

УДК 629.735.7.017

Л.В. КАПИТАНОВА, Н.А. ЛЮБЧЕНКО

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

ВЛИЯНИЕ ПАРАМЕТРОВ АМОРТИЗАЦИИ НА НАГРУЖЕННОСТЬ СТОЕК ШАССИ ПРИ ПЕРЕМЕЩЕНИИ САМОЛЕТА ПО НЕРОВНОМУ АЭРОДРОМУ

Рассмотрено движение самолета с различной скоростью по неровному аэродрому и с помощью теории линейных динамических систем. Дается количественная оценка среднеквадратических отклонений нагрузки и перемещений в узле навески стойки шасси при изменении параметров ее амортизатора. Исследовано влияние основных параметров амортизационных стоек на нагруженность шасси. Получены выражения, позволяющие установить закон управления основными параметрами амортизационной стойки по критерию ее минимальности нагружения при перемещении самолета по неровному аэродрому.

Ключевые слова: шасси самолета, амортизационная стойка шасси, пневматик колеса, посадочный удар, аэродром, взлетно-посадочная полоса.

Введение

Как хорошо известно, амортизация шасси предназначена для поглощения и рассеивания энергии ударов, которые испытывает самолет в момент приземления и при движении по неровному аэродрому [1].

Реализация такого предназначения базируется на нескольких принципах, одним из которых является увеличение времени восприятия посадочного удара исходя из условия

$$P \cdot t = M_{\text{пос}} V_y, \quad (1)$$

где P – усилие, воспринимаемое амортизационной системой;

t – время работы амортизации;

$M_{\text{пос}}$ – посадочная масса, приходящаяся на стойку шасси;

V_y – вертикальная скорость.

Чем больше время работы амортизационной системы (t), тем меньше нагрузка, действующая на стойку шасси и планер самолета.

Растягивание во времени посадочного удара осуществляется наличием в шасси аккумулирующих и гасящих посадочную энергию элементов.

К конструктивам, обеспечивающим аккумуляцию посадочной энергии, следует отнести пневматик колеса с массой m и газовую камеру амортизатора с усилием сжатия рабочего тела Q_v (рис. 1).

Для гашения энергии в стойках шасси существует гидравлическая камера (Q_g). Кроме того, рассеивание энергии происходит и из-за наличия сил сухого трения (Q_t).

Следует отметить, что величины Q_v , Q_g и Q_t по существующим правилам [1] выбираются из условия поглощения посадочного удара.

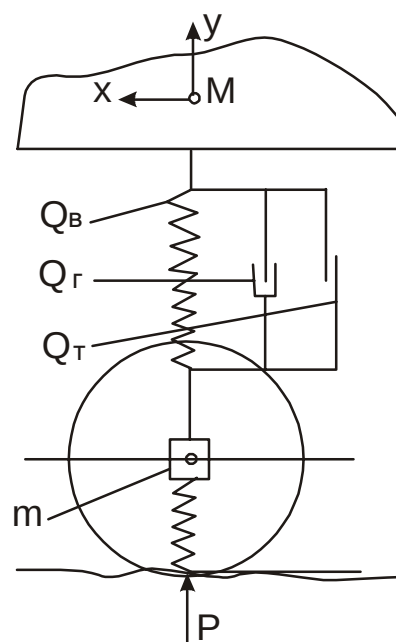


Рис. 1. Расчетная модель стойки шасси при перемещении самолета по неровному аэродрому

Постановка задачи

Однако шасси предназначается не только для восприятия посадочных ударов во время требуемых в настоящее время 25000 взлето-посадок. За календарный срок службы пассажирские и транспортные самолеты проходят по взлетно-посадоч-

ным полосам (ВПП) и ружейным дорожкам (РД) более 200 тыс. километров, что вызывает значительную часть усталостных и износных повреждений как в самом шасси, так и в других агрегатах планера самолета [2, 3].

С учетом таких обстоятельств на этапе предварительного проектирования возникает задача выбора параметров Q_B , Q_T и Q_C (и их сочетаний), обеспечивающих оптимальное восприятие не только посадочных ударов, но и минимально возможную нагруженность стоек шасси и агрегатов планера в процессе перемещения самолета по неровному аэродрому.

Решение задачи

Исследование нагруженности шасси при движении самолета по неровному аэродрому произведем расчетным путем с помощью модели, представленной на рис. 1 с учетом ряда допущений:

а) рассматриваются независимые колебания передней и основных стоек шасси самолета при воздействии случайных неровностей с заданной спектральной плотностью $\Phi_y(\omega)$, описываемой выражением:

$$\Phi_y(\omega) = \frac{C_\lambda \cdot V_x}{\omega^2}, \quad (2)$$

где C_λ – константа неровностей ВПП или РД;

V_x – скорость передвижения самолета по ВПП или РД;

ω – круговая частота неровностей ВПП или РД.

Кроме этого считается, что распределение неровностей ВПП или РД представляет собой стационарную случайную функцию;

б) рассматриваются только вертикальные перемещения и нагрузки, приведенные к оси колеса без учета лобовых нагрузок и силы тяги двигателя;

в) полагаем, что обжатие амортизационной стойки при передвижении по неровностям представляют собой малые колебания относительно положения статического равновесия.

С учетом таких допущений усилие сжатия воздуха Q_B в амортизаторе и силу обжатия пневматика силой P_y можно заменить действием линейных пружин соответствующих жесткостей:

$$Q_B = kS; \quad (3)$$

$$P_y = C_{\text{пи}}(y_k - z_{\text{ок}}), \quad (4)$$

где $S = z - z_{\text{ок}}$,

$$k = \frac{dQ_B}{dS} -$$

коэффициент кривой статического обжатия

$$Q_B = Q_B(S)$$

в точке статического равновесия и соответственно $C_{\text{пи}}$ – коэффициент кривой статического обжатия пневматика.

Дальнейший анализ влияния параметров амортистоек на нагруженность шасси произведем с использованием спектральной теории линейных динамических систем [4].

Линеаризацию сил гидравлики и сухого трения проведем методом статистической линеаризации [4]. Нелинейную суммарную силу гидравлического сопротивления и сухого трения заменяем эквивалентной в вероятностном смысле линейной силой:

$$(Q_T + Q_C) \cdot \text{sign} \dot{S} = C_3 \dot{S}, \quad (5)$$

где C_3 – коэффициент эквивалентного демпфирования.

Считаем, что случайные колебания – стационарный нормальный процесс, в котором коэффициент эквивалентного демпфирования описывается зависимостью

$$C_3 = \frac{1}{\sigma_{\dot{S}}^2} \int_{-\infty}^{+\infty} (Q_T + Q_C) \cdot \text{sign} \dot{S} \cdot \dot{S} \cdot w(\dot{S}) \cdot d\dot{S}, \quad (6)$$

где $\sigma_{\dot{S}}$ – среднеквадратическое отклонение $\dot{S}$;

$w(\dot{S})$ – нормальный закон распределения $\dot{S}$:

$$w(\dot{S}) = \frac{1}{\sqrt{2\pi} \cdot \sigma_{\dot{S}}} \exp \left(-\frac{\dot{S}^2}{2\sigma_{\dot{S}}^2} \right). \quad (7)$$

Значение силы гидравлического сопротивления представим в виде

$$Q_T = C \cdot \dot{S}^2, \quad (8)$$

где C – коэффициент нелинейного демпфирования при стояночном обжатии амортизатора, который, как известно [2], определяется соотношением

$$C = \zeta \rho \frac{F_{\text{пл}}^3}{2f^2 \varphi_c \varphi_{\text{п}}^2}, \quad (9)$$

ζ – коэффициент гидравлического сопротивления дроссельных отверстий;

ρ – массовая плотность рабочей жидкости в амортизаторе;

$F_{\text{пл}}$ – площадь плунжера;

f – площадь протока рабочей жидкости;

$\varphi_c, \varphi_{\text{п}}$ – передаточные числа по силе и перемещению.

Зависимости (7, 8, 9) подставим в выражение (6) и после интегрирования получим:

$$\begin{aligned}\tilde{N}_y &= \frac{1}{\sqrt{2\pi} \cdot \sigma_{\dot{S}}^3} \int_{-\infty}^{+\infty} (C\dot{S}^2 + Q_{\dot{S}}) \operatorname{sign} \dot{S} \cdot \dot{S} \cdot d\dot{S} = \\ &= \sqrt{\frac{2}{\pi}} \left(2C\sigma_{\dot{S}} + \frac{Q_{\dot{S}}}{\sigma_{\dot{S}}} \right).\end{aligned}\quad (10)$$

Величину силы сухого трения Q_T можно принять равной [2]:

$$Q_T = \mu \cdot Q_{вст} + Q_{тб}, \quad (11)$$

где $Q_{вст}$ – усилие сжатия воздуха при стояночном обжатии амортизатора; μ – коэффициент трения манжет амортизатора; $Q_{тб}$ – трение в буксах амортизатора от силы P_y .

Выражение (10) показывает, что коэффициент эквивалентного демпфирования является функцией среднеквадратического отклонения $\sigma_{\dot{S}}$.

После линеаризации сил, т.е. определения эквивалентного демпфирования, система уравнений, описывающая колебания двухмассовой модели (рис. 1), запишется следующим образом [5 – 7]:

$$M\ddot{z} = k(z_{ок} - z) + C_{\dot{z}}(\dot{z}_{ок} - \dot{z}), \quad (12)$$

$$m\ddot{z}_{ок} = -C_{\pi}(y_k + z_{ок}) - k(z_{ок} - z) - C_{\dot{z}}(\dot{z}_{ок} - \dot{z}), \quad (13)$$

где m – масса колеса стойки шасси.

Вводя условные обозначения

$$2n = \frac{C_{\dot{z}}}{M}; \quad P_0^2 = \frac{k}{M}; \quad P_1^2 = \frac{C_{\pi}}{M}; \quad T = \frac{m}{M} \quad (14)$$

и переходя в (12) и (13) к изображению по Лапласу, имеем:

$$\begin{aligned}(D^2 + 2nD + P_0^2)\bar{Z}(D) - (2nD + P_0^2)\bar{Z}_{ок}(D) &= 0; \\ (TD^2 + 2nD + P_1^2)\bar{Z}_{ок}(D) - \\ - (2nD + P_1^2)\bar{Z}(D) &= -P_1^2\bar{y}_k(D).\end{aligned}\quad (15)$$

Из (15) находим передаточную функцию системы по перемещению S :

$$\begin{aligned}w_s(D) &= \frac{\bar{Z} - \bar{Z}_{ок}}{\bar{y}_k} = \\ &= P_1^2 D^2 / \left(TD^4 + 2n(T+1)D^3 + \right. \\ &\left. + [P_1^2 + P_0^2(T+1)]D^2 + 2nP_1^2 D + P_0^2 P_1^2 \right).\end{aligned}\quad (16)$$

Из статистических характеристик рассматриваемой модели нас прежде всего интересуют среднеквадратическое отклонение скорости перемещения $\dot{S} - \sigma_{\dot{S}}$, входящее в выражение коэффициента эквивалентного демпфирования и среднеквадратическое отклонение силы, действующей на массу $M - \sigma_Q$.

Так как скорость $\dot{S} = \frac{dS}{dt}$, то

$$\bar{\dot{S}} = \frac{d\bar{S}}{dt} = i\omega \bar{S}.$$

Поэтому частотная характеристика скорости $\dot{S}$ получается из $w_s(D)$ заменой D на $i\omega$.

С учетом таких преобразований

$$w_{\dot{S}}(i\omega) = i\omega w_s(i\omega) \quad (17)$$

и выражение (2) для спектральной плотности скорости преобразуется к виду

$$\begin{aligned}\hat{O}_S(\omega) &= |i\omega w_s(i\omega)|^2 \times \\ &\times \hat{O}_y(\omega) = \omega^2 |w_s(i\omega)|^2 \hat{O}_y(\omega).\end{aligned}\quad (18)$$

Так как для силы, действующей на массу M :

$$Q = kS + C_{\dot{S}}\dot{S},$$

$$\bar{Q} = (k + iC_{\dot{S}}\omega)\bar{S}; \quad (19)$$

$$w_Q(i\omega) = (k + iC_{\dot{S}}\omega)w_s(i\omega),$$

то выражение для спектральной плотности усилий может быть представлено в виде выражения

$$\begin{aligned}\Phi_Q(\omega) &= |w_Q(i\omega)|^2 \Phi_y(\omega) = \\ &= (k^2 + C_{\dot{S}}^2 \omega^2) |w_s(i\omega)|^2 \Phi_y(\omega).\end{aligned}\quad (20)$$

Определение среднеквадратических отклонений скоростей $\sigma_{\dot{S}}$ и усилий σ_Q сводится к вычислению интегралов:

$$\begin{aligned}\sigma_{\dot{S}}^2 &= \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{+\infty} \Phi_{\dot{S}}(\omega) d\omega = \\ &= \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{+\infty} \frac{C_{\dot{S}}^2 V P_1^4 \omega^4 d\omega}{|T(i\omega)^4 + \Gamma + \Pi + 2nP_1^2(i\omega) + P_0^2 P_1^2|^2}, \quad (21)\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}\sigma_Q^2 &= \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{+\infty} \Phi_Q(\omega) d\omega = \\ &= \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{+\infty} \frac{C_{\dot{S}}^2 V_x P_1^4 (k^2 \omega^2 + C_{\dot{S}}^2 \omega^4) d\omega}{|T(i\omega)^4 + \Gamma + \Pi + 2nP_1^2(i\omega) + P_0^2 P_1^2|^2}, \quad (22)\end{aligned}$$

где введены следующие обозначения:

$$\Gamma = (2n(T+1)(i\omega)^3);$$

$$\Pi = ([P_1^2 + P_0^2(T+1)](i\omega)^2).$$

Интегралы (21) и (22) относятся к стандартному типу [5]. После их вычисления получим

$$\sigma_s = \sqrt{\frac{C_{\dot{S}}^2 V_x P_1^2}{4n}} = \sqrt{\frac{C_{\dot{S}}^2 V_x C_{\pi}}{2C_{\dot{S}}}}, \quad (23)$$

$$\sigma_Q = \sqrt{\frac{C_\lambda V_x \left[P_1^2 C_9^2 + (T+1)k^2 \right]}{4n}} = \sqrt{\frac{C_\lambda V_x \left[C_{\text{пн}} C_9 + \frac{(M+m)k^2}{C_9} \right]}{2C_9}}. \quad (24)$$

Выражения (10) и (23) составляют систему уравнений для нахождения C_9 и σ_9 , решая которую приходим к кубическому уравнению

$$\sigma_9^3 + 3p\sigma_9 + 2q = 0, \quad (25)$$

где

$$p = \frac{Q_{\tilde{a}}}{6\tilde{N}}; \quad (26)$$

$$q = -\sqrt{\frac{\pi}{2}} \frac{C_\lambda V_x C_{\tilde{e}}}{8\tilde{N}}.$$

Число действительных решений уравнения (25) зависит от знака дискриминанта Δ

$$\Delta = q^2 + p^3 = \frac{\pi C_\lambda^2 V_x^2 C_{\text{пн}}^2}{128C^2} + \frac{Q_T^3}{216C^3}. \quad (27)$$

В силу того, как все параметры, входящие в (27) положительны, то и $\Delta > 0$. Последнее означает, что уравнение (25) имеет одно действительное решение

$$\sigma_9 = \sqrt[3]{-q + \sqrt{\Delta}} + \sqrt{-q - \sqrt{\Delta}}. \quad (28)$$

Если выполнить последовательную подстановку (28) в (10) и в (24), то получим численные значения σ_Q (табл. 1).

В табл. 1, 2 приведены результаты расчета для конкретной стойки (основной) рычажного типа с параметрами, выбранными из условия поглощения энергии посадочного удара (эти параметры отмечены значком *).

Таблица 1

Влияние коэффициента нелинейного демпфирования C на среднеквадратические отклонения по нагрузке

C, кг/(м/сек)	Q _T , кг	Скорость передвижения V _x , м/сек				
		3	6	12	18	20
		Среднеквадратическое отклонение нагрузки σ _Q , кг				
17016	620	517	568	692	814	853
	900	730	758	844	944	978
950*	20	430	563	730	848	882
	100	304	456	645	775	812
	130	273	423	615	749	787
	200	244	367	557	695	734
	620	501	514	563	629	653
	900*	722	727	746	777	789
	1200	961	963	973	988	994
28	20	1110	1574	2130	2507	2612
	100	376	712	1187	1635	1762
	130	300	569	1055	1462	1582
	200	246	404	747	1100	1200
	620	500	511	552	552	638
	900*	722	725	740	763	772
	1200	961	963	968	978	982

Таблица 2

Влияние коэффициента жесткости амортизатора (k) и скорости перемещения самолета по неровному аэродрому (V_x) на среднеквадратическое отклонение усилия (σ_Q) при $Q_T = 620$ кг; $C_{\text{пн}} = 950$ кг·сек²/м

k, кг/м	5000	40000	70000	V _x , м/сек
Среднеквадратическое отклонение усилия σ _Q , кг	497	505	522	3
	500	534	593	6
	514	624	805	12
	535	740	1046	18
	542	780	1126	20

По данным, представленным в таблицах, можно оценить изменение величины сопротивления амортизатора за счет силы сухого трения, а также влияние жесткости амортизатора на нагруженность шасси.

Если рассмотреть случай, когда стойка незапертая от сил трения, т.е.

$$Q_B - Q_T > P_y > Q_B + Q_T.$$

При $M=631,9 \text{ кг}\cdot\text{сек}^2/\text{м}$; $m=16,3 \text{ кг}\cdot\text{сек}^2/\text{м}$; $k=26000 \text{ кг/м}$; $C_\lambda = 10^{-4} \text{ м}$, $C_{\text{пн}} = 89000 \text{ кг/м}$ получим данные, приведенные в табл. 1.

Как следует из этой таблицы, с увеличением скорости V при всех значениях C и Q_T нагруженность шасси (σ_Q) возрастает.

Однако влияние C и Q_T на величину σ_Q скажется не одинаково. При фиксированном значении C для каждой скорости V_x с увеличением Q_T нагруженность падает до определенного предела, после чего возрастает. Это свидетельствует о том, что существует оптимальное значение Q_T^{opt} , при котором нагруженность будет минимальной. Уменьшение C при малых значениях Q_T приводит к увеличению нагруженности. С ростом же Q_T зависимость σ_Q от C слабеет. Можно показать, что для каждой скорости V_x при $Q_T = \text{const}$ существует $C = C^{\text{opt}}$, при котором нагруженность будет минимальной.

Здесь же отметим, что параметры C и Q_T , выбранные из условия поглощения энергии посадочного удара, являются далеко не оптимальными.

Выражение (24) позволяет определить оптимальное значение коэффициента эквивалентного демпфирования C_3^{opt} из условия

$$\frac{\partial \sigma_Q}{\partial C_3} = 0; \quad C_3^{\text{opt}} = k \sqrt{\frac{m+M}{C_{\text{пн}}}}. \quad (29)$$

Как видно из (29), C_3^{opt} не зависит от скорости передвижения V_x и характеристик неровностей C_λ . Зато значения k и V_x оказывают решающее влияние на величину σ_Q (табл. 2).

Из приведенных данных вытекает, что с увеличением жесткости амортизатора (k) нагруженность шасси увеличивается. Из табл. 2 и выражения (29) следует, что оптимальная жесткость амортизатора при передвижении по неровному аэродрому соответствует значению $k=0$.

А это означает, что $Q_B = Q_B(S)$ при малых ходах амортизатора должна быть как можно полнее.

Таким образом, современная амортистойка должна обладать возможностью многорежимной работы (режимы посадки и передвижения по неровностям). Этого можно достичь за счет применения управляемых амортизаторов.

При этом закон управления при перемещении самолета по неровному аэродрому может быть обусловлен выражениями (10) и (29), поскольку они позволяют выбирать тип стойки (Q_T), площадь протока рабочей жесткости (f), начальную зарядку в амортизаторе (k) для конкретных условий эксплуатации (C_λ).

Заключение

1. С помощью идеализированной модели исследовано влияние основных параметров амортизационных стоек на нагруженность шасси. Показано, что параметры амортизаторов, выбранные из условия поглощения посадочного удара, не всегда обеспечивают приемлемое нагружение шасси при передвижении самолета по неровному аэродрому. Так, при езде по неровностям сила гидравлического сопротивления должна быть больше, чем для момента посадки.

2. По критерию минимальной нагруженности шасси получены выражения для определения оптимального значения коэффициента эффективного демпфирования (C_3^{opt}), которые определяют закон управления основными параметрами амортизационной стойки такими как ее тип (Q_T), площади плунжера и протока рабочей жидкости ($F_{\text{п}}f$) и начальная зарядка амортизатора.

3. Проведенные исследования являются теоретической основой создания управляемой амортизации на этапе предварительного проектирования шасси.

Литература

1. *Авиационные правила. Ч. 25. Нормы летной годности самолетов транспортной категории.* – М.: МАК, 1994. – 322 с.
2. Кутелев М.М. Математическая модель системы самолет-шасси-взлетно-посадочная полоса / М.М. Кутелев // *Методы исследований при создании современных самолетов.* – 1986. – №2. – С. 51-58.
3. Бочаров В.В. Вибродинамическая совместимость элементов авианесущих корабельных комплексов вооружения / В.В. Бочаров, В.Г. Калугин. – М.: Машиностроение, 1992. – 232 с.
4. Силаев А.А. Спектральная теория подрессорирования транспортных машин / А.А. Силаев. – М.: Машиностроение, 1972. – 348 с.

5. Светлицкий В.А. Случайные колебания механических систем / В.А. Светлицкий. – М.: Машиностроение, 1976. – 256 с.

6. Капитанова Л.В. Формирование энергетических условий улучшения взлетно-посадочных характеристик модификаций самолетов транспортной категории / Л.В. Капитанова // Вестник двигателестроения. – 2007. – № 3. – С. 8-13.

7. Капитанова Л.В. Определение допустимых

изменений массы и потребной тяговооруженности модификаций тяжелых самолетов транспортной категории по условиям их прерванного взлета / Л.В. Капитанова // Вісті академії інженерних наук України. Спеціальний випуск “Машинобудування та прогресивні технології”: Наук.-техн. та громад. часопис Президії АІН України, Нац. техн. ун-т України “КПІ”. – К.: НТУУ “КПІ”, 2007. – № 3 (33). – С. 99-105.

Поступила в редакцию 2.09.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры проектирования самолетов и вертолетов В.И. Рябков, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского „ХАИ”, Харьков.

ВПЛИВ ПАРАМЕТРІВ АМОРТИЗАЦІЇ НА НАГРУЖЕНОСТЬ СТІЙОК ШАСІ ПРИ ПЕРЕМІЩЕННІ ЛІТАКА ПО НЕРІВНОМУ АЕРОДРОМУ

Л.В. Капітанова, Н.А. Любченко

Розглянуто рух літака з різною швидкістю по нерівному аеродрому й за допомогою теорії лінійних динамічних систем. Дається кількісна оцінка середньоквадратичних відхилень навантаження й переміщень у вузлі навішення стійки шасі при зміні параметрів її амортизатора. Проведено дослідження впливу основних параметрів амортизаційних стійок на напруженість шасі літака. Отримано вирази, що дозволяють установити закон керування основними параметрами амортизаційної стійки за критерієм її мінімальності навантаження при переміщенні літака по нерівному аеродрому.

Ключові слова: шасі літака, амортизаційна стійка шасі, пневматик колеса, посадочний удар, аеродром, злітно-посадочна смуга.

INFLUENCE OF PARAMETERS OF SHOCK-ABSORPTION TO LOADING OF LANDING GEAR STRUTS AT MOVEMENT OF AN AIRPLANE ON A ROUGH AERODROME

L.V. Kapitanova, N.A. Ljubchenko

Motion of an airplane with various speed on a rough aerodrome is considered, and the quantitative estimation of mean-square deviations of loading and movements in a unit of a hinge fitting of a landing gear strut is given at change of parameters of its shock-absorber by the theory of linear dynamic systems. Impact of main parameters of shock-absorber struts to undercarriage burden is explored. The expressions are obtained, allowing to determine a control law of key parameters of shock-absorber strut by criterion of its minimality of loading at movement of an airplane on a rough aerodrome.

Key words: landing gear, shock-absorption landing gear struts, wheel tyre, landing shock, airfield, runway.

Капитанова Людмила Валерьевна – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры проектирования самолетов и вертолетов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Любченко Наталья Анатольевна – студентка 6 курса факультета самолетостроения Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

УДК 629.735.33

А.В. АМБРОЖЕВИЧ¹, И.Ю. ДОЛЖЕНКО¹, А.В. КОЛОМИЙЦЕВ²,
С.Н. ЛАРЬКОВ³

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

² *Харьковский НИИ судебных экспертиз им. Засл. проф. Н.С. Бокариуса, Украина*

³ *ГНПО «Коммунар», Украина*

КЛАССИФИКАЦИЯ И ОЦЕНКИ ФУНКЦИОНАЛЬНОГО СОВЕРШЕНСТВА СТВОЛЬНЫХ КОМПЛЕКСОВ С ЛЕТАТЕЛЬНЫМИ АППАРАТАМИ НА ОСНОВЕ КРИТЕРИЕВ ПОДОБИЯ

Представлено критериальное пространство ствольных комплексов с летательными аппаратами, позволяющее получить системное обобщение опыта, накопленного в области стрелково-артиллерийских систем. Предложен метод формирования облика ствольного комплекса в соответствии с заданными функциональными свойствами и проектными ограничениями. Показано, что предложенные критериальные оценки дают основания пересмотреть место и роль пневматических метательных устройств низкого поперечного давления (гранатометов и капсулометов).

Ключевые слова: критериальное пространство, ствольные комплексы с летательными аппаратами, критерии подобия, стрелково-артиллерийские системы, могущество, метод формирования облика.

Введение

Механизм принятия решений на стадии выбора облика объекта проектирования, как правило, носит спонтанный характер. Выбор аналогов есть продукт эвристики, интуиции, случайного стечения обстоятельств и т.п., но не детерминированных предпосылок. Происхождение высокосоввершенных образцов техники, в том числе и новейших, ни в коей мере не опровергает этого правила [1]. Тем не менее, не вызывает сомнения актуальность проблемы репродукции опыта, воплощенного в наиболее удачных образцах техники. Системное решение указанной проблемы лежит в русле создания общих подходов, позволяющих «поверить алгеброй гармонию». Предпосылкой к тому служит тенденция унификации методов проектирования, порождаемая единством законов физики для любых объектов техники. Совершенствование технологий проектирования неизбежно сопровождается заменой частных прикладных методик унифицированными методами, базирующимися на общефизических подходах. Не составляет исключения и монополия баллистики в своей специфической «зоне ответственности». Терминологическая замена: «метательные снаряды» — «ЛА» с атмосферным внешним участком траектории, вводимые в полет пусковыми устройствами — логически приводит к переходу от аппарата баллистики к общим законам механики.

Теоретической основой системной реализации начальной стадии проектирования могут служить

методы подобия и размерности [2 – 6]. В рамках развития принципы подобия [6] могут быть распространены на иные классы комплексов «пусковые устройства + БЛА» низкого и высокого поперечного давления, такие как винтовки, пистолеты, полевая артиллерия, гаубицы, пушки, танковые орудия. Представленная далее групповая классификация базируется на сходстве целевых функций и рабочих процессов исследуемых объектов.

1. Критериальные пространства комплексов с бескрылыми БЛА

Принцип формирования критериальных пространств исходит из условия адекватности функциональным свойствам объектов проектирования. Затраты на ввод ЛА в полет в данном случае характеризуются работой расширения. Общей характеристикой ввода в полет является начальная кинетическая энергия ЛА. Такого рода определение служит предпосылкой к унификации методов начальных стадий проектирования с ЛА иных классов.

Из приведенных оценок полезных и затратных функций следует предложенный в [6] критерий могущества:

$$\eta_m = \frac{mw^2}{2d^3} \frac{1}{p_{\max} \bar{L}}, \quad (1)$$

где $\frac{mw^2}{2d^3}$ — могущество (т.е. общепринятая баллистическая характеристика); $p_{\max}$ — максимальное

поперечное давление (характеристика, главным образом определяющая требования к прочностным свойствам, а также шумовой эффект выстрела); d – калибр; $\bar{L}$ – относительная длина ствола, выраженная в калибрах (массогабаритные показатели).

Замыкающими компонентами трехмерного критериального пространства служат относительное удлинение ствольной направляющей ($\bar{L}$) и число Маха ЛА, вводимого в полет (M), что обеспечивает учет двух главных факторов, определяющих облик комплексов: массогабаритные характеристики пускового устройства и волновое сопротивление движению. На основании ТТХ комплексов [8 – 17] построены трехмерная диаграмма с ограничивающими поверхностями исследуемых групп (рис. 1) и ее сечения $\eta_m - \bar{L}$, $\eta_m - M$ (рис. 2).

2. Примеры применения критериального пространства к анализу облика ствольных комплексов

Некоторые возможности предлагаемого критериального пространства применительно к задачам классификации и формирования облика комплексов представлены далее.

2.1. Положение зоны группы гранатометов обусловлено двумя факторами. Во-первых, такого рода комплексы по определению не являются системами высокой баллистики, т.е. имеют относительно низкую начальную скорость. Во-вторых, на данный момент абсолютное большинство гранатометов использует пиротехнический метод метания, что влечет за собой энергетические потери, связанные со спецификой двухкамерного сгорания пороха.

2.2. В силу наиболее удачного соотношения «огневая мощь – масса» пистолеты, как видно из приведенных диаграмм, занимают наиболее выгодную позицию из числа малокалиберных комплексов.

2.3. Группа газобаллонных систем имеет пиковые показатели по критерию могущества, что может служить основанием для пересмотра направления развития группы активных ручных гранатометов, где безраздельно господствуют пиротехнические системы.

2.4. Объединенные в подавляющем большинстве общностью калибра, гладкоствольные ружья располагаются весьма плотной группой с минимальным разбросом по всем трем координатам.

2.5. Минометные системы (рис. 1, 2) имеют значительный разброс характеристик в силу многообразия функциональных условий, определяющих облик комплексов: обширное поле калибров; большой разброс масс метаемых снарядов; различные требуемые дальности метания, вследствие чего требуются корректирование массы пороховой навески,

а значит изменение всех ключевых характеристик внутренней баллистики (поперечное давление, начальная скорость и т.д.). Относительно высокий показатель критерия могущества для минометов объясняется большим, нежели у других комплексов, соотношением массы снаряда и массы конструкции.

2.6. Показатели и причины разброса характеристик группы пушечных и гаубичных систем аналогичны указанным для группы минометов (п. 2.5).

2.7. Группа танковых пушек локализована весьма обособленно, что связано ее узкой функциональной спецификой. Пиковые значения скоростей ввода в полет (4...5,5М) достигаются ценой снижения массы метаемого снаряда, а также повышением поперечного давления до величин 500...710 МПа, т.е. существенного снижения живучести конструкции.

2.8. В группе винтовок системы с интегрированным прибором бесшумной стрельбы резко отличаются от систем высокой баллистики.

2.9. Увеличение длины ствола после определенной «фазы насыщения» с величиной $L=15...35$, уже не приводит к росту исследуемого параметра могущества.

2.10. Аналогично п. 2.9 прослеживается асимптотика η_m (рис. 2) максимально достижимые показатели могущества.

3. Метод формирования облика комплекса на примере газобаллонной метательной системы

Использование предложенного критериального пространства обеспечивает возможность детерминированного принятия решений по формированию облика комплекса с заданными функциональными свойствами. Алгоритм метода представлен далее на примере ручного комплекса «пусковое устройство + снаряд нелетального действия».

3.1. В криминалистической практике принят энергетический критерий принадлежности образца к категории специальных средств травматического действия [18], определяемый минимальным значением поверхностной концентрации энергии проникновения в мягкие ткани вне зависимости от материала поражающего элемента:

$$\bar{E} = \frac{E}{S} < 0,5 \frac{\text{Дж}}{\text{мм}^2}, \quad (2)$$

где $E = \frac{mW^2}{2}$ – энергия удара; S – площадь поперечного сечения поражающего элемента.

3.2. Установлено, что травматические поражающие элементы малого калибра не обладают достаточной эффективностью при увеличении дальности, вследствие быстрой потери энергии [18].

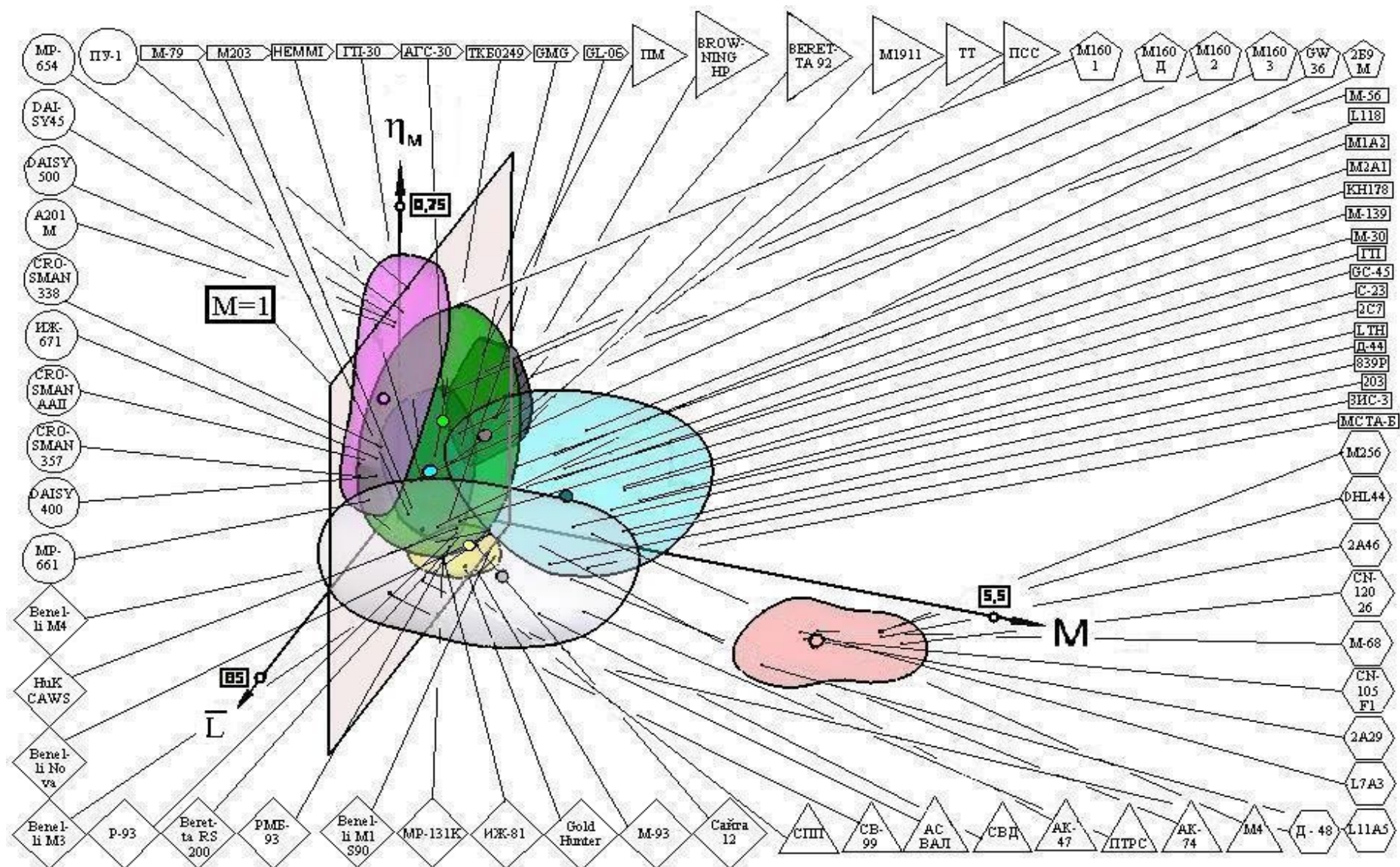


Рис. 1. Пространство критериальных оценок ствольных комплексов:

○ – газобаллонные ПУ; ◇ – гладкоствольные ружья; △ – винтовки; ◻ – гаубицы, пушки; ◻ – минометы; ▷ – пистолеты; ◻ – гранатометы

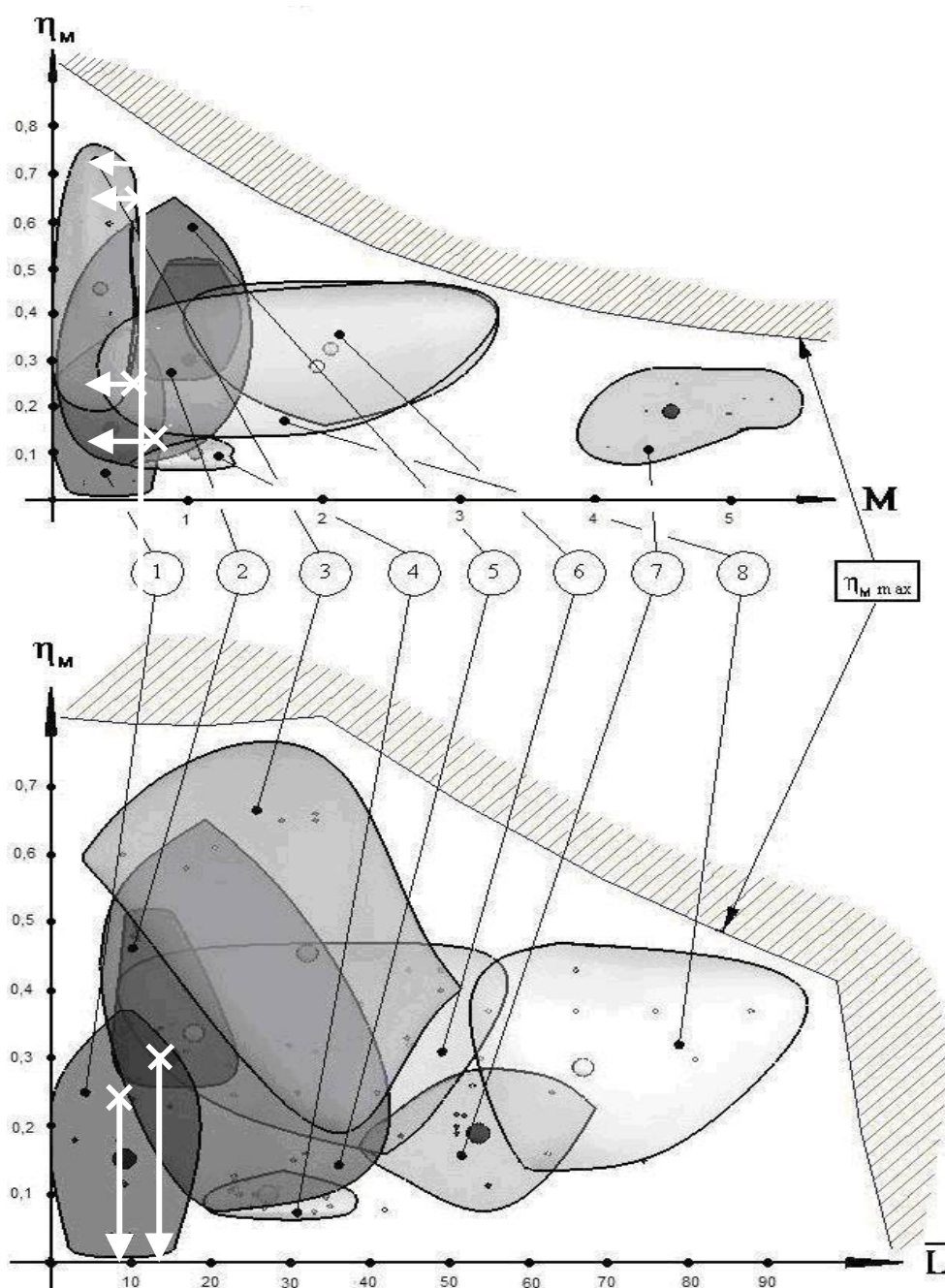


Рис. 2. Оценки ствольных комплексов по критерию могущества:
 1 – гранатометы; 2 – пистолеты; 3 – газобаллонные ПУ; 4 – гладкоствольные ружья;
 5 – минометы; 6 – гаубицы, пушки, 7 – танковые пушки, 8 – винтовки

Выбираем калибр из диапазона 25...45 мм с шагом в 5 мм. Результаты представлены в табл. 1.

Таблица 1

Конструктивные параметры разрабатываемого комплекса

d, мм	25	30	35	40	45
S, мм ²	490	706	960	1256	1590
$\bar{E}$, Дж ¹⁾	200	280	380	500	636

¹⁾ - с коэффициентом запаса 0,8.

3.3. Для выбранных по п. 3.2 калибров, с учетом предполагаемой геометрии, а также плотности материала метаемого снаряда, наиболее приемлем диапазон масс $m = 90...130$ г. Соответствующие значения начальных скоростей потребной дульной скорости, которая обеспечит метаемому снаряду заданную дульную энергию (например – 300 Дж) указаны в табл. 2.

3.4. Оценки по п.п. 3.2–3.3 позволяют получить ориентировочные значения данных для составления технического задания (табл. 3).

Таблица 2
Массово-скоростные характеристики
разрабатываемого комплекса

m, г	90	100	110	120	130
w, м/с	81	77	73	70	67

Таблица 3
Ориентировочные ТТХ комплекса

Масса снаряда	m, кг	0,1...0,12
Начальная скорость	w, м/с	70...80
Калибр	d, мм	30...40

3.5. Исходя из указанных в табл. 3 ТТХ в плоскости η_m –M (рис. 2) проводится параллельная оси η_m линия, соответствующая скорости $W = 75$ м/с ($M = 0,23$), которая пересекает границы групп гранатометов, минометов и газобаллонных систем.

3.6. Поиск подходящих по параметрам d , w , m аналогов приводит к выводу, что только в группе гранатометов имеются близкие по характеристикам и идеологии образцы – ГП-25, ГП-30, М-203, М-79.

3.7. В плоскости η_m – $\bar{L}$ (рис. 2) указанным образцам соответствует диапазон значений относительных удлинений ствольной направляющей $\bar{L} = 8...10$.

3.8. При подстановке всех числовых значений из табл. 3 с учетом $\bar{L} = 8...10$ в (1), единственным варьируемым параметром поперечное давление (p), которое в целях увеличения критерия могущества необходимо уменьшать:

$$\eta_m = \frac{(0,1...0,12) \cdot (75...80)^2}{2 \cdot (0,03)^3 \cdot p \cdot (8...10)}.$$

3.9. Необходимо отметить, что имеющая значительное превосходство по параметру могущества группа газобаллонных систем использует унифицированный баллон с газом CO_2 , который создает максимальное давление в расширительных камерах не превышающее 2 МПа.

3.10. **Вывод:** проектируемый комплекс должен иметь облик активного ручного гранатомета, однако использовать рабочий процесс на основе стандартного баллона с углекислым газом.

3.12. В итоге реализован на практике действующий макет с удовлетворяющими заданным ТТХ (табл. 3): $m = 0,12$ кг, $W = 70$ м/с, $d = 30$ мм, $\bar{L} = 9$.

Заключение

Предложенный метод оценок в критериальном пространстве η_m – M – $\bar{L}$ обеспечивает решение задач классификации и проектирования, что позволяет

придать процессу формирования облика вновь разрабатываемого образца вполне детерминированный характер.

Литература

1. Федосеев С. Самоходное артиллерийское орудие «Нона-С» / С. Федосеев // Техника и вооружение. – 2008. – № 1. – С. 7-17.
2. Амброжевич М.В. Критериальные оценки транспортного совершенства летательных аппаратов с баллистическими и орбитальными траекториями полета / М.В. Амброжевич, А.С. Карташев, С.А. Яшин // Авиационно-космическая техника и технология. – 2006. – № 4 (30). – С. 25-30.
3. Амброжевич М.В. Критериальные оценки энергетического совершенства атмосферных ракетных летательных аппаратов / М.В. Амброжевич, А.С. Карташев, С.А. Яшин // Авиационно-космическая техника и технология. – 2006. – № 5 (31). – С. 21-29.
4. Амброжевич М.В. Критериальные оценки транспортного и скоростного совершенства аэродинамических летательных аппаратов / М.В. Амброжевич, А.С. Карташев, С.А. Яшин // Авиационно-космическая техника и технология. – 2006. – № 6 (32). – С. 19-23.
5. Авилов И.С. Критериальные оценки энергетического совершенства пусковых устройств легких беспилотных летательных аппаратов / И.С. Авилов, А.В. Амброжевич, В.А. Середа // Авиационно-космическая техника и технология. – 2007. – № 2 (38). – С. 15-19.
6. Амброжевич А.В. Метод оценки энергетического совершенства импульсных тепловых машин с газообразным рабочим телом / А.В. Амброжевич, И.Ю. Долженко, А.В. Коломийцев, С.Н. Ларьков // Авиационно-космическая техника и технология. – 2008. – № 3 (45). – С. 5-10.
7. Седов Л.И. Методы подобия и размерности в механике / Л.И. Седов. – М.: Наука, 1977. – 440 с.
8. Мураховский В.И. Оружие пехоты: Справочник / В.И. Мураховский, С.Л. Федосеев. – М.: Арсенал-Пресс, 1992. – 390 с.
9. Суров О.А. Противопехотные гранатометы и боеприпасы к ним / О.А. Суров // Зарубежное военное обозрение. – 1986. – № 4. – С. 31-35.
10. Данилин Г.А. Основы проектирования патронов к стрелковому оружию: Учебник / Г.А. Данилин, В.П. Огородников, А.Б. Заволокин. – СПб.: Балтийский государственный университет, 2005. – 374 с.
11. Шунков В.Н. Энциклопедия новейшего стрелкового оружия / В.Н. Шунков. – М.: АСТ, 2006. – 560 с.
12. Шунков В.Н. Артиллерия / В.Н. Шунков. – Мн.: Попурри, 2001. – 704 с.
13. Шунков В.Н. Газовое и пневматическое оружие / В.Н. Шунков. – Мн.: Попурри, 2004. – 512 с.

14. Блюм М.М. Охотничье ружье: Справочник / М.М. Блюм, И.Б. Шишкин. – М.: Экология, 1994. – 560 с.

15. Широкопад А.Б. Отечественные минометы и реактивная артиллерия / А.Б. Широкопад. – Мн.: Харвест, 2000. – 464 с.

16. Широкопад А.Б. Бог войны третьего Рейха / А.Б. Широкопад. – М.: АСТ, 2003. – 576 с.

17. Курков Б.А. Основные боевые танки / Б.А. Курков, В.И. Мураховский, Б.С. Сафонов. – М.: Арсенал-Пресс, 1993. – 192 с.

18. Попов В.Л. Судебно-медицинская баллистика / В.Л. Попов, В.Б. Шигеев, Л.Е. Кузнецов. – СПб.: Гиппократ, 2002. – 656 с.

Поступила в редакцию 16.09.2008

Рецензент: д-р физ.-мат. наук, проф., проф. кафедры 205 А.В. Бастеев, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

КЛАСИФІКАЦІЯ ТА ОЦІНКИ ФУНКЦІОНАЛЬНОЇ ДОСКОНАЛОСТІ СТВОЛЬНИХ КОМПЛЕКСІВ З ЛІТАЛЬНИМИ АПАРАТАМИ НА ОСНОВІ КРИТЕРІЇВ ПОДОБИ

О.В. Амброжевич, І.Ю. Долженко, О.В. Коломійцев, С.М. Ларьков

Представлений критеріальний простір ствольних комплексів з літальними апаратами, який дозволяє одержати системне узагальнення досвіду, накопиченого в області стрілково-артилерійських систем. Запропоновано метод формування вигляду стовбурного комплексу відповідно до заданих функціональних властивостей і проектних обмежень. Показано, що запропоновані критеріальні оцінки дають підстави переглянути місце й роль пневматичних металевих пристроїв низького поперечного тиску (гранатометів і капсулометів).

Ключові слова: критеріальний простір, ствольні комплекси з літальними апаратами, критерії подоби, стрілково-артилерійські системи, могутність, метод формування вигляду.

CLASSIFICATION AND ESTIMATIONS OF FUNCTIONAL PERFECTION OF BARREL COMPLEXES WITH FLYING DEVICES ON THE BASIS OF CRITERIA OF SIMILARITY

A.V. Ambrozhevitch, I.Y. Dolzhenko, A.V. Kolomijetsev, S.N. Larkov

It is submitted that criterion space of barrel complexes with the flying devices, allowing to receive system generalization of the experience which has been saved up in the field of arm-artillery systems. The method of formation of shape of barrel complex is offered according to the set functional properties and design restrictions. It is shown, that offered criteria estimations give the basis to reconsider a place and a role of pneumatic launchers of low cross-section pressure class (grenade launchers and capsule launchers).

