – № 2 (10). – P. 43 – 48.

The developed technique of measurement of a static charge enables us to determine the basic centers of accumulation of a static electricity on a whole technological line of manufacture of cellular filler. The analysis of results of measurement allows to allocate two basic technological sites, presence of a charge on which may influence quality of a product.

Fig. 4. Ref.: 6 items.

UDC 629.734.7.018.7

Ivanov P. **Selecting of optimization strategies of directing controlled parachute system over the target** // *Aerospace technic and technology*. – 2004. – № 2 (10). – P. 49 – 53.

In the work are being analysed the variants of optimization strategies of directing the controlled parachute system over the target under the criteria of probability

влучення в ціль і ступеня розсіювання відносно цілі.
Іл. 6. Бібліогр.: 2 назви

УДК 621.375

Приходько І.М., Агафонов Ю.М., Попов М.П., Орлов С.В. **До розрахунку нестационарного температурного поля у напівпрозорих антенних обтічниках літальних апаратів** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія.* – 2004. – № 2 (10). – С. 54 – 57.

Розглянуто апроксимаційні формули розрахунку приведенного ступеня чорноти і ефективного коефіцієнта тепловіддачі напівпрозорих матеріалів з урахуванням особливостей їхнього випромінювання, що може бути використано при розрахунку граничних умов для визначення нестационарного температурного поля напівпрозорих обтічників антен. Подано приклад розрахунку.

Іл. 1. Бібліогр.: 12 назв

УДК 629.735.017.1.083

Орлов А.В., Кордянин Ю.И. **Концептуальные задачи поддержания летной годности в гражданской авиации Украины** // *Авиационно-космическая техника и технология.* – 2004. – № 2 (10). – С. 58 – 67.

Определен концептуальный подход к рассмотрению проблем сферы регулирования летной годности, проанализированы проявления ее текущего состояния и факторы, которые его определяют, вычерчен круг научных и практических задач, решение которых будет способствовать постоянному развитию сферы поддержания летной годности парка воздушных судов в текущих условиях деятельности гражданской авиации Украины.

Іл. 1. Библиогр.: 7 назв.

УДК 629.7.08:658.5

Сляднев О.В. **Основные формы развития авиационного бизнеса в современных условиях Украины** // *Авиационно-космическая техника и технология.* – 2004. – № 2 (10). – С. 68 – 74.

Проведено аналіз форм розвитку авіаційного бізнесу в умовах переходу до ринкової економіки України й синтезовано основні схеми його реалізації. Розкрито ефективні форми для різних етапів розвитку ринку продаж авіаційної техніки.

Іл. 6. Бібліогр.: 11 назв

УДК 658.52.011:658.562

Федорович О.Є., Малеева О.В., Нечипорук М.В. **Основы методологии системного анализа качества складных научно-технических проектов и программ развития производства** // *Авиационно-космическая техника и технология.* – 2004. – № 2 (10). – С. 75 – 80.
Запропоновано методологію аналізу якості науково-технічних проектів і програм розвитку, яка розширює галузь дослідження складних проектів, заснована на концепції створення системних кваліметричних моделей оцінювання. Крім того, методологія орієнтована на сучасну інформаційну

of hitting the target and the extent of dispersion concerning the target.

Fig. 6. Ref.: 2 items.

UDC 621.375

Prihodko I., Agafonov U., Popov N., Orlov S. **To calculation of a non-stationary temperature field in translucent streamlined antenna cover flying devices** // *Aerospace technic and technology.* – 2004. – № 2 (10). – P. 54 – 57.

The method of calculation of boundary conditions for definition of a non-stationary temperature field translucent streamlined antenna cover is considered. Are resulted approximation formulas of calculation of the resulted degree of blackness and effective factor heat irradiation translucent materials in view of features of their radiation. The example of calculation is given.

Fig. 1. Ref.: 12 items.

UDC 629.735.017.1.083

Orlov A., Kordyanin Y. **Conceptual tasks of airworthiness continuing in civil aviation of Ukraine** // *Aerospace technic and technology.* – 2004. – № 2 (10). – P. 58 – 67.