Key words: criterions space, barrel complexes with flying devices, criteria of similarity, arm-artillery systems, power, a method of formation of shape.

Амброжевич Александр Владимирович – д-р техн. наук, проф., проф. кафедры ракетных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Долженко Иван Юрьевич – аспирант кафедры ракетных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Коломійцев Александр Викторович – канд. техн. наук, ведущий научный сотрудник харьковского научно-исследовательского института судебных экспертиз им. Засл. проф. Н.С. Бокариуса, Харьков, Украина.

Ларьков Сергей Николаевич – канд. техн. наук, главный технолог, ГНПО «Коммунар», Харьков, Украина.

УДК 517.958:519.6

В.Б. МИНТЮК

*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина***ТОЧНОСТЬ, СХОДИМОСТЬ И УСТОЙЧИВОСТЬ МЕТОДА РЭЛЕЯ-РИТЦА ПРИ РАЗЛИЧНЫХ БАЗИСАХ**

Приведено численное исследование точности, сходимости и устойчивости приближенных решений, полученных методом Рэлея-Ритца с использованием различных базисов для ряда краевых задач: продольно-поперечного изгиба балки, задачи Сен-Венана о кручении вала прямоугольного сечения и задачи изгиба прямоугольной пластины. Приведено сравнение сходимости приближенных решений, построенных на предложенных ранее автором базисах, а также на собственных функциях сходного оператора задачи, степенных функций и финитном базисе метода конечного элемента. Показано, что предложенные ранее автором базисы, удовлетворяющие всем граничным условиям, обладают свойством почти ортогональности в энергетической метрике соответствующих операторов и лучшими свойствами сходимости, что обеспечивает устойчивость самого решения и численной процедуры его отыскания.

Ключевые слова: базис, краевая задача, точность, сходимость и устойчивость приближенных решений.

Введение

Процесс создания силовых конструкций всегда включает в себя расчет на прочность. Напряжения, деформации, перемещения, критические параметры, частоты колебаний и др., возникающие в силовых конструкциях, являются результатами решения краевых задач. Расчетная модель силовой конструкции определяет тип краевой задачи. Часто даже незначительные усложнения моделей приводят к задачам, не имеющим точного решения. Такие задачи сегодня решаются приближенно прямыми вариационными методами. Основным недостатком решений, доставляемых этими методами, является необходимость дополнительного исследования их точности и достоверности, которые особенно важны в расчетах силовых агрегатов аэрокосмической техники, где требование минимума массы приводит к конструкциям с минимальными запасами прочности.

Качество приближенных решений краевых задач во многом зависит от свойств разрешающих систем уравнений, к которым приводит применение того или иного вариационного метода. Свойства разрешающих матриц зависят как от дифференциального оператора и краевых условий (вида функционала и дополнительных условий), так и от выбранного базиса в аналитических методах и от степени дискретизации области в вариационно-разностных методах.

В работе [1] способом, предложенным в [2], построен ряд базисов для одномерных краевых задач. Ниже приводится анализ точности, сходимости и устойчивости приближенных решений одномер-

ных и двумерных краевых задач, полученных методом Рэлея-Ритца с использованием построенных базисов. Анализ проводится путем сравнения с точным решением (если оно известно) и с решениями, построенными на основе других базисов.

1. Сходимость приближенных решений обыкновенного дифференциального уравнения к точному. Обусловленность матрицы Грамма

С одной стороны, если возможно построить точное решение, то обычно все приближенные методы дают хороший результат. С другой стороны самый верный способ определения точности и сходимости решений, доставляемых приближенными методами, – это их сравнение с точным решением. Рассмотрим сначала краевую задачу, описываемую обыкновенным дифференциальным оператором. Заметим, что для краевых задач Дирихле, Неймана и задачи со смешанными граничными условиями с дифференциальными операторами $-\frac{d^2}{dx^2}$ и $\frac{d^4}{dx^4}$ построенные в работе [1] базисы являются ортонормированными. Поэтому решения указанных задач выписываются сразу. Рассмотрим более сложную краевую задачу:

$$u^{IV} + \bar{p}u'' + \bar{k}u = \bar{q}; \quad (1)$$

$$\begin{aligned} 1. u|_{-1} = 0; \quad 2. u''|_{-1} = 0; \\ 3. u|_1 = 0; \quad 4. u'|_1 = 0. \end{aligned} \quad (2)$$

Это математическая модель продольно попе-

речного изгиба с относительной равномерной распределенной нагрузкой $\bar{q} \equiv \frac{ql^3}{EI} = -\frac{(1+\pi^2)^2 \operatorname{ch} 1}{200}$ и относительной силой $\bar{P} \equiv \frac{Pl^2}{EI} = 2(\pi^2 - 1)$ осевой линии балки длиной $2l$ и жесткостью EI , которая опирается на винклеровское основание с относительной жесткостью $\bar{k} \equiv \frac{kl^4}{EI} = (1+\pi^2)^2$, на правом краю балка защемлена, на левом – шарнирно оперта (рис. 1).

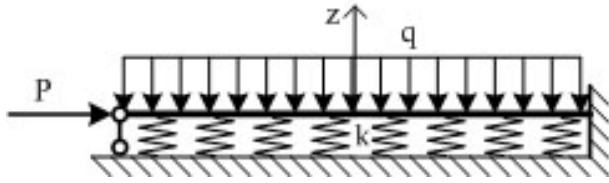


Рис. 1. Продольно поперечный изгиб балки на винклеровском основании

Величина сжимающей силы составляет около 81,6% критической силы. Эта задача имеет точное решение

$$u(x) = \frac{\sin \pi x}{400\pi(1+\operatorname{th}^2 1)} \left[\left((1+2\operatorname{th}^2 1 - \pi^2) \operatorname{sh} x + \operatorname{th} 1(1+\pi^2) \operatorname{ch} x \right) - \frac{\operatorname{ch} 1 + \operatorname{ch} x \cos \pi x}{200} \right] \quad (3)$$

Значение самой функции, ее первой, второй и третьей производных представлены на рис. 2.

Легко показать, что дифференциальный оператор задачи (1), (2) положительно определен, поэтому для получения приближенных решений этой задачи можно воспользоваться методом Рэлея-Ритца. Минимизировать функционал полной потенциальной энергии, соответствующий данной краевой задаче

$$U = \frac{1}{2} \int_{-1}^1 \left[(u'')^2 - \bar{P}(u')^2 + \bar{k}u^2 \right] dx + \int_{-1}^1 \bar{q}u dx, \quad (4)$$

с дополнительными условиями (2) будем используя:

1) Предложенный в работе [1] ортогональный базис для оператора $B = \frac{d^4}{dx^4}$, который сходный с оператором задачи (1), (2)

$$\varphi_n^P = \frac{(2n+5)(n+2)^2}{(2n+1)(n+1)^2} P_{n-1} - \frac{2n+5}{(n+1)^2} P_n - \frac{(2n+3)(2n^2+6n+7)}{(2n+1)(n+1)^2} P_{n+1} + \frac{2n+5}{(n+1)^2} P_{n+2} + P_{n+3},$$

здесь P_n – полиномы Лежандра, $n=1,2,\dots$

2) Ортогональный базис, предложенный в работе [3] (нормировочный множитель опущен):

$$\varphi_1^M = (x+1)^2(x-1),$$

$$\varphi_n^M = \int_{-1}^x (x-\xi) P_n(\xi) d\xi, n=2,3,\dots$$

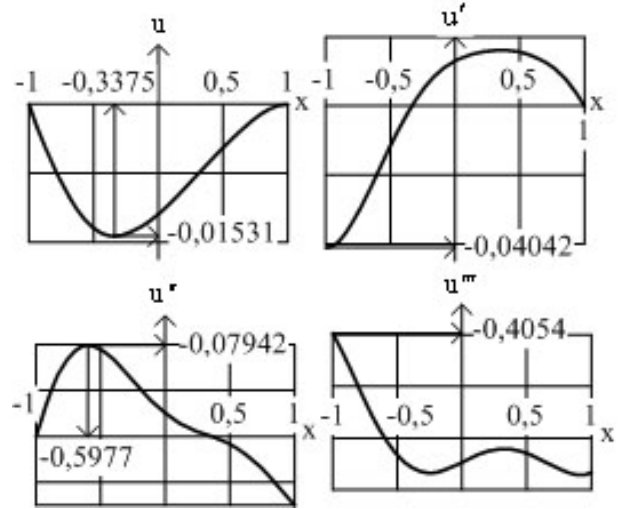


Рис. 2. Точное значение функции, первой, второй и третьей производных

3) Базис, построенный путем умножения функции $\omega = (1+x)^2(1-x)$, которая удовлетворяет главным граничным условиям (2), на степенные функции

$$\varphi_n^X = \omega x^{n-1}, n=1,2,\dots$$

4) Систему собственных функций сходного оператора $B = \frac{d^4}{dx^4}$ с граничными условиями (2)

$$\varphi_n^F = \sin \frac{\rho_n(1+x)}{2} - \frac{\sin \rho_n}{\operatorname{sh} \rho_n} \operatorname{sh} \frac{\rho_n(1+x)}{2}, n=1,2,\dots$$

где ρ_n – положительные корни уравнения $\operatorname{tg} x = \operatorname{th} x$.

5) Финитный базис метода конечных элементов (МКЭ) с двумя неизвестными в узле и кубической аппроксимацией внутри элемента (согласованный конечный элемент).

Вычисления в рамках процедуры Рэлея-Ритца с использованием всех базисов кроме четвертого проводилось без округления. При использовании четвертого базиса число значащих цифр удерживалось настолько большим, чтобы исключить влияние ошибок округления.

Ниже на графиках, приведенных на рис. 3, 4 и 5, дискретные значения погрешностей, вычисленных с удержанием различного числа членов ряда (порядка разрешающей системы линейных алгебраических уравнений) для большей наглядности

аппроксимированы кубическими сплайнами.

Все базисы дают хорошую сходимость приближенных функций к точной. Отклонение значений приближенных функций в точке экстремума $x = -0,3375$ (наибольшего прогиба) с увеличением числа удерживаемых членов ряда n (в МКЭ количество узловых неизвестных) в процентах от точного $-u_{\min} = -0,01531$ приведено на рис. 3. На базисах 1), 2), 3), 4) практически точное значение (менее 1%) достигается на 5–6 функциях, на финитном базисе – на 6 элементах (9 неизвестных). Аналогичная картина наблюдается и для первых производных – углов поворота.

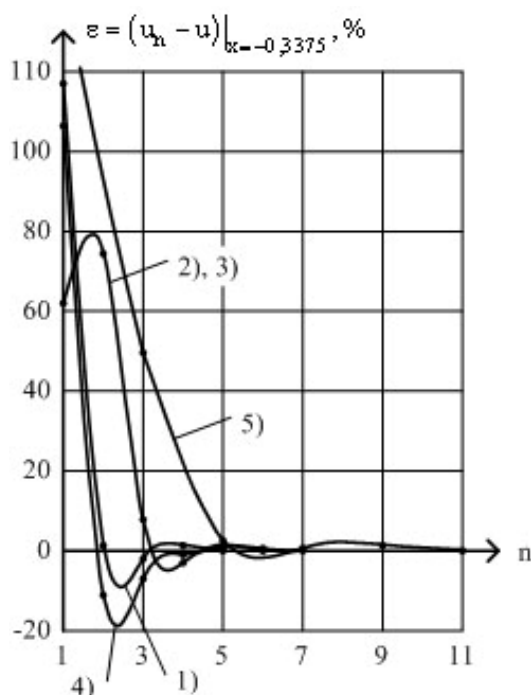


Рис. 3. Сходимость максимального прогиба

Для практических расчетов на прочность наиболее важными являются величины наибольшего изгибающего момента и поперечной силы, которые пропорциональны соответственно второй и третьей производным. Здесь финитный базис МКЭ значительно уступает по точности аналитическим функциям (рис. 4, рис. 5). Лучшая сходимость базиса 1) согласуется с результатами, полученными Даугавейтом [4], в отличие от полиномиальных базисов 2) и 3) каждая координатная функция базиса 1) удовлетворяет всем краевым условиям (2).

В приведенных вычислениях использовалось небольшое число координатных элементов, что приводило к матрицам малого размера (наибольший размер матрицы 15×15). Решение современных задач приводят к матрицам, у которых порядки измеряются тысячами. Здесь на первый план выходит

проблема устойчивости процесса решения системы Рэлея-Ритца и самого приближенного решения, что гарантируется свойством сильной минимальности системы координатных функций в метрике энергетического пространства оператора задачи (1), где норма и скалярное произведение определяются формулами

$$\|u\| = \sqrt{\int_{-1}^1 [(u'')^2 - \bar{P}(u')^2 + \bar{k}u^2] dx},$$

$$(u, v) = \int_{-1}^1 [u''v'' - \bar{P}u'v' + \bar{k}uv] dx.$$
(5)

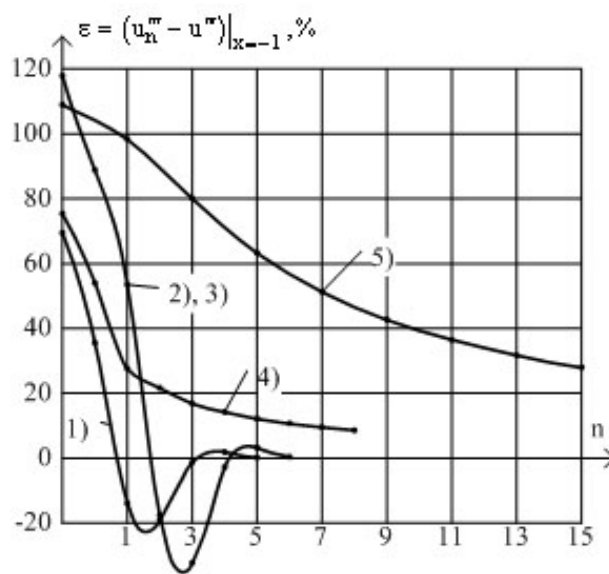


Рис. 4. Сходимость максимального изгибающего момента

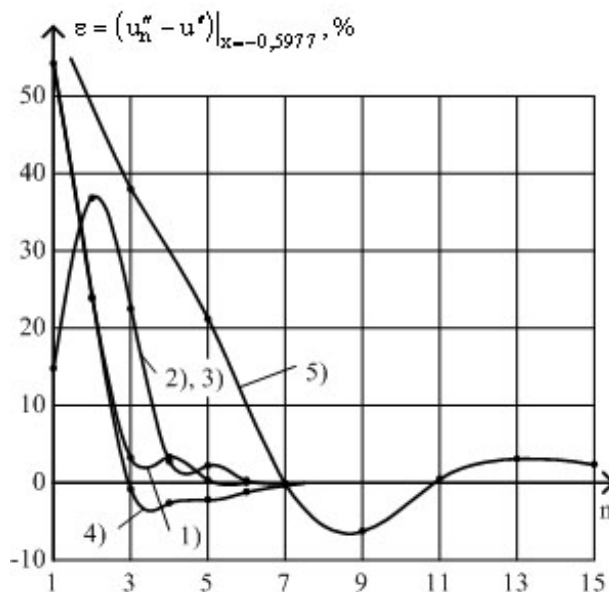


Рис. 5. Сходимость максимальной поперечной силы

Известно [3], что система 3) неминимальна, а

системы 1), 2), 4) даже почти ортонормированы в метрике (5), потому, что эти функции ортонормированы в метрике родственного оператора $B = \frac{d^4}{dx^4}$.

Иллюстрацией этого факта служат графики зависимости числа обусловленности матрицы Грамма (так называемого числа P – отношения наибольшего собственного числа к наименьшему) от ее порядка, приведенные на рис. 6.

Здесь видно, что обусловленность матриц Грамма, построенных на базисах 1), 2), 4), ограничена, число обусловленности для степенных функций (базис 3)) очень быстро увеличивается, обусловленность матрицы Грамма, построенная на финитных функциях (матрицы жесткости МКЭ), обратно пропорциональна квадрату размера конечного элемента.

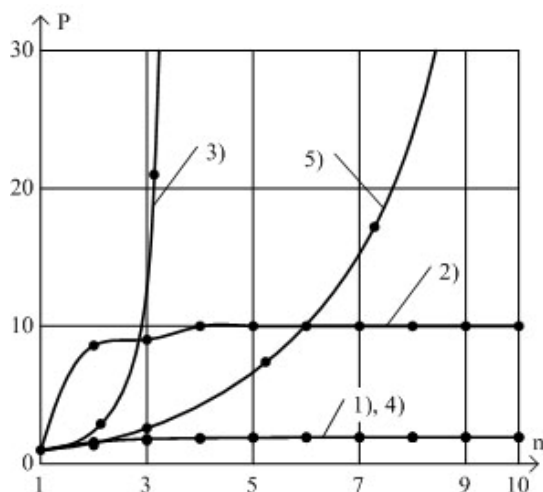


Рис. 6. Зависимость P -числа от порядка матрицы Грамма

Для всех координатных систем элементы матриц нормировались по формуле

$$a_{nm} = \frac{(\varphi_m, \varphi_n)}{\|\varphi_m\| \|\varphi_n\|}.$$

2. Сходимость приближенных решений для уравнения Пуассона

Рассмотрим уравнение Пуассона в квадратной области $\Omega = \{-1 \leq x \leq 1; -1 \leq y \leq 1\}$:

$$\frac{\partial^2 \Phi}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \Phi}{\partial y^2} = -2, \quad (6)$$

с однородными граничными условиями

$$\Phi|_{\Omega} = 0. \quad (7)$$

Эта краевая задача описывает кручение вала квадратного сечения (задача Сен-Венана). Точное

решение можно выписать в виде бесконечной суммы

$$\Phi = \frac{1}{4} - y^2 - \frac{8}{\pi^3} \sum_{n=0}^{\infty} \frac{(-1)^n \operatorname{ch} \frac{(2k+1)\pi x}{2} \cos \frac{(2k+1)\pi y}{2}}{(2k+1)^3 \operatorname{ch} \frac{(2k+1)\pi}{2}}.$$

Построим приближенное решение этой задачи методом Рэлея-Ритца. Выражение потенциальной энергии

$$U = -\frac{1}{2} \int_{-1}^1 \int_{-1}^1 \left\{ \left(\frac{\partial \Phi}{\partial x} \right)^2 + \left(\frac{\partial \Phi}{\partial y} \right)^2 - 4\Phi \right\} dx dy$$

будем минимизировать на базисе

$$\varphi_{mn}(x, y) = X_m(x) Y_n(y), \quad (8)$$

где $X_i = Y_i = P_{i+1} - P_{i-1}$, P_i – полиномы Лежандра, причем в виду симметрии задачи $i=1, 3, \dots$.

Сходимость приближенного решения к точному, как и в предыдущем примере, оценим по разнице максимальных значений самой функции и ее производных.

Наибольшее значение самой функции достигается в середине области ($x=y=0$) и составляет $\Phi_{\max} = 0,58937$. Здесь наблюдается очень быстрое стремление приближенного значения к точному. Так при удержании только одной функции $\Phi_{\max}^{1,1} = 0,62500$ (погрешность по отношению к точному $\varepsilon=6\%$), при удержании четырех функций $\Phi_{\max}^{2,2} = 0,58984$ ($\varepsilon=0,8\%$). Также быстро сходится значение крутящего момента

$$M_z = 2 \int_{-1}^1 \int_{-1}^1 \Phi dx dy,$$

точное значение которого составляет $M_z = 2,2492$.

Приближенное с удержанием одной функции $M_z^{1,1} = 2,2222$ (1,2%), с удержанием четырех $M_z^{2,2} = 2,2489$ (0,015%).

Важные с точки зрения прочности максимальные касательные напряжения

$$\tau_{zx}|_{x=0, y=1} = \frac{\partial \Phi}{\partial y} \Big|_{x=0, y=1};$$

$$\tau_{zy}|_{x=1, y=0} = -\frac{\partial \Phi}{\partial x} \Big|_{x=1, y=0}$$

также достаточно быстро сходятся, что продемонстрировано на рис. 7.

Так приближенное значение максимальных касательных напряжений уже с использованием 4 координатных функций составляет

$$\tau_{zx \max}^{2,2} = \tau_{zy \max}^{2,2} = 1,3438 \quad (\epsilon=0,51\%),$$

а с использованием 9 функций:

$$\tau_{zx \max}^{3,3} = \tau_{zy \max}^{3,3} = 1,3554 \quad (\epsilon=0,35\%).$$

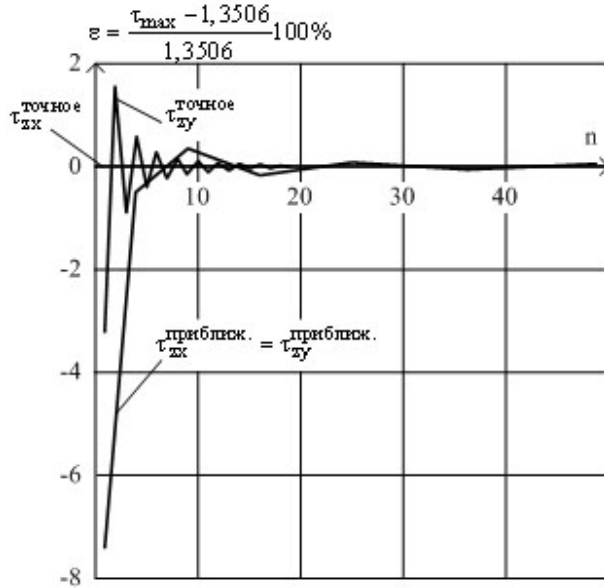


Рис. 7. Сходимость максимальных касательных напряжений

Нормированная матрица Грамма, элементы которой определяются по формуле

$$(\varphi_{mn}, \varphi_{ij}) = \frac{1}{\|\varphi_{mn}\| \|\varphi_{ij}\|} \times \\ \times \int_{-1}^1 \int_{-1}^1 \left[\frac{\partial \varphi_{mn}}{\partial x} \frac{\partial \varphi_{ij}}{\partial x} + \frac{\partial \varphi_{mn}}{\partial y} \frac{\partial \varphi_{ij}}{\partial y} \right] dx dy,$$

$$\text{где } \|\varphi_{mn}\| = \sqrt{\int_{-1}^1 \int_{-1}^1 \left[\left(\frac{\partial \varphi_{mn}}{\partial x} \right)^2 + \left(\frac{\partial \varphi_{mn}}{\partial y} \right)^2 \right] dx dy},$$

имеет ленточную структуру с шириной полосы 5 и слабыми убывающими недиагональными элементами. Число обусловленности ограничено (см. рис. 8), что говорит об устойчивости процедуры Рунге-Кутты и самого решения.

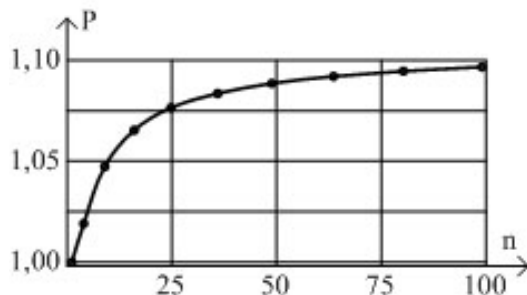


Рис. 8. Обусловленность матрицы Грамма

3. Сходимость приближенных решений краевой задачи для бигармонического оператора

Рассмотрим в той же двумерной области $\Omega = \{-1 \leq x \leq 1; -1 \leq y \leq 1\}$ уравнение

$$\frac{\partial^4 w}{\partial x^4} + 2 \frac{\partial^4 w}{\partial^2 x \partial^2 y} + \frac{\partial^4 w}{\partial y^4} = \frac{q}{D},$$

с граничными условиями

$$1. w|_{x=-1} = 0;$$

$$2. \frac{\partial w}{\partial x} \Big|_{x=-1} = 0;$$

$$3. \left(\frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + \frac{\mu \partial^2 w}{\partial y^2} \right) \Big|_{x=-1} = 0;$$

$$4. \left(\frac{\partial^3 w}{\partial x^3} + \frac{(2-\mu) \partial^3 w}{\partial x \partial y^2} \right) \Big|_{x=-1} = 0;$$

$$5. w|_{y=-1} = 0;$$

$$6. \left(\frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + \frac{\mu \partial^2 w}{\partial x^2} \right) \Big|_{y=-1} = 0;$$

$$7. \frac{\partial w}{\partial y} \Big|_{y=1} = 0;$$

$$8. \left(\frac{\partial^3 w}{\partial y^3} + \frac{(2-\mu) \partial^3 w}{\partial y \partial x^2} \right) \Big|_{y=1} = 0.$$

Это задача изгиба прямоугольной пластины толщиной h , равномерно распределенной нагрузкой q . Материал пластины изотропный с модулем упругости E и коэффициентом Пуассона μ .

$$D = \frac{Eh^3}{12(1-\mu^2)} \text{ — цилиндрическая жесткость.}$$

Построение базиса, который бы удовлетворял всем граничным условиям, сталкивается с определенными трудностями. Поэтому построим базис, который удовлетворяет только главным граничным условиям, а именно: 1, 2, 5, 7.

Как и в предыдущем примере, базис представим в виде

$$\varphi_{mn}(x, y) = X_m(x) Y_n(y), \quad m=1, 2, \dots; n=1, 2, \dots \quad (9)$$

$$\text{где } X_m = P_{m+1} - \frac{2m+1}{m^2} P_m - \frac{(m+1)^2}{m^2} P_{m-1} \text{ (см. [1]).}$$

Функцию Y_n построим как линейную комбинацию $Y_n = P_{n+1} + a_1 P_n + a_2 P_{n-1}$. Подчиняя ее условиям 5 и 7, получим $Y_n = P_{n+1} + \frac{2n+1}{n} P_n + \frac{n+1}{n} P_{n-1}$.

Приближенные решения строятся с использо-

ванием процедуры Рэлея-Ритца. На рис. 9 представлена сходимость приближенного решения и углов поворотов, на рис. 10 – изгибающих и крутящего моментов в зависимости от количества неизвестных, полученных на аналитическом базисе (9) (верхняя шкала) и финитном базисе МКЭ (нижняя шкала). Расчет по МКЭ проводился с использованием четырехугольного элемента с шестнадцатью узловыми неизвестными.

В качестве исходных данных взяты $h=0,1$ м, $E = 2 \cdot 10^{11}$ Па, $\mu=0,3$, $q=1$ кН.

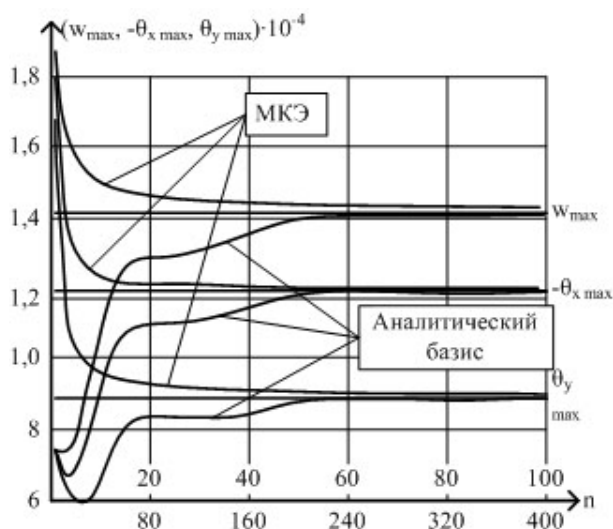


Рис. 9. Сходимость функции и ее первых производных

Приближенные значения максимального прогиба w^N углов поворотов θ_x^N , θ_y^N , изгибающих моментов M_x^N , M_y^N и крутящего M_{xy}^N , определенных с удержанием N неизвестных, сравниваются с соответствующими значениями, вычисленными при $N=400$ с использованием аналитического базиса и $N=25600$ с использованием финитного базиса, которые приведены в табл. 1.

Здесь наблюдается не такая быстрая, как в предыдущих случаях, но тоже достаточно хорошая сходимость самой функции и ее первых производных (углов поворотов). При 100 неизвестных в аналитическом базисе и 400 в финитном погрешность определения указанных функции не превышает 1% от соответствующих значений, приведенных в табл. 1.

С точки зрения прочности здесь важны нормальные и касательные напряжения в наружных слоях пластины, которые пропорциональны изгибающим и крутящему моментам. Сходимость моментов гораздо лучше на базисе (9). Так точность в 5% от соответствующих табличных величин достигается при $N=36$ для момента M_{xy} и $N=100$ для M_y и

M_x на аналитическом базисе. В то время как в МКЭ для определения момента M_{xy} и M_y с указанной точностью необходимо удерживать 570 неизвестных, а для момента M_y – 10000.

Таблица 1

Наибольшие значения функций прогиба, углов поворотов и моментов

Функция	Аналитический базис	МКЭ
$w^N \times 10^{-4}$	1,412	1,414
$\theta_x^N \times 10^{-4}$	-1,191	-1,191
$\theta_y^N \times 10^{-4}$	0,8878	0,8884
$M_x^N \times 10^4$	-12,75	-12,50
$M_y^N \times 10^4$	4,839	4,661
$M_{xy}^N \times 10^4$	-3,476	-3,426

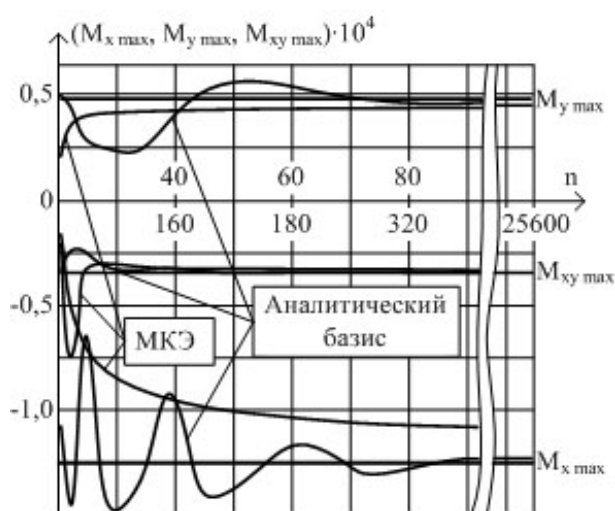


Рис. 10. Сходимость изгибающих и крутящего моментов

Заключение

1. Способ, предложенный в работе [2], позволяет построить для некоторых краевых задач координатные функции, каждая из которых в отдельности удовлетворяет всем краевым условиям. Приближенные решения, построенные на таком базисе, дают достаточно быструю сходимость как самих функций, так и их производных. При этом, если в качестве исходной последовательности функций взяты полиномы Лежандра, то число обусловленности матрицы Рэлея-Ритца ограничено.

2. В случае, когда не удается удовлетворить

всем граничным условиям, решения, построенные на аналитическом базисе, сходятся не так быстро, но лучше чем решения, построенные МКЭ.

3. В дальнейшем представляет интерес применение способа построения базиса к составным конструкциям.

Литература

1. Минтюк В.Б. Ортонормированный базис для одномерных краевых задач / В.Б. Минтюк // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. – Х.:

Нац. аэрокосм. ун-т "ХАИ", 2007. – Вып. 35. – С. 143-148.

2. Минтюк В.Б. Способ построения базиса для решения краевых задач в обыкновенных производных вариационными методами / В.Б. Минтюк // Авиационно-космическая техника и технология. – 2007. – № 5 (41). – С. 32-36.

3. Михлин С.Г. Численная реализация вариационных методов / С.Г. Михлин. – М.: Наука, 1966. – 432 с.

4. Даугавет И.К. О быстрой сходимости метода Галеркина для обыкновенных дифференциальных уравнений / И.К. Даугавет // Изв. ВУЗов. Математика. – 1958. – № 5 (6). – С. 158-165.

Поступила в редакцию 27.06.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. каф. 102 П.А. Фомичев, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ТОЧНІСТЬ, ЗБІЖНІСТЬ І СТІЙКІСТЬ МЕТОДУ РЕЛЕЯ-РІТЦА ПРИ РІЗНИХ БАЗИСАХ

В.Б. Минтюк

Проведено чисельне дослідження точності, збіжності та стійкості наближених вирішень, отриманих методом Релея-Рітца з використанням різних базисів для ряду крайових задач: подовжньо-поперечного вигину балки, задачі Сен-Венана про крутіння вала прямокутного перерізу і задачі вигину прямокутної пластини. Приведено порівняння збіжності наближених вирішень, побудованих на запропонованих раніше автором базисах, а також на власних функціях схожого оператора задачі, степеневих функціях і фінітному базису методу скінчених елементів. Показано, що запропоновані раніше автором базиси, які задовольняють всім граничним умовам, майже ортогональні в енергетичній метриці відповідних операторів і кращими властивостями збіжності, що гарантує стійкість самого вирішення і числової процедури його пошуку.

Ключові слова: базис, крайова задача, точність, збіжність і стійкість наближених розв'язків.

ACCURACY, CONVERGENCE AND STABILITY OF RAYLEIGH-RITZ METHOD FOR DIFFERENT BASES

V.B. Mintyuk

The analysis of Rayleigh-Ritz method considering accuracy, convergence and stability of approximate solutions in different bases for some boundary value problems, namely beam longitudinal-transverse bending, rectangular beam torsion Saint-Venant's problem, and bending of rectangular plate, is presented. Convergence of numerical (approximate) solutions built upon bases proposed earlier by author were compared against those built on eigenfunctions of similar operator, on power functions, and on finite element basis. It is shown that the bases proposed by author those that satisfy all boundary conditions, they are quasi-orthonormal in power metrics of correspondent operators, and have some superior convergence properties providing stability not only to the solution but to the numerical procedure that produces this solution.

Key words: basis, boundary value problem, accuracy, convergence and stability of approximate solution.

Минтюк Виталий Борисович – канд. техн. наук, доцент кафедры прочности летательных аппаратов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

УДК 621.923

М.А. КУРИН

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

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ДЛИНЫ ДУГИ КОНТАКТА АБРАЗИВНОГО ЗЕРНА С ДЕТАЛЬЮ ПРИ ГЛУБИННОМ ПЛАНЕТАРНОМ ШЛИФОВАНИИ ПЛОСКИХ ПОВЕРХНОСТЕЙ

Сформулирована проблема необходимости определения начальной и конечной точек контакта абразивного зерна с поверхностью детали, решение которой позволит производить прогнозирование выполнения условий для наиболее полного протекания адсорбционного взаимодействия поверхностно-активных веществ СОТС с ювенильными участками обработанной поверхности. Получено выражение для определения длины дуги контакта абразивного зерна с поверхностью детали. Представлен алгоритм определения начальной и конечной точек контакта абразивного зерна с поверхностью детали.

Ключевые слова: прогнозирование, точки контакта, длина дуги, системы уравнений, численный метод.

Введение

Рост количества шлифовальных операций при производстве лопаток ГТД на таких авиадвигательных предприятиях как ОАО “Мотор Січ”, ММП “Салют”, ОАО “Рыбинские Моторы” ставит задачу совершенствования данного метода обработки [1]. В работе [2] отмечено, что эффективное управление процессом плоского планетарного шлифования возможно при условии прогнозирования силовых, тепловых и других характеристик процесса, которое нельзя осуществить без их аналитического описания.

Таким образом, исследования, посвященные поиску аналитических зависимостей для расчета геометрических параметров контакта инструмента с деталью, являются актуальными и заслуживают внимания.

1. Формулирование проблемы

Необходимость прогнозирования выполнения условий [2 – 5] для наиболее полного протекания адсорбционного взаимодействия поверхностно-активных веществ (смазывающе-охлаждающей технологической среды) СОТС с ювенильными участками обработанной поверхности ставит задачу определения начальной и конечной точек контакта абразивного зерна с поверхностью детали. Решение поставленной задачи также дает возможность определить для каждого абразивного зерна, участвующего в резании, длину дуги контакта с обрабатываемой поверхностью детали, а, следовательно, спрогнозировать величину и характер износа абразивного инструмента в целом.

2. Решение проблемы

В работе [2] получены в параметрической форме уравнения эпитрохоиды, представляющей собой траекторию движения i -го зерна. С учетом перемещения детали по оси Y данные уравнения примут следующий вид:

$$\begin{cases} x_i = (R + r) \cdot \cos \varphi - r_k \times \\ \times \cos \left(\frac{R + r}{r} \cdot \varphi + \frac{R}{r} \cdot \beta - \theta_i + \frac{\varphi_{\text{дов.}}}{2\pi} \cdot (\varphi + \beta) \right); \\ y_i = (R + r) \cdot \sin \varphi + \frac{S_{\text{дет.}}}{\omega_r} \cdot (\varphi + \beta) - \\ - r_k \cdot \sin \left(\frac{R + r}{r} \cdot \varphi + \frac{R}{r} \cdot \beta - \theta_i + \frac{\varphi_{\text{дов.}}}{2\pi} \cdot (\varphi + \beta) \right), \end{cases} \quad (1)$$

где R – диаметр направляющей окружности (делительный диаметр солнечного колеса);

r – диаметр производящего круга (делительный диаметр сателлита);

r_k – расстояние от зерна до центра производящего круга (радиус абразивного круга);

φ – угол поворота водила, определяющий положение центра производящего круга;

θ_i – угол, определяющий положение i -го зерна;

β – угол, определяющий положение центра абразивного круга в момент касания;

$S_{\text{дет.}}$ – заданная скорость перемещения детали (продольная подача детали);

$\varphi_{\text{дов.}}$ – угол доворота абразивных кругов за один оборот водила;

ω_r – угловая скорость водила планетарной шлифовальной головки (ПШГ).

Длина дуги линии контакта i -го абразивного зерна с деталью [6]:

$$L_i = \int_{\varphi_{\text{ин.}}}^{\varphi_{\text{ик.}}} \sqrt{[x'_i(\varphi)]^2 + [y'_i(\varphi)]^2} d\varphi, \quad (2)$$

где $\varphi_{\text{ин.}}$ – угол, определяющий положение водила в момент входа абразивного зерна в контакт с деталью;

$\varphi_{\text{ик.}}$ – угол, определяющий положение водила в момент выхода абразивного зерна из контакта с деталью.

$$\begin{aligned} x'_i(\varphi) &= -(R+r)\sin\varphi + r_k \left(\frac{R+r}{r} + \frac{\varphi_{\text{дов.}}}{2\pi} \right) \times \\ &\times \sin \left(\left(\frac{R+r}{r} + \frac{\varphi_{\text{дов.}}}{2\pi} \right) \varphi + \left(\frac{R}{r} + \frac{\varphi_{\text{дов.}}}{2\pi} \right) \beta - \theta_i \right); \\ y'_i(\varphi) &= (R+r)\cos\varphi - r_k \left(\frac{R+r}{r} + \frac{\varphi_{\text{дов.}}}{2\pi} \right) \times \\ &\times \cos \left(\left(\frac{R+r}{r} + \frac{\varphi_{\text{дов.}}}{2\pi} \right) \varphi + \left(\frac{R}{r} + \frac{\varphi_{\text{дов.}}}{2\pi} \right) \beta - \theta_i \right) + \frac{S_{\text{дет.}}}{\omega_{\Gamma.}}. \end{aligned} \quad (3)$$

Возведем выражения (3) и (4) в квадрат:

$$\begin{aligned} [x'_i(\varphi)]^2 &= \\ &= (R+r)^2 \sin^2\varphi + r_k^2 \left(\frac{R+r}{r} + \frac{\varphi_{\text{дов.}}}{2\pi} \right)^2 \times \\ &\times \sin^2 \left(\left(\frac{R+r}{r} + \frac{\varphi_{\text{дов.}}}{2\pi} \right) \varphi + \left(\frac{R}{r} + \frac{\varphi_{\text{дов.}}}{2\pi} \right) \beta - \theta_i \right) - \\ &- 2r_k (R+r) \left(\frac{R+r}{r} + \frac{\varphi_{\text{дов.}}}{2\pi} \right) \sin\varphi \times \\ &\times \sin \left(\left(\frac{R+r}{r} + \frac{\varphi_{\text{дов.}}}{2\pi} \right) \varphi + \left(\frac{R}{r} + \frac{\varphi_{\text{дов.}}}{2\pi} \right) \beta - \theta_i \right); \\ [y'_i(\varphi)]^2 &= \\ &= (R+r)^2 \cos^2\varphi + r_k^2 \left(\frac{R+r}{r} + \frac{\varphi_{\text{дов.}}}{2\pi} \right)^2 \times \\ &\times \cos^2 \left(\left(\frac{R+r}{r} + \frac{\varphi_{\text{дов.}}}{2\pi} \right) \varphi + \left(\frac{R}{r} + \frac{\varphi_{\text{дов.}}}{2\pi} \right) \beta - \theta_i \right) + \\ &+ \frac{S_{\text{дет.}}^2}{\omega_{\Gamma.}^2} - 2r_k (R+r) \left(\frac{R+r}{r} + \frac{\varphi_{\text{дов.}}}{2\pi} \right) \cos\varphi \times \\ &\times \cos \left(\left(\frac{R+r}{r} + \frac{\varphi_{\text{дов.}}}{2\pi} \right) \varphi + \left(\frac{R}{r} + \frac{\varphi_{\text{дов.}}}{2\pi} \right) \beta - \theta_i \right) + \\ &+ 2(R+r) \frac{S_{\text{дет.}}}{\omega_{\Gamma.}} \cos\varphi - 2r_k \left(\frac{R+r}{r} + \frac{\varphi_{\text{дов.}}}{2\pi} \right) \frac{S_{\text{дет.}}}{\omega_{\Gamma.}} \times \\ &\times \cos \left(\left(\frac{R+r}{r} + \frac{\varphi_{\text{дов.}}}{2\pi} \right) \varphi + \left(\frac{R}{r} + \frac{\varphi_{\text{дов.}}}{2\pi} \right) \beta - \theta_i \right). \end{aligned} \quad (4)$$

После подстановки выражений (5), (6) в (2) и преобразований получим:

$$\begin{aligned} L_i &= \int_{\varphi_{\text{ин.}}}^{\varphi_{\text{ик.}}} \left[(R+r)^2 + r_k^2 \left(\frac{R+r}{r} + \frac{\varphi_{\text{дов.}}}{2\pi} \right)^2 - \right. \\ &- 2r_k (R+r) \left(\frac{R+r}{r} + \frac{\varphi_{\text{дов.}}}{2\pi} \right) \times \\ &\times \cos \left(\left(\frac{R}{r} + \frac{\varphi_{\text{дов.}}}{2\pi} \right) (\varphi + \beta) - \theta_i \right) - \\ &- 2r_k \left(\frac{R+r}{r} + \frac{\varphi_{\text{дов.}}}{2\pi} \right) \frac{S_{\text{дет.}}}{\omega_{\Gamma.}} \times \\ &\times \cos \left(\left(\frac{R}{r} + \frac{\varphi_{\text{дов.}}}{2\pi} \right) (\varphi + \beta) + \varphi - \theta_i \right) + \\ &\left. + \frac{S_{\text{дет.}}^2}{\omega_{\Gamma.}^2} + 2(R+r) \frac{S_{\text{дет.}}}{\omega_{\Gamma.}} \cos\varphi \right]^{0.5} d\varphi. \end{aligned} \quad (7)$$

Для нахождения углов $\varphi_{\text{ин.}}$ и $\varphi_{\text{ик.}}$ воспользуемся следующим алгоритмом:

1) определяем положение водила, при котором траектория абразивного зерна пересекает траекторию абразивного круга, прошедшего перед рассматриваемым кругом;

2) определяем положение водила, при котором траектория движения i -го зерна пересекает траекторию $(i-1)$ -го зерна;

3) определяем точку пересечения траектории i -го зерна с поверхностью детали.

Положение водила, при котором траектория абразивного зерна пересекает траекторию абразивного круга, прошедшего перед рассматриваемым кругом определится двумя углами $\varphi'_{\text{ин.}}$ и $\varphi'_{\text{ик.}}$. Для нахождения этих углов необходимо решить систему уравнений:

$$\begin{cases} -\beta \leq \varphi'_i \leq \arccos\left(1 - \frac{t}{A+B}\right); \\ (A+B)\cos\psi - A\cos\varphi'_i + B\cos\Sigma'_i(\varphi'_i) = 0; \\ (A+B)\sin\psi - A\sin\varphi'_i + B\sin\Sigma'_i(\varphi'_i) + \\ + \frac{S_{\text{дет.}}}{\omega_{\Gamma.}}(\psi - \varphi'_i) - \Delta = 0, \end{cases} \quad (8)$$

где $\Delta = \frac{2\pi \cdot S_{\text{дет.}}}{m \cdot \omega_{\Gamma.}}$ – перемещение ПШГ относительно

детали за промежуток времени между входом в контакт двух соседних абразивных кругов;

m – количество абразивных кругов ПШГ;

t – глубина шлифования;

Ψ – угол, определяющий положение центра абразивного круга, прошедшего перед рассматриваемым кругом;

$A = R + r$;

$B = r_k$;

$$\Sigma_i'(\varphi_i') = \frac{R+r}{r}\varphi_i' + \frac{R}{r}\beta - \theta_i + \frac{\varphi_{\text{дов.}}}{2\pi}(\varphi_i' + \beta).$$

Учитывая, что $\sin\Psi > 0$, систему уравнений (8) можно свести к следующей:

$$\begin{cases} -\beta \leq \varphi_i' \leq \arccos\left(1 - \frac{t}{A+B}\right); \\ \psi = \arccos\left(\frac{A \cos \varphi_i' - B \cos \Sigma_i'(\varphi_i')}{A+B}\right); \\ \sqrt{(A+B)^2 - (A \cos \varphi_i' - B \cos \Sigma_i'(\varphi_i'))^2} - \\ - A \sin \varphi_i' + B \sin \Sigma_i'(\varphi_i') + \frac{S_{\text{дет.}}}{\omega_r}(\psi - \varphi_i') - \Delta = 0. \end{cases} \quad (9)$$

После того как найдены углы $\varphi_{\text{ин.}}$ и $\varphi_{\text{ик.}}$, необходимо найти положение водила, при котором траектория движения i -го зерна пересекает траекторию $(i-1)$ -го зерна. Это положение определится углом φ_i'' , причем $\varphi_{\text{ин.}} \leq \varphi_i'' \leq \varphi_{\text{ик.}}$. Если такое положение водила существует, то $\varphi_{\text{ин.}} = \varphi_i''$, в противном случае $\varphi_{\text{ин.}} = \varphi_{\text{ик.}}$. Значение угла φ_i'' можно найти, решив следующую систему уравнений:

$$\begin{cases} \varphi_{\text{ин.}} \leq \varphi_i'' \leq \varphi_{\text{ик.}}; \\ A(\cos \varphi_{i-1} - \cos \varphi_i'') + B \cos \Sigma_i''(\varphi_i'') - \\ - B \cos \Sigma_{i-1}(\varphi_{i-1}) = 0; \\ A(\sin \varphi_{i-1} - \sin \varphi_i'') + B \sin \Sigma_i''(\varphi_i'') - \\ - B \cos \Sigma_{i-1}(\varphi_{i-1}) + \frac{S_{\text{дет.}}}{\omega_r}(\varphi_{i-1} - \varphi_i'') = 0. \end{cases} \quad (10)$$

Рассмотрим второе уравнение системы (10). Оценим порядок первого и последнего слагаемых, учитывая технологические особенности процесса глубинного шлифования и конструкцию конкретной головки. Отношение последнего и первого слагаемого после преобразований примет вид:

$$\frac{S_{\text{дет.}}(\varphi_{i-1} - \varphi_i'')}{2A\omega_r \cos\left(\frac{\varphi_{i-1} + \varphi_i''}{2}\right) \sin\left(\frac{\varphi_{i-1} - \varphi_i''}{2}\right)}. \quad (11)$$

Выразим ω_r через скорость резания, и заменим $\sin\left(\frac{\varphi_{i-1} - \varphi_i''}{2}\right)$ на $\frac{\varphi_{i-1} - \varphi_i''}{2}$ (так как $(\varphi_{i-1} - \varphi_i'') \rightarrow 0$).

Тогда выражение (11) примет вид:

$$\frac{S_{\text{дет.}} \left(1 + \frac{r_{\text{к.}}}{R+r} + \frac{R}{r} \cdot \frac{r_{\text{к.}}}{R+r}\right)}{V_{\text{рез.}} \cdot \cos\left(\frac{\varphi_{i-1} + \varphi_i''}{2}\right)}. \quad (12)$$

Выражение (12) принимает наибольшее значение при максимальном числителе и минимальном знаменателе. С учетом того, что при глубинном шлифовании $S_{\text{дет.}} \leq 800$ (мм/мин), $V_{\text{рез.}} \geq 30$ (м/с), а $t \leq 10$ (мм), то для ПШГ, у которой $R/r = 2,5$, получим:

$$\frac{S_{\text{дет.}}(\varphi_{i-1} - \varphi_i'')}{A\omega_r(\sin \varphi_{i-1} - \sin \varphi_i'')} \leq 0,002. \quad (13)$$

Следовательно, третье слагаемое меньше первого на три порядка, и им можно пренебречь ввиду его малости. Тогда систему уравнений (10) можно свести к следующей:

$$\begin{cases} \varphi_{\text{ин.}} \leq \varphi_i'' \leq \varphi_{\text{ик.}}; \\ \xi = \varphi_i'' + \varphi_{i-1} = \frac{\theta_i + \theta_{i-1} + 2\pi k}{R/r + \frac{\varphi_{\text{дов.}}}{2\pi}} - 2\beta; \\ A(\cos(\xi - \varphi_i'') - \cos \varphi_i'') + B \cos \Sigma_i''(\varphi_i'') - \\ - B \cos \Sigma_{i-1}(\varphi_{i-1}) = 0, \end{cases} \quad (14)$$

где $k = 0, \pm 1, \pm 2, \pm 3, \dots$;

$$\begin{aligned} \Sigma_i''(\varphi_i'') &= \frac{R+r}{r}\varphi_i'' + \frac{R}{r}\beta - \theta_i + \frac{\varphi_{\text{дов.}}}{2\pi}(\varphi_i'' + \beta); \\ \Sigma_{i-1}(\varphi_{i-1}) &= \frac{R+r}{r}(\xi - \varphi_i'') + \frac{R}{r}\beta - \theta_{i-1} + \frac{\varphi_{\text{дов.}}}{2\pi}(\xi - \varphi_i'' + \beta). \end{aligned}$$

Если известны углы $\varphi_{(i-1)\text{н.}}$ и $\varphi_{(i-1)\text{к.}}$, то пределы возможных значений k вычисляются достаточно легко.

На следующем этапе необходимо найти точку пересечения траектории i -го зерна с поверхностью детали. Искомое положение водила определится углом φ_i''' ($\varphi_{\text{ин.}} \leq \varphi_i''' \leq \varphi_{\text{ик.}}$). Найти угол φ_i''' можно, решив систему уравнений:

$$\begin{cases} \varphi_{\text{ин.}} \leq \varphi_i''' \leq \varphi_{\text{ик.}}; \\ (A+B-t) - A \cos \varphi_i''' + B \cos \Sigma_i'''(\varphi_i''') = 0, \end{cases} \quad (15)$$

$$\text{где } \Sigma_i'''(\varphi_i''') = \frac{R+r}{r}\varphi_i''' + \frac{R}{r}\beta - \theta_i + \frac{\varphi_{\text{дов.}}}{2\pi}(\varphi_i''' + \beta).$$

Если система (12) имеет решение, то $\varphi_{\text{ик.}} = \varphi_i'''$, в противном случае $\varphi_{\text{ик.}} = \varphi_{\text{ик.}}$.

Таким образом, задача определения угла контакта абразивного зерна с деталью сводится к последовательному решению систем уравнений (9), (14) и (15). Решение выше указанных систем, содержащих трансцендентные уравнения, следует производить численным методом.

Заключение

Получено выражение для определения длины дуги контакта абразивного зерна с обрабатываемой поверхностью детали. Представлен алгоритм определения начальной и конечной точек контакта абразивного зерна с поверхностью детали, использование которого дает возможность прогнозирования выполнения условий для наиболее полного протекания адсорбционного взаимодействия поверхностно-активных веществ СОТС с ювенильными участками обработанной поверхности.

Литература

1. Крымов В.В. Производство лопаток газотурбинных двигателей / В.В. Крымов, Ю.С. Елисеев, К.И. Зудин; под ред. В.В. Крымова. – М.: Машиностроение: Машиностроение-Полет, 2002. – 376 с.
2. Курин М.А. Траектория микрорезания шлифующего зерна при плоском планетарном шлифовании периферией круга / М.А. Курин // *Авиационно-*

космическая техника и технология. – 2008. – № 3 (50). – С. 47-50.

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

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

5. Долматов А.И. К вопросу о влиянии типоразмера абразивного инструмента на эффективность планетарного шлифования плоских поверхностей / А.И. Долматов, М.А. Курин // *Авиационно-космическая техника и технология.* – 2008. – № 1 (48). – С. 31-36.

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

Поступила в редакцию 19.09.2008

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

ВИЗНАЧЕННЯ ДОВЖИНИ ДУГИ КОНТАКТУ АБРАЗИВНОГО ЗЕРНА З ДЕТАЛЛЮ ПРИ ГЛИБИННОМУ ПЛАНЕТАРНОМУ ШЛІФУВАННІ ПЛОСКИХ ПОВЕРХОНЬ

М.О. Курін

Сформульована проблема необхідності визначення початкової та кінцевої точки контакту абразивного зерна з поверхнею деталі, рішення якої дозволить здійснити прогнозування виконання умов за для найбільш повного протікання адсорбційної взаємодії поверхнево-активних речовин ЗОТС із ювенильними ділянками оброблюваної поверхні. Одержано вираз для визначення довжини дуги контакту абразивного зерна з поверхнею що обробляється. Надано алгоритм визначення початкової та кінцевої точки контакту абразивного зерна з поверхнею деталі.

Ключові слова: прогнозування, точки контакту, довжина дуги, система рівнянь, чисельний метод.

DETERMINATION OF CONTACT ARC LENGTH ABRASIVE GRAIN WITH WORKPIECE BY THE PLANETARY DEEP GRINDING FLAT SURFACE

М.А. Курін

The problem of necessity determination start and finish contact point abrasive grain with workpiece is formulated, the decision of this problem will allow effect prediction of execution condition for surfactant adsorption on the juvenile piecemeal of workpiece. The expression for determination of contact arc length abrasive grain with workpiece is receive. The procedure of determination start and finish contact point abrasive grain with workpiece is present.

Key words: prediction, contact point, arc length, combined equation, numerical method.

Курин Максим Александрович – аспирант кафедры технологии производства двигателей летательных аппаратов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

УДК 681.5

А.С. КУЛИК, С.Н. ФИРСОВ, КУОК ТУАН ДО, О.Ю. ЗЛАТКИН*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина*

ВОССТАНОВЛЕНИЕ ИЗМЕРЕНИЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ В РЕЖИМЕ РЕАЛЬНОГО ВРЕМЕНИ

Решена задача определения класса отказа не работоспособной БИНС ЛА путем применения диагностических моделей (ДМ), представляющих собой особый класс математических моделей, связывающих косвенные и прямые признаки отказа. Применяя полученные ДМ, сформированы алгоритмы оперативного диагностирования технического состояния БИНС в виде дихотомических деревьев определения класса-вида отказа, отличающиеся от известных алгоритмов использованием в узлах дихотомических деревьев бинарных признаков, представляющих собой результаты решения двужначных предикатных уравнений, где условиями предикатных конструкций являются характеристики ДМ. Также представлены математические модели и инструментальные средства оперативного восстановления работоспособности БИНС с использованием аппаратной и сигнальной видов избыточностей.

Ключевые слова: *отказоустойчивость, диагностирование, навигация, акселерометр, датчик угловой скорости, отказ, восстановление работоспособности, сигнальная и параметрическая подстройки.*

Введение

Опыт практического использования беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) свидетельствует о низком уровне их живучести [1]. Такое состояние по живучести БПЛА определяется недостаточным уровнем обеспечения отказоустойчивости систем БПЛА, к которым относятся инерциальные навигационные системы [2, 3]. Существующие подходы к обеспечению отказоустойчивости бесплатформенных инерциальных навигационных систем (БИНС) БПЛА в основном базируются на формировании аппаратной избыточности [4 – 6], представляющей собой классическую мажоритарную схему. Использование традиционных методов резервирования позволяет заложить свойство отказоустойчивости БИНС при ее проектировании, что позволяет сохранить полную или частичную работоспособность системы в состоянии отказа за счет аппаратной или информационной избыточности. Применение методов традиционного резервирования ограничено из-за свойственных ему недостатков: наиболее эффективным является резервирование простых, высоконадежных устройств, которым БИНС БПЛА не является; при повышении кратности резервирования уменьшается и без того малое среднее время безотказной работы БИНС БПЛА; низкая эффективность резервирования при одновременном воздействии неблагоприятных факторов, что приводит к появлению зависимых отказов, сбоев, а в последствии к лавинообразному нарастанию нарушений в работе БИНС БПЛА; возрастание массо-габаритных характеристик БПЛА, определяю-

щих увеличение энергопотребления и рост стоимостных показателей его производства и эксплуатации.

Как показывает анализ методов резервирования, ни один из них не может быть использован при повышении уровня отказоустойчивости БИНС БПЛА, т.к. их применение приводит к ее аппаратной избыточности, увеличению массы конструкции и повышению стоимостных показателей.

Одним из перспективных путей обеспечения безотказной работы БИНС БПЛА является ее интеллектуализация, заключающаяся в наделении БИНС способностью самодиагностироваться, а затем по результатам диагноза восстанавливать свою работоспособность. Интеллектуализация БИНС БПЛА достигается путем применения системного подхода к обеспечению отказоустойчивости БИНС БПЛА, базирующегося на принципе самоорганизации и комплексного применения различных средств для сохранения работоспособности системы при отказах функциональных элементов [7]. Этот подход предполагает декомпозировать процесс обеспечения отказоустойчивости на два этапа и перейти от пассивной формы обеспечения отказоустойчивости к активной [8]. В данном подходе к обеспечению отказоустойчивости БИНС БПЛА предлагается раскрыть целостность системы и обеспечивающих ее механизмов [9], выявить многообразие типов связей в БИНС [10], установить влияние на БИНС различных отказов с глубиной до вида, построить математические модели работоспособного и неработоспособного состояния БИНС [11], затем сформировать иерархию диагностических моделей, связывающих кос-

венные признаки отказов с прямыми признаками. На основании полученной информации об отказе производится восстановление работоспособности БИНС. Такой подход позволяет активно парировать появляющиеся виды отказов, используя при этом все возможные избыточные ресурсы, чего не возможно при использовании других подходов.

В рамках системного подхода для решения задачи диагностирования технического состояния БИНС БПЛА применяют сигнально-параметрический подход, базирующийся на применении функциональных диагностических моделей (ФДМ) и позволяющий диагностировать техническое состояние БИНС с глубиной до вида отказов, разрешая при этом неопределенности, связанные с моментом времени возникновения отказа, его местом, классом и видом. Первые две задачи диагностического обеспечения уже решены [8 – 12], нерешенными являются задача определения класса и вида отказа БИНС БПЛА, а также рационального распределения средств восстановления измерений БИНС.

1. Определение класса отказов БИНС БПЛА

После установления места отказа в БИНС БПЛА [12] требуется выяснить возможную причину отказа. Причины отказов для каждого элемента БИНС сформированы в соответствующие классы, каждый из которых характеризуется единственным параметром α_i . Таким образом, задача определения классов отказов заключается в выборе такой совокупности косвенных диагностических признаков, использование которых позволяет построить правила, однозначно выявляющие класс появившегося отказа из заданного множества. Следовательно, задача определения класса отказа сводится к двум взаимосвязанным задачам: формирование признакового пространства классов отказов; построение правил определения классов отказов (ПОК) в целях установления принадлежности отказа, возникшего в функциональном элементе БИНС, соответствующему классу.

Для датчиков БИНС характерно два класса отказов: изменение коэффициентов передачи и дрейф.

В предлагаемом варианте БИНС справедливы следующие аналитические соотношения:

$$U_{AK_0}(k) = (U_{AK_X}(k) + U_{AK_Y}(k) + U_{AK_Z}(k)) / \sqrt{3}; \quad (1)$$

$$U_{DUC_0}(k) = (U_{DUC_X}(k) + U_{DUC_Y}(k) + U_{DUC_Z}(k)) / \sqrt{3}; \quad (2)$$

$$\begin{aligned} \Delta U_{AK_0}(k) &= \tilde{U}_{AK_0}(k) - \\ &- (\tilde{U}_{AK_X}(k) + \tilde{U}_{AK_Y}(k) + \tilde{U}_{AK_Z}(k)) / \sqrt{3}; \end{aligned} \quad (3)$$

$$\begin{aligned} \Delta U_{DUC_0}(k) &= \tilde{U}_{DUC_0}(k) - \\ &- (\tilde{U}_{DUC_X}(k) + \tilde{U}_{DUC_Y}(k) + \tilde{U}_{DUC_Z}(k)) / \sqrt{3}; \end{aligned} \quad (4)$$

$$\begin{aligned} \Delta U_{AK_X}(k) &= \\ &= \tilde{U}_{AK_X}(k) - \sqrt{3} \tilde{U}_{AK_0}(k) + (\tilde{U}_{AK_Y}(k) + \tilde{U}_{AK_Z}(k)); \end{aligned} \quad (5)$$

$$\begin{aligned} \Delta U_{AK_Y}(k) &= \\ &= \tilde{U}_{AK_Y}(k) - \sqrt{3} \tilde{U}_{AK_0}(k) + (\tilde{U}_{AK_X}(k) + \tilde{U}_{AK_Z}(k)); \end{aligned} \quad (6)$$

$$\begin{aligned} \Delta U_{AK_Z}(k) &= \\ &= \tilde{U}_{AK_Z}(k) - \sqrt{3} \tilde{U}_{AK_0}(k) + (\tilde{U}_{AK_X}(k) + \tilde{U}_{AK_Y}(k)); \end{aligned} \quad (7)$$

$$\begin{aligned} \Delta U_{DUC_X}(k) &= \tilde{U}_{DUC_X}(k) - \\ &- \sqrt{3} \tilde{U}_{DUC_0}(k) + (\tilde{U}_{DUC_Y}(k) + \tilde{U}_{DUC_Z}(k)); \end{aligned} \quad (8)$$

$$\begin{aligned} \Delta U_{DUC_Y}(k) &= \tilde{U}_{DUC_Y}(k) - \\ &- \sqrt{3} \tilde{U}_{DUC_0}(k) + (\tilde{U}_{DUC_X}(k) + \tilde{U}_{DUC_Z}(k)); \end{aligned} \quad (9)$$

$$\begin{aligned} \Delta U_{DUC_Z}(k) &= \tilde{U}_{DUC_Z}(k) - \\ &- \sqrt{3} \tilde{U}_{DUC_0}(k) + (\tilde{U}_{DUC_X}(k) + \tilde{U}_{DUC_Y}(k)); \end{aligned} \quad (10)$$

где $\Delta U_{AK_0}(k)$, $\Delta U_{DUC_0}(k)$ – отклонения суммарных напряжений на A_x , A_y , A_z , DUC_x , DUC_y , DUC_z от напряжения на A_0 и DUC_0 , соответственно; $\tilde{U}_{AK_X}(k)$, $\tilde{U}_{AK_Y}(k)$, $\tilde{U}_{AK_Z}(k)$, $\tilde{U}_{AK_0}(k)$, $\tilde{U}_{DUC_X}(k)$, $\tilde{U}_{DUC_Y}(k)$, $\tilde{U}_{DUC_Z}(k)$, $\tilde{U}_{DUC_0}(k)$ – напряжения на выходах датчиков A_x , A_y , A_z , A_0 , DUC_x , DUC_y , DUC_z , DUC_0 в k -й момент времени, соответственно; $\Delta U_{AK_X}(k)$, $\Delta U_{AK_Y}(k)$, $\Delta U_{AK_Z}(k)$, $\Delta U_{DUC_X}(k)$, $\Delta U_{DUC_Y}(k)$, $\Delta U_{DUC_Z}(k)$ – отклонения напряжений на A_x , A_y , A_z , DUC_x , DUC_y , DUC_z от номинальных.

Полученные равенства (1) – (10) представляют собой диагностические МД-модели для задачи определения места отказа в БИНС ЛА и используемые при решении задачи определения класса и вида отказа.

С учетом выполненной параметризации отказов предикатные уравнения для определения класса отказов i -го датчика будут иметь вид:

$$\begin{aligned} z_1 &= \left\{ \left| \tilde{U}_{AK_X} \right| > \delta_2 \right\} = \\ &= \begin{cases} 1 - \text{обрыв } A_x, \\ 0 - \text{дрейф или изменение коэффициента } A_x; \end{cases} \end{aligned} \quad (11)$$

$$\begin{aligned} z_2 &= \left\{ \left| \tilde{U}_{AK_Y} \right| > \delta_2 \right\} = \\ &= \begin{cases} 1 - \text{обрыв } A_y, \\ 0 - \text{дрейф или изменение коэффициента } A_y; \end{cases} \end{aligned} \quad (12)$$

$$z_3 = \left\{ \left| \tilde{U}_{AK_Z} \right| > \delta_2 \right\} =$$

$$= \begin{cases} 1 - \text{обрыв } A_z, \\ 0 - \text{дрейф или изменение коэффициента } A_z; \end{cases} \quad (13)$$

$$z_4 = \left\{ \left| \tilde{U}_{AK_0} \right| > \delta_2 \right\} =$$

$$= \begin{cases} 1 - \text{обрыв } A_0, \\ 0 - \text{дрейф или изменение коэффициента } A_0; \end{cases} \quad (14)$$

$$z_5 = \left\{ \left| \tilde{U}_{DUC_x}(k) \right| > \delta_3 \right\} =$$

$$= \begin{cases} 1 - \text{обрыв } DUC_x, \\ 0 - \text{дрейф или изм. коэффициента } DUC_x; \end{cases} \quad (15)$$

$$z_6 = \left\{ \left| \tilde{U}_{DUC_y}(k) \right| > \delta_3 \right\} =$$

$$= \begin{cases} 1 - \text{обрыв } DUC_y, \\ 0 - \text{дрейф или изм. коэффициента } DUC_y; \end{cases} \quad (16)$$

$$z_7 = \left\{ \left| \tilde{U}_{DUC_z}(k) \right| > \delta_3 \right\} =$$

$$= \begin{cases} 1 - \text{обрыв } DUC_z, \\ 0 - \text{дрейф или изм. коэффициента } DUC_z; \end{cases} \quad (17)$$

$$z_8 = \left\{ \left| \tilde{U}_{DUC_0}(k) \right| > \delta_3 \right\} =$$

$$= \begin{cases} 1 - \text{обрыв } DUC_0, \\ 0 - \text{дрейф или изм. коэффициента } DUC_0; \end{cases} \quad (18)$$

$$z_9 = \left\{ \Delta U_{AK_x}(k+1) - \Delta U_{AK_x}(k) \approx 0 \right\} = \begin{cases} 1 - \text{дрейф } A_x, \\ 0 - \text{изменение коэффициента } A_x; \end{cases} \quad (19)$$

$$z_{10} = \left\{ \Delta U_{AK_y}(k+1) - \Delta U_{AK_y}(k) \approx 0 \right\} = \begin{cases} 1 - \text{дрейф } A_y, \\ 0 - \text{изменение коэффициента } A_y; \end{cases} \quad (20)$$

$$z_{11} = \left\{ \Delta U_{AK_z}(k+1) - \Delta U_{AK_z}(k) \approx 0 \right\} = \begin{cases} 1 - \text{дрейф } A_z, \\ 0 - \text{изменение коэффициента } A_z; \end{cases} \quad (21)$$

$$z_{12} = \left\{ \Delta U_{AK_0}(k+1) - \Delta U_{AK_0}(k) \approx 0 \right\} = \begin{cases} 1 - \text{дрейф } A_0, \\ 0 - \text{изменение коэффициента } A_0; \end{cases} \quad (22)$$

$$z_{13} = \left\{ \Delta U_{DUC_x}(k+1) - \Delta U_{DUC_x}(k) \approx 0 \right\} = \begin{cases} 1 - \text{дрейф } DUC_x, \\ 0 - \text{изм. коэффициента } DUC_x; \end{cases} \quad (23)$$

$$z_{14} = \left\{ \Delta U_{DUC_y}(k+1) - \Delta U_{DUC_y}(k) \approx 0 \right\} =$$

$$= \begin{cases} 1 - \text{дрейф } DUC_y, \\ 0 - \text{изм. коэффициента } DUC_y; \end{cases} \quad (24)$$

$$z_{15} = \left\{ \Delta U_{DUC_z}(k+1) - \Delta U_{DUC_z}(k) \approx 0 \right\} = \begin{cases} 1 - \text{дрейф } DUC_z, \\ 0 - \text{изм. коэффициента } DUC_z; \end{cases} \quad (25)$$

$$z_{16} = \left\{ \Delta U_{DUC_0}(k+1) - \Delta U_{DUC_0}(k) \approx 0 \right\} = \begin{cases} 1 - \text{дрейф } DUC_0, \\ 0 - \text{изм. коэффициента } DUC_0, \end{cases} \quad (26)$$

где δ_2, δ_3 – допустимые значения сигналов; z_i – двухзначные предикаты, описывающие процесс сравнения значений напряжений ($i = \overline{1,16}$); s_2 – символ двухзначного предикатного уравнения.

На основании полученных предикатных уравнений формируем алгоритм определения класса отказа в БИНС ЛА, фрагмент которого представлен на рис. 1 в виде дихотомического дерева для акселерометра A_x .

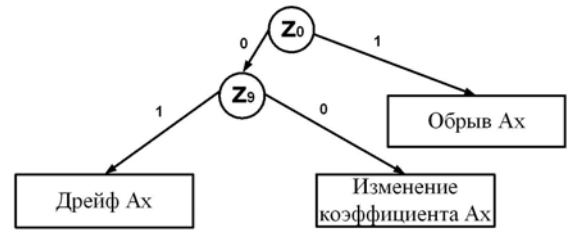


Рис. 1. Фрагмент дихотомического дерева определения класса отказов

Аналогично формируются фрагменты дихотомических деревьев для остальных элементов БИНС.

Следующим этапом определения характеристик отказов является решение обратной задачи диагностического обеспечения БИНС, заключающейся в формировании алгоритмов для вычисления значения прямых признаков отказов $\Delta \hat{\alpha}_i$. На основании условия квазистационарности $\Delta \alpha_i$ значения $\Delta \hat{\alpha}_i$ определяются из соответствующих, полностью диагностируемых ДФМ классов отказов. Так, например, для классов отказов «дрейф акселерометра A_x » и «изменение коэффициента передачи акселерометра A_x » зависимости для решения обратных задач примут следующий вид:

$$\Delta U_{AK_x} = \frac{\sum_{k=1}^N \Delta U_{AK_x}(k)}{N}; \quad (27)$$

$$\Delta k_{AK_x} = \frac{\sum_{k=1}^N \frac{\Delta U_{AK_x}(k)}{\tilde{U}_{AK_x}(k)}}{N} = \frac{\sum_{k=1}^N \frac{\tilde{U}_{AK_x}(k) - (\sqrt{3}\tilde{U}_{AK_0}(k) - (\tilde{U}_{AK_y}(k) + \tilde{U}_{AK_z}(k)))}{\sqrt{3}\tilde{U}_{AK_0}(k) - (\tilde{U}_{AK_y}(k) + \tilde{U}_{AK_z}(k))}}{N}. \quad (28)$$

Определение характеристик параметров отказов БИНС, полученных при диагностировании с глубиной до вида отказа, представляет собой основу для следующего этапа обеспечения активной отказоустойчивости – восстановления работоспособности БИНС.

2. Восстановление работоспособности БИНС БЛА

Восстановление работоспособности – процесс перевода объекта из неработоспособного состояния в работоспособное [7]. Восстановление работоспособности БИНС путем ее замены в реальных условиях полета ЛА невозможно, поэтому актуальной задачей является восстановление работоспособности ее отказавших элементов в режиме реального времени. Виды отказов, при которых удастся восстановить нормальное функционирование БИНС, будем называть парируемыми.

Восстановление работоспособности происходит за счет использования дополнительных, заложенных при проектировании, гибко управляемых средств, которые представляют собой аппаратную, информационную и функциональную избыточности. Анализ предлагаемого варианта БИНС [13] показал, что возможно использование трех средств восстановления его работоспособности: *сигнальная подстройка, параметрическая подстройка и реконфигурация аппаратуры*. Таким образом, множество средств восстановления работоспособности БИНС представим в следующем виде:

$$E = \{e_1, e_2, e_3\}, \quad (29)$$

где e_1 – сигнальная подстройка; e_2 – параметрическая подстройка; e_3 – реконфигурация аппаратуры.

Применение подстроек (сигнальной и параметрической) для восстановления работоспособности БИНС позволяет парировать ограниченное множество видов отказов. Для организации сигнальной подстройки в микропроцессорной системе предусмотрены специальные алгоритмы, которые на основании диагностической информации корректируют сигналы с выходов датчиков.

Особенность восстановления работоспособности БИНС реконфигурацией аппаратуры состоит в использовании лишь исправного функционального элемента, в то время как отказавший элемент исключается из контура управления. В этом случае происходит отключение не только выхода отказав-

шего функционального элемента, но и его питания по соответствующей команде от управляющего элемента на соответствующие коммутаторы. Это обеспечивает изоляцию отказавшего функционального элемента от процесса управления. Для компенсации недостающего сигнала необходимо сформировать соответствующий сигнал на основании сигналов работоспособных датчиков. Такая реконфигурация аппаратуры обеспечивает абсолютную устойчивость БИНС ко всем возможным видам отказов.

3. Стенд исследования БИНС ЛА с активной отказоустойчивостью

Для отладки диагностического обеспечения БИНС разработан специализированный аппаратно-программный комплекс, позволяющий вводить отказы в БИНС, диагностировать их с глубиной до вида отказа, отображать техническое состояние и результаты диагностирования БИНС, а также гибко восстанавливать работоспособность БИНС в режиме реального времени. В аппаратную часть комплекса входят платформа имитации вращения ЛА, блок датчиков отказоустойчивой БИНС, микропроцессорная система, в которой реализуются алгоритмы диагностирования БИНС и алгоритмы получения навигационной информации, ПЭВМ, позволяющая отображать текущую информацию и имитировать аварийное функционирование БИНС. На рис. 2 представлена экранная форма имитатора отказов. Имитатор отказов позволяет в режиме реального времени вводить отказы в БИНС, отображать ее текущее состояние, результаты диагностирования технического состояния БИНС и результаты ее восстановления, что позволяет проверять работоспособность разработанного алгоритмического обеспечения.

Разработанный программный имитатор отказов, который конструктивно входит в программную часть комплекса, позволяет без физического вмешательства в структуру имитировать возникновение отказов в малогабаритной БИНС как по желанию оператора, так и путем включения генератора случайных чисел, что существенно упрощает отладку работы и проверку адекватности разработанных алгоритмов обеспечения отказоустойчивости БИНС.

Полученные результаты подтверждают работоспособность разработанного алгоритмического обеспечения и достоверность выдвинутых гипотез.

Заключение

Полученные ДМ необходимы для проектирования алгоритмов оперативного диагностирования технического состояния БИНС в виде дихотомических деревьев определения класса-вида. Они отличаются от известных алгоритмов диагностирования

глубиной до физического вида отказа, а также использованием в узлах дихотомических деревьев бинарных признаков, представляющих собой результаты решения двузначных предикатных уравнений, где условиями предикатных конструкций являются характеристики диагностических моделей.

На основании разработанных ДМ и сформированных алгоритмов диагностирования БИНС с заданной глубиной разработаны математические мо-

дели и инструментальные средства оперативного восстановления работоспособности БИНС с использованием аппаратной и сигнальной избыточностей. Разработанные алгоритмы восстановления работоспособности представляют собой эффективное средство, позволяющее восстановить измерения БИНС ЛА с заданной степенью точности при возникновении в ней парируемых отказов полученными средствами восстановления.

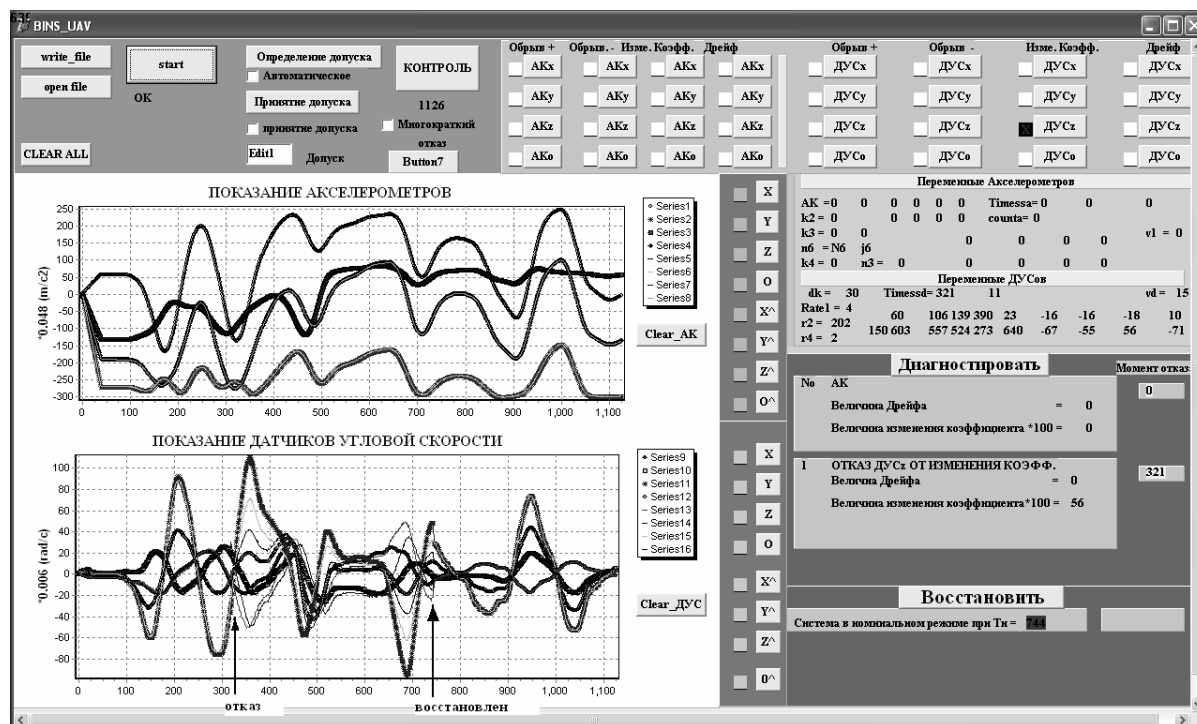


Рис. 2. Экспериментальное исследование алгоритмов диагностирования и восстановления БИНС

Для подтверждения теоретических исследований работы и практической реализуемости полученных алгоритмов разработан программно-аппаратный комплекс, позволяющий обеспечить активную отказоустойчивость БИНС путем программного введения отказов в БИНС, их диагностирования с заданной глубиной и гибкого восстановления ее работоспособности с использованием структурной и сигнальной видов избыточностей.

Как показали экспериментальные исследования, разработанное обеспечение активной отказоустойчивости позволяет не только получить достоверную и оперативную оценку технического состояния БИНС, а также оперативно восстанавливать работоспособность БИНС летательных аппаратов в режиме реального времени.

Литература

1. Макаров И.М. Интеллектуальные системы управления (направления исследований и результаты

разработок МИРЭА) / И.М. Макаров, В.М. Лохин, С.В. Манько // Приборы и системы. Управление, контроль, диагностика. – 2001. – № 8. – С. 9-14.

2. Гришин Ю.П. Динамические системы, устойчивые к отказам / Ю.П. Гришин, Ю.М. Казаринов. – М.: Радио и связь, 1985. – 176 с.

3. Златкин Ю.М. Стан розробки та тенденції розвитку авіаційних безкарданних інерціальних навігаційних систем / Ю.М. Златкин, В.Г. Ігнат'єв, А.М. Калногуз, А.Ф. Кириченко, В.Д. Черкашин // Механіка гіроскопічних систем. – 1997. – № 14. – С. 112-119.

4. Методы и средства измерения параметров движения самолетов: Учебн. для вузов / Н.И. Брехин, Н.Д. Кошевой. – Х.: Факт, 2004. – 344 с.

5. Гордин А.Г. Математические модели и измерительные средства бескарданных инерциальных навигационных систем: Учебн. пособие / А.Г. Гордин. – Х.: ХАИ, 1997. – 113 с.

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

7. Фирсов С.Н. Построение отказоустойчивого измерительного блока акселерометров бесплатформенной навигационной системы беспилотного летательного аппарата / С.Н. Фирсов, До Куок Туан, О.Ю. Златкин // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2008. – № 1 (48). – С. 5-10.

8. Кулик А.С. Диагностирование бесплатформенной инерциальной навигационной системы беспилотного летательного аппарата с глубиной до места отказа / А.С. Кулик, С.Н. Фирсов, До Куок Туан, О.Ю. Златкин // *Радиоэлектронні і комп'ютерні системи*. – 2008. – № 1 (28). – С. 75-81.

9. Кулик А.С. Повышение точности инерциальной навигационной системы летательного аппарата / А.С. Кулик, С.Н. Фирсов, До Куок Туан, О.Ю. Златкин // *Радиоэлектронні і комп'ютерні системи*. – 2008. – № 2 (29). – С. 50-54.

10. Кулик А.С. Обеспечение активной отказоустойчивостью малогабаритной БИНС БПЛА / А.С. Кулик, С.Н. Фирсов, До Куок Туан, О.Ю. Златкин // *Праці десятої ювілейної міжнародної науково-практичної конференції «Людина і космос»*. – Дніпропетровськ, 2008. – С. 458.

11. Кулик А.С. Отказоустойчивая навигационная система / А.С. Кулик, С.Н. Фирсов, До Куок Туан, О.Ю. Златкин // *Матеріали четвертої міжнародної НПК «Розвиток наукових досліджень 2008»*. – Полтава: ІнтерГрафіка, 2008. – Т. 4. – С. 237.

12. Кулик А.С. Стендовое компьютерное диагностирование отказоустойчивой малогабаритной БИНС БПЛА / А.С. Кулик, С.Н. Фирсов, До Куок Туан, О.Ю. Златкин // *Збірник доповідей науково-практичної конференції з міжнародною участю СІПР-2008*. – К., 2008. – С. 257-258.

Поступила в редакцию 23.09.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф., заведующий кафедрой Н.Д. Кошевой, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ВІДНОВЛЕННЯ ВИМІРІВ НАВІГАЦІЙНОЇ СИСТЕМИ В РЕЖИМІ РЕАЛЬНОГО ЧАСУ

А.С. Кулік, С.М. Фірсов, Куок Туан До, О.Ю. Златкін

Вирішено задачу визначення класу відмови непрацездатної БІНС ЛА шляхом застосування діагностичних моделей (ДМ), що є особливим класом математичних моделей, які пов'язують непрямі та прямі ознаки відмови. Із використанням одержаних ДМ сформовано алгоритми оперативного діагностування технічного стану БІНС у вигляді дихотомічних дерев визначення класу-виду відмови, які відрізняються від відомих алгоритмів застосуванням у вузлах дихотомічних дерев бінарних ознак, що є результатами вирішення двозначних предикатних рівнянь, де умовами предикатних конструкцій є характеристики ДМ. Також наведені математичні моделі та інструментальні засоби оперативного відновлення працездатності БІНС з використанням апаратної та сигнальної видів надмірностей.

Ключові слова: відмовостійкість, діагностування, навігація, акселерометр, датчик кутової швидкості, відмова, відновлення працездатності, сигнальне та параметричне підстроювання.

RENEWAL OF NAVIGATION SYSTEMS MEASURING IN THE REAL TIME MODE

A.S. Kulik, S.N. Firsov, Kuok Tuan Do, O.Yu. Zlatkin

The task of fault class definition for inoperative strapdown inertial navigation system (SINS) of flying vehicle by application of diagnostic models (DM), being the special class of mathematical models that link the indirect and direct parameters of fault, is solved. Applying received DM the algorithms of the operative diagnosing of SINS technical state in the form of dichotomies trees for fault class definition is generated. It is different from the known algorithms by the use in the knots of dichotomies trees of binary signs being the results of decision of two-digit predicates equalizations, where characteristics of DM are the conditions of predicates constructions. Mathematical models and instrumental tools of operative SINS restoration that use hardware and signal redundancy are also represented.

Key words: fault tolerance, diagnosing, navigation, accelerometer, angular velocity, fault, restoration, signal and parametric trimming.

Кулик Анатолий Степанович – д-р техн. наук, проф., заведующий кафедры «Системы управления летательными аппаратами» Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: kulik@d3.khai.edu.

Фирсов Сергей Николаевич – канд. техн. наук, доцент кафедры «Системы управления летательными аппаратами» Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: firsov@d3.khai.edu.

До Куок Туан – аспирант кафедры «Системы управления летательными аппаратами» Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Златкин Олег Юрьевич – аспирант кафедры «Системы управления летательными аппаратами» Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

УДК 629.7.05

ВАТИК М. ХУССЕЙН

*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина***МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА НАВИГАЦИИ ДИНАМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ
НА ОСНОВЕ ОБРАБОТКИ ВИДЕОИЗОБРАЖЕНИЯ**

Целью данного научного исследования является использование оптической системы коррекции траектории полета летательного аппарата (ЛА) во время посадки в область, заданную сигнальными объектами (СО) в условиях плохой видимости, а также решение задачи навигации по заданной траектории и посадка беспилотного ЛА в заданную сигнальными огнями область с использованием видеоуправления. В работе рассматривается задача навигации ЛА посредством методов определения относительного смещения между текущим изображением (ТИ) и предыдущим (ПИ). Для определения разности между изображениями применяется теория геометрических преобразований, а также аппарат нечеткой логики.

Ключевые слова: навигация, динамическая система, сигнальные объекты, беспилотный летательный аппарат, видеоуправление, нечеткая логика.

Введение

Основной тенденцией развития современных систем управления беспилотными летательными аппаратами является увеличение обрабатываемой информации, получаемой бортовыми датчиками, с целью уточнения расчетов траектории движения.

При этом возникает проблема обработки получаемых данных за оптимальное время. Все это выдвигает перед персоналом управления ЛА задачи, решение которых зачастую превышает возможности человека. Поэтому предлагается использовать альтернативные методы навигации и посадки ЛА.

**1. Существующие методы
навигации и посадки**

В статье [1] рассматривается возможность применения самообучающейся искусственной нейронной сети для корректировки движения беспилотного летательного аппарата на этапе его посадки в заданную точку в условиях плохой видимости. В качестве нейронной сети выбрана сеть Кохонена. Данный подход имеет недостаток, в частности, он не позволяет непосредственно включить в контур управления опыт оператора. В статье [2] предложен алгоритм наведения планирующей парашютной системы с приземлением против ветра, учитываются ограничения скорости хода строп управления. Но этот подход также имеет свои недостатки: неточность метода посадки и ненадежность парашютной системы.

Перечислим существующие методы навигации и посадки беспилотного ЛА. К ним относятся:

- посадка с помощью оператора;
- посадка на ловушку;
- парашютная посадка;
- автопилот для мягкой посадки.

Опишем преимущества и недостатки выше приведенных методов.

Посадка с помощью оператора обладает следующим достоинством:

- точное наведение ЛА на место посадки.

Недостатки данного метода:

- обработка оператором большого количества информации;
- высокие затраты на подготовку кадров.

Достоинство посадки на ловушку – это посадка в заданную область (ловушку) из любой точки пространства.

Недостатки следующие:

- управление самой ловушкой;
- привязка к местности, где установлена ловушка.

Парашютная посадка имеет такое достоинство:

- низкая себестоимость оборудования.

Недостатки данного метода:

- неточность места посадки;
- ненадежность парашютной системы.

Достоинство автопилота для мягкой посадки – это полная автономность полета.

Недостатки этого метода:

- сложная система управления (+вес, оборудование);
- ограниченность посадки для различных покрытий.

Технология предлагаемого метода посадки ЛА такова: на ЛА устанавливается камера. Сразу после

взлета подается сигнал на ее включение. Камера снимает непрерывный видеопоток, который передается на подсистему регистрации изображений (наземная станция управления).

С определенной частотой во времени из видеопотока извлекается изображение. С помощью мето-

дов реализации блока определения геометрических параметров происходит сравнение между кадрами, снятыми в различные промежутки времени, а по результатам их обработки производится коррекция курса ЛА с помощью направленного сигнала на органы управления (рис. 1).

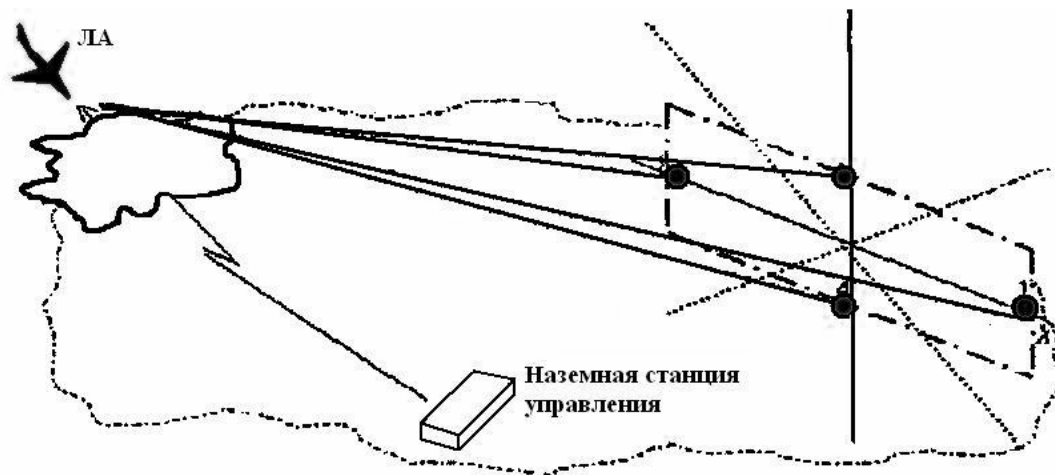


Рис. 1. Обобщенная схема работы системы определения относительного смещения

2. Предварительная обработка изображений

С помощью видеокамеры производится съемка видеоизображения, затем осуществляется захват кадров из видеопотока. Далее полученные кадры преобразовываются к матричному виду, причем цвета представляют собой оттенки серого, т.е. из

цветного диапазона RGB переводятся в диапазон Grayscale, в котором цветам соответствуют значения от 0 до 255. Все эти действия производятся для упрощения обработки данных [3].

На рис. 2 приведена схема обработки изображения, где m , n – размеры изображения, a – значение яркости пикселя, расположенного на пересечении координат i и j , $a = 0 \dots 255$.



Рис. 2. Схема обработки изображения

3. Уточнение изображений и анализ количества СО

Пусть имеются предыдущее и текущее черно-белые изображения. Применим к ним алгоритм уточнения изображений. Этот алгоритм заключается

в том, что матрица изображения умножается на транспонированную, а также на коэффициент яркости среды, который определяется специальным прибором.

В результате получаем изображение с четко выраженными сигнальными объектами. Эти преоб-

разованные изображения подаем на нечеткий оценщик (Fuzzy Logic Estimator).

Опишем работу блока Fuzzy Logic Estimator (блок грубой настройки): данный блок позволяет нам оценить, в каком положении относительно ЛА находятся сигнальные огни. Например, пусть имеется 2 сигнальных объекта (2D – изображение). Мы можем видеть 0, 1, либо 2 СО. В случае двух СО курс оставляем в близком к предыдущему направ-

лению. В случае с одним – применяем метод поординатного поиска. В случае отсутствия СО на изображении применяем метод исследовательского поиска [4].

Далее возвращаемся к блоку уточнения изображений, пока не будем видеть все сигнальные огни.

На рис. 3 показан пример работы метода уточнения изображения.

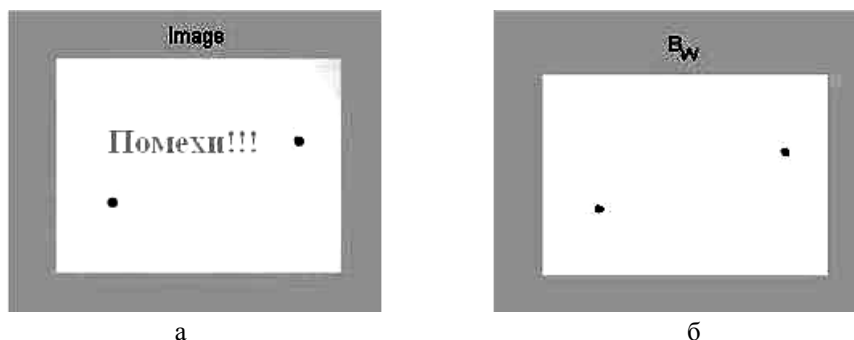


Рис. 3. Метод уточнения изображения:
а – исходное изображение; б – уточненное изображение

4. Предлагаемая модель

Рассмотрим модель управления БЛА с помощью видеокамеры (рис. 4).

В начальный момент времени наш ЛА находится на определенной высоте h_0 над землей, на рас-

стоянии l_0 до места посадки и под углом α_0 к плоскости, ограниченной СО.

По разнице между ПИ и ТИ возможно определить, как изменились эти три величины.

Для этого используем геометрические преобразования.

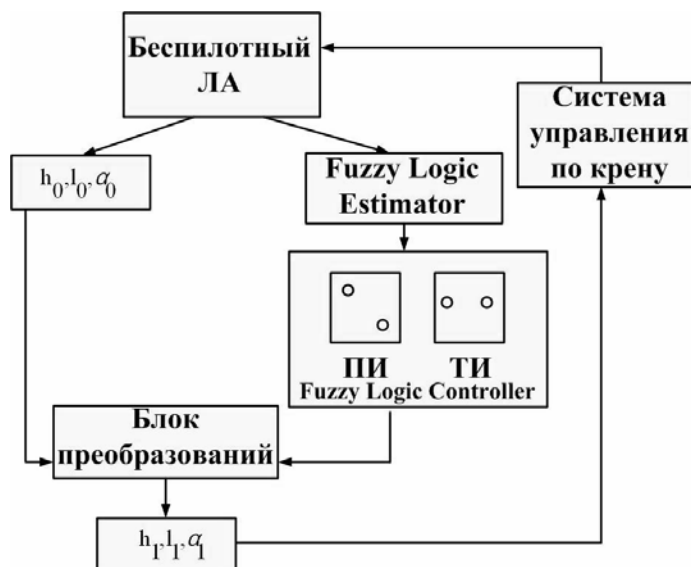


Рис. 4. Модель управления БЛА с помощью видеокамеры

4.1. Виды геометрических преобразований, используемых при навигации и летательного аппарата

При навигации ЛА [5] мы будем использовать следующие методы:

– линейные преобразования. Они также называются проективными, при данных преобразованиях прямые переходят в прямые;

– аффинные преобразования. При данных преобразованиях сохраняется параллельность линий. Примером таких преобразований является сдвиг;

– преобразование подобия. Данные преобразования сохраняют углы. Пример – равномерное масштабирование;

– изометрия. При изометрии сохраняются расстояния. Пример: поворот, перенос.

Линейные преобразования применяются к каждой точке (вершине) модели. Они не изменяют топологию, что очень важно при работе с изображением.

4.2. Применение нечеткой логики для коррекции курса ЛА

На рис. 5, в центре находится ПИ, а по периферии – возможные варианты ТИ (пока ограничимся

случаем с двумя СО).

На рисунке наглядно показано, как изменяется положение ЛА относительно СО при различных вариантах ТИ.

Сопоставим изображения определенным классам. Разобьем изображение на квадраты (рис. 6). Если расположение СО соответствует рис. 6, а, то изображение относим к классу 1; рис. 6, б – к классу 2 и т.д.

Теперь применим аппарат нечеткой логики. В блоке Fuzzy Logic Controller (блок тонкой настройки) происходит сравнение изображений по классам и определяется оптимальное геометрическое преобразование, которому соответствуют смещения ЛА в пространстве, т.е. $\Delta h, \Delta l, \Delta \alpha$.

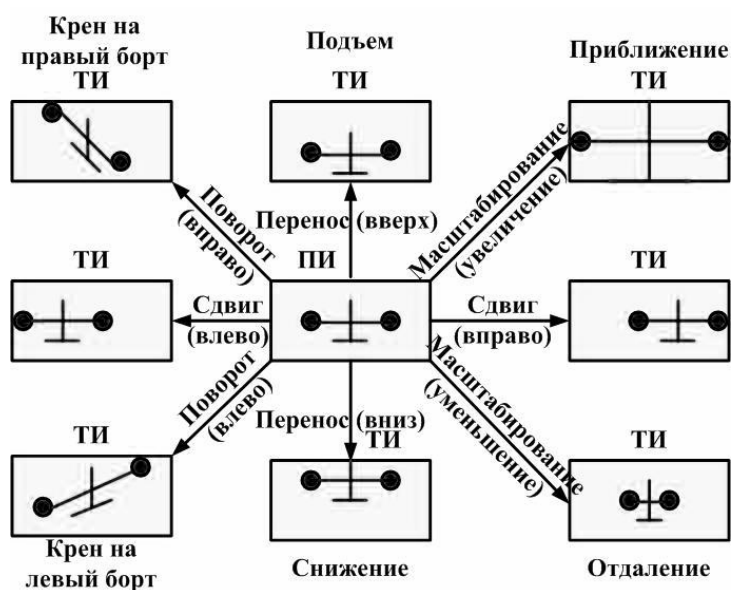


Рис. 5. Примеры применения геометрических преобразований при работе с изображениями

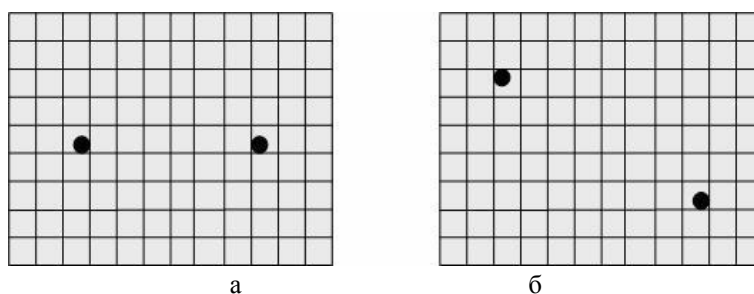


Рис. 6. Разбиение изображения: а – для класса 1; б – для класса 2

Покажем применение блока Fuzzy Logic Controller на примере системы второго порядка (физический маятник).