In the article the conceptual approach to consideration of problems of sphere of airworthiness regulation is determined, reflections of its current condition and factors which define it are analyzed, the circle of scientific and practical tasks which decision will promote steady development of sphere of airworthiness continuing for the park of aircrafts in current conditions of activity of civil aviation of Ukraine is drawn.

Fig. 1. Ref.: 7 items.

UDC 629.7.08:658.5

Sljadnev O. **Main forms of aviation business development in modern conditions of Ukraine** // *Aerospace technic and technology.* – 2004. – № 2 (10). – P. 68 – 74.

Made the analysis of aviation business under conditions of transforming Ukrainian economy into market pattern and generated the major ways of it implementation. Stated efficient forms for different stages of aircraft sales market development.

Fig. 6. Ref.: 11 items.

UDC 658.52.011:658.562

Fedorovich O., Maleyeva O., Nechiporuc N. **The methodological bases of the system analyze quality of complicated science-technical projects and programs of production development** // *Aerospace technic and technology.* – 2004. – № 2 (10). – P. 75 – 80.

The methodology of the analyze quality of science-technical projects and programs of development is proposed, wich expands the sphere of reserch of complicated projects and based on the concept of creating of the system qualimetrical models of estimation. The methodology is oriented on the modern information

технологію обробки даних і прийняття раціональних рішень з управління. Використано систему методів отримання кількісних та лінгвістичних значень показників, що адекватно відбивають якість формування й процесу виконання програми. На основі запропонованої методології було проведено системний аналіз якості проектного наземного автоматизованого комплексу керування космічними апаратами як одного з елементів Державної космічної програми України.

Іл. 4. Табл. 1. Бібліогр.: 8 назв

УДК 629.391

Баранник В.В. Усічене двозв'язне біноміально-поліадичне кодування відеоданих // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2004. – № 2 (10). – С. 81 – 84.

Викладено кодування масивів відеоданих для передачі з борту космічного апарату, яке ґрунтується на формуванні коду-номера для зрізаного двозв'язного біноміально-поліадичного числа. Проведено порівняльну оцінку ефективності розробленого кодування й звичайного біноміально-поліадичного кодування за часом обробки і ступенем стиску даних. Зроблено висновок про можливість обробки відеоданих за реальним часом.

Іл. 2. Бібліогр.: 4 назви

УДК 681.50

Попов В.О. Класи еквівалентності типових відображень // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2004. – № 2 (10). – С. 85 – 89.

Розглянуто задачу визначення класів еквівалентності відображень при заданих на них групах підстановок. Сформульовано і доведено твердження для ряду відображень в умовах їх довільної кінцевої потужності. Отримані результати можуть бути використані при розробці алгоритмів генерації й вибору в альтернативному проектуванні модульних аерокосмічних систем.

Табл. 1. Бібліогр.: 4 назви

technology of data processing and support of control rational decisions. It is used the system of methods of receiving of quantity and linguistic indexes values, which map the quality of formation and process of program making. Obtained estimates are the base for support of rational decisions of complicated projects and programs. The system analyze of quality of earth automatic complex of control cosmic unites as one of elements of State cosmic program of Ukraine was produced on the base of this methodology.

Fig. 4. Tabl. 1. Ref.: 8 items.

UDC 629.391

Barannik V. Moustache two-communication binomial-poliadical encoding image // Aerospace technic and technology. – 2004. – № 2 (10). – P. 81 – 84.

Stated coding the arrays image for transfer from a side of a space vehicle, based on shaping a code-number for the moustache two-communication binomial-poliadical number. Conducted comparative evaluation of efficiency of developping coding and usual binomial-poliadical coding on time processing and degrees of compression of data. Does output on possibility of processing real-time.

Fig. 2. Ref.: 4 items.

UDC 681.50

Popov V. Classes of equivalence of typical displays // Aerospace technic and technology. – 2004. – № 2 (10). – P. 85 – 89.