Рассматриваем замкнутую систему. На вход FLC подается желаемое положение маятника и его текущая координата. На выходе FLC получаем

управляющее воздействие для стабилизации маятника в желаемое положение.

На рис. 7 приведена модель колебательной системы с нечетким управлением [6], а на рис. 8 – график управляющего воздействия, который является результатом работы данной системы.

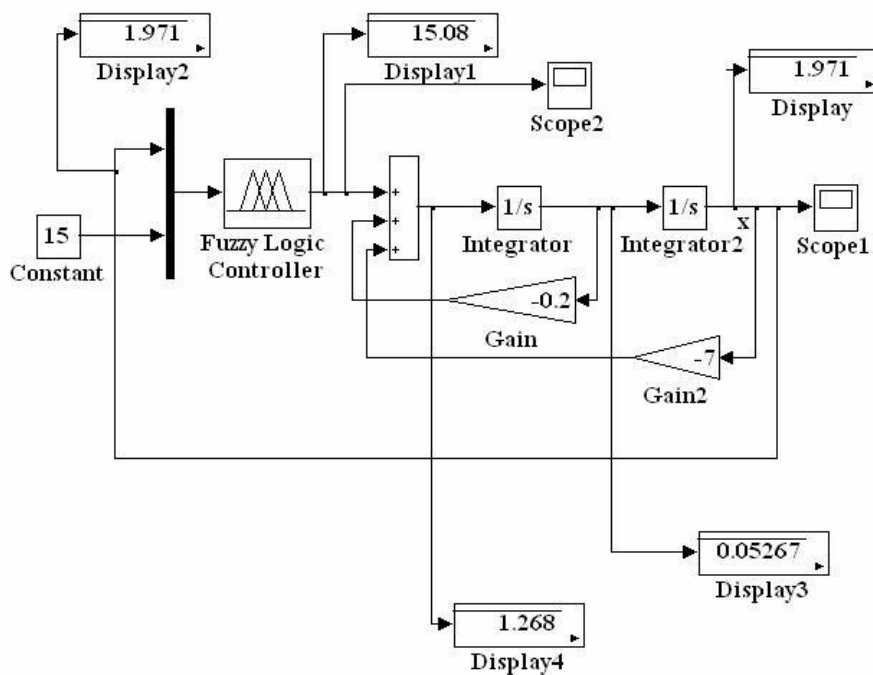


Рис. 7. Колебательная система с нечетким управлением

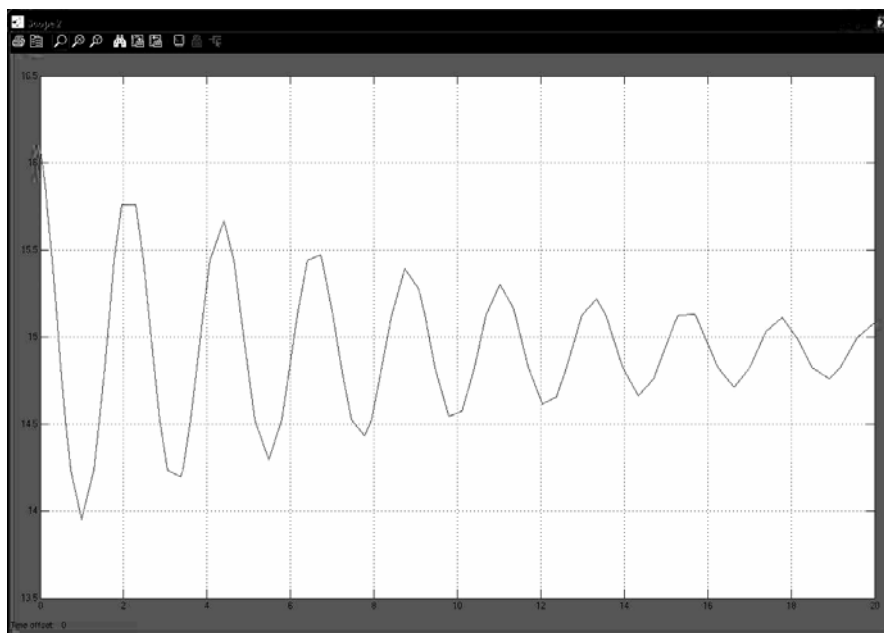


Рис. 8. График управляющего воздействия

Заключение

В данной исследовательской работе были представлены схемы и методы обработки изображений. На модели маятника был рассмотрен пример нечеткого управления динамической системой.

Перспективами данного научного исследования являются:

- внедрение в беспилотный ЛА;
- дальнейшая разработка специального программного обеспечения.

Литература

1. Фирсов С.П. Применение самообучающейся искусственной нейронной сети для наведения летательного аппарата в заданную точку / С.П. Фирсов // Навигация и управление движением: материалы докладов V конференции молодых ученых "Навигация и управление движением", 11-13 марта 2003 г. – СПб., 2004. – С. 143-148.
2. Гимадиева Т.З. Алгоритм управляемой посадки планирующей парашютной системы / Т.З. Ги-

мадиева // Изв. вузов. Авиационная техника. – 2005. – № 2. – С. 12-15.

3. Форсайт Д. Компьютерное зрение. Современный поход: пер. с англ. А.В. Назаренко / Д. Форсайт, Д. Понс. – М.: Издательский дом "Вильямс", 2004. – 928 с.

4. Уайлд Д. Методы поиска экстремума: пер. с англ. под ред. А.А. Фельдбаума / Д. Уайлд. – М.: Наука, 1967. – 257 с.

5. Баклицкий В.К. Методы фильтрации сигналов в корреляционно-экстремальных системах навигации / В.К. Баклицкий, А.М. Бочкарев, М.П. Мусьяков. – М.: Радио и связь, 1986. – 216 с.

6. Соколов Ю.Н. Компьютерный анализ и проектирование систем управления: учеб. пособие / Ю.Н. Соколов. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2005. – Ч. 1: Непрерывные системы. – 260 с.

Поступила в редакцию 3.09.2008

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

МОДЕЛЮВАННЯ ПРОЦЕСУ НАВІГАЦІЇ ДИНАМІЧНОЇ СИСТЕМИ НА ОСНОВІ ОБРОБКИ ВІДЕОЗОБРАЖЕННЯ

Ватік М. Хуссейн

Метою даного наукового дослідження є використання оптичної системи корекції траєкторії польоту літального апарату (ЛА) під час посадки в область, задану сигнальними об'єктами (СО) в умовах поганої видимості, а також рішення задачі навігації по заданій траєкторії і посадки безпілотного ЛА в задану сигнальними вогнями область з використанням відеоправління. В цій роботі розглядається проблема навігації ЛА за допомогою методів визначення відносного зміщення між теперішнім зображенням (ТЗ) та попереднім (ПЗ). Для визначення різниці між зображеннями будемо використовувати теорію геометричних перетворень, а також апарат нечіткої логіки.

Ключові слова: навігація, динамічна система, сигнальні вогні, безпілотний літальний апарат, відеоправління, нечітка логіка.

MODELING OF NAVIGATION PROCESS OF DYNAMIC SYSTEM WITH USING OF VISION RESPONSIVE CONTROL

Wathik M. Hussein

The purpose of this scientific research is using of optical system for correction movement of an aircraft (LA) during landing in area given by landmarks (LM) under conditions of adverse visibility, as well as decision for problem of navigation by given trajectory and pilotless aircraft during landing in area given by LM with using of vision responsive control. This article deals with the problem of navigation LA by the use of methods for determining the relative displacement between the current image (CI) and the previous (PI). For determining the difference between the images will be used the theory of geometric transformations, as well as the mechanism of fuzzy logic.

Key words: navigation, dynamic system, signal objects, pilotless aircraft, vision responsive control, fuzzy logic.

Ватік М. Хуссейн – аспірант кафедри інформатики Національного аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

УДК 629.735.33

А.В. АМБРОЖЕВИЧ, В.А. СЕРЕДА

*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина***КОМПЛЕКСНАЯ ТРАЕКТОРНАЯ МОДЕЛЬ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА**

Представлена комплексная аэрогазодинамическая модель свободнолетающего летательного аппарата. Сформулирована связь уравнений динамики полета с состоянием физических полей в контрольном объеме. Изложены способы визуализации полученных результатов и представлены непосредственно сами результаты численного эксперимента. Представлена возможность распространения результатов численного эксперимента на разнообразный спектр практических задач. В частности, продемонстрирована возможность применения предложенной модели к задаче исследования газодинамического старта аэробаллистической ракеты с поверхности.

Ключевые слова: комплексно-сопряженные аэрогазодинамические и динамические модели полета летательного аппарата, газодинамический старт, система ввода в полет.

Введение

Неотъемлемым компонентом современных технологий проектирования являются опережающие исследования рабочих процессов на основе универсальных физико-математических моделей, что позволяет снизить затраты на разработку и технический риск.

В числе важнейших этапов проектирования следует отметить отработку фазы ввода в полет летательного аппарата (ЛА), которая в натурных условиях неизбежно связана с высоким техническим риском и в случае аварийного исхода может фатальным образом отразиться на ходе НИОКР.

Фаза ввода в полет ЛА является многофакторным и многовариантным процессом с возможными доминантами – баллистической, аэродинамической или газодинамической. Тем не менее, любой из названных типов процесса старта может быть отображен универсальной пространственной нестационарной газодинамической моделью, замкнутой уравнениями динамики полета. Использование твердотельной маски при этом позволяет с достаточной для практических целей точностью имитировать факторы интерференции реактивной струи с элементами стартового комплекса. Любой тип старта: газодинамический, катапультный, минометный и др. может быть смоделирован таким образом на основе универсальных расчетных средств.

1. Модель и метод исследования

Фазы полетного цикла ЛА отображаются полностью замкнутой нестационарной моделью третьего ранга, представляющей собой взаимосвязанный

комплекс следующего состава:

- 1) газодинамическую модель внешнего и внутреннего обтекания, заданную в контрольном объеме (КО), связанном с ЛА (рис. 1);
- 2) модель динамики полета, отображающую траекторное поведение ЛА в переменных полях поперечных и массовых сил.

Заданная согласно п. 1 газодинамическая модель, таким образом, предопределяет использование неинерциальной системы отсчета. Выбору формы КО зависит от наличия свойств геометрической симметрии физического оригинала.



Рис. 1. КО с маской в сеточной области, отображающей наружную поверхность объекта исследования

Моделирование процесса движения многокомпонентной среды во внешних и внутренних зонах КО осуществляется на основании уравнений Навье-Стокса для 3D случая. По аналогии с [1 – 4] модель построена на основе метода особенностей вида источников-стоков (ИС) массы, импульса и энергии. Образующие процесс свободного полета физические поля отображены в прямоугольных координатах. Также

наподобие [1 – 4] математическое описание модели представлено в векторно-матричных терминах:

$$\frac{\partial \vec{F}}{\partial t} + \vec{\nabla} \vec{\Phi} = \sum_{n=1}^{M_M} \left(\frac{\partial \vec{F}}{\partial t} \right)_{(n)} + \sum_{n=1}^{M_C} \vec{\Delta}_{(n)}, \quad (1)$$

где $\vec{F} = \rho \left\{ 1, \vec{C}, \vec{w}, \varepsilon^0 \right\}$, – обобщенные потоковые

вектор-матрицы; $\vec{\nabla} = \sum_{k=1}^3 \vec{i}_k \frac{\partial}{\partial x_k}$ – оператор Га-

милтона; $\vec{\Phi} = \sum_{k=1}^3 \vec{i}_k \Phi_k$ – вектор-матрица конвек-

тивных и волновых процессов; $\vec{i}_k$ – орты прямоугольной системы координат;

$\vec{\Phi}_k = \vec{F} \vec{w}_k + \rho (0, 0, 0, 0, \delta_{1,k}, \delta_{2,k}, \delta_{3,k}, w_k)$ – проекции вектор-матрицы конвективных и волновых процессов на оси координат;

$\vec{\Delta}_{(n)} = \left\{ 0, \frac{\partial (\rho \vec{C})}{\partial t}, \vec{f}, \frac{\partial (\rho \varepsilon^0)}{\partial t} \right\}_{(n)}$ – вектор-матри-

ца «свободных» ИС; M_M – общее число групп ИС, обусловленных субстанциональным переносом; M_C – общее число групп «свободных» ИС; (n) – индексы групп особенностей.

Система (1) замыкается уравнением состояния идеального газа $p = \rho R T$, предположением об аддитивности теплофизических свойств среды, начальными и граничными условиями.

В соответствии с методом особенностей, совокупность доминирующих факторов модели представляется аппликацией ИС материальных субстанций двух типов: связанных с массопереносом, и «свободных». Качественный состав ИС и соответствующие математические представления приведены в табл. 1.

Минимальная (простейшая) версия подмодели генератора реактивной струи соответствует заданной циклограмме силы тяги и сводится к заданию

источников массы продуктов сгорания $\frac{\partial (\rho \omega)_{(1)}}{\partial t}$ и

энергии $\frac{\partial (\rho \varepsilon^0)_{(1)}}{\partial t}$ (табл. 1, $n = 1$), локализованных

в зоне донного среза ЛА (рис. 1).

Более высокий уровень представлений о процессе газогенерации предполагает наличие подмодели течения по тракту двигателя (т.е. внут-

реннего обтекания элементов конструкции ЛА), заданного с использованием твердотельной маски и комплекса ИС (табл. 1, $n = 1-7$) соответствующей локализации.

Интенсивности указанных ИС и эволюция маски, отображающая эрозию заряда твердого топлива, определяются на основании общепринятых квазистационарных моделей процесса в РДТТ.

Для отображения условий газодинамического взаимодействия ЛА с прочими телами, вовлеченными в траекторный процесс (пусковым устройством, поверхностью земли), в КО задается система твердотельных масок, кинематика которых определяется решением уравнений динамики полета.

Применяются маски двух видов: исчезающие тонкие внутренние и внешние непроницаемые поверхности, отображающие лишь характер связности КО, и объемные, воспроизводящие телесность объектов КО, также ограниченных непроницаемыми поверхностями.

Фазы траекторного движения ЛА подчиняются уравнениям динамики тела переменной массы, движущегося в поле сил земного тяготения под действием несбалансированных сил, приложенных к наружным и внутренним поверхностям, и моментов, действующих относительно центра масс:

$$\frac{dM_{ЛА}}{dt} = - \int_{\Omega_{(3)}} \left(\frac{\partial \rho}{\partial t} \omega_r \right)_{(3)} dV; \quad (2)$$

$$\frac{d \left(M_{ЛА} \vec{u} \right)}{dt} = - \int_{\Omega_{(3)}} \vec{\Delta}_{I_{(5)}} \vec{n}_{(5)} d\sigma - \vec{i}_k M_{TC} g; \quad (3)$$

$$\left(\frac{\partial \omega_k}{\partial t} \right) = \frac{M_k}{I_k}, \quad k = 1, 2, 3, \quad (4)$$

где $M_{ЛА}$ – масса ЛА; $\vec{u}$ – скорость движения центра масс; $\Omega_{(3)}$ – зона подачи топлива; $\vec{n}_{(5)}$ – единичный вектор внешней нормали к поверхности ЛА; $\sigma_{(5)}$ – внутренняя и внешняя поверхности ЛА; g – ускорение свободного падения; ω_k – компоненты угловых скоростей; M_k – траекторные моменты; I_k – осевые моменты инерции.

Интегрирование системы уравнений (2)–(4) позволяет получить внутренний и внешний участки траектории ЛА.

Ускоренное движение КО обуславливает неинерциальный характер связанной системы отсчета:

$$\left(\frac{\partial \vec{w}}{\partial t} \right)_{\text{неин. СО}} = \left(\frac{\partial \vec{w}}{\partial t} \right)_{\text{ин. СО}} + \frac{\partial \vec{u}}{\partial t}, \quad (5)$$

где неин. СО и ин. СО – неинерциальная и инерциальная системы отсчета.

Визуализация физических полей осуществляется путем отображения фазовых срезов расчетной области. Отображение срезов физических полей осуществляется в виде цветовой кодировки значения физической величины, полученной с помощью передаточной функции, ставящей в соответствие значение величины или набор величин цвету в цветовом пространстве. Наиболее адекватной формой отображения результатов численного эксперимента представляется воспроизведение переменных во времени состояний физических полей согласно соответствующим траекторным фазам.

2. Пример численного моделирования газодинамического старта ракеты с поверхности

Рассматривался случай наклонного старта аэробаллистической ракеты с наклонным расположением отбойного щита (рис. 1). Расчеты проводились на уточненной сетке с числом ячеек $40 \times 40 \times 280$ и пространственным шагом 30 мм.

Признаком завершения являлось прохождение ракетой установленной дистанции 5 м.

В начальный момент времени ракета закреплена на направляющей балочного пускового устройства по схеме «Х» под углом 45° к горизонту. В момент достижения установленного давления в КС РДТТ происходит дефрагментация технологической заглушки с последующим импульсным выходом сверхзвуковой реактивной струи, взаимодействующей с поверхностью отбойного щита (рис. 2). В фазе движения ракеты по направляющей модель отображает мгновенные значения параметров, необходимых для решения задач проектирования, в частности – продольной перегрузки, скорости центра масс, несбалансированные моменты при освобождении бугелей и т.п. На внешнебаллистическом участке траектории на ракету действуют моменты сил, вызывающие ее отклонение в плоскости тангажа, рыскания и крена (рис. 3).

Свойственная ракете тяговооруженность обуславливает практически прямолинейный характер начального внешнего траекторного участка без признаков просадки с явной тенденцией к набору высоты.

Таблица 1

«Элементная база» газодинамической составляющей комплексной модели

(n)	Характер фактора, имитируемого вектором ИС	Форма записи	Интенсивности образующих факторов (компоненты)	Механизм воздействия
1	Повышение концентрации продуктов сгорания, уменьшение концентрации компонентов и подвод теплоты при сгорании топлива	$\frac{\partial(\rho\omega)_{(1)}}{\partial t}$	источника массы продуктов сгорания	субстанциональный перенос
		$\frac{\partial(\rho\omega_r)_{(1)}}{\partial t}$	стока массы компонента топлива	
		$\frac{\partial(\rho\varepsilon^o)_{(1)}}{\partial t}$	источника энергии	
2	Тепловые потоки между газозвоздушной смесью и элементами тракта	$\frac{\partial(\rho\varepsilon^o)_{(2)}}{\partial t}$	источника энергии	свободный
3	Подача компонентов в зону реакции	$\frac{\partial\rho_{(3)}}{\partial t}$	источника массы всей смеси	субстанциональный перенос
		$\left(\frac{\partial\rho}{\partial t}\omega_r\right)_{(3)}$	источника массы топлива с заданным коэффициентом избытка окислителя	
4	Диссипативные силы	$\bar{\Delta}_{I(4)}$	напряженности сил трения	свободный
5	Взаимодействие с твердыми границами	$\bar{\Delta}_{I(5)}$	нормальных напряжений	
6	Направляющие свойства пристеночных зон течения	$\bar{\Delta}_{I(6)}$	напряженности поверхностных сил	
7	Действие сил инерции	$\bar{\Delta}_{I(7)}$	напряженности сил инерции	

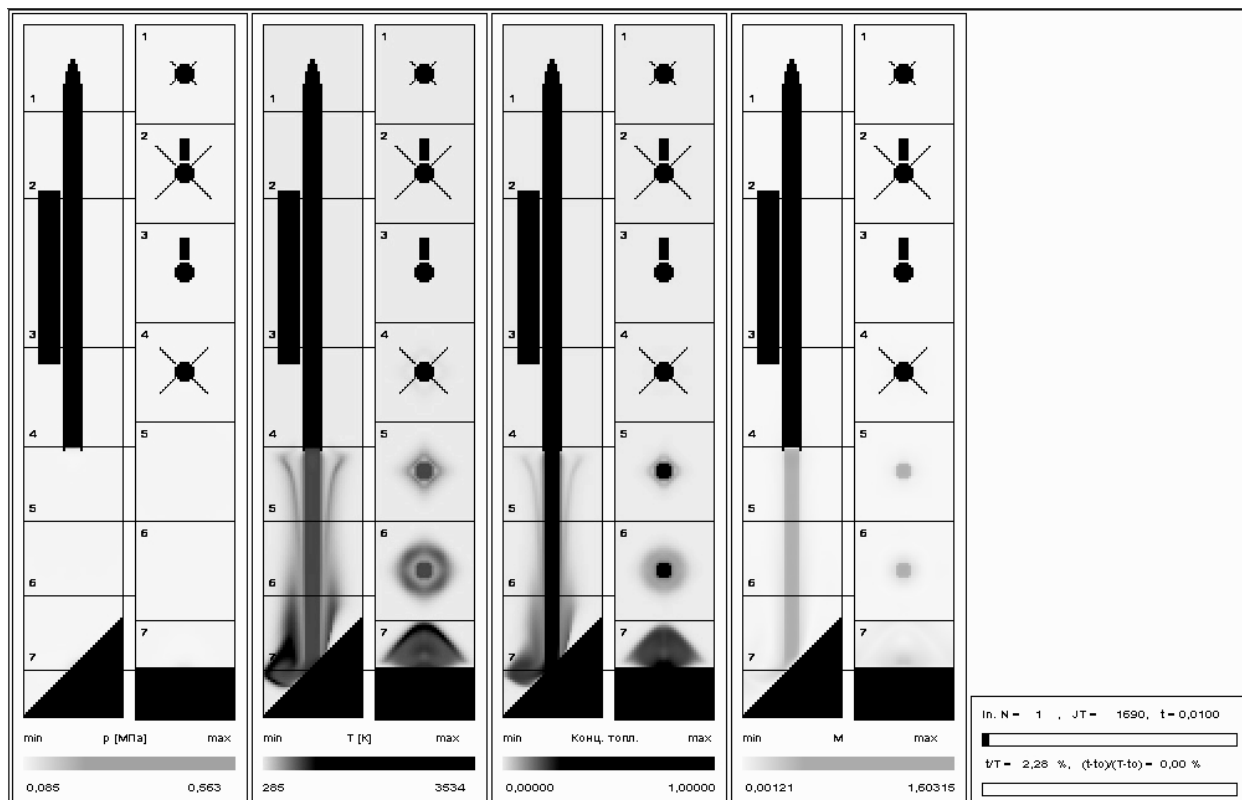


Рис. 2. Фаза зарождения струи и ее взаимодействие с поверхностью

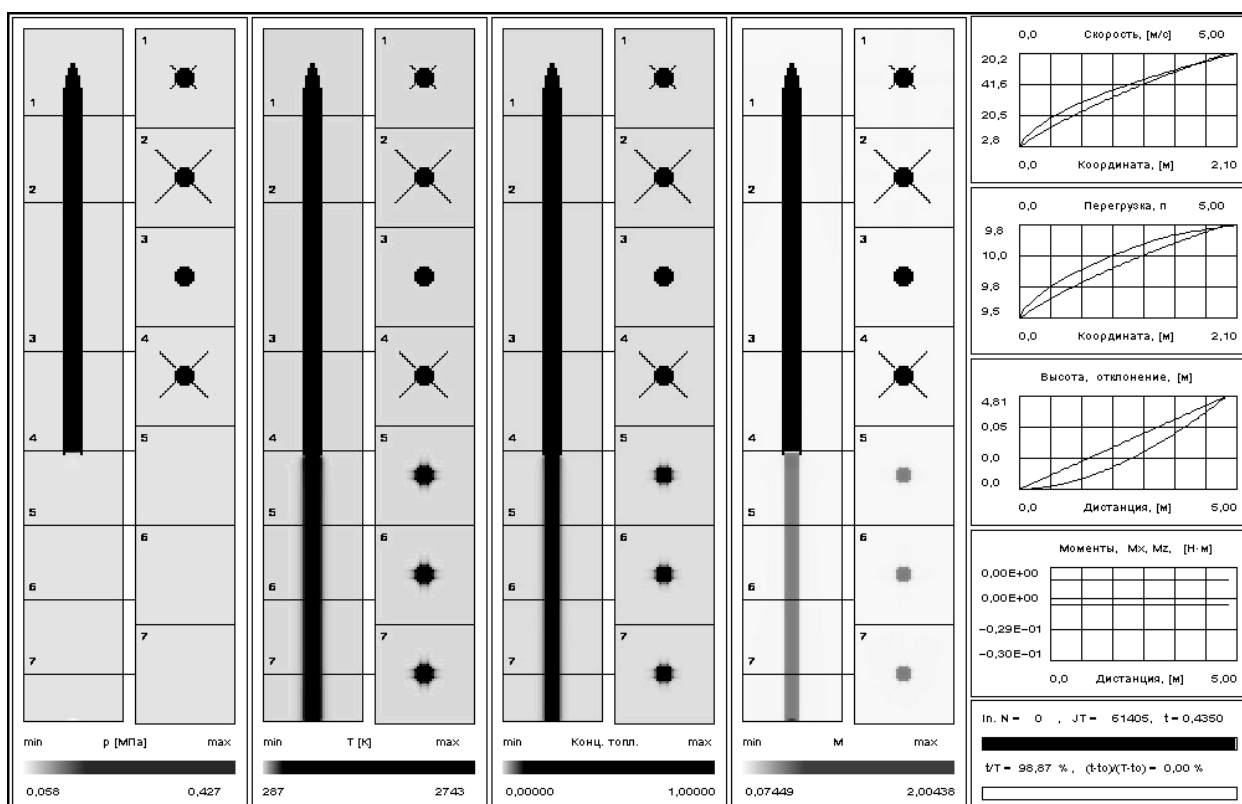


Рис. 3. Состояние физических полей и динамические характеристики при прохождении ЛА дистанции 5 м

Заключение

Представленная технология опережающих численных исследований обеспечивает необходимое качество ранних стадий проектирования систем «планер+ДУ» при условии радикального снижения ресурсоемкости и уровня технического риска.

Модель позволяет получить априорные представления о просадке, перегрузке, длине направляющей и других определяющих параметрах и факторах фазы ввода ЛА в полет.

Ресурсоемкость модели позволяет решать широкий спектр задач проектирования систем «планер+ДУ» на базе ординарных одноядерных ПЭВМ.

Разработанная технология численного эксперимента реализована в стандартной среде «Windows» и не связана с использованием дорогостоящих проблемно ориентированных программных продуктов.

Литература

1. Амброжевич А.В. Численное моделирование комплекса нестационарных газодинамических процессов в тепловых двигателях: монография / А.В. Амброжевич. – Х.: ХГАДТУ, 1999. – 77 с.
2. Амброжевич А.В. Комплексная математическая модель ПуВРД малой тяги / А.В. Амброжевич, С.Н. Ларьков // *Радіоелектронні і комп'ютерні системи*. – 2004. – № 4. – С. 118-121.
3. Амброжевич А.В. Численное моделирование теплофизических процессов в двигателестроении: учеб. пособие / А.В. Амброжевич. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2005. – 233 с.
4. Авилов И.С. Комплексно-сопряженная модель инерционного стартового устройства легкого беспилотного летательного аппарата / И.С. Авилов, А.В. Амброжевич, В.А. Серeda // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2008. – № 2 (49). – С. 5-8.

Поступила в редакцию 18.09.2008

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

КОМПЛЕКСНА ТРАЕКТОРНА МОДЕЛЬ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ

О.В. Амброжевич, В.О. Серeda

Наведена комплексна аерогазодинамічна модель вільнолітаючого літального апарату. Сформульовано зв'язок рівнянь динаміки польоту зі станом фізичних полів в контрольному об'ємі. Викладені способи візуалізації отриманих результатів та представлені безпосередньо самі результати чисельного експерименту. Подана можливість розповсюдження результатів чисельного експерименту на різноманітний спектр практичних задач. Зокрема, продемонстрована можливість застосування запропонованої моделі до задачі дослідження газодинамічного старту аеробалістичної ракети з поверхні.

Ключові слова: комплексно-спряжені аерогазодинамічні й динамічні моделі польоту літального апарату, газодинамічний старт, система вводу в політ.

COMPLEX TRAJECTORY MODEL OF THE AIRCRAFT

A.V. Ambrozhevitch, V.A. Sereda

It is submitted complex aerogas dynamics model the free-flying device. Formulate of the equations of dynamics of flight with a condition of physical fields in control volume is formulated. Ways of visualization of the received results are stated and directly results of numerical experiment are submitted. The opportunity of distribution of results of numerical experiment on a various spectrum of practical tasks is stated. In particular, the opportunity of application of the proposed model to the research problem gas-dynamics start of a ballistic missile from a surface is shown.

Key words: complex-connected aerogas dynamics and dynamics models of flight the aircraft, gas-dynamic start, system of introduction in flight.

Амброжевич Александр Владимирович – д-р техн. наук, проф., проф. кафедры ракетных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Серeda Владислав Александрович – аспирант кафедры ракетных двигателей факультета ракетно-космической техники Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина. e-mail: m_o_s_i_n@ukr.net.

УДК 532.526

FAYAD A. SHALAL

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

ЧИСЛЕННАЯ РЕАЛИЗАЦИЯ НАЧАЛЬНО-КРАЕВОЙ ЗАДАЧИ ОЗЕЕНА ДВИЖЕНИЯ ТЕЛЕСНОГО ПРОФИЛЯ ВБЛИЗИ ПОВЕРХНОСТИ РАЗДЕЛА

На базе обобщенных потенциалов, оригинального аппарата векторно-тензорного анализа и систематического применения метода граничных интегральных уравнений показана однозначная разрешимость начально-краевых задач формирования кинематических и динамических характеристик при обтекании телесного профиля потоком вязкой несжимаемой жидкости в многосвязной области. Представлены результаты вычислительного эксперимента определения распределенных и суммарных аэродинамических характеристик при воздействии внезапного порыва воздуха на реальный профиль крыла самолета, расположенный вблизи поверхности раздела.

Ключевые слова: система уравнений Озеена, начально-краевая задача, интегральные представления решений, системы интегральных уравнений, завихренность, давление, коэффициенты подъемной силы и сопротивления, поляра, качество.

Введение

Изучение неустановившихся движений актуально для различных практических вопросов, так как часто именно в самом неустановившемся характере явления заключается его сущность [1, 2].

Наиболее достоверной и апробированной из существующих математических моделей движения жидкости является краевая задача для системы дифференциальных уравнений в частных производных Навье-Стокса. Краевые задачи для системы нелинейных дифференциальных уравнений в частных производных Навье-Стокса относятся к важнейшим и сложнейшим задачам прикладной математики и механики и их решение позволит существенно изменить способы проведения гидроаэродинамических расчетов, улучшит качество этих расчетов и повысит достоверность результатов, что может иметь также и реальное экономическое значение.

В настоящее время наиболее перспективной представляется интегрированная компьютерная технология, основанная на идеологии метода граничных интегральных уравнений. Этот метод позволяет сводить краевые задачи для уравнений в частных производных на многообразия меньшей размерности и является одним из классических методов исследования и решения краевых задач математической физики. Он находит широкое применение при построении математических моделей явлений, при доказательстве вопросов существования и единственности решений задач, а также является теоретической основой разработки алгоритмов их численного исследования. Наиболее эффективным метод оказался в случаях внутренних и внешних

задач для неограниченных областей с компактными внутренними границами и позволяет непосредственно определять распределенные аэрогидродинамические характеристики несущих систем, движущихся также и вблизи поверхности раздела.

Все это является безусловными преимуществами метода граничных интегральных уравнений перед конечно-разностными методами и методом конечных элементов. Именно поэтому этот метод с успехом используется для решения сложных инженерных задач – плоских и пространственных, стационарных и неустановившихся. Наконец, течения вязкой жидкости, описываемые уравнениями Навье-Стокса, приводят в большинстве случаев формально к корректным краевым задачам, и решения этих задач являются функциями бесконечно дифференцируемыми.

Актуальность рассматриваемых вопросов определяется тем, что, несмотря на рост парка ЭВМ и увеличение их производительности, сложность и объем задач, выдвигаемых практикой, опережают прогресс в развитии вычислительной техники. Следовательно, возрастают требования, предъявляемые к вычислительным алгоритмам, и, прежде всего, к их экономичности, универсальности и точности. Чтобы найти приемлемый компромисс между этими зачастую противоречивыми требованиями, необходимо рассмотреть некоторые подходы к вопросам конструирования вычислительных алгоритмов.

Таким образом, значительный практический и теоретический интерес вызывает решение задачи обтекания телесного профиля в ограниченном потоке, включая исследование процесса формирования вихревых структур и явления отрыва потока на начальной стадии движения.

1. Постановка задачи

Для несжимаемой среды, находящейся в термодинамическом равновесии, при отсутствии внутренних моментов и полей массовых сил математической моделью широкого круга задач аэрогидродинамики является известная [3] система законов сохранения:

– массы

$$(\nabla, \mathbf{V}) = 0, \quad (1)$$

– импульса

$$\frac{\partial \mathbf{V}}{\partial t} + (\nabla, (\mathbf{V} * \mathbf{V})) = (\nabla, \hat{\mathbf{T}}), \quad (2)$$

где символом «*» обозначена диада, тензор напряжений

$$\hat{\mathbf{T}} = \hat{\mathbf{I}} \left(-\frac{p}{\rho} \right) + \nu (\nabla \mathbf{V} + \nabla' \mathbf{V}), \quad (3)$$

$$\text{причем тензор } \nabla' \mathbf{V} = \begin{pmatrix} \frac{\partial v_x}{\partial x} & \frac{\partial v_x}{\partial y} & \frac{\partial v_x}{\partial z} \\ \frac{\partial v_y}{\partial x} & \frac{\partial v_y}{\partial y} & \frac{\partial v_y}{\partial z} \\ \frac{\partial v_z}{\partial x} & \frac{\partial v_z}{\partial y} & \frac{\partial v_z}{\partial z} \end{pmatrix}$$

является сопряженным тензору

$$\nabla \mathbf{V} = \begin{pmatrix} \frac{\partial v_x}{\partial x} & \frac{\partial v_y}{\partial x} & \frac{\partial v_z}{\partial x} \\ \frac{\partial v_x}{\partial y} & \frac{\partial v_y}{\partial y} & \frac{\partial v_z}{\partial y} \\ \frac{\partial v_x}{\partial z} & \frac{\partial v_y}{\partial z} & \frac{\partial v_z}{\partial z} \end{pmatrix},$$

а коэффициент кинематической вязкости

$$\nu = \nu(p, T) \quad (4)$$

и $\hat{\mathbf{I}}$ – единичный тензор.

Система уравнений (1 – 2) решается при выполнении начальных и граничных условий (рис. 1):

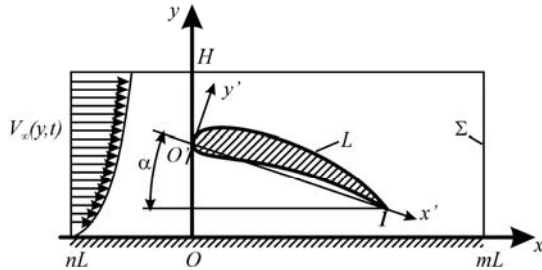


Рис. 1. Телесный профиль вблизи поверхности раздела

$$\mathbf{V}(\mathbf{r}, 0) = \mathbf{V}_0; \quad (5)$$

$$\mathbf{V}(\mathbf{r}, t) \Big|_{L+\Sigma} = \mathbf{V}_{L+\Sigma}. \quad (6)$$

2. Неустановившееся движение вязкой, несжимаемой, нетеплопроводной жидкости

В этом случае уравнение сохранения энергии удовлетворяется, а при отсутствии поля массовых сил $\mathbf{F} = 0$ система (1, 2) приобретает вид

$$(\nabla, \mathbf{V}) = 0, \quad (7)$$

$$\frac{\partial \mathbf{V}}{\partial t} + (\nabla, (\mathbf{V} * \mathbf{V})) = -\nabla \left(\frac{p}{\rho} \right) + \nu \Delta \mathbf{V} \quad (8)$$

при выполнении естественных начальных и граничных условий (5 – 6).

Из векторного анализа известно, что для консервативного, в силу (7), вектора скорости $\mathbf{V}$:

$$\Delta \mathbf{V} = (\nabla, \nabla \mathbf{V}) = \nabla (\nabla, \mathbf{V}) - [\nabla, [\nabla, \mathbf{V}]] = -[\nabla, \mathbf{\Omega}],$$

а в силу незначительности скоростей на начальной стадии движения инерционные слагаемые в уравнении (8), $(\mathbf{V}, \nabla) \mathbf{V} \approx 0$, что ни в коей мере не ограничивает развития завихренности течения.

Таким образом, система уравнений (7 – 8) принимает следующий вид:

$$(\nabla, \mathbf{V}) = 0; \quad (7)$$

$$\frac{\partial \mathbf{V}}{\partial t} + \nabla \left(\frac{p}{\rho} \right) + \nu [\nabla, \mathbf{\Omega}] = 0. \quad (9)$$

Причем на границе раздела и неподвижном профиле скорость течения равна нулю, на границах же движущегося профиля и контрольного объема – скорость заданный вектор координат и времени. Кроме этого, в некоторый начальный момент времени движение отсутствует.

Применяя операцию ротации к уравнению (9), имеем

$$\frac{\partial \mathbf{\Omega}}{\partial t} + \nu [\nabla, [\nabla, \mathbf{\Omega}]] = 0, \quad (10)$$

а в силу опять же консервативности вектора $\mathbf{\Omega}$ по определению, окончательная математическая модель задачи выглядит следующим образом:

$$\Delta p = 0; \quad (11)$$

$$\frac{\partial \mathbf{\Omega}}{\partial t} - \nu \Delta \mathbf{\Omega} = 0. \quad (12)$$

Причем можно считать, что на входных границах контрольного объема известны как давление p , так и завихренность $\mathbf{\Omega}$.

3. Интегральное представление решения задачи о движении профиля вблизи поверхности раздела

3.1. Фундаментальные решения

Очевидно, что решения уравнений (11) и (12) целесообразно искать в классах функций

$$\mathbf{V}(r, t) = e^{vt} \bar{\mathbf{V}}(r), \quad \frac{p}{\rho}(r, t) = e^{vt} \frac{\bar{p}}{\rho}(r), \quad (13)$$

$$\boldsymbol{\Omega}(r, t) = e^{vt} \bar{\boldsymbol{\Omega}}(r).$$

Тогда

$$v\mathbf{V} + \nabla\left(\frac{p}{\rho}\right) + v[\nabla, \boldsymbol{\Omega}] = 0, \quad (14)$$

$$\Delta\left(\frac{p}{\mu}\right) = 0, \quad (15)$$

и

$$\Delta\boldsymbol{\Omega} - \boldsymbol{\Omega} = 0. \quad (16)$$

Здесь следует отметить, что если для уравнения Лапласа (15) элементарное (фундаментальное) решение для пространств любой размерности широко известно и хорошо изучено, к уравнению Клейна-Гордона-Фока (16) это относится в меньшей степени.

Фундаментальное решение этого уравнения, зависящее только от расстояния, имеет вид [4]:

$$\phi(r) = \frac{1}{2\pi} \int_1^\infty \frac{e^{-r\tau} d\tau}{\sqrt{\tau^2 - 1}}, \quad (17)$$

где $r = \sqrt{(x - x_0)^2 + (y - y_0)^2}$.

3.2. Интегральное представление решений системы уравнений (15 – 16)

Классическая теория потенциала [5] позволяет выписать интегральные представления решений как уравнения Лапласа (15), так и уравнения Клейна-Гордона (16):

$$p = \frac{1}{2\pi} \oint_L \left(\ln r \frac{\partial p}{\partial n} - p \frac{\partial \ln r}{\partial n} \right) dl; \quad (18)$$

$$\boldsymbol{\Omega}(r) = \oint_L \left(\phi(r, \rho) \frac{\partial \boldsymbol{\Omega}(\rho)}{\partial n} - \boldsymbol{\Omega}(\rho) \frac{\partial \phi(r, \rho)}{\partial n} \right) d\rho l, \quad (19)$$

где фундаментальное решение уравнения (16) модифицированная функция Бесселя нулевого порядка (17), а с учетом (14) имеем окончательную систему интегральных представлений

$$p = -\frac{1}{2\pi} \oint_L \left(\mu \ln r V_n - \mu \left([\mathbf{n}, \nabla(\ln r)], \boldsymbol{\Omega} \right) + p \frac{\partial \ln r}{\partial n} \right) dl, \quad (20)$$

$$\boldsymbol{\Omega}(r) = \oint_L \left(\phi(r, \rho) [\mathbf{n}, \mathbf{V}] - \frac{1}{\mu} [\mathbf{n}, \nabla \phi(r, \rho)] p - \boldsymbol{\Omega}(\rho) \frac{\partial \phi(r, \rho)}{\partial n} \right) d\rho l. \quad (21)$$

Причем в интегральных представлениях (20, 21) ядра $[\mathbf{n}, \nabla(\ln r)]$ не хуже сингулярных в (20), а абсолютное значение

$$\nabla \phi(r) = -\frac{\mathbf{r}}{2\pi} \int_1^\infty e^{-r\xi} \sqrt{\xi^2 - 1} d\xi \quad (22)$$

в (24) представляет собой модифицированную функцию Бесселя первого порядка.

3.3. Система эквивалентных граничных интегральных уравнений

Для корректного перехода от интегральных представлений (20 – 21) к граничным интегральным уравнениям необходимо исследовать предельный переход от точек пространства к границам потока. При численном решении профиль удобно представить (рис. 2) ломаной линией – системой отрезков $[a_i, b_i]$ достаточно малой длины, так чтобы на этом элементе параметры потока были постоянны.

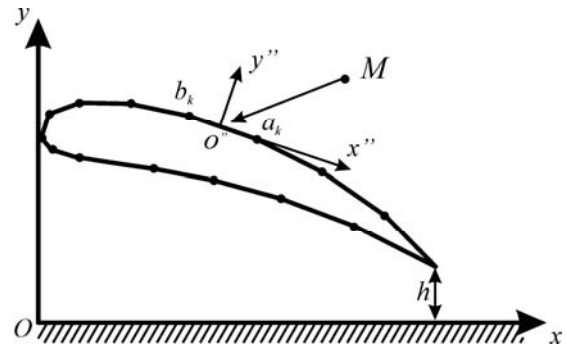


Рис. 2. Локальные координаты на элементе профиля

Тогда вопрос сводится к определению пределов интегралов с новыми ядрами в (20 – 21), когда $M \rightarrow M_0$ (рис. 3):

$$\int_{a_i}^{b_i} [\mathbf{n}, \nabla(\ln r)] dl, \quad (23)$$

$$\int_{a_i}^{b_i} [\mathbf{n}, \nabla \phi(r)] dl, \quad (24)$$

так как свойства интегралов с нормальными производными хорошо известны.

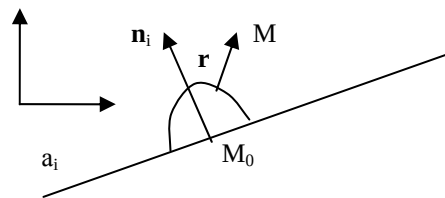


Рис. 3. Элемент профиля с выделенной особой точкой

Выделим предельную точку M_0 полуокружностью бесконечно малого радиуса. Тогда на дуге (рис. 3):

$$\int_{C_\varepsilon} \frac{\partial \ln r}{\partial n} dl = \int_0^\pi \frac{\varepsilon d\omega}{\varepsilon} = \pi,$$

а для ядра $\frac{\partial \phi(\mathbf{r}, \rho)}{\partial n}$ имеет место аналогичный результат в силу того обстоятельства, что

$$\phi(\mathbf{r}) \rightarrow \ln \frac{1}{r}.$$

Для исследования предельных свойств особых интегралов (23 – 24) выделим особую точку $M_0(x_0)$ ε -окрестностью, тогда в локальной системе координат, связанной с линейным элементом, где $\mathbf{n} \equiv \mathbf{j}$:

$$\begin{aligned} \int_{a_i}^{b_i} [\mathbf{n}, \nabla(\ln r)] dl &= \int_{a_i}^{b_i} \left[\mathbf{j}, \frac{\mathbf{r}}{r^2} \right] dx = \\ &= \mathbf{k} \int_{a_i}^{x_0-\varepsilon_i} \frac{dx}{x_0-x} - \mathbf{k} \int_{x_0+\varepsilon_i}^{b_i} \frac{dx}{x-x_0} = \mathbf{k} \ln \frac{x_0-a}{b-x_0}. \end{aligned}$$

Для интегралов типа (27) в этом случае имеем последовательно:

$$\int_{a_i}^{b_i} [\mathbf{n}, \nabla \phi(\mathbf{r})] dx = \frac{\mathbf{k}}{2\pi} \int_{a_i}^{b_i} (x-x_0) \int_1^\infty e^{-(x-x_0)\xi} \sqrt{\xi^2-1} d\xi dx.$$

Переставляя порядок интегрирования, подсчитаем интеграл по координате, учитывая выделение предельной точки при $x \rightarrow x_0$:

$$\begin{aligned} &\int_{a_i}^{b_i} (x-x_0) e^{-|x-x_0|\xi} dx = \\ &= - \int_{a_i}^{x_0-\varepsilon} (x_0-x) e^{-|x-x_0|\xi} dx + \int_{x_0+\varepsilon}^{b_i} (x-x_0) e^{-|x-x_0|\xi} dx. \end{aligned}$$

В обоих случаях, выполняя интегрирование по частям

$$\begin{aligned} \int te^{-t\xi} dt &= \left| t = u, dt = du \right| \\ &= \left| e^{-t\xi} dt = dv, v = -\frac{e^{-t\xi}}{\xi} \right| = \\ &= -t \frac{e^{-t\xi}}{\xi} + \int \frac{e^{-t\xi}}{\xi} dt = \\ &= -t \frac{e^{-t\xi}}{\xi} + \int \frac{e^{-t\xi}}{\xi} dt = -t \frac{e^{-t\xi}}{\xi} - \frac{e^{-t\xi}}{\xi^2}, \end{aligned}$$

получим

$$\begin{aligned} &\int_{a_i}^{b_i} (x-x_0) e^{-|x-x_0|\xi} dx = \\ &= \int_{x_0-\varepsilon}^{\varepsilon} te^{-t\xi} dt + \int_{\varepsilon}^{b_i-x_0} te^{-t\xi} dt = \\ &= -\frac{\varepsilon}{\xi} e^{-\varepsilon\xi} - \frac{1}{\xi^2} e^{-\varepsilon\xi} + \frac{\varepsilon}{\xi} e^{-\varepsilon\xi} + \frac{1}{\xi^2} e^{-\varepsilon\xi} + \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} &+ \frac{x_0-a_i}{\xi} e^{-(x_0-a_i)t} + \frac{1}{\xi^2} e^{-(x_0-a_i)t} - \\ &- \frac{b_i-x_0}{\xi} e^{-(b_i-x_0)t} - \frac{1}{\xi^2} e^{-(b_i-x_0)t} = \\ &= \frac{x_0-a_i}{\xi} e^{-(x_0-a_i)t} + \frac{1}{\xi^2} e^{-(x_0-a_i)t} - \\ &- \frac{b_i-x_0}{\xi} e^{-(b_i-x_0)t} - \frac{1}{\xi^2} e^{-(b_i-x_0)t}, \end{aligned}$$

а для конечного радиуса модифицированные функции Бесселя ограничены [6].