The problem of definition of classes of equivalence of displays is examined at the groups of substitutions set on them. Statements for lines of displays in conditions of their any final capacity are formulated and proved. The received results can be used by development of algorithms of generation and a choice in alternative designing modular space systems.

Tabl. 1. Ref.: 4 items.

АГАФОНОВ Юрий Николаевич	Харьковский военный университет, кандидат технических наук, доцент, начальник управления Военного научного центра космических исследований
БАЖЕНОВ Виктор Андреевич	Киевский Национальный университет строительства и архитектуры, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой, первый проректор
БАРАННИК Владимир Викторович	Харьковский военный университет, кандидат технических наук, старший научный сотрудник информационно-вычислительного центра
ГАЙДАЧУК Александр Витальевич	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", доктор технических наук, проректор по научно-исследовательской работе
ГАКАЛ Павел Григорьевич	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", кандидат технических наук, старший научный сотрудник, доцент
ЕРШОВ Анатолий Васильевич	Запорожский Национальный технический университет, кандидат технических наук, доцент
ИВАНОВ Петр Иванович	Научно-исследовательский институт аэроупругих систем, кандидат технических наук., доцент, ведущий специалист по летным испытаниям парашютных и парашютных систем,
КАРПОВ Яков Семенович	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой, проректор по учебной работе
КОРДЯНИН Юрий Иванович	Национальный авиационный университет, кандидат технических наук, доцент, заместитель директора Государственного департамента авиационного транспорта Украины

КРИВЕНКО Ольга Петровна	Киевский Национальный университет строительства и архитектуры, научный сотрудник НИИ строительной механики
МАЛЕЕВА Ольга Владимировна	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", доктор технических наук, доцент
НЕЧИПОРУК Николай Васильевич	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", кандидат технических наук, доцент, проректор по административно-финансовой деятельности
ОДОСИЙ Зиновий Михайлович	Ивано-Франковский Национальный технический университет нефти и газа, кандидат технических наук, доцент
ОРЛОВ Александр Владимирович	Национальный авиационный университет, кандидат технических наук, доцент
ОРЛОВ Сергей Владимирович	Харьковский военный университет, адъютант Военного научного центра космических исследований
ОСТРОВСКИЙ Евгений Константинович	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", кандидат физико-математических наук, доцент
ПОПОВ Вячеслав Алексеевич	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", кандидат технических наук, профессор
ПОПОВ Николай Прокопьевич	Харьковский военный университет, кандидат технических наук, доцент, ведущий научный сотрудник Военного научного центра космических исследований
ПРИХОДЬКО Иван Михайлович	Харьковский военный университет, доктор технических наук, профессор, главный научный сотрудник Военного научного центра космических исследований

СЛИВИНСКИЙ
Михаил Владимирович

ОАО «УкрНИИТМ», г. Днепропетровск,
ведущий научный сотрудник

СЛЯДНЕВ
Олег Всеволодович

Торговый дом «Полет», г. Москва,
Генеральный директор

СОЛОВЕЙ
Николай Александрович

Киевский Национальный университет
строительства и архитектуры,
кандидат технических наук, старший
научный сотрудник, ведущий научный
сотрудник НИИ строительной механики

СТАВИЧЕНКО
Вадим Григорьевич

Национальный аэрокосмический
университет им. Н.Е. Жуковского
"Харьковский авиационный институт",
студент

ФЕДОРОВИЧ
Олег Евгеньевич

Национальный аэрокосмический
университет им. Н.Е. Жуковского
"Харьковский авиационный институт",
доктор технических наук, профессор,
заведующий кафедрой

ХАЛИЛОВ
Сиявуш Ахмедович

Национальный аэрокосмический
университет им. Н.Е. Жуковского
"Харьковский авиационный институт",
старший научный сотрудник

ЧАПЛИНСКИЙ
Сергей Станиславович

Ивано-Франковский Национальный
технический университет нефти и газа,
аспирант

ЯРОВОЙ
Марк Александрович

Национальный аэрокосмический
университет им. Н.Е. Жуковского
"Харьковский авиационный институт",
аспирант