Таким образом, приходим к корректной системе граничных интегральных уравнений

$$\begin{aligned} \alpha p &= \oint_L (\mu \ln r V_n - \\ &- \mu ([\mathbf{n}, \nabla(\ln r)], \mathbf{\Omega}) + p \frac{\partial \ln r}{\partial n}) dl; \end{aligned} \quad (25)$$

$$\begin{aligned} \beta \mathbf{\Omega}(\mathbf{r}) &= \oint_L \left(\phi(\mathbf{r}, \rho) [\mathbf{n}, \mathbf{V}] - \frac{1}{\mu} [\mathbf{n}, \nabla \phi(\mathbf{r}, \rho)] p - \right. \\ &\left. - \mathbf{\Omega}(\rho) \frac{\partial \phi(\mathbf{r}, \rho)}{\partial n} \right) d\rho l, \end{aligned} \quad (26)$$

однозначно разрешимой при заданных краевых условиях (5 – 6) на границах контрольной области и профиля (см. рис. 1).

3.4. Численная реализация задачи порывистого обтекания телесного профиля вблизи поверхности раздела

Интегральные представления решений (25 – 26) в области течения необходимо записать в виде:

$$\begin{aligned} \frac{3}{2} p &= \oint_L (\mu \ln r V_n - \mu ([\mathbf{n}, \nabla(\ln r)], \mathbf{\Omega}) + p \frac{\partial \ln r}{\partial n}) dl + \\ &+ \oint_\Sigma (\mu \ln r V_n - \mu ([\mathbf{n}, \nabla(\ln r)], \mathbf{\Omega}) + p \frac{\partial \ln r}{\partial n}) dl, \quad (27) \\ \frac{1}{2} \mathbf{\Omega}(\mathbf{r}) &= \oint_L \left(\phi(\mathbf{r}, \rho) [\mathbf{n}, \mathbf{V}] - \frac{1}{\mu} [\mathbf{n}, \nabla \phi(\mathbf{r}, \rho)] p - \right. \\ &+ \oint_\Sigma \left(\phi(\mathbf{r}, \rho) [\mathbf{n}, \mathbf{V}] - \frac{1}{\mu} [\mathbf{n}, \nabla \phi(\mathbf{r}, \rho)] p - \right. \\ &\left. \left. - \mathbf{\Omega}(\rho) \frac{\partial \phi(\mathbf{r}, \rho)}{\partial n} \right) d\rho l, \end{aligned} \quad (28)$$

где обход контура профиля L выполняется по часовой стрелке, а граница контрольной области Σ – против часовой стрелки (рис. 1).

Методами элементарной аналитической геометрии координаты узловых точек (a_k, b_k) для всех $0 \leq k \leq N$ стандартного аэродинамического профиля, заданного в связанной системе координат $x'O'y'$ и движущегося под углом атаки α на рас-

стоянии h от твердой поверхности раздела (рис. 1), в базовой системе координат xOy определяются зависимостями:

$$\begin{aligned} x &= x' \cos \alpha + y' \sin \alpha; \\ y &= -x' \sin \alpha + y' \cos \alpha + \sin \alpha + h. \end{aligned} \quad (29)$$

Численная реализация поставленной выше задачи основывается на квадратурно-интерполяционном методе, в соответствии с которым произвольный телесный профиль представляется многозвенником с острой задней кромкой, где угол между касательными к верхней и нижней границам конечен.

Поэтому, для реализации развитого численного метода необходимо от базовой системы координат xOy перейти к локальной системе координат $x''O''y''$ (рис. 4), связанной с элементарным отрезком профиля $[a_k, b_k]$ для всех $0 \leq k \leq N$.

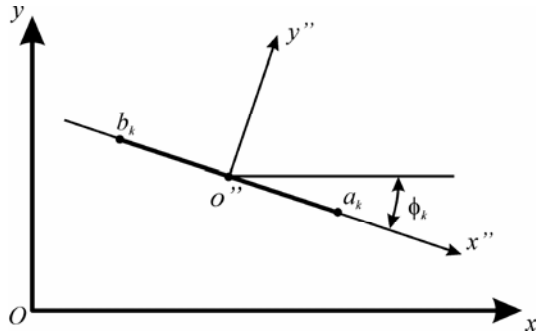


Рис. 4. Геометрические преобразования и локальные координаты

Тогда, аналогично (29), имеем:

$$\begin{aligned} x'' &= (x - x_{O''}) \cos \phi_k - (y - y_{O''}) \sin \phi_k; \\ y'' &= (x - x_{O''}) \sin \phi_k + (y - y_{O''}) \cos \phi_k, \end{aligned} \quad (30)$$

где $\sin \phi_k = \frac{y_{b_k} - y_{a_k}}{l_k}$; $\cos \phi_k = \frac{x_{b_k} - x_{a_k}}{l_k}$,

$l_k^2 = (x_{b_k} - x_{a_k})^2 + (y_{b_k} - y_{a_k})^2$ – квадрат длины отрезка $[a_k, b_k]$, а начало координат системы $x''O''y''$ расположено на середине отрезка $[a_k, b_k]$:

$$x_{O''} = \frac{x_{b_k} + x_{a_k}}{2}; \quad y_{O''} = \frac{y_{b_k} + y_{a_k}}{2}. \quad (31)$$

Ядра $\frac{\partial \ln r_{lk}}{\partial n}$; $[\mathbf{n}, \nabla \ln r_{lk}]$; $\frac{\partial K_0(r_{lk})}{\partial n}$;

$[\mathbf{n}, \mathbf{r}_{lk} K_1(r_{lk})]$ являются непрерывными. В силу малости длин отрезков l_{lk} , интегрирование с достаточной степенью точности выполняется по известным формулам с учетом уравнений отрезков в виде

$$y_l = y_{a_l} + (x_l - x_{a_l}) \frac{y_{b_l} - y_{a_l}}{x_{b_l} - x_{a_l}}; \quad y'_l = \frac{y_{b_l} - y_{a_l}}{x_{b_l} - x_{a_l}} \quad \text{или}$$

$$x_l = x_{a_l} + (y_l - y_{a_l}) \frac{x_{b_l} - x_{a_l}}{y_{b_l} - y_{a_l}}; \quad x'_l = \frac{x_{b_l} - x_{a_l}}{y_{b_l} - y_{a_l}}; \quad \text{тогда в}$$

случае непрерывных плотностей

$$\begin{aligned} \int_{(a_l, b_l)} f(x_l, y_l, x_{0k}, y_{0k}) dl &= \int_{x_{a_l}}^{x_{b_l}} f(x_l, y_l(x_l), x_{0k}, y_{0k}) \times \\ &\times \sqrt{1 + y'_l{}^2(x_l)} dx = f(x_{0l}, y_{0l}, x_{0k}, y_{0k}) \times \\ &\times \int_{x_{a_l}}^{x_{b_l}} \frac{l_l}{x_{b_l} - x_{a_l}} dx = f(x_{0l}, y_{0l}, x_{0k}, y_{0k}) l_l. \end{aligned}$$

Во втором случае получается аналогичный результат:

$$\begin{aligned} \int_{(a_l, b_l)} f(x_l, y_l, x_{0k}, y_{0k}) dl &= \int_{y_{a_l}}^{y_{b_l}} f(x_l(y_l), y_l, x_{0k}, y_{0k}) \times \\ &\times \sqrt{1 + x'_l{}^2(y_l)} dy = f(x_{0l}, y_{0l}, x_{0k}, y_{0k}) \times \\ &\times \int_{y_{a_l}}^{y_{b_l}} \frac{l_l}{y_{b_l} - y_{a_l}} dy = f(x_{0l}, y_{0l}, x_{0k}, y_{0k}) l_l. \end{aligned}$$

С другой стороны, в силу условий Коши-Римана для гармонических функций

$$\frac{\partial \ln r_{lk}}{\partial n} = \frac{\partial}{\partial l} \left(\arctg \frac{y_l - y_k}{x_l - x_k} \right) \quad \text{и поэтому численные}$$

вычисления здесь основываются на представлениях

$$\begin{aligned} \int_{(a_k, b_k)} f(x_k, y_k) \frac{\partial \ln r_{lk}}{\partial n_k} dl &= \\ &= \int_{(a_k, b_k)} f(x_k, y_k) \frac{\partial}{\partial l_k} \left(\arctg \frac{y_l - y_k}{x_l - x_k} \right) dl = \\ &= f(x_{0k}, y_{0k}) \arctg \frac{y_l - y_k}{x_l - x_k} \Big|_{x_{a_k}}^{x_{b_k}} = \\ &= f(x_{0k}, y_{0k}) \left[\arctg \frac{y_l - y_{b_k}}{x_l - x_{b_k}} - \arctg \frac{y_l - y_{a_k}}{x_l - x_{a_k}} \right] = \\ &= f(x_{0k}, y_{0k}) \arctg \frac{\frac{y_l - y_{b_k}}{x_l - x_{b_k}} - \frac{y_l - y_{a_k}}{x_l - x_{a_k}}}{1 + \frac{y_l - y_{b_k}}{x_l - x_{b_k}} \frac{y_l - y_{a_k}}{x_l - x_{a_k}}}, \end{aligned}$$

что оказывается несколько точнее предшествующего.

В случае выполнения граничного условия на отрезке интегрирования (a_k, b_k) для вычисления несобственных интегралов типа потенциалов двойного слоя с ядрами

$$\frac{\partial \ln r_k}{\partial n} \quad \text{и} \quad \frac{\partial K_0(r_k)}{\partial n},$$

где $r_k^2 = (x_k - x_{0k})^2 + (y_k - y_{0k})^2$ в системе координат, связанной с отрезком (a_k, b_k) , неподвижную особую точку выделим полуокружностью сколь угодно малого радиуса ε с центром в точке (x_{0k}, y_{0k}) (рис. 5). Причем, как доказано [4], от положения этой точки на отрезке интегрирования (a_k, b_k) результат не зависит.

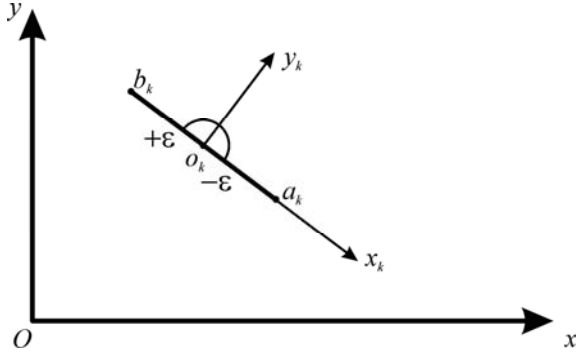


Рис. 5. Элемент профиля с исключенной особой точкой

Таким образом, для исследования предельного значения потенциала двойного слоя с фундаментальным решением уравнения Лапласа в интегральных представлениях (25 – 26), когда точка области течения стремится к границе профиля, имеем последовательно

$$\int_{(a_k, b_k)} f(x_k, y_k) \frac{\partial \ln r_k}{\partial n_k} dl = \int_{x_{a_k}}^{\varepsilon} f(x_k, y_k) \frac{\partial \ln r_k}{\partial y_k} dx + \int_{(C_\varepsilon)} f(x_k, y_k) \frac{\partial \ln r_k}{\partial r_k} \varepsilon d\varphi + \int_{-\varepsilon}^{x_{b_k}} f(x_k, y_k) \frac{\partial \ln r_k}{\partial y_k} dx.$$

Здесь в первом и третьем интегралах ядра непрерывны, так как $r_k \neq 0$, и в предельном случае, когда $y_k \rightarrow 0$ на интервале (a_k, b_k) ,

$$\lim_{y_k \rightarrow 0} \frac{\partial r_k}{\partial y_k} = \lim_{y_k \rightarrow 0} \frac{y_k}{x_k^2 + y_k^2} = 0.$$

Для интеграла по полуокружности получаем стандартный результат [4]:

$$\int_{(C_\varepsilon)} f(x_k, y_k) \frac{\partial \ln r_k}{\partial r_k} \varepsilon d\varphi = f(x_{0k}, y_{0k}) \int_{-\varepsilon}^{\varepsilon} \frac{1}{\varepsilon} \varepsilon d\varphi = \pi f(x_{0k}, y_{0k}). \quad (32)$$

Таким образом, окончательно имеем

$$\int_{(a_k, b_k)} f(x_k, y_k) \frac{\partial \ln r_k}{\partial n_k} dl = \pi f(x_{0k}, y_{0k}). \quad (33)$$

С другой стороны, в силу аналитичности функ-

$$\text{ций} \quad \varphi = \ln \sqrt{(x_k - x_{k0})^2 + (y_k - y_{k0})^2} \quad \text{и}$$

$$\psi = \arctg \frac{y_k - y_{k0}}{x_k - x_{k0}}, \text{ а также условий Коши-Римана:}$$

$$\frac{\partial \varphi}{\partial n} = \frac{\partial \psi}{\partial l},$$

$$\begin{aligned} \int_{(a_k, b_k)} f(x_k, y_k) \frac{\partial \ln r_k}{\partial n_k} dl &= \\ &= \int_{(a_k, b_k)} f(x_k, y_k) \frac{\partial}{\partial l_k} \left(\arctg \frac{y_k - y_{k0}}{x_k - x_{k0}} \right) dl = \\ &= \pi f(x_{0k}, y_{0k}). \end{aligned}$$

В случае уравнения Клейна-Гордона-Фока [5], фундаментальное решение которого исследовалось О. Пикаром [4] и экстремальные значения были приведены выше [5], важно подчеркнуть, что при

$$r_k \leq \varepsilon \quad K_0(r_k) \approx -\frac{1}{2\pi} \ln r_k \text{ и поэтому сохраняется}$$

идеология, приведенная выше, вычисления предельных значений потенциала двойного слоя и в случае уравнения Клейна-Гордона-Фока:

$$\begin{aligned} \int_{(a_k, b_k)} f(x_k, y_k) \frac{\partial K_0(r_k)}{\partial n_k} dl &= \\ &= \int_{(a_k, b_k)} f(x_k, y_k) (\mathbf{n}_k, \nabla K_0(r_k)) dl = \\ &= \int_{(a_k, b_k)} f(x_k, y_k) (\mathbf{n}_k, \mathbf{r}_k) K_1(r_k) dl, \end{aligned}$$

где модифицированные функции Бесселя нулевого K_0 и первого K_1 порядков соответственно имеют интегральные представления [6]:

$$K_0(r_k) = \frac{1}{2\pi} \int_1^\infty \frac{e^{-r_k \tau}}{\sqrt{\tau^2 - 1}} d\tau,$$

$$\text{а} \quad K_1(r_k) = -\frac{1}{2\pi} \int_1^\infty e^{-r_k \tau} \sqrt{\tau^2 - 1} d\tau,$$

и неограниченно возрастают при $r_k \rightarrow 0$ (табл. 1). Поэтому окончательно проведенные вычисления дают

$$\int_{(a_k, b_k)} f(x_k, y_k) \frac{\partial K_0(r_k)}{\partial n_k} dl = -\pi f(x_{0k}, y_{0k}). \quad (34)$$

Предельные значения интегралов в представлениях (28, 29):

$$\begin{aligned} \int_{(a_k, b_k)} [\mathbf{n}_k, \nabla \ln r_k] f(x_k, y_k) dl; \\ \int_{(a_k, b_k)} [\mathbf{n}_k, \nabla K_0(r_k)] f(x_k, y_k) dl \end{aligned}$$

относятся к классу сингулярных интегралов. Дейст-

вительно, на отрезке (a_k, b_k) вектор нормали

$\mathbf{n}_k \equiv \mathbf{j}_k$, а на полуокружности $C_\varepsilon: \mathbf{n}_k \equiv \frac{\mathbf{r}_k}{r_k}$. Тогда

$$\begin{aligned} & \int_{(a_k, b_k)} [\mathbf{n}_k, \nabla \ln r_k] f(x_k, y_k) dl = \\ & = -\mathbf{k} \int_{x_{a_k}}^{\varepsilon} \frac{x_k - x_{k_0}}{(x_k - x_{k_0})^2 + (y_k - y_{k_0})^2} f(x_k, y_k) dx + \\ & \quad + \int_0^{\pi} \left[\frac{\mathbf{r}_k}{r_k}, \frac{\mathbf{r}_k}{r_k} \right] f(x_k, y_k) r_k d\theta - \\ & \quad - \mathbf{k} \int_{-\varepsilon}^{x_{b_k}} \frac{x_k - x_{k_0}}{(x_k - x_{k_0})^2 + (y_k - y_{k_0})^2} f(x_k, y_k) dx, \end{aligned}$$

где $\mathbf{k}$ – орт перпендикулярный плоскости течения.

Таблица 1

Модифицированные функции Бесселя
нулевого и первого порядков

r	K_0	K_1
1,0000000e-003	7,0236888e+000	9,9999624e+002
3,0000000e-003	5,9250901e+000	3,3332370e+002
5,0000000e-003	5,4142890e+000	1,9998521e+002
7,0000000e-003	5,0778511e+000	1,4283762e+002
8,0000000e-003	4,9443404e+000	1,2497822e+002
1,0000000e-002	4,7212447e+000	9,9973894e+001
1,2000000e-002	4,5389795e+000	8,3303100e+001
1,4000000e-002	4,3848933e+000	7,1394378e+001
1,7000000e-002	4,1908485e+000	5,8783659e+001
1,8000000e-002	4,1337308e+000	5,5513854e+001
2,0000000e-002	4,0284573e+000	4,9954718e+001
2,2000000e-002	3,9332412e+000	4,5405783e+001
2,6000000e-002	3,7663957e+000	3,8406080e+001
2,8000000e-002	3,6924019e+000	3,5655598e+001
3,0000000e-002	3,6235295e+000	3,3271488e+001
3,2000000e-002	3,5591178e+000	3,1185063e+001
3,4000000e-002	3,4986261e+000	2,9343798e+001
3,5000000e-002	3,4697073e+000	2,8501970e+001
3,6000000e-002	3,4416066e+000	2,7706841e+001
3,8000000e-002	3,3876842e+000	2,6241938e+001
3,9000000e-002	3,3617833e+000	2,5565736e+001
4,0000000e-002	3,3365415e+000	2,4923286e+001
4,2000000e-002	3,2879075e+000	2,3729996e+001
4,3000000e-002	3,2644573e+000	2,3174898e+001
4,4000000e-002	3,2415494e+000	2,2644980e+001
4,5000000e-002	3,2191595e+000	2,2138564e+001
4,6000000e-002	3,1972649e+000	2,1654117e+001
4,7000000e-002	3,1758444e+000	2,1190239e+001
4,8000000e-002	3,1548780e+000	2,0745643e+001
4,9000000e-002	3,1343471e+000	2,0319150e+001
5,0000000e-002	3,1142340e+000	1,9909674e+001

Здесь понятно, что в любом случае интеграл по дуге окружности C_ε исчезает, а предел исходного интеграла при $y_k - y_{k_0} \rightarrow 0$ существует в смысле главного значения

$$\begin{aligned} & \int_{(a_k, b_k)} [\mathbf{n}_k, \nabla \ln r_k] f(x_k, y_k) dl = \\ & = -\mathbf{k} \int_{x_{a_k}}^{\varepsilon} \frac{f(x_k, y_k)}{x_k - x_{k_0}} dx + \\ & \quad + \mathbf{k} \int_{-\varepsilon}^{x_{b_k}} \frac{f(x_k, y_k)}{x_{k_0} - x_k} dx = \\ & = -\mathbf{k} f(x_{k_0}, y_{k_0}) \times \\ & \quad \times \left\{ \int_{x_{a_k}}^{\varepsilon} \frac{dx}{x_k - x_{k_0}} - \int_{-\varepsilon}^{x_{b_k}} \frac{dx}{x_{k_0} - x_k} \right\} = \\ & = -\mathbf{k} f(x_{k_0}, y_{k_0}) \times \\ & \quad \times \left[\ln \frac{\varepsilon - x_{k_0}}{x_{a_k} - x_{k_0}} + \ln \frac{x_{k_0} - x_{b_k}}{x_{k_0} + \varepsilon} \right]. \end{aligned}$$

И тогда, окончательно, имеем квадратурную формулу

$$\begin{aligned} & \int_{(a_k, b_k)} [\mathbf{n}_k, \nabla \ln r_k] f(x_k, y_k) dl = \\ & = \mathbf{k} f(x_{k_0}, y_{k_0}) \left[\ln \frac{\varepsilon}{\varepsilon} + \ln \frac{x_{k_0} - x_{b_k}}{x_{a_k} - x_{k_0}} \right] = \\ & = -\mathbf{k} f(x_{k_0}, y_{k_0}) \ln \frac{x_{k_0} - x_{b_k}}{x_{a_k} - x_{k_0}}, \end{aligned} \quad (35)$$

которая существует при $x_{b_k} < 0$. Если выбрать $x_{k_0} = 0$, что не сказывается на результатах вычислений, а $x_{a_k} = -x_{b_k}$, то

$$\int_{(a_k, b_k)} [\mathbf{n}_k, \nabla \ln r_k] f(x_k, y_k) dl = 0. \quad (36)$$

В заключение приведем результаты тестовых расчетов аэродинамических характеристик телесного профиля

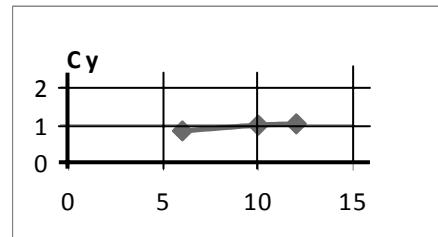


Рис. 6. Зависимость подъемной силы профиля от угла атаки при $h = 0,5$ и в момент времени $t = 0,01$ с

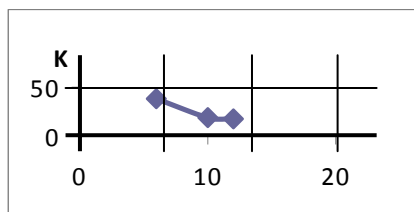


Рис. 7. Зависимость качества профиля от угла атаки при $h = 0,5$ и в момент времени $t = 0,01$ с

Заключение

Представлено развитие нового общего направления численно-аналитического решения широкого класса задач механики сплошных сред. Развита новый подход и формализм в построении граничных интегральных уравнений, эквивалентных начально-краевым задачам основных математических моделей механики жидкости и газа.

Литература

1. Некрасов А.Н. Теория крыла в нестационарном потоке / А.Н. Некрасов. – М.: Изд-во АН СССР, 1947. – 258 с.
2. Голубев В.В. Лекции по теории крыла / В.В. Голубев. – М.: ГИТТЛ, 1949. – 480 с.
3. Лойцянский Л.Г. Механика жидкости и газа / Л.Г. Лойцянский. – М.: Наука, 1970. – 904 с.
4. Бицадзе А.В. Краевые задачи для эллиптических уравнений второго порядка / А.В. Бицадзе. – М.: Наука, 1966. – 204 с.
5. Крашаница Ю.А. Нестационарное движение телесного профиля вблизи поверхности раздела в вязкой среде / Ю.А. Крашаница, Ф.А. Шалал // Авиационно-космическая техника и технология. – 2007. № 3(39). – С. 56-61.
6. Абрамовиц М. Справочник по специальным функциям / Под ред. М. Абрамовиц, И. Стиган. – М.: Наука, 1979. – 832 с.

Поступила в редакцию 2.09.2008

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

ЧИСЕЛЬНА РЕАЛІЗАЦІЯ ПОЧАТКОВО-КРАЙОВОЇ ЗАДАЧІ ОЗЕЕНА РУХУ ТІЛЕСНОГО ПРОФІЛЮ ПОБЛИЗУ ПОВЕРХНІ РОЗПОДІЛУ

Фаяд А. Шалал

На базі узагальнених потенціалів, оригінального апарату векторно-тензорного аналізу й систематичного застосування методу граничних інтегральних рівнянь показана однозначна можливість розв'язання початково-крайових задач формування кінематичних і динамічних характеристик при обтіканні тілесного профілю потоком в'язкої нестисливої рідини в багатозв'язній області. Представлено результати обчислювального експерименту визначення аеродинамічних характеристик при впливі раптового пориву повітря на реальний профіль крила літака, розташований поблизу поверхні розподілу.

Ключові слова: початково-крайова задача Озеена, інтегральні подання рішень, системи інтегральних рівнянь, завихреність, тиск, коефіцієнти піднімальної сили й опору, якість.

NUMERICAL REALIZATION OF INITIAL-REGIONAL OZEEN PROBLEM OF THE CORPORAL PROFILE MOVEMENT NEAR TO THE BOUNDING SURFACE

Fayad A. Shalal

On the basis of the generalized potentials and the original system of vector and tensor analysis and regular application of the boundary integral equations method the resolvability of unequivocal initial-regional problems during kinematics and dynamic characteristics formation is shown at the viscous incompressible liquid stream flow about the corporal profile in multicoherent area. Results of computing experiment of distributed and total aerodynamic characteristics determination are presented at influence of a sudden impulse of air on a real profile of aircraft wing which is located near to the bounding surface.

Key words: system of Ozeen equations, an initial-regional problem, integrated representations of results, systems of the integral equations, vorticity, pressure, factors of elevating force and resistance, polar diagram, aerodynamic quality.

Фаяд А. Шалал (Fayad A. Shalal) – аспірант кафедри аэрогидродинамики Национального аэрокосмического университета им. Н.Е.Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

УДК 532.526

Д.А. РЕДЧИЦ

*Институт транспортных систем и технологий НАНУ, Украина***ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ НЕСТАЦИОНАРНЫХ ТУРБУЛЕНТНЫХ ОТРЫВНЫХ ТЕЧЕНИЙ ПРИ ОБТЕКАНИИ РОТОРА САВОНИУСА**

Сформулирована постановка задачи динамики и аэродинамики роторов вертикально-осевых ветроустановок. Разработано программно-методическое обеспечение для расчета аэродинамических и энергетических характеристик ветроустановок на базе нестационарных осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса (URANS) несжимаемой жидкости. При моделировании турбулентности используется однопараметрическая дифференциальная модель турбулентности SALSA. Решение системы исходных уравнений получено с помощью неявного конечно-объемного численного алгоритма, который базируется на методе искусственной сжимаемости и многоблочных вычислительных технологиях. Выполнен анализ поля течения вокруг ротора Савониуса. Выделены основные стадии формирования вихревой структуры при вращении ротора. Установлено влияние числа Рейнольдса и коэффициента быстроходности на энергетические характеристики ротора Савониуса.

Ключевые слова: ротор Савониуса, ветроагрегат, уравнения Навье-Стокса, модель турбулентности, отрыв потока.

Введение

Ведущую роль в работе ветроэнергетической установки (ВЭУ) играют нестационарные аэродинамические процессы. От продуманности компоновки, оптимизации форм ротора, аэродинамических качеств вращающихся поверхностей зависит конечная эффективность самой ВЭУ.

В то же время, ротор ВЭУ, как и ротор вертолета, пропеллер самолета, газовые турбины, является одним из самых трудных в плане аэродинамического расчета и проектирования. В общем случае при моделировании обтекания ВЭУ необходим учет трехмерных процессов, нестационарности поля течения, вязких эффектов, включая турбулентность и ее крупномасштабную часть.

Известные методики определения аэродинамических и энергетических характеристик ротора ВЭУ основаны на экспериментальных данных [1], импульсной [2] и вихревой теориях [3], численном решении уравнения потенциала [4]. Они используют определенные допущения при постановке задачи (квазистационарность потока, отсутствие учета вязко-невязкого взаимодействия и т.д.). Главными трудностями в расчете нестационарных процессов при обтекании роторов вертикально-осевых (ВО) ВЭУ являются эффекты динамического срыва потока. До настоящего времени ни одна из известных упрощенных моделей не давала возможности адекватно рассчитать аэродинамические характеристики роторов в случае динамического срыва потока.

При конструировании ветроагрегатов необхо-

димо учитывать влияния многих физических процессов (отрыв потока, взаимодействие лопастей, течение в следе и вблизи гондолы ветроагрегата), которые происходят при вращении ВЭУ. Экспериментальные методы исследований зачастую оперируют ограниченными объемами данных. Кроме того, натурные эксперименты не всегда возможны, как по техническим, так и экономическим соображениям.

Развитие численных методов и вычислительной техники позволило применить сложные математические модели для исследования нестационарных процессов при обтекании роторов ВЭУ. Качество получаемых результатов определяется уровнем выбранной модели механики сплошной среды, свойствами численного метода, возможностями разработанного программно-методического обеспечения.

Одним из наиболее эффективных путей моделирования обтекания ротора ВО ВЭУ является применение численных методов решения нестационарных осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса.

1. Постановка задачи

В работе рассматривается ортогональный двухлопастный ротор Савониуса, лопасти которого имеют длину, многократно превышающую хорду (рис. 1). В таком случае можно пренебречь концевыми эффектами на лопастях и воспользоваться гипотезой о плоскопараллельной структуре течений. Таким образом, задача обтекания ВО ВЭУ допускает двумерную постановку в плоскости, перпендику-

лярной оси вращения ротора. Поскольку для максимальных скоростей ветра и значений коэффициента быстроходности локальные числа Маха низкие ($M < 0,3$), поле течения принято несжимаемым.

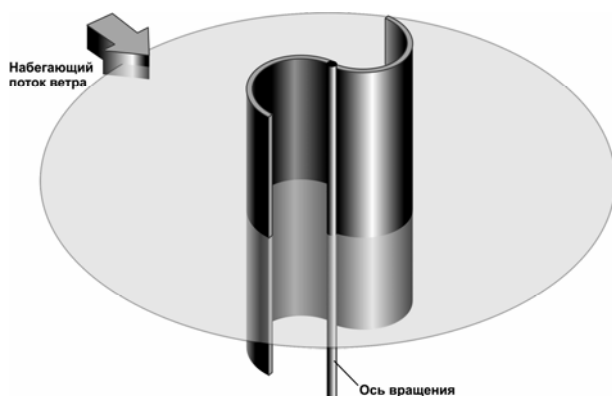


Рис. 1. Расчетная схема для ротора Савониуса

Процессы аэродинамики ветроагрегата описываются осредненными по Рейнольдсу уравнениями Навье-Стокса несжимаемой жидкости:

$$\begin{cases} \frac{\partial u_j}{\partial x_j} = 0; \end{cases} \quad (1)$$

$$\begin{cases} \frac{\partial u_i}{\partial t} + \frac{\partial (u_j u_i)}{\partial x_j} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[v_{\text{eff}} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \right], \end{cases} \quad (2)$$

где x_i , $i=1,2$ – декартовы координаты (x, y); t – время; u_i – декартовы составляющие вектора скорости (u, v); p – давление; ρ – плотность; $v_{\text{eff}} = \nu + \nu_t$ – эффективный коэффициент кинематической вязкости; ν , ν_t – молекулярный и турбулентный коэффициенты кинематической вязкости.

При моделировании турбулентности используется однопараметрическая дифференциальная модель турбулентности Spalart-Allmaras, адаптированная к тензору скоростей деформаций (SALSA) [5].

2. Численный алгоритм

Система исходных уравнений (1) – (2), замкнутая дифференциальной моделью турбулентности, записывалась относительно произвольной криволинейной системы координат. Согласование полей давления и скорости осуществлялось с помощью метода искусственной сжимаемости, модифицированного для расчета нестационарных задач [6]. Для создания дискретного аналога исходных уравнений вокруг ротора ВО ВЭУ в качестве базовых использовались регулярные сетки. В неодносвязных областях применялись многоблочные вычислительные технологии, в которых размерность отдельных пере-

секающихся сеток (блоков) не связана между собой. Такой подход позволил выработать единую методологию расчета течений вязкой жидкости вокруг роторов ВО ВЭУ сложной геометрической формы.

Система исходных уравнений интегрировалась численно с использованием метода контрольного объема. Для конвективных потоков использовалась противопоточная аппроксимация, основанная на схеме Р. Roe [7] третьего порядка точности. В моделях турбулентности для аппроксимации конвективных слагаемых применялась схема TVD с ограничителем потоков ISNAS [8] третьего порядка. Производные в вязких членах аппроксимировались центрально-разностной схемой второго порядка.

Алгоритм решения уравнений базируется на трехслойной неявной схеме с подытерациями по псевдовремени второго порядка точности по физическому времени.

3. Обсуждение результатов

Проведена верификация и тестирование разработанного алгоритма и комплекса программ на задачах о течении в каверне, задаче Блазиуса, обтекании неподвижного и вращающегося цилиндров, неподвижного и колеблющегося профилей [9 – 14].

3.1. Условия физического и вычислительного экспериментов

В работе [15] выполнено экспериментальное изучение двухлопастного ротора Савониуса в низкоскоростной аэродинамической трубе с целью определения аэродинамических и энергетических характеристик.

Скорость невозмущенного потока составляла $U_\infty = 7$ м/с и $U_\infty = 14$ м/с, что соответствует числам Рейнольдса, рассчитанным по диаметру ротора $Re = 4,32 \times 10^5$ и $Re = 8,64 \times 10^5$.

Лопастей ротора в своем сечении имеют полуокружности с радиусом $r = 0,25$ м (рис. 2) [15]. Радиус вращения R измерялся от оси вращения до внешней грани лопастей.

3.2. Неподвижный ротор Савониуса

Ротор Савониуса фиксировался при различных углах относительно потока с шагом $\Delta\theta = 10^\circ$. Полученные данные представлены в виде изменения осредненного по времени коэффициента крутящего момента от углового положения ротора Савониуса (рис. 3). Начальное угловое положение ротора соответствует рис. 2. Увеличение углового положения направлено по часовой стрелке.

Для большинства угловых положений двухлопастного ротора Савониуса осредненный по времени коэффициент крутящего момента положительный, а для углов $55^\circ < \theta < 80^\circ$ – отрицательный (рис. 3). С тем, чтобы обеспечить самозапуск ротора Савониуса из любого начального положения, крутящий момент должен превосходить сумму момента приложенной нагрузки и момента трения системы. Исходя из этих соображений, минимальная величина коэффициента крутящего момента должна определяться размерами ротора Савониуса, необходимыми для самозапуска.

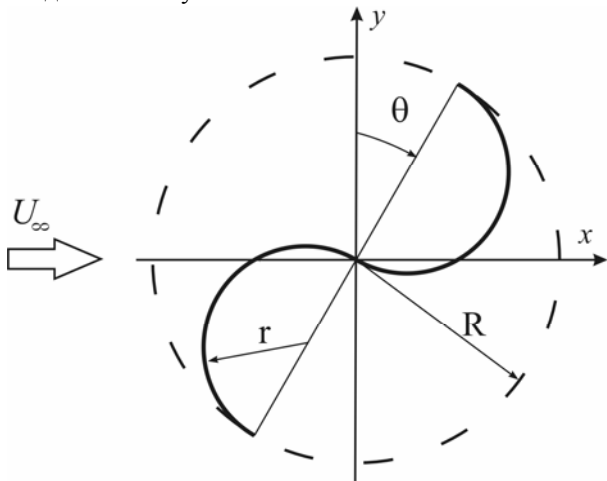


Рис. 2. Схема двухлопастного ротора Савониуса

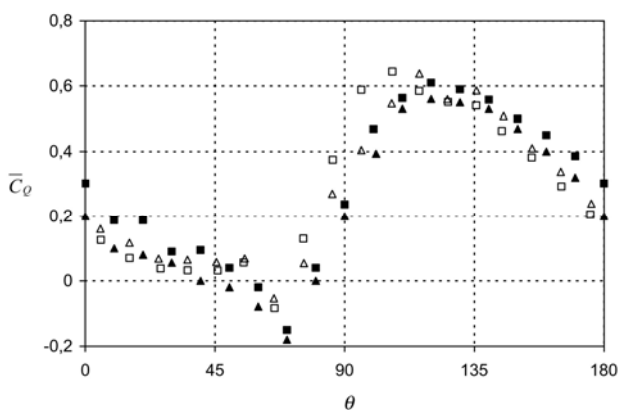


Рис. 3. Изменение осредненного по времени коэффициента крутящего момента $\bar{C}_Q$ для различных угловых положений θ ротора Савониуса $\Delta, \square$ – эксперимент ($Re = 4,32 \times 10^5$, $Re = 8,64 \times 10^5$) [15]; $\blacktriangle, \blacksquare$ – настоящая работа ($Re = 4,32 \times 10^5$, $Re = 8,64 \times 10^5$)

Полученные результаты свидетельствуют о том, что двухлопастный ротор Савониуса лучше не использовать в качестве стартовой системы, потому

что он обладает отрицательными значениями осредненного коэффициента крутящего момента. Эта проблема может быть решена путем использования комбинации установленных двух роторов Савониуса, смещенных на угол 90° относительно друг друга.

Число Рейнольдса оказывает влияние на коэффициенты крутящего момента (рис. 3). Смещение кривой коэффициента крутящего момента является следствием задержки отрыва потока на лопастях с ростом числа Рейнольдса от $4,32 \times 10^5$ до $8,64 \times 10^5$, что приводит к небольшому улучшению аэродинамических свойств ротора.

3.3. Подвижный ротор Савониуса

Анализ поля течения и энергетических характеристик ротора Савониуса выполнены при фиксированном коэффициенте быстроходности.

При взаимодействии с набегающим потоком ветра ротор Савониуса генерирует сложное поле течения с большими рециркуляционными зонами. Вращение роторов Савониуса при коэффициенте быстроходности ($\lambda = 1,4$) характеризуется квазистационарным режимом течения. Периодичность в структуре течения вокруг ротора наблюдается через 180° . При этом можно выделить четыре характерные стадии. Визуализация обтекания выполнена с помощью контуров завихренности.

Стадия 1. Ротор Савониуса вращается с угловой скоростью $\omega = 2,8$. За начальное положение выбирается угол, когда лопасть 1 обращена по потоку $\theta = 0^\circ$ (рис. 4, а). В этот момент времени на конце первой лопасти формируется вихрь **a**. Его вращение направлено по часовой стрелке. В области, охватываемой лопастью, расположен вихрь **b**, который постепенно смещается в направлении конца лопасти 1. Вихрь **c**, зародившийся на внешней поверхности первой лопасти, отнесется потоком во внутреннюю область, охватываемую второй лопастью. На ее конце происходит формирование тонкого вытянутого вихря **e**. На внешней поверхности второй лопасти, которая обращена навстречу потоку, происходит образование вихря **f**. В следе ветроагрегата находятся вихри **g** и **k**, которые сорвались с лопастей 2 и 1, когда они были в этом угловом положении. Их интенсивность резко падает по мере удаления от ветроагрегата.

Стадия 2. При повороте ротора на 45° вихрь **a** оторвался от лопасти 1 (рис. 4, б). Вихрь **b** взаимодействует с концом этой лопасти и вихрем **a**, увеличивая его интенсивность. Вихрь **c** смещается в

центральную область второй лопасти. Интенсивность вихря **e**, который является следствием взаимодействия набегающего потока и вращающейся лопасти, усиливается. Продолжая свой рост, вихрь **f** прижимается набегающим потоком к внешней поверхности второй лопасти. Интенсивность вихря **g** уменьшается, по мере того как он сносится вниз по потоку.

Стадия 3. Угловое положение ротора $\theta = 90^\circ$ (рис. 4, в) характеризуется дальнейшим смещением вихря **a** вниз по потоку. Вихрь **b** теряет свою интенсивность и диссипирует на наветренной стороне лопасти 1. Вихрь **c** вращается по часовой стрелке и постепенно перемещается к центру внутренней области, охватываемой лопастью 2. Вихрь **g**, теряя часть своей поступательной и вращательной скорости, медленно переносится основным течением вниз по потоку.

Стадия 4. При повороте ротора Савониуса на угол $\theta = 135^\circ$ (рис. 4, г) вихри **a** и **g** сносятся потоком и формируют след от лопастей, которые находились в верхнем (с точки зрения рисунка) положении. Вихрь **c** отбрасывается центробежной силой к центру второй лопасти. Разрушение большого вихря **e** приводит к образованию каскада более мелких вихрей. Вихрь **f** начинает распадаться на систему отдельных вихрей, которые не покидают внутреннее пространство ротора, а остаются как бы «связанные» с лопастью ротора. На конце первой лопасти продолжает формироваться вихрь **n**, который в дальнейшем пройдет те же стадии, что и вихрь **e**. Зарождение вихря **m** обусловлено началом движения второй лопасти по потоку.

Угловое положение ротора 180° (рис. 4, д) эквивалентно положению ротора при 0° . При этом можно выделить периодичность в генерации вихрей по завершению полного цикла стадий: $a \rightarrow m$, $b \rightarrow c$, $c \rightarrow f$, $e \rightarrow n$, $g \rightarrow a$, $k \rightarrow g$.

Изменения осредненных за один оборот коэффициентов мощности двухлопастного ротора Савониуса при различных коэффициентах быстроходности приведены на рис. 5.

Максимумы осредненных коэффициентов крутящего момента ($\bar{C}_Q = 0,40$) двухлопастного ротора Савониуса соответствует коэффициенту быстроходности $\lambda = 0,4$.

Максимумы значений коэффициентов мощности лежат в диапазоне $\bar{C}_P = 0,23 - 0,24$ в области значений коэффициента быстроходности $\lambda = 0,8$ для двухлопастного ротора Савониуса.

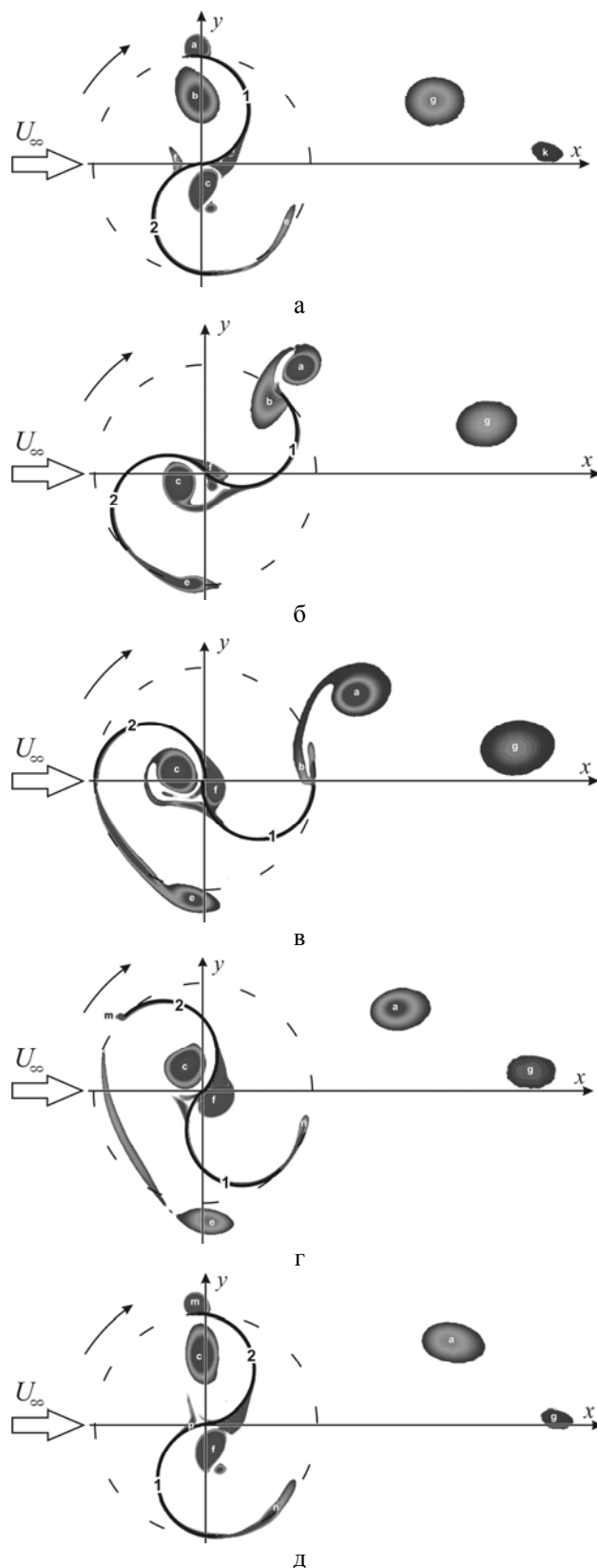


Рис. 4. Контуры завихренности возле подвижного ($\lambda = 1,4$) двухлопастного ротора Савониуса:

$a - \theta = 0^\circ$; $б - \theta = 45^\circ$; $в - \theta = 90^\circ$;
 $г - \theta = 135^\circ$; $д - \theta = 180^\circ$

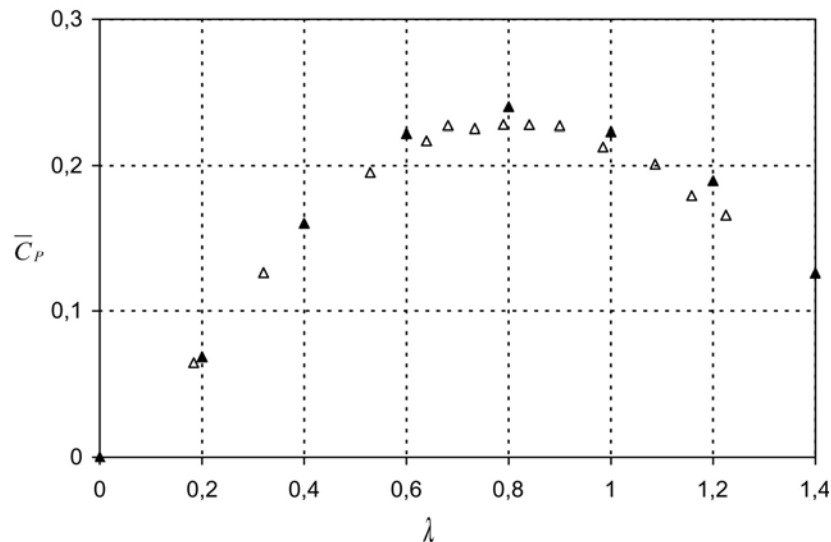


Рис. 5. Зависимость осредненного за один оборот коэффициента мощности $\bar{C}_p$ от коэффициента быстроходности λ двухлопастного ротора Савониуса:

$\Delta, \square$ – эксперимент [15] ($Re = 4,32 \times 10^5$, $Re = 8,64 \times 10^5$);

$\blacktriangle, \blacksquare$ – настоящая работа ($Re = 4,32 \times 10^5$, $Re = 8,64 \times 10^5$)

Заключение

В результате проведенных исследований аэродинамики вертикально-осевых ветроэнергетических установок на основе уравнений Навье-Стокса выполнен анализ структуры и закономерностей развития нестационарных турбулентных несжимаемых течений при обтекании ротора Савониуса.

Установлено, что для большинства угловых положений неподвижного двухлопастного ротора Савониуса осредненный по времени коэффициент статического крутящего момента положительный, а для углов $55^\circ < \theta < 80^\circ$ – отрицательный. Увеличение числа Рейнольдса приводит к небольшому улучшению аэродинамических свойств ротора.

Выделены основные стадии формирования вихревой структуры при вращении ротора Савониуса. Полученные результаты удовлетворительно согласуются с известными экспериментальными данными.

Литература

1. Кривцов В.С. Неисчерпаемая энергия / В.С. Кривцов, А.М. Олейников, А.И. Яковлев. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2003. – 919 с.
2. Templin R.J. Aerodynamic performance theory for the NRC vertical-axis wind turbine / R.J. Templin // NRC of Canada. Rep. LTR-160. – 1974. – P. 185.
3. Strickland J.H. A vortex model of the Darrieus turbine: an analytical and experimental study / J.H. Strickland // Sandia laboratories report SAND79-7058. – 1980. – P. 253.

4. Проїсс Р.Д. Аэродинамика винта в нестационарном потенциальном потоке и ее приложение к расчету крыльчатых ветряков / Р.Д. Проїсс, Э.О. Сусью, Л. Морино // Ракетная техника и космонавтика. – 1980. – № 5. – С. 44-53.

5. Rung T. Restatement of the Spalart-Allmaras eddy-viscosity model in strain-adaptive formulation / T. Rung, U. Bunge, M. Schatz, F. Thiele // AIAA Journal. – 2003. – Vol. 4, № 7. – P. 1396-1399.

6. Rogers S.E. An upwind differencing scheme for the time-accurate incompressible Navier-Stokes equations / S.E. Rogers, D. Kwak // AIAA Journal. – 1990. – Vol. 28, № 2. – P. 253-262.

7. Roe P.L. Approximate riemann schemes / P.L. Roe // J.of Comp.Physics. – 1981. – Vol. 43. – P. 357-372.

8. Zijlema M. On the construction of third-order accurate TVD scheme using Leonards normalized variable diagram with application to turbulent flows in general domains / M.Zijlema // Delft University of Technology: Technical Report DUT-TWI-94-104. – 1994. – 25 p.

9. Редчиц Д.А. Алгоритм численного решения двумерных течений несжимаемой жидкости на основе уравнений Навье-Стокса и его верификация / Д.А.Редчиц // Вісник Дніпропетровського ун-ту. Механіка. – 2004. – Вип.8. Т. 1, № 6. – С. 67-75.

10. Приходько А.А. Численное моделирование нестационарного течения в следе за цилиндром на основе уравнений Навье-Стокса / А.А. Приходько, Д.А. Редчиц // Прикладная гидромеханика. – 2005. – Т. 7, № 1. – С. 56-71.

11. Приходько А.А. Численное моделирование эффекта Магнуса на основе уравнений Навье-Стокса / А.А. Приходько, Д.А. Редчиц // Вісник Дніпропетровського ун-ту. Механіка. – 2005. – Т.1, № 7. – С. 40-60.

12. Приходько А.А. Численное моделирование дозвукового обтекания осциллирующего профиля на основе уравнений Навье-Стокса / А.А. Приходько, Д.А. Редчиц // *Техническая механика*. – 2006. – № 1. – С. 104-114.

13. Приходько А.А. Компьютерное моделирование аэродинамики подвижных роторов ветроагрегатов Дарье и Савониуса / А.А. Приходько, Д.А. Редчиц // *Аэрогидродинамика: проблемы и перспективы*. – 2006. – Т. 2. – С. 120-142.

14. Приходько А.А. Численное моделирование нестационарных турбулентных отрывных несжимаемых течений на основе уравнений Навье-Стокса / А.А. Приходько, Д.А. Редчиц // *Актуальні аспекти фіз.-мех.-х досліджень*. – 2007. – № 1. – С. 261-279.

15. Blackwell B.F. Wind tunnel performance data for two- and three-bucket Savonius Rotors / B.F. Blackwell, R.E. Sheldahl, L.V. Feltz // *Sandia National Laboratories. SAND76-0131*. – 1976. – P. 105.

Поступила в редакцию 14.09.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф. В.А. Задонцев, МНПК "ВЕСТА", Днепропетровск.

ЧИСЕЛЬНЕ МОДЕЛЮВАННЯ НЕСТАЦІОНАРНИХ ТУРБУЛЕНТНИХ ВІДРИВНИХ ТЕЧІЙ ПРИ ОБТІКАННІ РОТОРА САВОНІУСА

Д.О. Редчиць

Сформульовано постановку задачі динаміки й аеродинаміки роторів вертикально-осьових вітроустановок. Розроблено програмно-методичне забезпечення для розрахунку аеродинамічних і енергетичних характеристик вітроустановок на базі осереднених за Рейнольдсом рівнянь Нав'є-Стокса (URANS) нестисливої рідини. При моделюванні турбулентності використовується однопараметрична диференціальна модель турбулентності SALSA. Розв'язок системи вихідних рівнянь отримано за допомогою неявного кінцево-об'ємного чисельного алгоритму, що базується на методі штучної стисливості й багатоблочних обчислювальних технологіях. Обговорюються результати розрахунку ротора Савоніуса з різною кількістю й геометричними характеристиками лопатей. Виконано аналіз поля течії навколо ротора Савоніуса. Виділено основні стадії формування вихрової структури при обертанні двох- і трилопатєвого ротора Савоніуса. Встановлено вплив числа Рейнольдса, коефіцієнтів швидкохідності та заповнення на енергетичні характеристики ротора.

Ключові слова: ротор Савоніуса, вітроагрегат, рівняння Нав'є-Стокса, модель турбулентності, відрив потоку.

NUMERICAL SIMULATION OF UNSTEADY TURBULENT SEPARATED FLOWS AROUND SAVONIUS ROTOR

D.A. Redchits

The statement of problem of dynamic and aerodynamics of vertical-axis wind turbine rotor is formulated. CFD code for calculation of aerodynamic and power characteristics of wind turbine on the basis of incompressible Reynolds average Navier-Stokes equations (URANS) is developed. The one-equation differential model of turbulence SALSA is used. The solution of a system of equations is obtained with the help of implicit finite volume numerical algorithm which is founded on a method of artificial compressibility and multiblock computational technologies. Outcomes of calculation of Savonius rotor with different quantity and geometrical performances of blades are considered. The analysis of flow field around of Savonius rotor is executed. The main stages of structure formation at rotation of two and three-blade Savonius rotor are separated. The influence of Reynolds numbers, tip-speed-ratios and solidity on power characteristics of Savonius rotors is determined.

Key words: Savonius rotor, wind turbine, Navier-Stokes equations, turbulence model, flow separation.

Редчиц Дмитрий Александрович – канд. физ.-мат. наук, старший научный сотрудник Института транспортных систем и технологий НАН Украины, Днепропетровск, Украина, e-mail: Redchits_DA@ua.fm.

УДК 519.6: 629.7.036.3

А.В. МЕНЯЙЛОВ¹, А.А. ТРОНЧУК², Е.М. УГРЮМОВА²¹ ОАО «Мотор-Сич», Украина² Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина

ПРИМЕНЕНИЕ ЭВОЛЮЦИОННЫХ МЕТОДОВ ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ ОПТИМИЗАЦИИ КОМПРЕССОРОВ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Предложен эволюционный метод для решения задачи выбора закона регулирования поворотными направляющими аппаратами в многоступенчатом осевом компрессоре с целью обеспечения максимальных КПД вдоль линии рабочих режимов при заданных запасах устойчивости. Рассматриваемая задача относится к классу многокритериальных задач параметрической оптимизации. Предложен подход к решению поставленной задачи путем сведения ее к задаче модификации. Применение предлагаемого подхода, а также процедуры адаптации при выборе параметров генетического алгоритма, используемого в эволюционном методе, обеспечивает существенное снижение информационной сложности алгоритма поиска рационального решения. Рассмотрен пример реализации предлагаемого метода при выборе закона регулирования поворотными входным и направляющими аппаратами первых трех ступеней многоступенчатого осевого компрессора современного турбореактивного двигателя для пассажирского регионального самолета.

Ключевые слова: теория больших систем, оптимизация, эволюционные методы, турбореактивные двигатели, осевой многоступенчатый компрессор.

Введение

Актуальной технической проблемой современного авиадвигателестроения и энергетического машиностроения является обеспечение высокой экономичности и запасов устойчивости компрессоров турбореактивных двигателей (ТРД) в широком диапазоне режимов их работы. Данная проблема может решаться экспериментальным путем. Однако существенное снижение затрат на экспериментальные исследования, связанных с поиском оптимальных параметров и законов регулирования ими для обеспечения эффективной работы компрессоров, возможно за счет внедрения в практику проектирования ТРД современных методов и средств информационной технологии решения задач системной оптимизации.

Задачи определения оптимальных параметров ТРД могут быть сведены к многокритериальным задачам параметрической оптимизации (МЗПО). Однако даже МЗПО проектных и режимных параметров, управляющих переменных турбореактивных двигателей относятся к трансвычислительным задачам, требующим высокой информационной ресурсоемкости.

Поэтому актуальной научной проблемой является развитие подходов, разработка новых эффективных математических методов и алгоритмов численного решения этих задач.

В настоящее время для решения задач оптимизации широкое распространение получили генетические и эволюционные алгоритмы. Привлекательной их особенностью является возможность нахождения точки глобального экстремума для нелинейных невыпуклых функций, имеющих в области их определения несколько локальных экстремумов. Так, например, в работе [1] представлен эволюционный метод и особенности его применения для проектирования венцов компрессоров. В работе [2] представлено эффективное применение генетического алгоритма (ГА) для решения задачи модификации ТРД. Классификация ГА и примеры их применения при решении ряда практических задач оптимизации представлены в работе [3]. В работах [4, 5] предложен подход к решению задачи системной оптимизации параметров венцов компрессоров ТРД путем сведения ее к задаче модификации, представлены постановка задачи модификации и метод ее решения, основанный на использовании классического ГА.

Очевидно, что с практической точки зрения целесообразно продолжение работ в направлении разработки новых методов и совершенствования алгоритмов численного решения МЗПО параметров ТРД с целью снижения их информационной сложности.

В данной работе предложен эволюционный метод решения задачи выбора закона регулирования поворотными направляющими аппаратами в многоступенчатом осевом компрессоре (МОК) с целью

обеспечения максимальных КПД вдоль линии рабочих режимов (ЛРР) при заданных запасах устойчивости. Рассматриваемая задача относится к классу МЗПО. Предложен подход к решению поставленной задачи путем сведения ее к задаче модификации. Применение предлагаемого подхода, а также процедуры адаптации при выборе параметров ГА, используемого в эволюционном методе, обеспечивает существенное снижение информационной сложности алгоритма поиска рационального решения. Рассмотрен пример реализации предлагаемого метода при выборе закона регулирования поворотными входным и направляющими аппаратами первых трех ступеней многоступенчатого осевого компрессора современного ТРД для пассажирского регионально-го самолета.

Постановка задачи исследования

Будем рассматривать частный случай задач принятия решений – задачи реконструкции (модификации) [4, 5].

Будем характеризовать объект, подлежащий реконструкции, разными группами параметров: режимными и проектными Π° , которые задаются конструктором; фазовыми переменными или переменными состояниями Φ° , устанавливаемыми в процессе расчетов по заданным замыкающим соотношениям; управляющими или регулирующими переменными U° , выбор которых определяется типом задачи.

Пусть $W_j^\circ = (w_{1j}^\circ, w_{2j}^\circ, \dots, w_{lj}^\circ)$ – множество оценок j -го проектного решения по критериям $W_j = (w_{1j}, w_{2j}, \dots, w_{lj})$ на системе предпочтений G , сконструированных в виде системы правил формирования вектора U° ($U^\circ \in D_U$). Здесь область $D_U \subset U$ – область допустимых управлений. Тогда множество $V = \{v_j^\circ\}$, $v_j^\circ = (\Pi_j^\circ, U_j^\circ, \Phi_j^\circ, W_j^\circ)$, $j = 0 \dots J$ есть множество альтернатив.

Процедура выбора рациональных проектных решений реализует отображение $F(V, G): V \rightarrow \hat{V}$, а результат ее применения – подмножество $\hat{V} \subseteq V$ рациональных альтернатив, которые составляют элементы, недоминируемые относительно критериев W° , входящих в применяемую систему предпочтений G .

Задача реконструкции (модификации) сложной технической системы математически формулируется следующим образом: задан прототип v_0° , множество альтернатив $V = \{v_i^\circ\}$ и система предпочтений G . Требуется найти такое допустимое управление $U^\circ(\Phi^\circ)$ ($U^\circ \in D_U$), которое перевело бы систему из

заданного состояния v_0° в другое допустимое состояние $\hat{v}^\circ \in \hat{V}$ в системе предпочтений G .

Рассмотрим задачу выбора закона регулирования поворотными направляющими аппаратами в МОК с целью обеспечения максимальных КПД вдоль ЛРР при заданных запасах устойчивости:

$$\Delta K_y = \left[\frac{\left(\pi_k^* / G_B \right)_{\text{ГУР}}}{\left(\pi_k^* / G_B \right)_{\text{ЛРР}}} - 1 \right] \cdot 100\%,$$

где π_k^* – степень повышения давления;

G_B – массовый расход воздуха;

ГУР – граница устойчивых режимов работы МОК.

Известными являются проектные и режимные параметры, характеристики прототипа. В качестве управляющей переменной выбран вектор $\bar{v}$, компонентами которого являются углы установки входного направляющего аппарата (ВНА) и направляющих аппаратов (НА) m первых ступеней МОК.

В качестве критериев качества решений задачи используются КПД η_k^* , степень повышения давления π_k^* и запас устойчивости ΔK_y МОК.

Требуется определить функцию

$$\bar{v}_{\text{opt}}(\bar{n}) = \arg \max_{\bar{v}} \{ \eta_k^*[\bar{v}(\bar{n}), \Pi^\circ] : \bar{v} \in D_U, \Pi^\circ \in D_\Pi \},$$

где $D_U = \{ \bar{v} \in U : \Delta K_y(\bar{n}) = \Delta K_y^*(\bar{n}) \}$;

D_Π – множество точек (G_B, π_k^*) на характеристике МОК, соответствующих ЛРР.

Для решения поставленной МЗПО, сводящейся к задаче модификации [4, 5], использовался приведенный ниже эволюционный метод.

Эволюционный метод решения задачи оптимизации (модификации)

Определим эволюционный метод как модификацию классического ГА для решения задачи оптимизации (модификации) параметров функциональных элементов (ФЭ) сложных технических систем (СТС). В данной работе представлены описание классического ГА и элементы новизны, отличающие предлагаемый эволюционный метод от классического ГА.

Большинство задач, решаемых при помощи ГА, обычно имеют один критерий качества. В нашем случае рассматривается МЗПО, сводящаяся к задаче модификации [4, 5], в которой в качестве критериев качества были приняты: КПД η_k^* , степень повыше-

ния давления π_k^* и запас устойчивости ΔK_y МОК.

Были введены оценки рациональных, полученных в результате решения задачи модификации, и желаемых фазовых переменных: $\Delta \hat{w}_i^0 = \frac{\hat{\Phi}_i - (\Phi_i)_0}{(\Phi_i)_0}$,

$\Delta w_i^* = \frac{\Phi_i^* - (\Phi_i)_0}{(\Phi_i)_0}$, а также множество оценок решения задачи по критериям:

$$W^0 = \{w_i^0\}, w_i^0 = |\Delta w_i^0(\bar{v}) - \Delta w_i^*|, i = 1...3,$$

где $\Phi_i = \{\eta_k^*, \pi_k^*, \Delta K_y^*\}$, величины Φ_i^* – соответствуют желаемым значениям. Нами использовался обобщенный критерий оптимальности –

$$\hat{w}^0 = \min_{\bar{v}} \max_i \left\{ \begin{array}{l} \lambda_i^1 w_i^0(\bar{v}), i = 1...I, \bar{v} \in D_U : \\ \lambda_i^1 = w_1^0(\bar{v}) / w_i^0(\bar{v}), \\ \lambda_i^1 \in [\lambda_i^1(\bar{v}), \lambda_i^1(\bar{v}_0)] \end{array} \right\},$$

который удовлетворяет аксиомам оптимальности по Парето и равенству нормированных оценок частных критериев, с приоритетом первого критерия.

Работа классического ГА начинается с задания ограничивающих условий на управляющие переменные, которыми манипулирует ГА. Обычно такие условия задаются системой неравенств, ограничивающих каждую управляющую переменную с двух сторон

$$a_i \leq \phi_i \leq b_i, i = 1...N,$$

где ϕ_i – набор из N управляющих переменных;

a_i и b_i – их нижние и верхние границы, соответственно.

В ограниченной таким образом области поиска случайным образом формируется начальный набор переменных.

В нашем случае ограничения задавались в виде $\phi \in O(\bar{M}, \bar{R})$, где $O(\bar{M}, \bar{R})$ – окружность с центром в $\bar{M}$ и радиусом $\bar{R}$. Этот способ является более удобным при переходе от детерминированной постановки задачи к стохастической.

Далее набор переменных ϕ_i , соответствующий какому-либо решению, будем называть особью, а общий набор особей – популяцией. После определения начальной популяции необходимо привести численное представление набора переменных ϕ_i к такому виду, с каким можно будет работать в дальнейшем (геновая запись). В данной модификации ГА применяется двоичное кодирование. Для того чтобы поместить группу действительных чисел в двоичный код, применяется следующая методика. Каждое действительное число округляется до целого с за-

данной точностью p путем домножения на 10^p , после чего полученное целое число преобразуется в двоичное. Далее полученный таким образом двоичный код дописывается в конец генома. После обработки всего набора ϕ_i получаем ген особи в двоичной записи.

После образования начального множества и его зашифровки начинается работа самого ГА. В данной модификации общая схема расчета не отличается от классической (рис. 1).

В качестве механизма выбора родительских особей был выбран механизм рулетки. Данный механизм позволяет отбирать особи с лучшим значением функции приспособленности Fitness с большей вероятностью, чем при равномерной выборке. Кроме механизма рулетки действует также и элитарный отбор. Это значит, что для каждой новой популяции сохраняется несколько особей с наилучшей приспособленностью из предыдущей популяции. Элитарный отбор способствует быстрой сходимости алгоритма.



Рис. 1. Схема работы классического ГА

Кроссовер и мутация в данном алгоритме основаны на стандартной одноточечной схеме. Одноточечный кроссовер моделируется следующим образом.

Пусть имеются две родительские особи с хромосомами $X = \{x_i, i \in [0, L]\}$ и $Y = \{y_i, i \in [0, L]\}$, где L – длина хромосомы особи. Случайным образом определяется точка внутри хромосомы (точка разрыва), в которой обе хромосомы делятся на две части и обмениваются ими.

Одноточечная мутация моделируется путем изменения случайного гена в геноме особи. В случае двоичного кодирования информации мутация за-

ключается в том, что случайный бит гена изменяется на противоположный.

После проведения операций кроссовера и мутации выбирается наиболее приспособленная особь (особь с наиболее подходящей функцией приспособленности) и помещается в набор особей для следующей итерации алгоритма. Для предохранения популяции от доминирования неоптимальной хромосомы и тем самым для предотвращения преждевременной сходимости ГА использовалось масштабирование функции приспособленности:

$$\text{Fitness} = 1 - \exp(-M \cdot \hat{w}^\circ), \quad M > 1.$$

Итерации повторяются до тех пор, пока не будет выполнено условие остановки. Данным условием может служить либо выполнение максимально допустимого количества итераций, либо отсутствие изменений с заданной точностью в соответствии с выбранным критерием качества в популяции на протяжении определенного количества шагов.

В качестве параметров настроек ГА были взяты следующие величины: максимальное количество итераций – 50; вероятность кроссовера – 0,9; вероятность мутации – 0,01; размер популяции – 20; критерий остановки алгоритма – по достижению максимального количества итераций, схема отбора родительских особей – рулетка в совокупности с элитарным отбором, мутация и кроссовер – стандартные одноточечные.

Дополнительной особенностью предложенного эволюционного метода является применение процедуры адаптации. Суть этой процедуры заключается в следующем. После первого запуска ГА с малым числом итераций получаем особь с наилучшей для данных настроек ГА функцией приспособленности. Вычисляем дисперсию управляющих переменных для этой особи в области последней популяции ГА. В последующих итерациях инициализация начального поколения осуществляется по нормальному закону распределения относительно оптимального аргумента и дисперсии, найденных на предыдущих итерациях. Процедура адаптации позволяет снизить информационную сложность алгоритма.

Методика решения задачи оптимизации (модификации)

Обычно задачу оптимизации параметров МОК решают следующим образом. Для выбранного набора управляющих переменных вначале решают прямую задачу расчета характеристик, положения точек ГУР на характеристиках для $\bar{n} = \text{var}$, ЛРР МОК (см. рис. 2) и $\Delta K_y(\bar{n})$.

Расчеты многократно повторяют в соответствии с используемым методом оптимизации до тех

пор, пока не будет найден рациональный, удовлетворяющий введенным ограничениям, вариант решения.

Прежде чем перейти к изложению предлагаемой методики проведем анализ особенностей поставленной задачи.

Очевидно, что добиться увеличения ΔK_y можно уменьшением $(\pi_k^*/G_B)_{\text{ЛРР}}$, либо увеличением $(\pi_k^*/G_B)_{\text{ГУР}}$.

Если ЛРР задана аналитически, например уравнением вида

$$\pi_k^* = c_0 + c_1 \cdot G_B,$$

то увеличения ΔK_y можно добиться только увеличением $(\pi_k^*/G_B)_{\text{ГУР}}$.

Теперь представим себе, что мы решаем задачу модификации – задачу нахождения вектора $\bar{u}_{\text{opt}}(\bar{n})$, компонентами которого являются углы установки ВНА и НА, обеспечивающего максимальный КПД МОК при $\bar{n} = \text{const}$ для желаемых $(G_B, \pi_k^*)^*$, например, для точки 2, как это представлено на рис. 3.

На основе анализа результатов предварительных расчетных исследований было выявлено, что смещение точки $(G_B, \pi_k^*)^*$ в сторону меньших G_B вдоль ЛРР, (например, от точки 1 к точке 2, как это представлено на рис. 3 при $\bar{n} = \text{const}$) приводит к увеличению ΔK_y .

Зачастую при наличии заданной рабочей точки МОК проектируется таким образом, чтобы удовлетворять условию максимума КПД и ΔK_y именно для этой точки.

Но для режимов работы при $\bar{n} < 1$ – КПД и ΔK_y как правило уменьшаются. Самый простой способ предотвратить такое снижение – использование НА с регулируемыми углами установки лопаток.

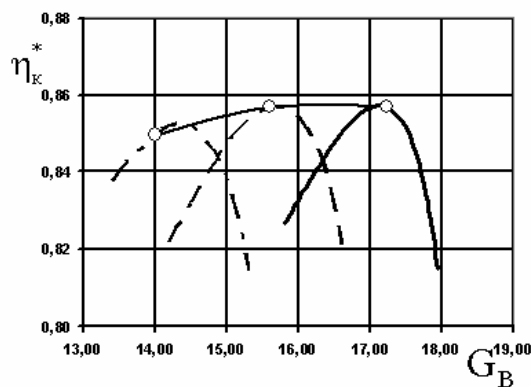
Для успешного применения такого способа регулирования необходимо найти рациональный закон регулирования поворотными НА.

Ниже предложена методика определения закона регулирования на базе эволюционного метода решения МЗПО, сводящейся к задаче модификации.

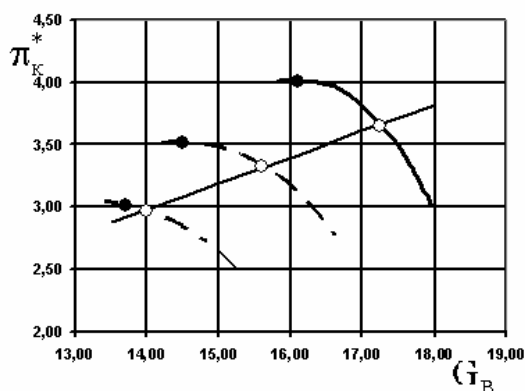
Предлагаемая методика включает следующие этапы.

1. Выполняем расчеты напорных характеристик, положения точек ГУР на характеристиках для $\bar{n} = \text{var}$, ЛРР для исходного варианта МОК (рис. 2).

2. Для выбранного $\bar{n} = \text{const}$ задаемся набором точек $(G_B, \pi_K^*)_j$, $j = 0 \dots J$ вдоль ЛРР (направление поиска решений представлено на рис. 3 вектором, соединяющим точки 1 и 2), где $(G_B, \pi_K^*)_0$ – соответствует исходному варианту МОК. Для каждой j -й точки решаем задачу модификации МОК. Для каждого из полученных наборов управляющих переменных решаем прямую задачу расчета характеристик, положения на них точек ГУР и ЛРР, $\Delta K_y(\bar{n})$ для модифицированного варианта МОК. Расчеты выполняем J раз при $\bar{n} = \text{const}$, до тех пор, пока не будет достигнуто условие $\Delta K_y(\bar{n}) = \Delta K_y^*(\bar{n})$. Полученный на J -м шаге вектор $\vec{v}_{\text{opt}}$ является элементом множества $\{\vec{v}_{\text{opt}}(\bar{n})\}$, определяющим искомый закон регулирования.



а



б

Рис. 2. Результаты расчета характеристик, положения точек ГУР на характеристиках для $\bar{n} = \text{var}$, ЛРР для исходного варианта МОК: — $\bar{n}=0,9$; - - - $\bar{n}=0,85$; - · - · - $\bar{n}=0,8$

а – зависимость η_K^* от G_B ,

б – зависимость π_K^* от G_B

Применение предлагаемого подхода к решению МЗПО путем сведения ее к задаче модификации позволяет снизить информационную сложность алгоритма поиска рационального решения.

В качестве примера реализации предлагаемой методики было рассмотрено решение задачи выбора закона регулирования поворотными ВНА и НА первых ступеней МОК современного ТРД для пассажирского регионального самолета.

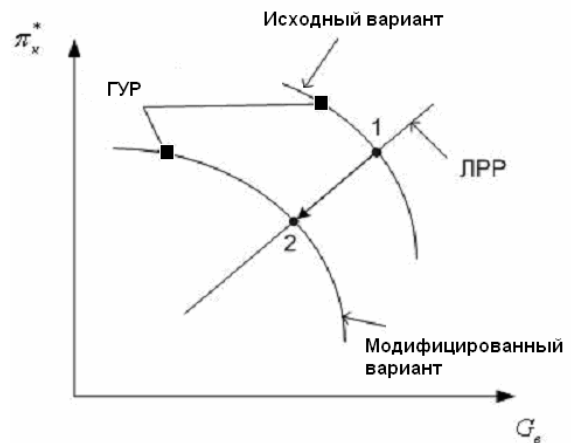


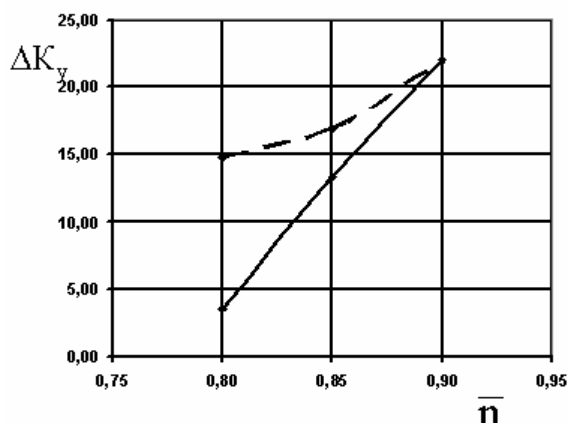
Рис. 3. Изменение формы характеристики МОК при $\bar{n} = \text{const}$ в результате применения регулирования поворотными направляющими аппаратами

Результаты расчета характеристик, положения точек ГУР на характеристиках для $\bar{n} = \text{var}$, ЛРР для исходного варианта МОК представлены на рис. 2. Для определения характеристик МОК использовалась одномерная газодинамическая модель [6], в которой геометрия венцов задавалась как исходные данные. Потери полного давления и углы отставания потока в венцах определялись с использованием полуэмпирических зависимостей.

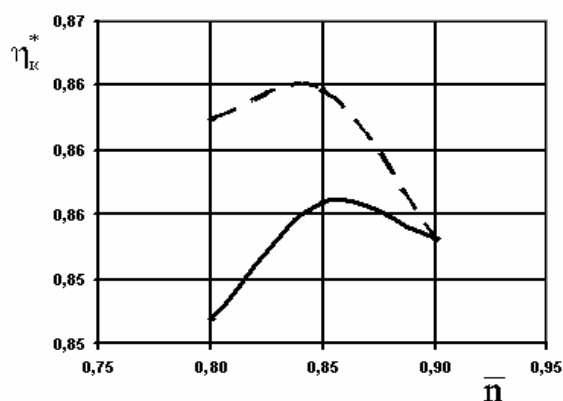
На основе анализа результатов расчетов было выявлено, что исходный вариант МОК имел высокие ΔK_y и КПД в диапазоне $\bar{n} \geq 0,9$. Поэтому было принято решение для модифицированного варианта МОК применить регулирование поворотными ВНА и НА первых трех ступеней при $\bar{n} < 0,9$.

На рис. 4 представлены зависимости ΔK_y и КПД от $\bar{n}$ для исходного (кривая 1) и модифицированного (кривая 2) вариантов МОК. Из анализа результатов вычислений видно, что при снижении $\bar{n}$ в модифицированном варианте по сравнению с исходным за счет регулирования поворотными ВНА и НА первых трех ступеней достигается увеличение ΔK_y и КПД.

На рис. 5 представлен характер изменения углов поворота лопаток ВНА и НА первых трех ступеней МОК в зависимости от $\bar{n}$.



а



б

Рис. 4. Зависимости ΔK_y и КПД от $\bar{n}$:

— — 1; ---- — 2
 а — зависимость ΔK_y от $\bar{n}$;
 б — зависимость КПД от $\bar{n}$

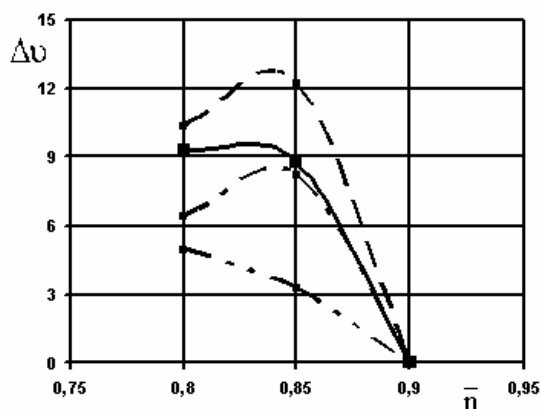


Рис. 5. Характер изменения углов поворота лопаток

НА в зависимости от $\bar{n}$:
 — — ВНА; ---- 1НА;
 - · - · - 2НА; · · · · - 3НА

Чем меньше $\bar{n}$ и чем дальше расположена ступень от середины многоступенчатого осевого компрессора, тем в большей мере отклоняется режим работы от оптимального и, следовательно, тем больше должен быть угол поворота НА, стоящего перед ее рабочим колесом, для сохранения углов атаки, близких к оптимальным.

Заключение

Рассмотрена задача выбора закона регулирования поворотными направляющими аппаратами в многоступенчатом осевом компрессоре с целью обеспечения максимальных КПД вдоль линии рабочих режимов при заданных запасах устойчивости.

Рассматриваемая задача относится к классу многокритериальных задач параметрической оптимизации.

Предложен подход к решению поставленной задачи путем сведения ее к задаче модификации.

Разработан эволюционный метод решения поставленной задачи, основанный на использовании ГА.

Применение предлагаемого подхода, а также процедуры адаптации при выборе параметров ГА обеспечивает снижение в 5 – 7 раз информационной сложности алгоритма поиска рационального решения.

Рассмотрен пример реализации предлагаемого метода при выборе закона регулирования поворотными ВНА и НА первых трех ступеней многоступенчатого осевого компрессора современного турбореактивного двигателя для пассажирского регионального самолета.

Литература

1. Karakasis M.K. Aerodynamic Design of Compressor Airfoils using Hierarchical, Distributed, Meta-model-Assisted Evolutionary Algorithms / M.K. Karakasis, K.C. Giannakoglou, D.G. Koubogiannis // Conference Proceedings of the 7-th European Conference on Turbomachinery. – Athens (Greece). – 2007. – P. 567-576.
2. Li Yi-Guang. A Small-Scale Gas Turbine Performance Improvement Approach / Yi-Guang Li // Abstracts Book and CD-ROM Proceedings of the 18-th International Symposium on Air Breathing Engines. – Beijing (China). – 2007. – 9 p. (ISABE Paper No. 2007-1374).
3. Рутковская Д. Нейронные сети, генетические алгоритмы и нечеткие системы / Д. Рутковская, М. Пилиньский, Л. Рутковский. – М.: Горячая линия – Телеком, 2004. – 452 с.

4. Угрюмова Е.М. Совершенствование сложных технических систем методом обратных задач / Е.М. Угрюмова, С.Г. Волков, М.Л. Угрюмов // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2006. – № 1 (27). – С. 91-95.

5. Методология совершенствование газотурбинных двигателей на основе решения взаимосвя-

занных оптимизационных и обратных задач / Е.М. Угрюмова, А.А. Трончук, М.Л. Угрюмов, А.В. Меняйлов, Г.С. Цыховский // *Вестник двигателестроения*. – 2007. – № 3. – С. 156-162.

6. Холицевников К.В. Теория и расчет авиационных лопаточных машин / К.В. Холицевников. – М.: Машиностроение, 1970. – 612 с.

Поступила в редакцию 1.09.2008

Рецензент: д-р физ.-мат. наук, проф., проф. каф. 203 А.В. Бастеев, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е.Жуковского «ХАИ», Харьков.

ЗАСТОСУВАННЯ ЕВОЛЮЦІЙНИХ МЕТОДІВ ДЛЯ РІШЕННЯ ЗАДАЧ ОПТИМІЗАЦІЇ КОМПРЕССОРІВ ГАЗОТУРБІННИХ ДВИГУНІВ

О.В. Меняйлов, О.А. Трончук, К.М. Угрюмова

Запропонований еволюційний метод для рішення задач вибору закону регулювання обертальними направляючими аппаратами в багатоступінчастому осьовому компресорі з метою забезпечення максимальних КПД вздовж лінії робочих режимів при заданих запасах стійкості. Задача, що розглядається, відноситься до класу багатокритеріальних задач параметричної оптимізації. Запропонований підхід до рішення поставленої задачі шляхом зведення її до задачі модифікації. Використання запропонованого підходу, а також процедури адаптації при виборі параметрів генетичного алгоритму, використаного в еволюційному методі, забезпечує суттєве зниження інформаційної складності алгоритму пошуку раціонального рішення. Розглянутий приклад реалізації запропонованого метода при виборі закону регулювання обертальними входним і направляючими аппаратами перших трьох в ступенів багатоступінчастого осьового компресора сучасного турбореактивного двигуна пасажирського регіонального літака.

Ключові слова: теорія великих систем, оптимізація, еволюційні методи, турбореактивні двигуни, осьовий багатоступінчастий компресор.

APPLICATION OF EVOLUTIONAL METHODS TO THE SOLUTION OF A TURBOJET ENGINES COMPRESSORS OPTIMIZATION TASKS

A.V. Myenyeylov, A.A. Tronchuck, K.M. Ugryumova

An evolutionary method for choice of a multistage axial compressor guide vanes control program is offered. Optimization is conducted with the purpose to providing of a maximal efficiency along the line of operating conditions at the determined stability level. The examined task behaves to the class of multiobjective tasks of parametrical optimization. Solution of the problem by downgrading it to the modification task is offered. Application of offered approach and adaptation procedures of the choice of genetic algorithm parameters, used in an evolutionary method, provides the substantial decreasing of the rational decision search algorithm informative complication. The example of multistage axial compressor guide vanes control program choosing for modern turbojet engine of the passenger regional airplane is considered.

Key words: theory of the large systems, optimization, evolucional methods, turbojet engines, axial multi-stage compressor.

Меняйлов Андрей Владимирович – канд. техн. наук, начальник расчетно-экспериментальной бригады отдела компрессоров, ОАО «Мотор-Сич», Запорожье, Украина.

Трончук Алексей Адамович – аспирант каф. 304, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

Угрюмова Екатерина Михайловна – научный сотрудник, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

УДК 621.454:532.525

В.В. СПЕСИВЦЕВ

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

ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ УДАРНО-ВОЛНОВОЙ СТРУКТУРЫ И ПАРАМЕТРЫ ГАЗА ПЕРВОЙ БОЧКИ СВЕРХЗВУКОВОЙ СТРУИ

В работе применены две системы координат для отсчета геометрических характеристик ударно-волновой структуры. Одна от среза сопла, а вторая от псевдо входного сечения бочки для сопл, где в сечении среза имеет место радиальная составляющая скорости. Расчет параметров газа в сечениях бочки произведен с использованием одномерных уравнений газодинамики. Для учета неоднородности газа на срезе сопла введены обобщенные газодинамические функции. На основе гармонического изменения избыточного давления по длине бочки определено фазовое положение среза сопла с раструбом в бочке, что позволило связать принятые системы координат. На основе равенства числа Sh для движения волн и газа в поперечном и продольном направлениях бочки получены уравнения для определения основных геометрических характеристик. Дополнительное использование соотношений течения Прандтля-Майера позволило получить модели зарождения и местоположения скачка в бочке. Приведены результаты расчетов отклонений геометрических характеристик по моделям от многочисленных экспериментальных данных в интервале располагаемых перепадов на сопле от критического до 5000. Согласование хорошее.

Ключевые слова: сверхзвуковая свободная струя, раструб сопла, ударно-волновая структура, геометрические характеристики.

Принятые условные обозначения

$v = V / D_{кр}$ – координата от входа бочки;
 $u = U / D_{кр}$ – координата от среза сопла;
 V_a – длина участка псевдобочки;
 $p_a = V_a / V_1$ – относительная длина бочки;
 $d = D / D_{кр}$ – относительный диаметр струи;
 ϕ_i – коэффициент потерь импульса;
 $P_H = p_k / p_H$ – располагаемый перепад давлений при расширении газа до окружающей среды;
 $p_H = p_a / p_H$ – степень нерасчетности сопла;
 p – фазовое положение сечения бочки (изменяется от 0 до 1);
 ϕ – полярный угол течения Прандтля-Майера.

Индексы

k – параметры в камере сгорания;
 n – параметры при расширении газа до давления окружающей среды;
 a – параметры среза сопла;
 0 – входное сечение бочки;
 c – среднее сечение бочки;
 1 – выходное сечение бочки;
 $ск$ – параметры центрального скачка уплотнения;
 $кр$ – параметры в критическом сечении сопла;

x – регулярный режим отражения волн;
 $*$ – первый критический режим истечения;
 $**$ – второй критический режим истечения.

Введение

Газодинамическая структура начального участка ввиду отсутствия теории являлась предметом значительного количества экспериментальных исследований. Наибольшее внимание было уделено выяснению зависимости расстояния от среза сопла до центрального скачка уплотнения от параметров, определяющих течение. На основании широких исследований турбулентных недорасширенных струй подогретого воздуха при истечении в затопленное пространство в диапазоне $p_H = 1...4 \cdot 10^4$; $M_a = 1...6$ и $\beta_a = 0...20^\circ$ В.С. Авдеевским и др. получен ряд эмпирических формул для характерных геометрических размеров ($u_{ск}; d_{ск}; d_c; u_1$ и др.). Эти формулы приведены в работе [1]. Имеющиеся эмпирические формулы усредняют геометрические характеристики в одном-двух диапазонах исходных параметров или приводятся для нескольких газов с различными отношениями теплоемкостей. Это снижает точность определения интересующих размеров, особенно если применять эмпирические формулы для газов других составов. Продукты сгорания ракетных топлив, например, имеют $k = 1,15...1,25$.

Модели геометрических характеристик бочки

Настоящая работа является попыткой распространить физические модели ударно-волновой структуры [2] на струи, истекающие из сверхзвукового сопла. Суть теории [2] заключается в постоянстве числа Струхала для поперечных и продольных движений волн и газа.

На рис. 1 приведена предлагаемая схема течения на начальном участке недорасширенной затопленной струи, истекающей из сопла с раструбом.

К звуковому соплу бочка присоединена минимальным плоским сечением. При сверхзвуковом сопле бочка присоединяется к срезу сечением с поперечной составляющей скорости. На предельном режиме перерасширения, как показано в работе [3], бочка присоединена к соплу своим средним плоским сечением, где диаметр (d_c) максимальный.

Согласно теории [2] имеем

$$v_1 = d_c \lambda_{\text{пер}} \varphi_i, \quad (1)$$

где $\lambda_{\text{пер}}$ – средняя переносная скорость газа в бочке от сечения «0» до сечения «1»; φ_i – коэффициент потерь импульса за счет поперечной составляющей скорости при расширении до p_H .

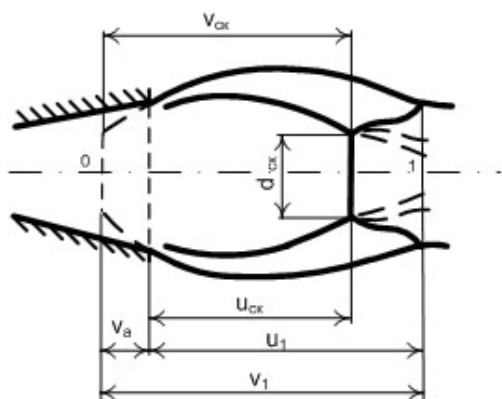


Рис. 1. Схема первой бочки при истечении из сверхзвукового сопла

Поперечные сечения бочки определены совместным решением одномерных уравнений расхода и импульса, составленных для свободной струи

$$q(\lambda) = \frac{1}{\sigma} \frac{1}{f} q(\lambda_{\text{нач}}), \quad (2)$$

$$z(\lambda) = z(\lambda_{\text{нач}}) + \left(\frac{\kappa + 1}{2} \right)^{\frac{1}{\kappa - 1}} \frac{f - 1}{\Pi_H q(\lambda_{\text{нач}})}. \quad (3)$$

Максимальному сечению бочки соответствует решение этих уравнений в области $\lambda > \lambda_H$, а минимальному – соответственно $\lambda < \lambda_H$.

Для струи, истекающей из звукового сопла, в эти уравнения достаточно ввести параметры среза сопла, которое одновременно является минимальным сечением бочки. В струях, истекающих из сверхзвукового сопла, сечение взаимодействия бочки и среза сопла не является одномерным за счет наклона к оси стенки сопла (β_a). Для учета неоднородности течения газа на срезе сопла вводим обобщенные соотношения газодинамических функций на случай радиальной составляющей скорости (α):

$$q(\lambda, \alpha) = q(\lambda_{\text{нач}}) \varphi_i; \quad (4)$$

$$z(\lambda, \alpha) = \frac{1}{\varphi_i} \left[\left(\frac{2\hat{e}}{\hat{e} + 1} \varphi_i^2 - \frac{\hat{e} - 1}{\hat{e} + 1} \right) \lambda + \frac{1}{\lambda} \right]. \quad (5)$$

Здесь $\varphi_i = (1 + \cos \beta_a) / 2$.

Согласно исследованиям [4] избыточное давление газа в бочке по ее длине можно записать гармонической функцией

$$\frac{p - p_H}{p_0 - p_H} = \cos 2\pi n. \quad (6)$$

Используя решение уравнений (2) и (3) при $\sigma = 1,0$, после нахождения значений давлений в характерных сечениях, с учетом (6), определим фазовое положение параметров газа сечения бочки, где находится срез сопла. На режиме недорасширения газа в сопле ($p_a > p_H$):

$$n_a = \frac{1}{2\pi} \arccos \left(\frac{p_a - p_H}{p_0 - p_H} \right), \quad (7)$$

а на режиме перерасширения – ($p_a < p_H$):

$$n_a = 0,5 - \frac{1}{2\pi} \arccos \left(\frac{p_H - p_a}{p_H - p_c} \right). \quad (8)$$

По уравнению (7) давление в струе по длине бочки аппроксимируется гармонической функцией в диапазоне $p_0 - p_a - p_H$, при расчетном режиме истечения из сопла с раструбом $n_a = 0,25$. При истечении из звукового сопла $n_a = 0$. По уравнению (8) аппроксимация проводится в диапазоне давлений $p_H - p_a - p_c$ для сопел с раструбом. При расчетном режиме работы сопла также $n_a = 0,25$, а в предельном случае перерасширения газа (при отрыве струи от стенок сопла) $n_a = 0,5$.

Таким образом, при истечении струи из сопла с раструбом участок бочки V_a отсутствует, т.к. срез сопла присоединен к промежуточному сечению бочки. Эквивалентом действительному срезу сопла будет псевдовходное сечение бочки с одномерными параметрами λ_0, f_0 , значение которых получаем из

решения уравнений для свободного течения газа.

В табл. 1 приведены скорость газа во входном сечении бочки (λ_0) и фазовое положение среза сопла (p_a) в бочке. Значения рассчитаны для сопла с параметрами среза $M_a = 3,0$, $\lambda_a = 1,964$, $\beta_a = 10^\circ$ для воздуха.

Таблица 1

Параметры входного сечения бочки и фазового положения среза сопла

$M_a = 3,0$; $\lambda_a = 1,964$; $\beta_a = 10^\circ$; $\kappa = 1,4$

P_n	36,73	41,80	46,79	65,85	69,30
λ_0	0,250	0,223	0,200	0,150	0,145
λ_0	1,867	1,885	1,898	1,919	1,890

При бесконечно большом увеличении располагаемого перепада давлений на сопле фазовое положение среза сопла стремится к нулю, а скорость газа в сечении «0» стремится к значению скорости на срезе сопла, т.е. $\lambda_0 \rightarrow \lambda_a$. Если $\beta_a = 0^\circ$, то скорость $\lambda_0 = \lambda_a$ на всех режимах при $p_n \geq 1,0$, т.к. радиальная составляющая скорости газа равна нулю.

Осевая координата выходного сечения бочки (u_1), принимаемая обычно за ее длину, найдется из уравнения (см. рис. 1):

$$u_1 = v_1 - v_a. \quad (9)$$

Используя уравнение (1), получим после преобразования

$$u_1 = d_c \lambda_{\text{пер}} (1 - p_a) \varphi_i. \quad (10)$$

При проведении экспериментов по определению u_1 для струй, истекающих из звуковых сопел, замечено, что кривая $u_1 = f(p_n)$ имеет излом [5]. Установлено, что отношение статического давления среза сопла к давлению окружающей среды в этом случае равно критическому, поэтому этот режим назван вторым критическим. Степень нерасчетности для этого режима у звуковых сопел $p_{**} = 1/(\pi(1))^2$, а у сверхзвуковых сопел $p_{**} = P_a / \pi(1)$. На основании сравнения расчетов по уравнению (1) с многочисленными экспериментальными данными установлено, что при $p_n < p_{**}$ $\lambda_{\text{пер}} = \lambda_n$, а при $p_n \geq p_{**}$ $\lambda_{\text{пер}} = \lambda_{n**} = \text{const}$. Очевидно, что при $p \geq p_{**}$ наступает кризис. Увеличения переносной скорости не наблюдается вплоть до бесконечно большого повышения давления p_k . Этот режим связан напрямую с возникновением и развитием в центре бочки прямого скачка уплотнения.

При решении задачи о возникновении центрального скачка предлагается следующая модель (рис. 2). В случае регулярного отражения волн от

оси струи головная характеристика при расширении до давления p_n пересекает ось на удалении v_x от плоскости входного сечения бочки.

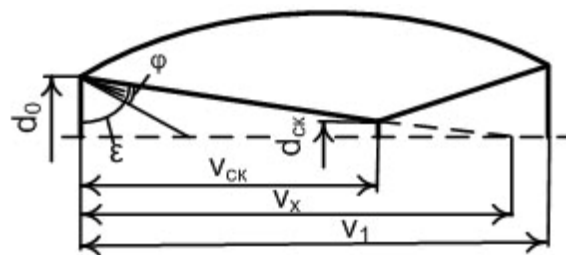


Рис. 2. Схема к модели возникновения центрального скачка

$$v_x = \frac{d_0}{2} \operatorname{tg}(\varphi + \varepsilon). \quad (12)$$

В этом уравнении $\varphi = \varphi_n - \varphi_0$, так как поворот потока и его разгон в свободном течении начинается от λ_0 , а ε — угол, замыкающей волны расширения, расположенной под углом Маха к осевой скорости λ_0 , тогда $\varepsilon = \arccos(1/M_0)$.

Для определения координаты скачка воспользуемся анализом движения волн между входным плоским сечением бочки и плоским скачком. Скорость движения прямой волны $w' = |w_0 + a_{кр}|$, а отраженной — $w'' = |w_0 - a_{кр}|$. Средняя скорость волн при взаимодействии этих сечений

$$w = \frac{|w_0 + a_{кр}| + |w_0 - a_{кр}|}{2} = w_0.$$

Тогда из равенства числа Струхала для продольных и поперечных движений волн в бочке получим расстояние до скачка уплотнения

$$v_{ск} = \lambda_0 d_c. \quad (13)$$

В литературе имеются экспериментальные данные по удалению скачка от среза сопла. Поэтому уравнение (13) для этих координат преобразуется к виду

$$u_{ск} = d_c (\lambda_0 - \lambda_{\text{пер}} p_a \varphi_i). \quad (14)$$

Конец режима регулярного отражения волн и режима зарождения центрального скачка уплотнения в бочке определится совместным решением уравнений (12) и (13). Для струй, истекающих из сужающего сопла $\lambda_0 = 1$, решение простое и зависит только от диаметра струи и отношения теплоемкостей рабочего тела.

Вычислениями получено уравнение показателя нерасчетности, который соответствует зарождению центрального скачка.

$$p_{\text{нск}} = 0,767 \kappa + 1,362. \quad (15)$$

Для газов различного состава погрешность определения этого режима по уравнению (15) не превышает 1%. Для струй, истекающих из сверхзвукового сопла, этот показатель является функцией нескольких переменных. В табл. 2 приведены его значения для сопл, работающих на воздухе, с параметрами среза M_a и β_a . Здесь же приведены значения располагаемых перепадов давлений второго критического режима и режима зарождения центрального скачка.

Таблица 2

Режимы зарождения прямого скачка ($n_{\text{нск}}$) в центре бочки (рабочее тело – воздух)

M_a	$P_{\text{н**}}$	$P_{\text{нск}}$	$\beta_a, \dots^\circ$	$n_{\text{нск}}$
1,0	3,58	4,68	0	2,44
2,5	32,34	33,54	2	1,96
			5	1,84
			10	1,24
3,0	69,33	69,53	2	1,77
			5	1,60
			10	1,01

Используя схему (рис. 2), определим диаметр центрального скачка уплотнения из отношения

$$d_{\text{ск}}/d_0 = (v_x - v_{\text{ск}})/v_x. \quad (16)$$

Используя уравнения (12), (13) получим окончательно

$$d_{\text{ск}} = d_0 - \frac{2\lambda_0 d_0}{\text{tg}(\varphi + \varepsilon)}. \quad (17)$$

При истечении из звукового сопла скачок зарождается в сечении бочки с фазовым значением 0,75 и с увеличением располагаемого перепада давлений смещается вниз по течению, при этом отношение $v_{\text{ск}}/v_1$ стремится к единице. В табл. 3 приведено это отношение для сопл с различными параметрами среза в зависимости от располагаемого перепада давлений.

Таблица 3

Зависимость $v_{\text{ск}}/v_1$ для сопл со срезом M_a от располагаемого перепада давлений

M_a	$P_{\text{н}}$				
	4,68	150	700	1500	5000
1,0	0,75	0,80	0,83	0,85	0,87
2,5	–	0,94	0,96	0,96	0,99
3,0	–	0,95	0,96	0,97	0,99
5,0	–	–	0,96	0,97	0,98

Проверка адекватности теории

Для проверки адекватности теории и предлагаемых моделей проводились расчеты по приведенным уравнениям и сравнивались с эксперименталь-

ными данными В.С. Авдеевского. Отклонения теоретических значений ($x_{\text{т}}$) от опытных ($x_{\text{оп}}$) определяли по формуле $x = (x_{\text{оп}} - x_{\text{т}})/x_{\text{т}}$ и представляли в процентах. В табл. 4 приведены отклонения d_c , $u_{\text{ск}}$ и u_1 для сопл с различными числами Маха на срезе и углами наклона стенки сопла к оси.

Таблица 4

Отклонения в процентах теоретических и опытных параметров бочек для сопл в зависимости от располагаемого перепада давлений (рабочее тело воздух)

M_a	$\beta_a, \dots^\circ$	Параметр	$P_{\text{н}}$			
			150	700	1500	5000
1,0	0,0	$u_{\text{ск}}$	– 5,8	– 8,0	– 8,9	– 9,7
		u_1	– 1,4	– 0,3	0,7	2,5
2,5	10,0	$u_{\text{ск}}$	6,0	2,1	1,2	6,5
		d_c	– 3,5	– 0,7	– 1,7	– 2,9
	2,0	$u_{\text{ск}}$	– 6,5	– 8,5	– 11,3	– 13,0
		d_c	– 1,0	1,7	6,0	8,2

Относительно большие отклонения у сопл с расходом объясняются большим усреднением при сглаживании экспериментальных данных, полученных в широком диапазоне изменяемых параметров: число Маха на срезе сопла, угол наклона стенки сопла. У звуковых сопл разбросы этих параметров отсутствуют, поэтому здесь наблюдается хорошее согласование результатов эксперимента и теории. Значение диаметра скачка согласуется с экспериментальными данными в узком диапазоне в окрестности режима зарождения скачка. Предложенная модель, основанная на прямолинейных границах головной волны (рис. 2) не отражает физическую картину течения в бочке при увеличении располагаемого перепада давлений, когда с прямым скачком взаимодействует виский криволинейный скачок (рис. 1).

Заключение

1. Разработаны теоретические положения и получены модели геометрических характеристик ударно-волновой структуры сверхзвуковой струи.
2. Полученные модели (10) и (14) хорошо согласуются с опытом в широком диапазоне изменяемых параметров.
3. Определено значение коэффициента второго критического режима, равное критическому соотношению p_a/p_n .
4. Модель (17) применима в локальной области режимов, соответствующих зарождению центрального скачка.

Литература

1. Дулов В.Г. Газодинамика процессов истечения / В.Г. Дулов, Г.А. Лукьянов. – Новосибирск: Наука, 1984. – 235 с.

2. Спесивцев В.В. Физические модели газодинамической структуры начального участка сверхзвуковой осесимметричной струи, истекающей из звукового сопла / В.В. Спесивцев // Авиационно-космическая техника и технология: сб. научн. тр. Гос. аэрокосм. ун-та «ХАИ». – Х.: ХАИ, 1998. – Вып. 7. – С. 31-35.

3. Спесивцев В.В. Новый подход к теории отрыва струи ракетного двигателя от стенки сопла на режимах перерасширения / В.В. Спесивцев,

Ю.В. Спесивцева // Авиационно-космическая техника и технология. – 2007. – № 3(39). – С. 79-84.

4. Спесивцев В.В. Методика и результаты экспериментального исследования распределения газодинамических параметров на оси свободной расчетной струи с учетом ее волновой структуры / В.В. Спесивцев // Высокотемпературные газовые потоки, их получение и диагностика: сб. научн. тр. Харьк. авиац. ин-т. – Х.: ХАИ, 1981. – С. 44-48.

5. Спесивцев В.В. Параметры волновой структуры сверхзвуковой газовой струи при нерасчетных режимах истечения из конического сопла / В.В. Спесивцев // Высокотемпературные газовые потоки, их получение и диагностика: сб. научн. тр. Харьк. авиац. ин-т. – Х.: ХАИ, 1990. – С. 62-67.

Поступила в редакцию 4.07.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. отделом В.В. Соловей, Институт проблем машиностроения НАН Украины, Харьков.

ГЕОМЕТРИЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ УДАРНО-ХВИЛЬОВОЇ СТРУКТУРИ І ПАРАМЕТРИ ГАЗУ ПЕРШОЇ БОЧКИ НАДЗВУКОВОГО СТРУМЕНЮ

В.В. Спесивцев

У роботі застосовані дві системи координат для відліку геометричних характеристик ударно-хвильової структури. Одна від зрізу сопла, а друга від псевдо вхідного перетину бочки для сопел, де в перетині зрізу має місце радіальна складова швидкості. Розрахунок параметрів газу в перетинах бочки зроблений з використанням одномірних рівнянь газодинаміки. Для обліку неодномірності газу на зрізі сопла введені узагальнені газодинамічні функції. На основі гармонійної зміни надлишкового тиску по довжині бочки визначене фазове положення зрізу сопла з розтрубом у бочку, що дозволило зв'язати прийняті системи координат. На основі рівності числа Sh для руху хвиль і газу в поперечному і подовжньому напрямках бочки отримані рівняння для визначення основних геометричних характеристик. Додаткове використання співвідношень плинності Прандтля-Майєра дозволило одержати моделі зародження і місця розташування стрибка в бочку. Приведено результати розрахунків відхилень геометричних характеристик по моделях від багаточисельних експериментальних даних в інтервалі розташовуваних перепадів на соплі від критичного до 5000. Узгодження гарне.

Ключові слова: надзвуковий вільний струмінь, розтруб сопла, ударно-хвильової структури, геометричні характеристики.

THE GEOMETRICAL CHARACTERISTICS OF THE SHOCK-WAVE STRUCTURE AND THE GAS PARAMETERS OF THE FIRST BARREL OF THE SUPERSONIC JET

V.V. Spesivtsev

The two coordinate systems for counting of geometrical characteristics of shock-wave structure have been applied in the work. The one is from the nozzle exit section and the second is from pseudo input section of barrel for the nozzles in which the radial velocity component in exit section occurs. The calculation of gas parameters in the barrel sections has been executed with one-dimensional gas-dynamical equations using. For taking account of the gas non-one-dimension at nozzle exit section the generalized gas-dynamical functions have been put. On basis of the excess pressure harmonic change along the barrel length the phase position of nozzle exit section with diffuser in the barrel has been specified. It has allowed correlating the accepted coordinate systems. On basis of Strouhal number equation for waves and gas moving in transversal and longitudinal directions of barrel the equations have been obtained for definition of major geometrical characteristics. The additional using of Prandtl-Mayer flow relations has been allowed to obtain the models of initiation and location of shock wave in the barrel. The calculated results of geometrical characteristics deviations on the models verse numerical experimental data in interval of available differences in a nozzle from throat till 5000 have been brought. The matching is close.

Key words: supersonic free jet, the effusing from the nozzle diffuser, the shock-wave structure, geometrical characteristics.

Спесивцев Виктор Васильевич – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры ракетных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

УДК 621.454:532.525

В.В. СПЕСИВЦЕВ

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

ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ УДАРНО-ВОЛНОВОЙ СТРУКТУРЫ И ПАРАМЕТРЫ ГАЗА ПЕРВОЙ БОЧКИ СВЕРХЗВУКОВОЙ СТРУИ

В работе применены две системы координат для отсчета геометрических характеристик ударно-волновой структуры. Одна от среза сопла, а вторая от псевдо входного сечения бочки для сопл, где в сечении среза имеет место радиальная составляющая скорости. Расчет параметров газа в сечениях бочки произведен с использованием одномерных уравнений газодинамики. Для учета неоднородности газа на срезе сопла введены обобщенные газодинамические функции. На основе гармонического изменения избыточного давления по длине бочки определено фазовое положение среза сопла с раструбом в бочке, что позволило связать принятые системы координат. На основе равенства числа Sh для движения волн и газа в поперечном и продольном направлениях бочки получены уравнения для определения основных геометрических характеристик. Дополнительное использование соотношений течения Прандтля-Майера позволило получить модели зарождения и местоположения скачка в бочке. Приведены результаты расчетов отклонений геометрических характеристик по моделям от многочисленных экспериментальных данных в интервале располагаемых перепадов на сопле от критического до 5000. Согласование хорошее.

Ключевые слова: сверхзвуковая свободная струя, раструб сопла, ударно-волновая структура, геометрические характеристики.

Принятые условные обозначения

$v = V / D_{кр}$ – координата от входа бочки;
 $u = U / D_{кр}$ – координата от среза сопла;
 V_a – длина участка псевдобочки;
 $p_a = V_a / V_1$ – относительная длина бочки;
 $d = D / D_{кр}$ – относительный диаметр струи;
 ϕ_i – коэффициент потерь импульса;
 $P_H = p_k / p_H$ – располагаемый перепад давлений при расширении газа до окружающей среды;
 $p_H = p_a / p_H$ – степень нерасчетности сопла;
 p – фазовое положение сечения бочки (изменяется от 0 до 1);
 ϕ – полярный угол течения Прандтля-Майера.

Индексы

k – параметры в камере сгорания;
 n – параметры при расширении газа до давления окружающей среды;
 a – параметры среза сопла;
 0 – входное сечение бочки;
 c – среднее сечение бочки;
 1 – выходное сечение бочки;
 $ск$ – параметры центрального скачка уплотнения;
 $кр$ – параметры в критическом сечении сопла;

x – регулярный режим отражения волн;
 $*$ – первый критический режим истечения;
 $**$ – второй критический режим истечения.

Введение

Газодинамическая структура начального участка ввиду отсутствия теории являлась предметом значительного количества экспериментальных исследований. Наибольшее внимание было уделено выяснению зависимости расстояния от среза сопла до центрального скачка уплотнения от параметров, определяющих течение. На основании широких исследований турбулентных недорасширенных струй подогретого воздуха при истечении в затопленное пространство в диапазоне $p_H = 1...4 \cdot 10^4$; $M_a = 1...6$ и $\beta_a = 0...20^\circ$ В.С. Авдеевским и др. получен ряд эмпирических формул для характерных геометрических размеров ($u_{ск}; d_{ск}; d_c; u_1$ и др.). Эти формулы приведены в работе [1]. Имеющиеся эмпирические формулы усредняют геометрические характеристики в одном-двух диапазонах исходных параметров или приводятся для нескольких газов с различными отношениями теплоемкостей. Это снижает точность определения интересующих размеров, особенно если применять эмпирические формулы для газов других составов. Продукты сгорания ракетных топлив, например, имеют $k = 1,15...1,25$.

Модели геометрических характеристик бочки

Настоящая работа является попыткой распространить физические модели ударно-волновой структуры [2] на струи, истекающие из сверхзвукового сопла. Суть теории [2] заключается в постоянстве числа Струхала для поперечных и продольных движений волн и газа.

На рис. 1 приведена предлагаемая схема течения на начальном участке недорасширенной затопленной струи, истекающей из сопла с раструбом.

К звуковому соплу бочка присоединена минимальным плоским сечением. При сверхзвуковом сопле бочка присоединяется к срезу сечением с поперечной составляющей скорости. На предельном режиме перерасширения, как показано в работе [3], бочка присоединена к соплу своим средним плоским сечением, где диаметр (d_c) максимальный.

Согласно теории [2] имеем

$$v_1 = d_c \lambda_{\text{пер}} \varphi_i, \quad (1)$$

где $\lambda_{\text{пер}}$ – средняя переносная скорость газа в бочке от сечения «0» до сечения «1»; φ_i – коэффициент потерь импульса за счет поперечной составляющей скорости при расширении до p_H .

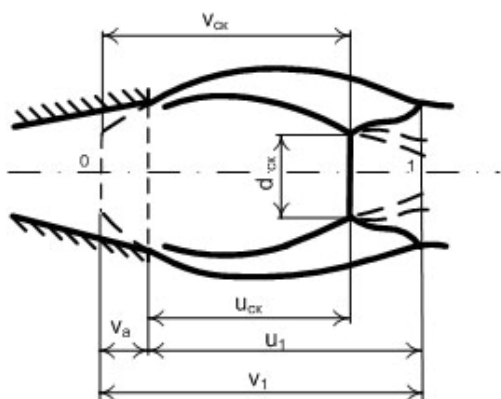


Рис. 1. Схема первой бочки при истечении из сверхзвукового сопла

Поперечные сечения бочки определены совместным решением одномерных уравнений расхода и импульса, составленных для свободной струи

$$q(\lambda) = \frac{1}{\sigma} \frac{1}{f} q(\lambda_{\text{нач}}), \quad (2)$$

$$z(\lambda) = z(\lambda_{\text{нач}}) + \left(\frac{\kappa + 1}{2} \right)^{\frac{1}{\kappa - 1}} \frac{f - 1}{\Pi_H q(\lambda_{\text{нач}})}. \quad (3)$$

Максимальному сечению бочки соответствует решение этих уравнений в области $\lambda > \lambda_H$, а минимальному – соответственно $\lambda < \lambda_H$.

Для струи, истекающей из звукового сопла, в эти уравнения достаточно ввести параметры среза сопла, которое одновременно является минимальным сечением бочки. В струях, истекающих из сверхзвукового сопла, сечение взаимодействия бочки и среза сопла не является одномерным за счет наклона к оси стенки сопла (β_a). Для учета неоднородности течения газа на срезе сопла вводим обобщенные соотношения газодинамических функций на случай радиальной составляющей скорости (α):

$$q(\lambda, \alpha) = q(\lambda_{\text{нач}}) \varphi_i; \quad (4)$$

$$z(\lambda, \alpha) = \frac{1}{\varphi_i} \left[\left(\frac{2\hat{e}}{\hat{e} + 1} \varphi_i^2 - \frac{\hat{e} - 1}{\hat{e} + 1} \right) \lambda + \frac{1}{\lambda} \right]. \quad (5)$$

Здесь $\varphi_i = (1 + \cos \beta_a) / 2$.

Согласно исследованиям [4] избыточное давление газа в бочке по ее длине можно записать гармонической функцией

$$\frac{p - p_H}{p_0 - p_H} = \cos 2\pi n. \quad (6)$$

Используя решение уравнений (2) и (3) при $\sigma = 1,0$, после нахождения значений давлений в характерных сечениях, с учетом (6), определим фазовое положение параметров газа сечения бочки, где находится срез сопла. На режиме недорасширения газа в сопле ($p_a > p_H$):

$$n_a = \frac{1}{2\pi} \arccos \left(\frac{p_a - p_H}{p_0 - p_H} \right), \quad (7)$$

а на режиме перерасширения – ($p_a < p_H$):

$$n_a = 0,5 - \frac{1}{2\pi} \arccos \left(\frac{p_H - p_a}{p_H - p_c} \right). \quad (8)$$

По уравнению (7) давление в струе по длине бочки аппроксимируется гармонической функцией в диапазоне $p_0 - p_a - p_H$, при расчетном режиме истечения из сопла с раструбом $n_a = 0,25$. При истечении из звукового сопла $n_a = 0$. По уравнению (8) аппроксимация проводится в диапазоне давлений $p_H - p_a - p_c$ для сопел с раструбом. При расчетном режиме работы сопла также $n_a = 0,25$, а в предельном случае перерасширения газа (при отрыве струи от стенок сопла) $n_a = 0,5$.

Таким образом, при истечении струи из сопла с раструбом участок бочки V_a отсутствует, т.к. срез сопла присоединен к промежуточному сечению бочки. Эквивалентом действительному срезу сопла будет псевдовходное сечение бочки с одномерными параметрами λ_0, f_0 , значение которых получаем из

решения уравнений для свободного течения газа.

В табл. 1 приведены скорость газа во входном сечении бочки (λ_0) и фазовое положение среза сопла (p_a) в бочке. Значения рассчитаны для сопла с параметрами среза $M_a = 3,0$, $\lambda_a = 1,964$, $\beta_a = 10^\circ$ для воздуха.

Таблица 1

Параметры входного сечения бочки и фазового положения среза сопла

$M_a = 3,0$; $\lambda_a = 1,964$; $\beta_a = 10^\circ$; $\kappa = 1,4$

P_n	36,73	41,80	46,79	65,85	69,30
λ_0	0,250	0,223	0,200	0,150	0,145
λ_0	1,867	1,885	1,898	1,919	1,890

При бесконечно большом увеличении располагаемого перепада давлений на сопле фазовое положение среза сопла стремится к нулю, а скорость газа в сечении «0» стремится к значению скорости на срезе сопла, т.е. $\lambda_0 \rightarrow \lambda_a$. Если $\beta_a = 0^\circ$, то скорость $\lambda_0 = \lambda_a$ на всех режимах при $p_n \geq 1,0$, т.к. радиальная составляющая скорости газа равна нулю.

Осевая координата выходного сечения бочки (u_1), принимаемая обычно за ее длину, найдется из уравнения (см. рис. 1):

$$u_1 = v_1 - v_a. \quad (9)$$

Используя уравнение (1), получим после преобразования

$$u_1 = d_c \lambda_{\text{пер}} (1 - p_a) \phi_i. \quad (10)$$

При проведении экспериментов по определению u_1 для струй, истекающих из звуковых сопел, замечено, что кривая $u_1 = f(p_n)$ имеет излом [5]. Установлено, что отношение статического давления среза сопла к давлению окружающей среды в этом случае равно критическому, поэтому этот режим назван вторым критическим. Степень нерасчетности для этого режима у звуковых сопел $p_{**} = 1/(\pi(1))^2$, а у сверхзвуковых сопел $p_{**} = P_a / \pi(1)$. На основании сравнения расчетов по уравнению (1) с многочисленными экспериментальными данными установлено, что при $p_n < p_{**}$ $\lambda_{\text{пер}} = \lambda_n$, а при $p_n \geq p_{**}$ $\lambda_{\text{пер}} = \lambda_{n**} = \text{const}$. Очевидно, что при $p \geq p_{**}$ наступает кризис. Увеличения переносной скорости не наблюдается вплоть до бесконечно большого повышения давления p_k . Этот режим связан напрямую с возникновением и развитием в центре бочки прямого скачка уплотнения.

При решении задачи о возникновении центрального скачка предлагается следующая модель (рис. 2). В случае регулярного отражения волн от

оси струи головная характеристика при расширении до давления p_n пересекает ось на удалении v_x от плоскости входного сечения бочки.

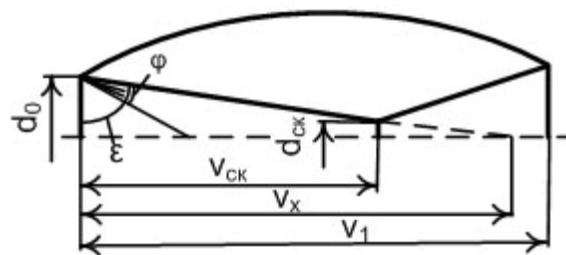


Рис. 2. Схема к модели возникновения центрального скачка

$$v_x = \frac{d_0}{2} \operatorname{tg}(\phi + \epsilon). \quad (12)$$

В этом уравнении $\phi = \phi_n - \phi_0$, так как поворот потока и его разгон в свободном течении начинается от λ_0 , а ϵ — угол, замыкающей волны расширения, расположенной под углом Маха к осевой скорости λ_0 , тогда $\epsilon = \arccos(1/M_0)$.

Для определения координаты скачка воспользуемся анализом движения волн между входным плоским сечением бочки и плоским скачком. Скорость движения прямой волны $w' = |w_0 + a_{кр}|$, а отраженной — $w'' = |w_0 - a_{кр}|$. Средняя скорость волн при взаимодействии этих сечений

$$w = \frac{|w_0 + a_{кр}| + |w_0 - a_{кр}|}{2} = w_0.$$

Тогда из равенства числа Струхала для продольных и поперечных движений волн в бочке получим расстояние до скачка уплотнения

$$v_{ск} = \lambda_0 d_c. \quad (13)$$

В литературе имеются экспериментальные данные по удалению скачка от среза сопла. Поэтому уравнение (13) для этих координат преобразуется к виду

$$u_{ск} = d_c (\lambda_0 - \lambda_{\text{пер}} p_a \phi_i). \quad (14)$$

Конец режима регулярного отражения волн и режима зарождения центрального скачка уплотнения в бочке определится совместным решением уравнений (12) и (13). Для струй, истекающих из сужающего сопла $\lambda_0 = 1$, решение простое и зависит только от диаметра струи и отношения теплоемкостей рабочего тела.

Вычислениями получено уравнение показателя нерасчетности, который соответствует зарождению центрального скачка.

$$p_{\text{нск}} = 0,767 \kappa + 1,362. \quad (15)$$

Для газов различного состава погрешность определения этого режима по уравнению (15) не превышает 1%. Для струй, истекающих из сверхзвукового сопла, этот показатель является функцией нескольких переменных. В табл. 2 приведены его значения для сопл, работающих на воздухе, с параметрами среза M_a и β_a . Здесь же приведены значения располагаемых перепадов давлений второго критического режима и режима зарождения центрального скачка.

Таблица 2

Режимы зарождения прямого скачка ($n_{\text{нск}}$) в центре бочки (рабочее тело – воздух)

M_a	$P_{\text{н**}}$	$P_{\text{нск}}$	$\beta_a, \dots^\circ$	$n_{\text{нск}}$
1,0	3,58	4,68	0	2,44
2,5	32,34	33,54	2	1,96
			5	1,84
			10	1,24
3,0	69,33	69,53	2	1,77
			5	1,60
			10	1,01

Используя схему (рис. 2), определим диаметр центрального скачка уплотнения из отношения

$$d_{\text{ск}}/d_0 = (v_x - v_{\text{ск}})/v_x. \quad (16)$$

Используя уравнения (12), (13) получим окончательно

$$d_{\text{ск}} = d_0 - \frac{2\lambda_0 d_0}{\lg(\varphi + \varepsilon)}. \quad (17)$$

При истечении из звукового сопла скачок зарождается в сечении бочки с фазовым значением 0,75 и с увеличением располагаемого перепада давлений смещается вниз по течению, при этом отношение $v_{\text{ск}}/v_1$ стремится к единице. В табл. 3 приведено это отношение для сопл с различными параметрами среза в зависимости от располагаемого перепада давлений.

Таблица 3

Зависимость $v_{\text{ск}}/v_1$ для сопл со срезом M_a от располагаемого перепада давлений

M_a	$P_{\text{н}}$				
	4,68	150	700	1500	5000
1,0	0,75	0,80	0,83	0,85	0,87
2,5	–	0,94	0,96	0,96	0,99
3,0	–	0,95	0,96	0,97	0,99
5,0	–	–	0,96	0,97	0,98

Проверка адекватности теории

Для проверки адекватности теории и предлагаемых моделей проводились расчеты по приведенным уравнениям и сравнивались с эксперименталь-

ными данными В.С. Авдеевского. Отклонения теоретических значений (x_T) от опытных ($x_{\text{оп}}$) определяли по формуле $x = (x_{\text{оп}} - x_T)/x_T$ и представляли в процентах. В табл. 4 приведены отклонения d_c , $u_{\text{ск}}$ и u_1 для сопл с различными числами Маха на срезе и углами наклона стенки сопла к оси.

Таблица 4

Отклонения в процентах теоретических и опытных параметров бочек для сопл в зависимости от располагаемого перепада давлений (рабочее тело воздух)

M_a	$\beta_a, \dots^\circ$	Параметр	$P_{\text{н}}$			
			150	700	1500	5000
1,0	0,0	$u_{\text{ск}}$	– 5,8	– 8,0	– 8,9	– 9,7
		u_1	– 1,4	– 0,3	0,7	2,5
2,5	10,0	$u_{\text{ск}}$	6,0	2,1	1,2	6,5
		d_c	– 3,5	– 0,7	– 1,7	– 2,9
	2,0	$u_{\text{ск}}$	– 6,5	– 8,5	– 11,3	– 13,0
		d_c	– 1,0	1,7	6,0	8,2

Относительно большие отклонения у сопл с расходом объясняются большим усреднением при сглаживании экспериментальных данных, полученных в широком диапазоне изменяемых параметров: число Маха на срезе сопла, угол наклона стенки сопла. У звуковых сопл разбросы этих параметров отсутствуют, поэтому здесь наблюдается хорошее согласование результатов эксперимента и теории. Значение диаметра скачка согласуется с экспериментальными данными в узком диапазоне в окрестности режима зарождения скачка. Предложенная модель, основанная на прямолинейных границах головной волны (рис. 2) не отражает физическую картину течения в бочке при увеличении располагаемого перепада давлений, когда с прямым скачком взаимодействует виский криволинейный скачок (рис. 1).

Заключение

1. Разработаны теоретические положения и получены модели геометрических характеристик ударно-волновой структуры сверхзвуковой струи.

2. Полученные модели (10) и (14) хорошо согласуются с опытом в широком диапазоне изменяемых параметров.

3. Определено значение коэффициента второго критического режима, равное критическому соотношению p_a/p_n .

4. Модель (17) применима в локальной области режимов, соответствующих зарождению центрального скачка.

Литература

1. Дулов В.Г. Газодинамика процессов истечения / В.Г. Дулов, Г.А. Лукьянов. – Новосибирск: Наука, 1984. – 235 с.

2. Спесивцев В.В. Физические модели газодинамической структуры начального участка сверхзвуковой осесимметричной струи, истекающей из звукового сопла / В.В. Спесивцев // Авиационно-космическая техника и технология: сб. научн. тр. Гос. аэрокосм. ун-та «ХАИ». – Х.: ХАИ, 1998. – Вып. 7. – С. 31-35.

3. Спесивцев В.В. Новый подход к теории отрыва струи ракетного двигателя от стенки сопла на режимах перерасширения / В.В. Спесивцев,

Ю.В. Спесивцева // Авиационно-космическая техника и технология. – 2007. – № 3(39). – С. 79-84.

4. Спесивцев В.В. Методика и результаты экспериментального исследования распределения газодинамических параметров на оси свободной расчетной струи с учетом ее волновой структуры / В.В. Спесивцев // Высокотемпературные газовые потоки, их получение и диагностика: сб. научн. тр. Харьк. авиац. ин-т. – Х.: ХАИ, 1981. – С. 44-48.

5. Спесивцев В.В. Параметры волновой структуры сверхзвуковой газовой струи при нерасчетных режимах истечения из конического сопла / В.В. Спесивцев // Высокотемпературные газовые потоки, их получение и диагностика: сб. научн. тр. Харьк. авиац. ин-т. – Х.: ХАИ, 1990. – С. 62-67.

Поступила в редакцию 4.07.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. отделом В.В. Соловей, Институт проблем машиностроения НАН Украины, Харьков.

ГЕОМЕТРИЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ УДАРНО-ХВИЛЬОВОЇ СТРУКТУРИ І ПАРАМЕТРИ ГАЗУ ПЕРШОЇ БОЧКИ НАДЗВУКОВОГО СТРУМЕНЮ

В.В. Спесивцев

У роботі застосовані дві системи координат для відліку геометричних характеристик ударно-хвильової структури. Одна від зрізу сопла, а друга від псевдо вхідного перетину бочки для сопел, де в перетині зрізу має місце радіальна складова швидкості. Розрахунок параметрів газу в перетинах бочки зроблений з використанням одномірних рівнянь газодинаміки. Для обліку неодномірності газу на зрізі сопла введені узагальнені газодинамічні функції. На основі гармонійної зміни надлишкового тиску по довжині бочки визначене фазове положення зрізу сопла з розтрубом у бочку, що дозволило зв'язати прийняті системи координат. На основі рівності числа Sh для руху хвиль і газу в поперечному і подовжньому напрямках бочки отримані рівняння для визначення основних геометричних характеристик. Додаткове використання співвідношень плинності Прандтля-Майєра дозволило одержати моделі зародження і місця розташування стрибка в бочку. Приведено результати розрахунків відхилень геометричних характеристик по моделях від багаточисельних експериментальних даних в інтервалі розташовуваних перепадів на соплі від критичного до 5000. Узгодження гарне.

Ключові слова: надзвуковий вільний струмінь, розтруб сопла, ударно-хвильової структури, геометричні характеристики.

THE GEOMETRICAL CHARACTERISTICS OF THE SHOCK-WAVE STRUCTURE AND THE GAS PARAMETERS OF THE FIRST BARREL OF THE SUPERSONIC JET

V.V. Spesivtsev

The two coordinate systems for counting of geometrical characteristics of shock-wave structure have been applied in the work. The one is from the nozzle exit section and the second is from pseudo input section of barrel for the nozzles in which the radial velocity component in exit section occurs. The calculation of gas parameters in the barrel sections has been executed with one-dimensional gas-dynamical equations using. For taking account of the gas non-one-dimension at nozzle exit section the generalized gas-dynamical functions have been put. On basis of the excess pressure harmonic change along the barrel length the phase position of nozzle exit section with diffuser in the barrel has been specified. It has allowed correlating the accepted coordinate systems. On basis of Strouhal number equation for waves and gas moving in transversal and longitudinal directions of barrel the equations have been obtained for definition of major geometrical characteristics. The additional using of Prandtl-Mayer flow relations has been allowed to obtain the models of initiation and location of shock wave in the barrel. The calculated results of geometrical characteristics deviations on the models verse numerical experimental data in interval of available differences in a nozzle from throat till 5000 have been brought. The matching is close.

Key words: supersonic free jet, the effusing from the nozzle diffuser, the shock-wave structure, geometrical characteristics.

Спесивцев Виктор Васильевич – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры ракетных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

УДК 535(023)

Н.Г. ТОЛМАЧЕВ

*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина***ГИПОТЕЗА БИ-ВЕЩЕСТВА КАК ИСТОЧНИКА ТАХИОННОЙ ЭНЕРГИИ**

Для выявления свойств и параметров нового вида энергии предложена гипотеза би-вещества. В основу этой гипотезы положен постулат энергетического взаимодействия квантов, представляющих две субстанции – «темную» массу и светящееся барионное вещество, а в качестве физического инварианта приняты основные виды энергий этих объектов: потенциальная (E_n), кинетическая (E_k) и работа (ΔE), затрачиваемая на их взаимодействие. Использование таких концептуальных положений, а также основных законов классической механики и первого начала термодинамики позволило все физические параметры би-вещества т.е. массы, скорости взаимодействий, плотности, температуры и т.д. представить в виде их эквивалентов через значения энергий квантов $E_{кб}$, $E_{пб}$, ΔE_b и $E_{кт}$, $E_{пт}$, ΔE_t , что дало возможность впервые прийти к пониманию би-вещества как источника принципиально нового вида энергии – тахионный, носителем которой является тахионный квант этого вещества.

Ключевые слова: тахионная энергия, барионный и тахионный кванты, энергетические эквиваленты.

Введение

Прошлое и начало нынешнего столетий ознаменовались выдающимися достижениями в области аэрокосмической науки и техники, базирующихся в основном на законах классической механики и термодинамики.

Наряду с этим стало очевидным, что рост этих достижений существенно сдерживается энергетическими возможностями современных летательных аппаратов, использующих энергию органического топлива и Солнца.

Энергия таких источников и ядерная энергия не могут решить проблему дальних космических перелетов, поскольку существенно снижают полезную нагрузку летательного аппарата.

Для решения такой проблемы уже не раз высказывалась идея использования энергии среды, в которой перемещается летательный аппарат. Так, например, лауреат Нобелевской премии, создатель квантовой электродинамики Р. Фейнман высказал предположение что «в вакууме, заключенном в объеме обыкновенной электрической лампочки, энергии такое большое количество, что её хватило бы, чтобы вскипятить все океаны на Земле».

В последнее десятилетие в этом вопросе намечился существенный прорыв. Исследователи космического пространства путем экспериментальной оценки распределения температуры остаточного космического излучения установили, что материя всей Вселенной состоит примерно на 4% из наблюдаемого барионного вещества, на 26% – из «темной» массы и на 70% – из «темной» энергии, природа ко-

торых пока неизвестна [1, 2] (рис. 1).

Если рассматривать эти субстанции как носители энергии, то следует отметить, что источником уже освоенных видов энергии, таких, как механическая, тепловая, химическая, электромагнитная и ядерная, является наблюдаемое «светящееся» вещество, составляющее незначительную часть в общем материальном балансе.

Проблема «темной» массы и «темной» энергии стала настолько актуальной, что ряд лабораторий Англии, Италии, Испании, Франции и США почти одновременно в 1997 – 2004 гг. наметили и реализуют большие экспериментальные программы по доказательству существования вещества, характеризующего «темную» массу, и по оценке его энергетических свойств.

Столь пристальное внимание к новым субстанциям материального мира объясняется тем обстоятельством, что «темная» масса, которой почти в семь раз больше, чем ныне наблюдаемого «светящегося» барионного вещества, как предполагают, обладает поистине неиссякаемым источником экологически чистой энергии.

Открытие материи небарионного типа со всей очевидностью поставило вопрос о разработке принципиально новых подходов к исследованию её энергетических характеристик во всех субстанциях мироздания, т.е. в барионном «светящемся» веществе, в «темной» массе и в «темной» энергии [2].

Предыдущими исследователями [3] установлено, что принципиально отличающиеся частички, образующие «темную» массу и барионное светящееся вещество, не существуют друг без друга, причем

“темная” масса предопределяет свойства и параметры “светящегося” вещества. Однако фундаментальных связей, позволяющих дать количественную оценку таким процессам, пока не установлено.

Постановка и задачи исследований

Соотношение субстанций, приведенных на (рис. 1) и составляющих основу естественного мира, с энергетической точки зрения можно представить и в виде двухобъектовой структуры: т.е. в виде собственно энергии – квинтэссенции и в виде уже овегеченной энергии, “законсервированной” в виде дискретных объектов “темной” массы и светящегося барионного вещества.

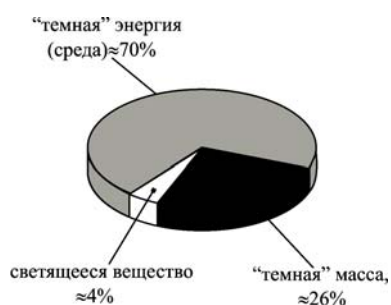


Рис. 1. Структурный состав источников энергии

Объединенную структуру порций “темной” массы и “светящегося” вещества назовем би-веществом (рис. 2).

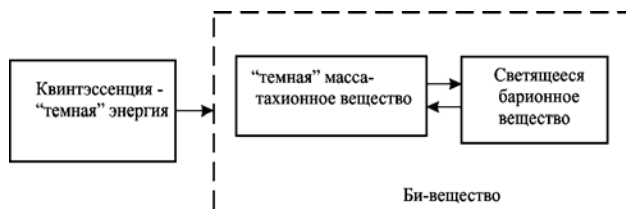


Рис. 2. Би-вещество в структуре источников энергии

При решении задачи взаимосвязи и взаимозависимости между составляющими объектами би-вещества решающую роль играет момент выбора инварианта, присущего обоим этим субстанциям.

Понятие инвариантности впервые ввел У. Берне, давший этому термину сугубо математическое толкование: “Инвариантность – симметрия некоторого объекта относительно преобразований”.

Однако, в физических моделях исследований на роль общего инварианта может претендовать лишь такой фактор, который присущ абсолютно всем физическим явлениям и так или иначе проявляется существенным образом в любых формах строения материи, на любом её уровне, при любых

видах взаимодействий. Эта величина должна присутствовать на уровне деления материи на вещества и предметы, на молекулы, атомы, элементарные частицы, а также на уровне планет, звезд, галактик и Вселенной в целом. Такое требование к всеобщему инварианту необходимо, так как основой каждого макропроцесса является соответствующий микропроцесс, обуславливающий собой общие закономерности.

Единственно возможным инвариантом во взаимодействии объектов в системе “би-вещество” может быть принята лишь энергия, которая присуща всем субстанциям, приведенным на рис. 1.

Энергия, неразрывно объединяющая категории массы, пространства и времени, является основой материального мира и исходной позицией при рассмотрении любых структур и любых физических явлений природы [8].

Поскольку категория энергии справедлива на всех уровнях организации материи, начиная со Вселенной в целом и заканчивая элементарными частицами, нет никакого основания считать, что для квантов “би-вещества” не она является первопричиной их существования.

Используя схему овегеченной части материи (рис. 2) и фактор энергии в качестве общего физического инварианта предлагается гипотеза, заключающаяся в том, что в расширительном толковании вещество (т.е. материю, обладающую массой) образуют кванты “темной” массы и “светящегося” барионного вещества.

Такую объединенную энергетическую субстанцию и принято называть би-веществом. Анализ его свойств и параметров и посвящены дальнейшие исследования.

Решение поставленной задачи

Исследование энергетических свойств би-вещества предлагается осуществить с помощью квантово-энергетических моделей, представляющих собой энергетическое взаимодействие барионного и тахионного квантов (рис. 3).

При этом под барионным квантом подразумевается порция “светящегося” вещества, которой присущи наблюдаемые в настоящее время физические параметры, в том числе и скорости его взаимодействия, равные (или меньшие) скорости света.

Тахионный же квант идентифицирует собой пока ненаблюдаемую “темную” массу, обладающую гравитационными свойствами, со скоростями взаимодействия, большими скорости света.

В соответствии с концептуальным положением данной работы оба кванта представим в виде взаимодействующих энергий.

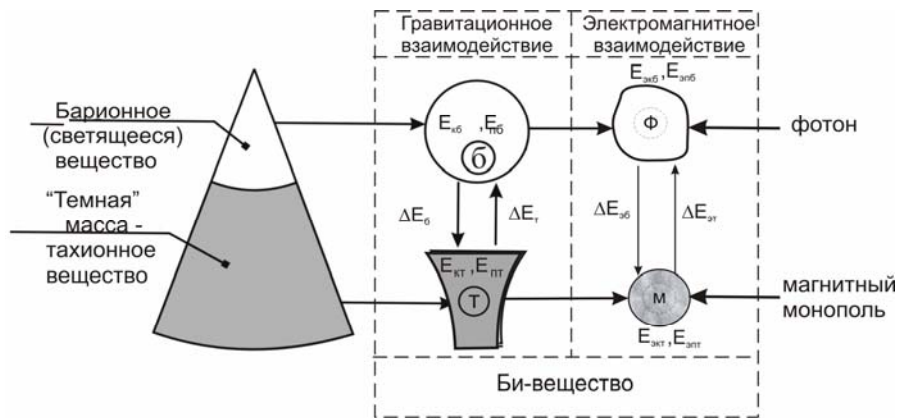


Рис. 3. Схема взаимодействия барионного (б) и тахионного (т) квантов в гравитационном, а также фотона (ф) и магнитного монополя (м) в электромагнитном взаимодействиях: E_k и E_p – кинетические и потенциальные энергии квантов; $\Delta E_{б,т}$ – работы квантов, затрачиваемые на гравитационное взаимодействие; $E_{эб}$ и $E_{эп}$ – кинетические и потенциальные энергии фотона и монополя; $\Delta E_{эб}$, $\Delta E_{эп}$ – работы, затрачиваемые фотоном (ф) и магнитным монополем (м) на электромагнитное взаимодействие

Полагаем следующее:

– квант барионного вида вещества (б) обладает такими видами энергии:

$E_{кб}$ – кинетическая энергия барионного кванта;

$E_{пб}$ – потенциальная энергия барионного кванта;

$\Delta E_{б}$ – работа, совершаемая барионным квантом;

– квант тахионного вида вещества (т) обладает такими же видами энергии:

$E_{кт}$ – кинетическая энергия тахионного кванта;

$E_{пт}$ – потенциальная энергия тахионного кванта;

$\Delta E_{т}$ – работа, совершаемая тахионным квантом.

Предполагаем также, что каждый из объектов обладает собственной системой координат, начало отсчета в которых совпадает с энергетическими центрами каждого из квантов, перемещающихся как в объекте, так и в системе объектов.

При такой особенности рассматриваемой модели категории массы (M), расстояния (R) и времени (τ) естественно являются производными от взаимодействующих энергий:

– для барионного кванта $M_b(E)$, $R_b(E)$ и $\tau_b(E)$;

– для тахионного кванта $M_t(E)$, $R_t(E)$ и $\tau_t(E)$.

Поскольку каждый из объектов характеризуется в собственной системе координат, то в общем виде согласно модели, представленной на рис. 2, $R_b(E) \neq R_t(E)$ и $\tau_b(E) \neq \tau_t(E)$. В этом состоит коренное отличие предлагаемой модели от ньютоновской.

Наиболее существенное отличие предложенной модели от исходной модели А. Эйнштейна заключается в том, в его теории рассматривается моно-

объект с параллельно движущейся инерциальной системой координат, не обладающей, естественно, ни энергией, ни массой.

В предлагаемой же модели рассматриваются два объекта с собственными энергиями и массами и неизбежными затратами энергии на взаимодействие друг с другом.

На основе модели, предложенной на рис. 2, введем понятие потенциалов взаимодействующих квантов:

– потенциал барионного кванта

$$\gamma_b = \frac{\Delta E_b}{E_{кб}} = \frac{E_{кб} - E_{пб}}{E_{кб}}; \quad (1)$$

– потенциал тахионного кванта

$$\gamma_t = \frac{\Delta E_t}{E_{кт}} = \frac{E_{кт} - E_{пт}}{E_{кт}}. \quad (2)$$

Представим величину кинетической энергии, которой обладает каждый из взаимодействующих квантов, максимальной ко всем остальным видам энергии в виде выражения

$$E_k = f_M \cdot f_v^2, \quad (3)$$

где f_M – энергетическая зависимость, определяющая массу кванта;

f_v – энергетическая зависимость, определяющая скорость центров масс квантов, обусловленная следующим соотношением:

$$f_v = \frac{f_R}{f_t}, \quad (4)$$

где f_R – энергетическая зависимость, определяющая расстояние между центрами масс;

f_t – энергетическая зависимость, определяющая время передачи взаимодействия.

Величины энергий, аналогичные потенциаль-

ным энергиям квантов, выразим через потенциалы взаимодействующих квантов, энергетические зависимости масс и расстояний при условии, что взаимодействующие кванты движутся равномерно с ускорением 1 м/с^2 :

$$E_{\text{пб}} = \frac{f_{\text{кб}}}{\gamma_{\text{б}}} f_{\text{мт}} 1\text{м} / \text{с}^2; \quad (5)$$

$$E_{\text{пт}} = \frac{f_{\text{рт}}}{\gamma_{\text{т}}} f_{\text{мб}} 1\text{м} / \text{с}^2. \quad (6)$$

Работы взаимодействующих квантов определим из условия сохранения энергии, которое представим в виде, аналогичном первому закону термодинамики [4]:

$$\Delta E_{\text{б}} = E_{\text{кб}} - E_{\text{пб}}; \quad (7)$$

$$\Delta E_{\text{т}} = E_{\text{кт}} - E_{\text{пт}}. \quad (8)$$

Принимая за аксиому третий закон механики Ньютона, который гласит, что силы взаимодействия двух объектов равны между собой, представим последние в виде:

$$F_{\text{б}} = F_{\text{т}} = F_{\text{бт}} = \frac{\gamma_{\text{б}} f_{\text{мб}} f_{\text{мт}}}{\gamma_{\text{т}} f_{\text{рб}} f_{\text{рт}}} \frac{f_{\text{тб}}}{f_{\text{тт}}}. \quad (9)$$

С учетом выражений (5) и (6) получим энергетический эквивалент

$$F_{\text{б}} = F_{\text{т}} = \frac{E_{\text{кб}}^{3/2} E_{\text{кт}}^{1/2} \Delta E_{\text{т}}^{1/2}}{E_{\text{пб}}^{3/4} E_{\text{пт}}^{3/4} \Delta E_{\text{б}}^{1/2}}. \quad (10)$$

Использование выражений (1) – (8) и предложенного закона изменения силы (9) дает возможность [5] получить энергетические эквиваленты радиусов взаимодействий, масс и времен взаимодействия квантов би-вещества (табл. 1).

Таким образом, основные параметры квантов би-вещества представлены в виде степенных зависимостей от шести видов энергий.

Поскольку и масса, и расстояние, и время получили энергетическую идентификацию, то все параметры, измеряемые в системе „СИ”, имеют своё индивидуальное измерение через энергии квантов би-вещества.

Таблица 1

Энергетические эквиваленты физических параметров барионного (б) и тахионного (т) квантов би-вещества

Наименование	Функциональные зависимости	Единицы измерения	
		в системе „СИ”	В долях энергий
Радиусы взаимодействия квантов	$f_{\text{рб}} = \frac{E_{\text{пб}}^{3/4} E_{\text{пт}}^{3/4} \Delta E_{\text{т}}^{3/2}}{E_{\text{кб}}^{3/2} E_{\text{кт}}^{1/2} \Delta E_{\text{т}}^{1/2}}$ $f_{\text{рт}} = \frac{E_{\text{пб}}^{3/4} E_{\text{пт}}^{3/4} \Delta E_{\text{б}}^{1/2} \Delta E_{\text{т}}^{1/2}}{E_{\text{кб}}^{3/2} E_{\text{кт}}^{1/2}}$	м	$\frac{\text{п}^{3/2} \text{р}}{\text{к}^2}$
Массы взаимодействующих квантов	$f_{\text{мб}} = \frac{E_{\text{пт}}^{1/4} E_{\text{кб}}^{3/2} \Delta E_{\text{т}}^{1/2}}{E_{\text{пб}}^{3/4} E_{\text{кт}}^{1/2} \Delta E_{\text{б}}^{1/2}}$ $f_{\text{мт}} = \frac{E_{\text{пб}}^{1/4} E_{\text{кб}}^{1/2} E_{\text{кт}}^{1/2} \Delta E_{\text{т}}^{1/2}}{E_{\text{пт}}^{3/4} \Delta E_{\text{б}}^{1/2}}$	кг	$\frac{\text{к}}{\text{п}^{1/2}}$
Времена передач взаимодействия	$f_{\text{тб}} = \frac{E_{\text{пб}}^{3/8} E_{\text{пт}}^{7/8} \Delta E_{\text{б}}^{5/4}}{E_{\text{кб}}^{5/4} E_{\text{кт}}^{3/4} \Delta E_{\text{т}}^{1/4}}$ $f_{\text{тт}} = \frac{E_{\text{пб}}^{7/8} E_{\text{пт}}^{3/8} \Delta E_{\text{б}}^{1/4} \Delta E_{\text{т}}^{3/4}}{E_{\text{кб}}^{5/4} E_{\text{кт}}^{3/4}}$	с	$\frac{\text{п}^{5/4} \text{р}}{\text{к}^2}$

- здесь к, п, р – кинетическая (к) и потенциальная (п) энергии, а р – работа

В таком представлении квантов би-вещества однозначно определяется понятие массы как суммы масс барионного и тахионного квантов, отпадает понятие пространства и времени как объединенной сущности – «единого пространства-времени», в которой массе отводится роль отстраненного от него параметра. В действительности же масса, пространство и время являются тремя материализованными

параметрами энергий взаимодействия квантов би-вещества.

Необходимо также подчеркнуть, что приведенные в табл. 1 энергетические эквиваленты соответствуют только условиям гравитационного взаимодействия квантов, поскольку использованное в проведенной идентификации выражение для определения силы (9) присуще только такому виду взаимодействия.

При рассмотрении же электромагнитного взаимодействия квантов би-вещества следует иметь в виду, что такой вид взаимодействия осуществляют не сами кванты, а их частицы: фотон (как частица барионного кванта) и магнитный монополю (как частица тахионного кванта) (рис. 2).

Как и в предыдущем случае, основным фактором, реализующим электромагнитное взаимодействие, рассматриваем силу Лоренца [6]

$$F = e_6 v_6 B_6 = \gamma_6 M_6 \frac{R_6}{\tau_6^2}, \quad (11)$$

где e_6 – электрический заряд;

B_6 – магнитная индукция;

v_6 – скорость взаимодействия;

M_6 – масса фотона,

R_6 – радиус взаимодействия фотона;

τ_6 – время взаимодействия.

Благодаря такому представлению силы взаимодействия фотона и магнитного монополя удалось обобщенные характеристики электромагнитного взаимодействия представить через значения M_6 , R_6 , τ_6 :

– абсолютная электрическая проницаемость

$$\epsilon_6 = \frac{M_6}{R_6^2}; \quad (12)$$

– элементарный электрический заряд

$$l_6 = \frac{M_6}{R_6 \tau_6}; \quad (13)$$

– магнитная постоянная

$$\mu_6 = \frac{R_6^3 \tau_6^2}{M_6}. \quad (14)$$

Такое представление основных электромагнитных характеристик с учетом энергетических эквивалентов M_6 , R_6 , τ_6 (табл. 1) позволяет все параметры электромагнитного взаимодействия фотона и магнитного монополя выразить через энергии E_6 , $E_{\text{эл}}$, ΔE_6 (рис. 2) в виде их энергетических эквивалентов (табл. 2).

Как следует из табл. 1 и 2, энергии квантов определяют не только гравитационное и электромагнитное взаимодействие, но и физические параметры вещества.

Таблица 2

Энергетические эквиваленты физических параметров барионного (б) и тахионного (т) квантов (при электромагнитном взаимодействии)

Физические параметры	Функциональные зависимости	Единицы измерения	
		в системе «СИ»	В долях энергии
1	2	3	4
Силы электрического тока	$I_6(E_6) = \frac{E_{\text{элб}}^{11/2} E_{\text{элт}}^{3/2} \Delta E_6^{3/2}}{E_{\text{элб}}^{9/4} E_{\text{элт}}^{9/4} \Delta E_6^{9/2}}$ $I_t(E_6) = \frac{E_{\text{элб}}^{9/2} E_{\text{элт}}^{5/2} \Delta E_6^{3/2}}{E_{\text{элб}}^{9/4} E_{\text{элт}}^{9/4} \Delta E_6^{9/2} \Delta E_6^{3/2}}$	A	$\frac{\kappa^7}{\pi^{9/2} p^3}$
Электрические напряжения	$U_6(E_6) = \frac{E_{\text{элб}}^{15/8} E_{\text{элт}}^{11/8} \Delta E_6^{13/4}}{E_{\text{элб}}^{13/4} E_{\text{элт}}^{3/4} \Delta E_6^{5/4}}$ $U_t(E_6) = \frac{E_{\text{элб}}^{11/8} E_{\text{элт}}^{15/8} \Delta E_6^{5/4} \Delta E_6^{3/4}}{E_{\text{элб}}^{13/4} E_{\text{элт}}^{3/4}}$	B	$\frac{\pi^{13/4} p^2}{\kappa^4}$
Электрические сопротивления	$R_{\text{Сб}}(E_6) = \frac{E_{\text{элб}}^{33/8} E_{\text{элт}}^{29/8} \Delta E_6^{31/4}}{E_{\text{элб}}^{35/4} E_{\text{элт}}^{9/4} \Delta E_6^{11/4}}$ $R_{\text{Ст}}(E_6) = \frac{E_{\text{элб}}^{28/8} E_{\text{элт}}^{33/8} \Delta E_6^{11/4} \Delta E_6^{9/4}}{E_{\text{элб}}^{31/4} E_{\text{элт}}^{13/4}}$	Ом	$\frac{\pi^{31/4} p^5}{\kappa^{11}}$
Электрические постоянные	$\epsilon_{06}(E_6) = \frac{E_{\text{элб}}^9 E_{\text{элт}}^2 \Delta E_6^3}{E_{\text{элб}}^{9/2} \Delta E_6^{7/2} \Delta E_6^8}$ $\epsilon_{0t}(E_6) = \frac{E_{\text{элб}}^8 E_{\text{элт}}^3}{E_{\text{элб}}^{7/2} E_{\text{элт}}^{9/2} \Delta E_6^3 \Delta E_6^2}$	Ф/м	$\frac{\kappa^{11}}{\pi^8 p^5}$

Окончание табл. 2

1	2	3	4
Напряженности магнитных полей	$H_6(E_3) = \frac{E_{\text{эб}}^7 E_{\text{экт}}^2 \Delta E_{\text{эт}}^2}{E_{\text{эпб}}^3 \Delta E_{\text{эпт}}^3 \Delta E_{\text{эб}}^6},$ $H_T(E_3) = \frac{E_{\text{эб}}^6 E_{\text{экт}}^3}{E_{\text{эпб}}^3 E_{\text{эпт}}^3 E_{\text{эб}}^2 \Delta E_{\text{эт}}^2}$	А/м	$\frac{\kappa^9}{\pi^6 p^4}$
Магнитные индукции	$B_6(E_3) = \frac{E_{\text{эпб}}^{3/4} E_{\text{эпт}}^{3/4} \Delta E_{\text{эб}}^{3/2}}{E_{\text{эб}}^{3/2} E_{\text{экт}}^{1/2} \Delta E_{\text{эт}}^{1/2}}$ $B_T(E_3) = \frac{E_{\text{эпб}}^{3/4} E_{\text{эпт}}^{3/4} \Delta E_{\text{эб}}^{1/2} \Delta E_{\text{эт}}^{1/2}}{E_{\text{эб}}^{3/2} E_{\text{экт}}^{1/2}}$	Тл	$\frac{\pi^{3/2} p}{\kappa^2}$
Магнитные постоянные	$\mu_{06}(E_3) = \frac{E_{\text{эпб}}^{15/4} E_{\text{эпт}}^{15/4} \Delta E_{\text{эб}}^{15/2}}{E_{\text{эб}}^{17/2} E_{\text{экт}}^{5/2} \Delta E_{\text{эт}}^{5/2}}$ $\mu_{0T}(E_3) = \frac{E_{\text{эпб}}^{15/4} E_{\text{эпт}}^{15/4} \Delta E_{\text{эб}}^{5/2} \Delta E_{\text{эт}}^{5/2}}{E_{\text{эб}}^{15/2} E_{\text{экт}}^{7/2}}$	Гн/м	$\frac{\pi^{15/2} p^5}{\kappa^{11}}$

Если воспользоваться методом определения этих энергий с помощью фундаментальных физических констант, таких, как число Авогадро, газовая постоянная, нормальная температура и т.п., изложены в работе [7], то нетрудно найти численные значения соответствующих энергий (табл. 3).

Анализ энергетических эквивалентов, приведенных в табл. 1 и 2, а также численных значений параметров носителей энергий (табл. 3) позволяет

высказать несколько обобщений, характеризующих би-вещество как источник тахионной энергии.

Первое. В каждом кванте би-вещества формируется диахотическое единство потоков энергии, т.е. тахионный квант обладает свойством одновременно выступать и в качестве ресурса, и в качестве потребителя энергии. Он потребляет и отдает энергию в форме, которая необходима для существования би-вещества.

Таблица 3

Значения энергий в квантах би-вещества

Вид взаимодействия	Физические параметры	Единицы измерения	Численные значения	
			В барионном кванте (б)	в тахионном кванте (т)
Гравитационное	Энергии: – кинетическая – потенциальная – работа	Дж	$E_{\text{кб}}=3,771279 \cdot 10^{-21}$ $E_{\text{пб}}=9,3036834 \cdot 10^{-50}$ $\Delta E_{\text{б}}=3,771279 \cdot 10^{-21}$	$E_{\text{кт}}=7,7850123 \cdot 10^{71}$ $E_{\text{пт}}=7,7850123 \cdot 10^{71}$ $\Delta E_{\text{т}}=2,246108 \cdot 10^{-21}$
	Массы носителей энергий	кг	$M_{\text{б}}=1,1295258 \cdot 10^{-12}$	$M_{\text{т}}=2,786545 \cdot 10^{-41}$
	Скорости передачи взаимодействия	м/с	$v_{\text{б}}=5,7782481 \cdot 10^{-5}$	$v_{\text{т}}=1,671146 \cdot 10^{56}$
Электромагнитное	Энергии: – кинетическая – потенциальная – работа	Дж	$E_{\text{эб}}=7,3909301 \cdot 10^{-22}$ $E_{\text{эпб}}=7,3909301 \cdot 10^{-22}$ $\Delta E_{\text{эб}}=3,2258002 \cdot 10^{-44}$	$E_{\text{экт}}=9,9999998 \cdot 10^{-1}$ $E_{\text{эпт}}=9,9999998 \cdot 10^{-1}$ $\Delta E_{\text{эт}}=1,025681 \cdot 10^{-88}$
	Массы носителей энергий	кг	$m_{\text{ф}}=8,2234833 \cdot 10^{-39}$	$m_{\text{м}}=8,2234833 \cdot 10^{-39}$
	Скорости передачи взаимодействия	м/с	$v_{\text{ф}}=2,997916 \cdot 10^8$	$v_{\text{м}}=1,102735 \cdot 10^{19}$

Второе. Ранжирование взаимодействующих квантов определяется отношением совершаемой ими работы к величине собственной потенциальной энергии, т.е. величиной $\frac{\Delta E}{E_{\text{п}}}$.

Чем меньше эта величина, тем выше ранг рассматриваемого кванта:

– по абсолютным значениям энергий, которым обладают взаимодействующие кванты:

$$E_{\text{кт}} \gg E_{\text{кб}};$$

$$E_{\text{пт}} \gg E_{\text{пб}}$$

тахинный (почти на 100 порядков) превосходит барионный вид вещества;

– на взаимодействие барионный квант расходует всю свою кинетическую энергию $\left(\frac{\Delta E_{\text{б}}}{E_{\text{кб}}} = 1,0\right)$,

тогда как у тахинного кванта отношение $\frac{\Delta E_{\text{т}}}{E_{\text{кт}}} \ll 1,0$, т.е. эта система затрачивает на взаимодействие совершенно незначительную долю своей кинетической энергии;

– у тахинного кванта величина потенциальной энергии чрезвычайно велика и равна ее кинетической энергии, тогда как у барионного – потенциальная энергия почти на 29 порядков ниже его кинетической энергии;

– скорости передачи гравитационного взаимодействия этими квантами также существенно разнятся: тахинный квант передает этот вид взаимодействия на 48 порядков выше скорости света.

Сопоставление квантов и по другим параметрам свидетельствует о том, что барионный вид материи соподчинен тахионному, поскольку тахионная энергия по свойствам является первородной для барионных квантов.

Выводы

Выявление свойств и параметров нового вида энергии – тахионной – осуществлено на основе гипотезы би-вещества.

В основу этой гипотезы положен постулат энергетического взаимодействия квантов, представляющих две субстанции – “темную” массу и “светящееся” барионное вещество, а в качестве физического инварианта приняты основные виды энергий этих объектов: потенциальные ($E_{\text{п}}$), кинетические ($E_{\text{к}}$) и работы (ΔE), затрачиваемые на их взаимодействие.

Использование таких концептуальных положений, а также основных законов классической меха-

ники и первого начала термодинамики позволило все физические параметры би-вещества, т.е. массы, скорости взаимодействий, плотности, температуры и т.д., представить в виде их эквивалентов через значения $E_{\text{кб}}$, $E_{\text{пб}}$, $\Delta E_{\text{б}}$ и $E_{\text{кт}}$, $E_{\text{пт}}$, $\Delta E_{\text{т}}$, что дало возможность впервые прийти к пониманию би-вещества как источника принципиально нового вида энергии – тахионной, носителем которой является тахионный квант этого вещества.

Путем сопоставления величин энергий взаимодействующих квантов, скоростей передачи взаимодействий, температур и других физических параметров установлено, что тахионный вид энергии является определяющим при формировании физических параметров барионного вещества, в том числе и гравитационного и электромагнитного взаимодействий между квантами и микрочастицами би-вещества.

Источником развития в би-веществе признаются энергетические несоответствия между барионным и тахионным квантами, и прежде всего неравенство энергий, затрачиваемых ими на взаимодействие друг с другом (поскольку $\Delta E_{\text{б}} > \Delta E_{\text{т}}$), что и является причиной вечности движения барионных объектов.

Разработанные в данном разделе квантово-энергетические модели и полученные энергетические эквиваленты являются основой для решения ряда фундаментальных задач, связанных с исследованием особенностей тахионной энергии и ее влияния на свойства и параметры вещества в субстанции, именуемой “темной” массой, и на расширение наших представлений о барионном “светящемся” веществе.

Литература

1. Ройзен Н. Новый сюрприз Вселенной: темная энергия / Н. Ройзен // Наука и жизнь. – 2008. – № 3. – С. 52-68.
2. Ксанфомалити Л. Темная Вселенная / Л. Ксанфомалити // Наука и жизнь. – 2005. – № 5. – С. 58-68.
3. Блинков С.Н. Гамма-всплески и невидимое вещество / С.Н. Блинков // В мире науки. – 2003. – № 3. – С. 34-40.
4. Планк М. Принцип сохранения энергии / М. Планк. – М.: Изд-во ин. лит., 1938. – 202 с.
5. Толмачов М.Г. Метод оцінки параметрів „фізичного вакууму” за допомогою енергетичних моделей виміру / М.Г. Толмачов // Вісті Академії інженерних наук України. – 2007. – № 3 (33). – С. 232–237.
6. Толмачев Н.Г. Определение параметров фотона и магнитного монополя в их электромагнитном взаимодействии / М.Г. Толмачев // Авиационно-

космическая техника и технология. – 2008. – № 3(50). – С. 79-84.

7. Толмачев Н.Г. Би-вещество. Энергетические модели измерения физических параметров /

Н.Г. Толмачев. – Х.: ХАИ, 2007. – 39 с. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.khai.edu/download/bi-substance.zip>.

Поступила в редакцию 16.06.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф, проф. кафедры проектирования самолетов и вертолетов В.И. Рябков, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ГІПОТЕЗА БІ-РЕЧОВИНИ ЯК ДЖЕРЕЛА ТАХІОННОЇ ЕНЕРГІЇ

М.Г. Толмачов

Для виявлення властивостей і параметрів нового виду енергії запропоновано гіпотезу бі-речовини. В основу цієї гіпотези покладено постулат енергетичної взаємодії квантів, які являють собою дві субстанції – «темну» масу й світну баріонну речовину, а як фізичний інваріант прийнято основні види енергій цих об'єктів: потенціальна (E_n), кінетична (E_k) і робота (ΔE), що витрачається на їх взаємодію. Використання таких концептуальних положень, а також основних законів класичної механіки й першого начала термодинаміки дозволило всі фізичні параметри бі-речовини, тобто маси, швидкості взаємодій, щільності, температури й т.ін. представити у вигляді їхніх еквівалентів через значення енергій квантів E_{kb} , E_{pb} , ΔE_b і E_{kt} , E_{pt} , ΔE_t , що дало можливість уперше прийти до розуміння бі-речовини як джерела принципово нового виду енергії – тахіонної, носієм якої є тахіонний квант цієї речовини.

Ключові слова: тахіонна енергія, баріонний та тахіонний кванти, енергетичні еквіваленти.

HYPOTHESIS OF BI-SUBSTANCE AS A SOURCE OF TACHYON ENERGY

N.G. Tolmachev

The hypothesis of bi-substance is offered in the section, for detection of properties and parameters of a new kind of energy. The postulate of energy interaction of quanta representing two substances – "dark" mass and luminous baryon substance is put in a basis of this hypothesis, and the basic kinds of energies of these objects are accepted as physical invariant: potential (E_n), the kinetic (E_k) and work (ΔE) spent on their interaction. Usage of such conceptual postulates and main laws of classical mechanics and the first law of thermodynamics has allowed to present all physical properties of bi-substance i.e. masses, speed of interactions, densities, temperatures, etc. as their equivalents through values E_{kb} , E_{pb} , ΔE_b and E_{kt} , E_{pt} , ΔE_t ; that has enabled for the first time to come to understanding of bi-substance as a source of essentially new kind of energy – tachyon, which carrier is tachyon quantum of this substance.

Key words: tachyon energy, baryon and tachyon quanta, energy equivalents.

Толмачев Николай Григорьевич – канд. техн. наук, ст. науч. сотр., Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

УДК 66.02. (075.32)

О.М. БУГАЕНКО, Н.В. НЕЧИПОРУК, Ю.А. ГУСЕВ, В.С. ЧИГРИН

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

МЕХАНИЗМЫ ДОПОЛНИТЕЛЬНОГО ДИСПЕРГИРОВАНИЯ ЖИДКОЙ ФАЗЫ БИОСОРБЕНТА В РАЗГОННОМ УСТРОЙСТВЕ МНОГОФАЗНОГО ГАЗОГЕНЕРАТОРА

Рассмотрены вопросы исследования методов и устройств дополнительного диспергирования двухфазного потока биосорбента газогенератора, обеспечивающего создание прогрессивной технологии сбора нефти и нефтепродуктов с поверхности воды и грунта при их аварийных разливах. Предложена схема газодинамического дробления и разгона жидкости. Представлены экспериментальные исследования дисперсности жидкости двухфазного потока с использованием дополнительной паровой фазы, углекислого газа и струнного диспергатора. Приведен анализ результатов экспериментальных исследований.

Ключевые слова: двухфазный поток, биосорбент, газогенератор, разгонное устройство, газодинамическое дробление, струнный диспергатор.

Постановка задачи

Нефть и нефтепродукты являются одними из самых существенных загрязнителей, нарушающих экологию мирового океана, водотоков и водоемов, а также почвенных покровов суши.

Прогрессивные технологии очистки воды и почвы от нефтепродуктов включают в себя распределение по загрязненной поверхности мелкодисперсного препарата, содержащего нефтеокисляющие бактерии.

Ликвидация загрязнения обширных водных акваторий и грунта нефтепродуктами требует использования специальных установок и технологий доставки, распределения сорбента и биопрепарата на больших загрязненных поверхностях в течение короткого времени.

Известен многофазный генератор, разгонное устройство (РУ) которого обеспечивает доставку мелкодисперсного потока биосорбента на загрязненную нефтепродуктами поверхность [1, 2].

Принципиальная схема разработанной экспериментальной установки двухфазного разгонного устройства на базе газотурбинного двигателя включает следующие элементы (рис. 1):

- газотурбинный двигатель;
- систему подачи биосорбента;
- двухфазное разгонное устройство (ДРУ).

Газовый поток двигателя, поступая в камеру смешения разгонного устройства, исполняет роль несущей фазы многофазного разгонного устройства (МРУ).

Водная эмульсия биосорбента из емкости с помощью центробежного насоса поступает в прием-

ную камеру ДРУ, а затем в сопло, которое осуществляет ее дробление и разгон.



Рис. 1. Принципиальная схема установки

Двухфазное РУ схематично изображено на рис. 2. Его работа может быть представлена следующим образом. Через входной патрубок РУ (сечение 0-0) газ с определенными параметрами (G_{Γ}^* , P_{Γ}^* , W_{Γ}^* , T_{Γ}^* – расход, давление, скорость, температура газового потока соответственно) попадает в смеситель, туда же через форсунки поступает и жидкость.

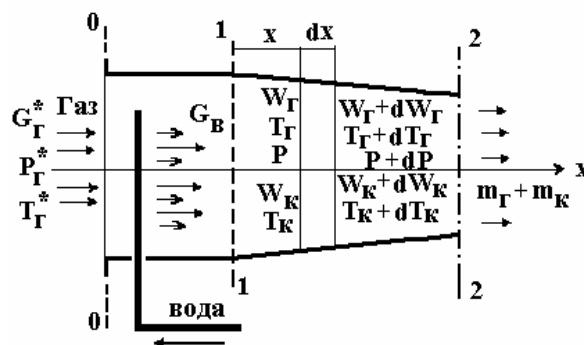


Рис. 2. Схема газодинамического дробления и разгона жидкости

В смесителе компоненты распределяются таким образом, чтобы на выходе из него (сечение 1-1) обеспечить развитую поверхность контакта фаз (P_g , W_g , T_g – давление, скорость, температура газовой фазы, W_k , T_k – скорость и температура капли соответственно). В дальнейшем смесь газа и жидкости расширяется в профилированном канале. Участок между сечениями 1-1 и 2-2 образует собственно двухфазное сопло, в котором осуществляется энергообмен между газом и жидкостью. При этом происходит дробление жидкости. Под действием градиента давления, как газ, так и жидкость ускоряются и истекают из сопла.

Технология применения биосорбентов при ликвидации нефтяных загрязнений водной поверхности и грунта с применением рассматриваемого газогенератора предполагает их доставку в виде эмульсионных водных растворов. Разгонное устройство двухфазного газогенератора позволяет получать потоки сорбента, имеющие размер капель жидкой фазы $\approx 100 - 150$ мкм. Необходимо отметить, что от размера капель зависят такие технологические параметры многофазного газогенератора, как дальность и площадь орошения сорбентным потоком загрязненной нефтепродуктами поверхности, а также глубина проникновения биосорбента в грунт при решении задачи его очистки от нефтепродуктов. При очистке грунта для более экономного расходования биопрепарата и обеспечения его глубинного проникновения в зараженную поверхность возникает необходимость получения сорбентного потока с меньшим размером капель.

Улучшение дробления жидкой фазы сорбента может быть осуществлено за счет предварительного испарения воды, подаваемой через специальную форсунку перед входом в приемную камеру устройства. Дробление в этом случае обеспечивается за счет использования более энергоемкого рабочего тела парогазовой смеси, имеющей термодинамические свойства, близкие к свойствам идеального газа [3].

При использовании в качестве рабочего тела парогазовой смеси в систему уравнений для расчета параметров на срезе сопла двухфазного разгонного устройства необходимо внести ряд корректировок, учитывающих изменение термодинамических параметров парогазовой смеси.

В частности, газовая постоянная смеси может быть рассчитана по формуле:

$$R = 8314,3/\mu,$$

где μ – кажущийся молекулярный вес смеси, который определяется как

$$\mu = \sum r_i \mu_i \text{ или } \mu = \sum n_i \mu_i, n_i = M_i / M = V_i / V = r_i;$$

M_i – число молей i -го компонента;

$M = \sum M_i$ – число молей всей смеси;

$V_i = V P_i / P$ – парциальный объем i -го компонента;

P_i – парциальное давление i -го компонента, при этом полное давление $P = \sum P_i$.

Теплоемкость смеси

$$C_{p\text{ см}} = \sum q_i C_{p_i}, C_{v\text{ см}} = \sum q_i C_{v_i},$$

где q_i – массовое количество i -го компонента.

Тогда показатель адиабаты смеси

$$K_{\text{см}} = C_{p\text{ см}} / C_{v\text{ см}}.$$

Теоретические расчеты показывают, что при одинаковых параметрах газового потока, одинаковой геометрии разгонного устройства, одинаковой скорости подачи воды и одинаковых коэффициентах проскальзывания жидкой и газовой сред диаметр каплей на выходе получается на 19% меньше при использовании паровой фазы, чем без ее использования.

При этом несколько меняется показатель Вебера, что, по всей видимости, и вызывает дополнительное дробление капель. Показатель Вебера

$$We = Re^2 / Lp_1,$$

где Re и Lp_1 – числа Рейнольдса и Лапласа для несущей фазы:

$$Lp_1 = \rho_1 d_k \sigma / \mu_1^2 \text{ – число несущей фазы;}$$

d_k – диаметр капли;

σ – коэффициент поверхностного натяжения жидкости;

μ_1 – вязкость несущей фазы;

ρ_1 – плотность газа, зависящая от насыщения его паром.

Дробление начинается при $We < 23$ и заканчивается при $We > 5$, но возможно дробление и при меньших величинах We при срывном и деформационном разрушении капель, которое имеет место при истечении из струйной форсунки.

Дробление капель жидкой фазы сорбента с использованием углекислого газа возможно при предварительном насыщении водной эмульсии биосорбента углекислым газом под давлением. Резкое снижение давления в жидкой струе, насыщенной углекислотой, при выходе ее из форсунки приводит к выделению пузырьков углекислого газа, что вызывает механическое дробление капель, как при эффекте пузырькового кипения.

Вероятный механизм дробления капель может быть следующим: возникающий газовый пузырек очень малого диаметра колеблется по радиусу с частотой, рассчитываемой по формуле Миннаэрта

$$f = \frac{1}{2\pi a_0} \sqrt{\frac{3p_0}{\rho_1^0}},$$

где a_0 – радиус пузырька;

p_0 – давление в окружающей среде (воде);

ρ_1^0 – плотность газа в пузырьке;

n – эффективный показатель политропы газа в пузырьке.

Эти колебания совместно с кавитацией на границе пузырька, возникающей из-за резкого падения давления в струйке воды при выходе ее из форсунки, приводят к резкому росту и взрывному разрушению пузырька, что вызывает механическое дробление струйки или отдельных капель жидкости. Подача углекислого газа вместе с водой должна привести также к изменению коэффициентов проскальзывания и числа Вебера.

Для расчетной оценки дробления капель с использованием углекислого газа необходима разработка достаточно сложной трехфазной модели, поэтому в рамках настоящей работы принято решение провести только экспериментальные исследования.

Дробление двухфазной смеси высокочастотными колебаниями механического диспергатора, использующего эффект Кармана. Рассматривается турбулизатор со срывом потока, возбуждение высокочастотных колебаний в котором происходит за счет последовательных срывов потока, например, за цилиндрическим телом (струной). Пример такого течения показан на рис. 3.

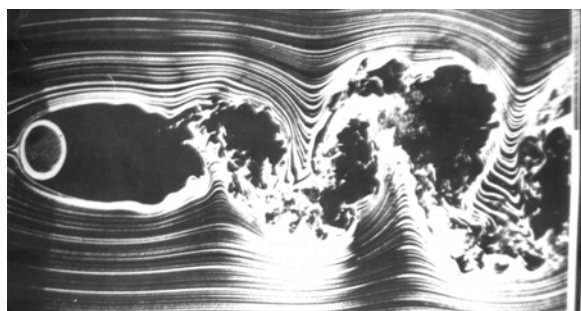


Рис. 3. Картина возможных срывных колебаний в потоке за цилиндрическим телом

Частота генерируемых колебаний рассчитывается по формуле

$$f = 0,212 (1 - 21,2 / Re) W / d,$$

где W – скорость потока;

d – характерный размер плохо обтекаемого тела (для цилиндра – диаметр);

$Re = Wd / \nu$ – число Рейнольдса;

ν – коэффициент кинематической вязкости среды.

Проведен расчет частоты колебаний струны в зависимости от ее диаметра и скорости потока. Расчеты показывают, что при таком способе возбуждения частота колебания струн приемлемых диаметров может достигать 100 кГц при скорости двухфазного потока около 100 м/с. На рис. 5 показана зависимость размера капли от генерируемой частоты колебаний. Видно, что достаточно малые капли образуются при частоте 100 кГц.

Недостатками такого диспергатора являются низкая надежность струн, если их диаметр невелик, а также некоторый отбор энергии от двухфазного потока на дробление капель.



Рис. 4. Двухфазное сопло со струнным диспергатором

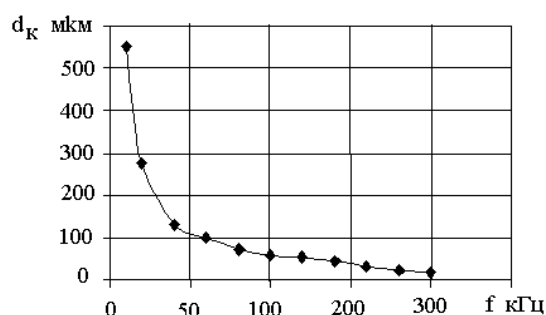


Рис. 5. Зависимость размера капли от генерируемой частоты колебаний

Экспериментальные исследования дисперсности жидкости двухфазного потока

Для проведения исследований влиянию эффекта Кармана на срезе разгонного сопла эксперимен-

тальной установки был установлен специально созданный, съемный струнный диспергатор (рис. 4) [4]. Диспергатор устанавливается на срезе сопла и представляет собой две соединенные стойками профилированные пластины, расположенные под углом друг к другу, несколько превышающим угол раскрытия потока при выходе его из двухфазного разгонного устройства. На краях плоскостей выполнены сверления с шагом 10 мм, через которые пропущена проволока из легированной стали. Натяжение струн обеспечивается подпружиненной рейкой на одной из пластин. В экспериментах использовались струны из нихрома диаметром от 0,8 до 0,3 мм, однако при высоких скоростных напорах и больших расходах воды такая конструкция показала низкую надежность в связи с обрывом струн менее 0,3 мм.

Для исследования влияния паровой фазы на изменение дисперсности капель перед входом в камеру смешения двухфазного разгонного устройства установлена пальцевая форсунка с четырьмя отверстиями диаметром 2 мм. Вода подается в высокотемпературный высокоскоростной поток газа за турбиной ГТД – в переходной патрубке установки. Для исследования влияния направления впрыска воды на испарение форсунка выполнена поворотной. Подача воды в форсунку производилась от общего подводного коллектора. При этом количество испаряемой воды составляет порядка 6% от ее количества, подаваемого в приемную камеру разгонного устройства. В конструкции предусмотрено отключение паровой форсунки.

Для исследования влияния углекислого газа на эффективность дробления жидкой фазы в разгонном устройстве установка оборудована баллоном с углекислотой под первоначальным давлением 11,7 МПа. Углекислый газ подавался через дроссельный кран и редуктор в коллектор подвода воды в камеру смешения. Однако в ходе экспериментов выяснилось, что редуктор при расширении углекислоты обмерзает и не обеспечивает равномерной подачи углекислоты. Давления воды в подводимом коллекторе, газового потока двигателя и углекислого газа на входе в приемную камеру контролировались специальными манометрами, температура газа за турбиной и частота вращения ротора ГТД – приборами на пульте управления двигателем. Расход жидкости, поступающей в камеру смешения разгонного устройства, составил 2 л/с, расход газообразной несущей фазы – 1 кг/с при избыточном давлении 0,3 кг/см². Расход углекислоты 1 г/кг воды в секунду.

С помощью измерительной установки (см. рис. 5), использующей газовый лазер ЛГН-208Б, приемник излучения ОД-4 с блоком управления и цифровой вольтметр В7-28, были проведены измерения размера капель жидкой фазы сорбентного

потока при различных способах его диспергирования [4]. Проведено сравнение полученных результатов с размерами капель потока, который не подвергался дополнительному диспергированию. Результаты измерений сведены в табл. 1.

Как видно из табл. 1, объемная концентрация мелких капель V_m составляет доли процента от концентрации V_B капель с размерами порядка - 400 мкм, однако суммарная поверхность мелких капель сравнима с поверхностью крупных капель. Поэтому их необходимо учитывать при расчете процессов, связанных с поверхностными эффектами капель биосорбента, обеспечивающими их наибольший контакт с нефтяной пленкой в процессе биоремедиации.

Таблица 1
Результаты измерений

Способы диспергирования	Скорость		V_m/V_B %
	$V_m 10^5$	$V_m 10^3$	
Разгонное сопло без дополнительных диспергирующих устройств	1,3	6,2	0,21
Сопло с насадкой струнного диспергатора	1,48	4,1	0,36
Сопло с подключением паровой фазы	2,00	4,5	0,44
Сопло с впрыском углекислоты	2,10	3,6	0,58
Сопло с насадкой струнного диспергатора и впрыском углекислоты	5,06	14,9	0,34

Анализ результатов проведенных исследований

Проведенные исследования показали:

- при применении струнного диспергатора, генерирующего в потоке высокочастотные колебания, диаметр капель уменьшился в среднем на 11%;
- использование паровой форсунки для предварительного испарения части воды до входа в смешительную камеру разгонного устройства снижает диаметр капель на 17%;
- впрыск углекислоты в коллектор подвода воды уменьшает диаметр капель воды на 26%;
- совместное использование струнного диспергатора и впрыска углекислоты не дало ожидаемого суммарного эффекта; диаметр капель воды при таком способе дробления уменьшился всего на 7%.
- проведенные эксперименты показали, что дробление жидкой фазы при дополнительном дис-

пергировании происходит не только в закрытой части разгонного сопла, но и продолжается за его срезом.

Выводы

Таким образом, применение методов дополнительного диспергирования позволяет получать диаметры капель жидкой фазы порядка 45...70 мкм, что близко к предельным размерам, которые возможно получить механическим дроблением [4].

Литература

1. Елифанов С.В. Многофазный генератор на базе газотурбинного двигателя для решения задачи очистки водной поверхности от нефтепродуктов / С.В. Елифанов, О.М. Бугаенко и др. // *Сучасні проблеми охорони довкілля, раціонального використання водних ресурсів та очистки природних і стічних вод*:

Міжн. НПК (23-27.04.2007). – К.: 2007. – С. 49-52.

2. Бугаенко О.М. Многофункциональный газогенератор для ликвидации последствий загрязнений водных акваторий и грунта нефтепродуктами / О.М. Бугаенко, Ю.А. Гусев, Н.В. Нечипорук // *Авиационно-космическая техника и технология.* – 2008. – № 8(55). – С. 176-185.

3. Беспятов М.А. Эффективность разгона жидкости конденсирующим паром в присутствии инертной добавки / М.А. Беспятов, А.В. Лященко, С.Д. Фролов // *Вопросы газодинамики энергоустановок: Тем. сб. тр.* – 1976. – Вып. 3. – С. 93-96.

4. Гусев Ю.А. Экспериментальные исследования диспергирующих свойств реактивной струи ГТД / Ю.А. Гусев, О.А. Невичанский, С.В. Елифанов, В.С. Чигрин // *Авиационно-космическая техника и технология: Сб. науч. тр.* – Х.: Гос. Аэрокосмический ун-т «ХАИ», 1998. – Вып.5 (тематический). – С. 496-501.

Поступила в редакцию 2.09.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры В.Е. Ведь, Национальный технический университет «ХПИ», Харьков.

МЕХАНІЗМИ ДОДАТКОВОГО ДИСПЕРГІВАННЯ РІДКОЇ ФАЗИ БІОСОРБЕНТУ В РОЗГІННОМУ ПРИСТРОЇ БАГАТОФАЗОВОГО ГАЗОГЕНЕРАТОРА

О.М. Бугаєнко, М.В. Нечипорук, Ю.О. Гусев, В.С. Чигрин

Розглянуто питання дослідження методів і пристроїв додаткового диспергування двофазового потоку біосорбенту газогенератора, що забезпечує створення прогресивної технології збору нафти й нафтопродуктів з поверхні води й ґрунту при їхніх аварійних розливах. Запропоновано схему газодинамічного дроблення й розгону рідини. Представлено експериментальні дослідження дисперсності рідини двофазового потоку з використанням додаткової парової фази, вуглекислого газу й струнного диспергатора. Наведено аналіз результатів експериментальних досліджень.

Ключові слова: двофазовий потік, біосорбент, газогенератор, розгінний пристрій, газодинамічне дроблення, струнний диспергатор.

ADDITIONAL DISPERSING MECHANISMS OF LIQUID PHASE OF BIOSORBENT IN ACCELERATION DEVICE OF MULTI PHASE GAS GENERATOR

O.M. Bugaenko, N.V. Nechiporuk, Y.A. Gusev, V.S. Chigrin

Questions of research of methods and devices for additional dispersing of two phase stream of biosorbent of gas generator, which provides creation of progressive technology for collection of oil and oil products from water surface and ground in case of its emergency overflow, are examined. Scheme for gas-dynamic splitting up and acceleration of fluid is suggested. Experimental researches of dispersion of liquid in two phase stream using additional steam phase, carbonic acid gas and chord dispersing device are shown. Analyses of experimental researches results are shown.

Key words: two phase stream, biosorbent, gas generator, acceleration device, gas dynamic splitting up, chord dispersing device.

Бугаенко Олег Михайлович – директор студгородка ХАИ, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», e-mail: o.bugaenko@mail.ru.

Гусев Юрий Алексеевич – канд. техн. наук, доцент, доцент каф. 203, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», e-mail: aedlad@ic.kharkov.ua.

Нечипорук Николай Васильевич – канд. техн. наук, доцент, проректор по НПП, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ».

Чигрин Валентин Семенович – канд. техн. наук, доцент, доцент каф. 203, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», e-mail: aedlad@ic.kharkov.ua.

УДК 629.73.

Е.Ю. ХИТРОВА, В.И. РЯБКОВ, Ю.В. БАБЕНКО*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Украина*

ОСОБЕННОСТИ ОЦЕНКИ ЭКОНОМИЧЕСКОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ МОДИФИКАЦИЙ АДМИНИСТРАТИВНЫХ САМОЛЕТОВ НА ЭТАПЕ ИХ ПРОЕКТИРОВАНИЯ

Предложены расчетные модели по оценке стоимости жизненного цикла модификаций административного самолета с учетом регламентированной величины технического и календарного ресурсов, наряду с традиционно определяемыми параметрами конкурентоспособности, такими как рейсовая производительность, топливная эффективность, себестоимость перевозок. Показано, что стоимость жизненного цикла является суммарным параметром полных затрат, осуществляемых при проектировании, производстве и в период эксплуатации самолета. Численно затраты на весь жизненный цикл в несколько раз превосходят стоимость самолета, а принимаемые в предэскизном проектировании технические параметры существенно изменяют этот экономический показатель.

Ключевые слова: модификации административных самолетов, стоимость жизненного цикла, аэродром, взлетно-посадочная полоса, конкурентоспособность, себестоимость перевозок.

Введение

Самолеты транспортной категории, именуемые как административные, в последнее время получили широкое распространение. Среди современных летающих аппаратов такого назначения можно привести такие, как BAe12-5 series 800, Cessna model 650, Citation3, Cessna Model 560 Citation5, IAI 1125 Astra, Beechcraft model 400A (Beechjet), Mustere-Falcon-900, Ил-108, Як-48, MYSTERE-FALCON 100, MYSTERE-FALCON 200.

Характерной особенностью приведенных самолетов являются их характеристика “груз – дальность”, т.е. сравнительно небольшая коммерческая нагрузка ($m_{\text{кн}}$) перемещается с большим диапазоном дальностей ($L=1000\dots5000$ км).

Процесс разработки таких модификаций [1] получил широкое распространение как путь согласования их технических параметров с постоянно изменяющимися требованиями авиаперевозок.

При создании модификаций с увеличенными коммерческой нагрузкой и дальностью полета неизбежно изменяются все их параметры, такие как: характеристика “груз – дальность”, топливная эффективность, эксплуатационные расходы, приходящиеся на час полета и т.п. [2 – 4].

Важной экономической характеристикой самолета транспортной категории является и стоимость его жизненного цикла, которая наряду с вышеназванными параметрами и определяет конкурентоспособность воздушного судна.

Для количественной оценки таких характери-

стик, как “груз – дальность”, топливная эффективность и эксплуатационные расходы, приходящиеся на час полета, существуют оправдавшие себя методики [5, 6], которые позволяют определять их как для базового самолета, так и для его модификаций.

Подходы же к оценке жизненного цикла на ранней стадии проектирования самолета только формируются [7] и расчетных моделей по определению этой величины пока не существует.

Постановка задачи

Как уже говорилось, административные самолеты относятся к категории транспортных самолетов, критериями эффективности которых выступают вышеназванные технико-экономические показатели.

С помощью таких критериев можно оценивать и административные самолеты на этапе их поверочных расчетов, когда все основные параметры самолета уже известны. Однако на этапе выбора параметров модификаций, когда целый ряд параметров самолета предстоит найти, сравнение эффективности возможных модификаций можно осуществлять на основе более интегральных характеристик, таких как стоимость жизненного цикла, стоимость рейса и их относительным величинам.

Решение поставленной задачи

Одним из методов определения стоимости жизненного цикла, базового самолета и его модифи-

кацией, может быть нахождение этой интегральной характеристики по заявленному ресурсу.

Для современных самолетов транспортной категории ресурс, т.е. срок службы от начала эксплуатации самолета до его списания, задается в летных часах.

Этот технический параметр закладывается в нормы проектирования, производства и эксплуатации самолета, является нормированной величиной, и оказывают существенное влияние на все технико-экономические показатели самолета, в том числе и на конкурентоспособность.

Если при этом известны часовые расходы, то стоимость жизненного цикла самолета можно определить по выражению:

$$C_{ж.ц.}^ч = A \cdot T_ч, \quad (1)$$

где A – расходы, приходящиеся на один час полета;

$T_ч$ – амортизационный срок службы самолета в летных часах.

Если же амортизационный срок задан в календарном времени, то:

$$C_{ж.ц.}^ч = A \cdot B_г \cdot T_г, \quad (2)$$

где $B_г$ – годовой налет самолета в часах;

$T_г$ – календарный срок службы в годах.

В обе эти зависимости (1) и (2) входит важный стоимостной параметр – часовые затраты A , которые могут быть найдены на основе использования приведенной себестоимости:

$$A = a \cdot k_{ком} \cdot m_{к.н.} \cdot V_p, \quad (3)$$

где a – себестоимость перевозки 1 т груза на 1 км пути;

$k_{ком}$ – коэффициент коммерческой загрузки самолета;

$m_{к.н.}$ – масса коммерческой нагрузки;

V_p – рейсовая скорость самолета.

При оценке годового налета часов ($B_г$) следует воспользоваться статистическими зависимостями, позволяющими дифференцировать налет по дальности полета самолета L , что важно при сравнительной экономической оценке различных вариантов модификаций. Годовой налет часов рекомендуется [3] определять по зависимостям, связанным с дальностью полета модификаций:

– для среднемагистрального самолета:

$$B_г = 455 \ln(L) - 1884; \quad (4)$$

– для ближнемагистрального самолета:

$$B_г = 656 \ln(L) - 2800. \quad (5)$$

Расчетная дальность (L) в этих зависимостях рассматривается как средневзвешенная дальность перевозок за год.

С помощью выражения (1)–(2) стоимость жизненного цикла модификаций может быть оценена при переменных значениях коммерческой нагрузки $m_{к.н.}$ и дальности ее перевозки – L , что является основной целью создания модификации.

При изменении этих величин, естественно, изменяются и все другие технические параметры модификации, которые могут быть оценены с учетом известных [8] выражений:

$$m_{к.н.} = m_0 - m_{пс} - m_T, \quad (6)$$

где $m_{пс}$ – масса пустого самолета;

$m_{к.н.}$ – масса коммерческой нагрузки;

m_0 – взлетная масса самолета;

m_T – масса топлива.

Величина дальности L также взаимосвязана с общими параметрами самолета.

$$L = \frac{KV_{крейс}}{C_R} \ln \frac{1}{1 - \bar{m}_T}, \quad (7)$$

где C_R – расход топлива;

K – аэродинамическое качество;

$V_{крейс}$ – крейсерская скорость полета;

$\bar{m}_T$ – относительная масса топлива.

Таким образом, система уравнений (6) и (7) предопределяет связь параметров $m_{к.н.}$ и L с общими параметрами самолета.

$$\begin{cases} m_{к.н.} = m_0 - m_{пс} - m_T \\ L = \frac{KV_{крейс}}{C_R} \ln \frac{1}{1 - \bar{m}_T} \end{cases} \quad (8)$$

Изменение параметров конкурентоспособности базового самолета и его модификаций с учетом стоимости жизненного цикла проанализируем на примере базового административного самолета с числом пассажиров 10 чел (рис. 1).

Модификационные изменения в этом самолете осуществлены из-за увеличения числа пассажиров до 22 человек и дальности с 2000 км до 4000 км путем увеличения длины фюзеляжа, в результате чего получены следующие параметры модификаций (табл. 1).

С учетом таких изменений, по методике изложенной в [3], для всех модификаций данного самолета построены характеристики „груз-дальность” (рис. 2).

Весьма важным технико-экономическим параметром самолетов транспортной категории является показатель топливной эффективности, поскольку стоимость топлива занимает наиболее значимое место в эксплуатационных расходах.

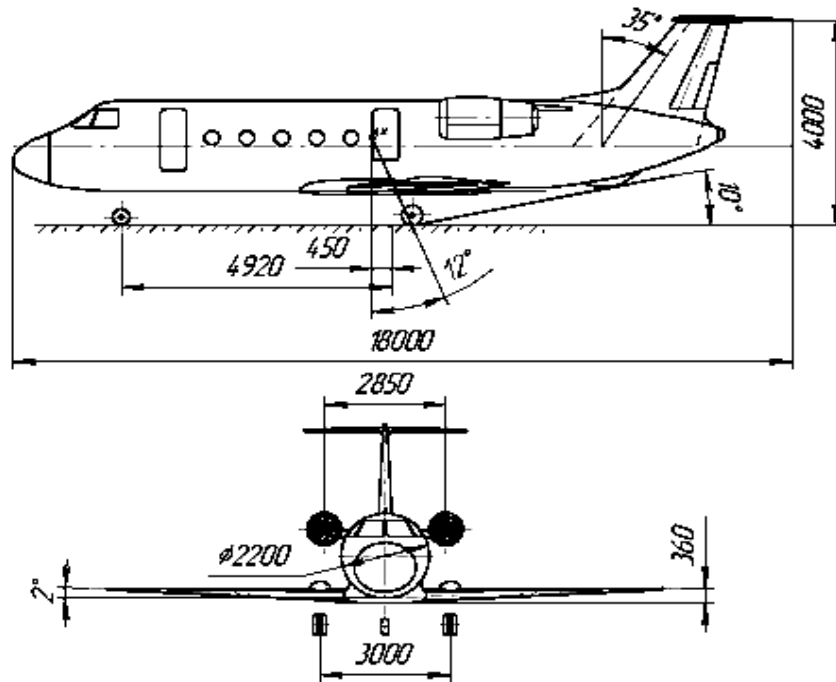


Рис. 1. Административный самолет на 10 пассажиров

Таблица 1

Значения основных параметров базового самолета и его модификаций

Параметры модификации	Число пассаж., чел.	Взлетная масса, кг	Масса ком. нагрузки, кг	Дальность полета, км	Тип двигателей
Базовый самолет	10	6360	1200	2000	WWR(USA) «JT15D-5»
Первая модификация	10	6898	1200	3000	WWR(USA) «JT15D-5»
Вторая модификация	10	7470	1200	4000	WWR(USA) «JT15D-5»
Третья модификация	20	5760	2400	1330	WWR(USA) «JT15D-5»
Четвертая модификация	20	6260	2400	1620	WWR(USA) «JT15D-5»
Пятая модификация	22	7200	2640	2000	WWR(USA) «JT15D-5»

Специфика применения такой методики для рассматриваемых модификаций состоит лишь в том, что для таких случаев следует учитывать взаимосвязь массы топлива и массы коммерческой нагрузки из соотношения

$$m_T = m_{пн} - m_{кн},$$

т.е. потребная масса топлива определяется не только величиной полезной нагрузки $m_{пн}$, но и изменением числа пассажиров в каждой из модификаций.

Расчеты топливной эффективности [9] $q_{топ}$, т.е. расхода топлива на 1 пассажира при его перевозке на 1 км, показывают, что этот параметр в мо-

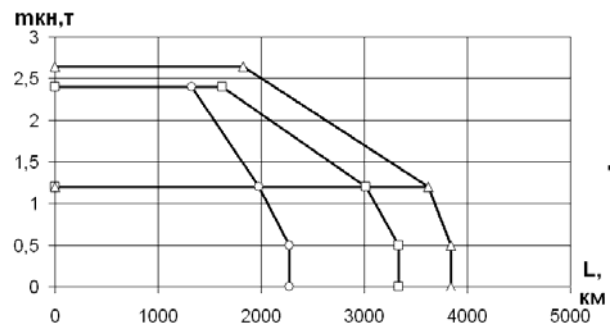


Рис. 2. Диаграмма “груз – дальность” модификаций административного самолета:
 ○ – базовый самолет и 3-я модификация;
 □ – 1-я и 4-я модификации;
 ▲ – 2-я и 5-я модификации

дификациях, в которых число пассажиров не изменяется, снижается монотонно.

А в модификациях, где изменяется и дальность, и число пассажиров, он возрастает существенно (рис. 3).

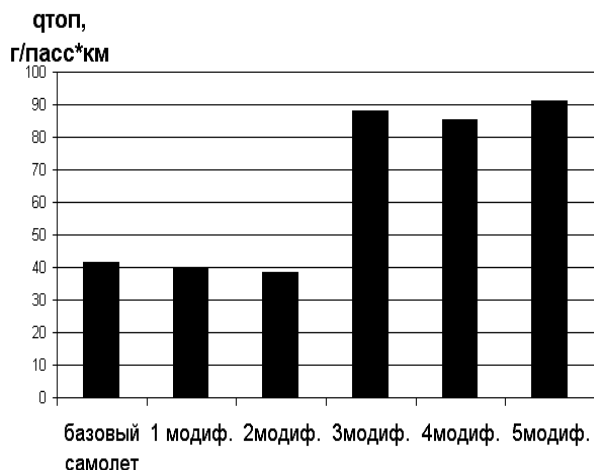


Рис. 3. Топливная эффективность базового самолета и его модификаций

Как следует из приведенных данных, топливная эффективность первых двух модификаций примерно равна такому же параметру базового самолета, тогда как эта характеристика у третьей, четвертой и пятой модификаций самолета, которые должны перевозить большее число пассажиров, но на меньшее расстояние, существенно ухудшается.

Произведенное моделирование характеристик рейсовой производительности (рис. 2) и топливной эффективности (рис. 3) позволяет осуществить переход к определению стоимостных показателей рассматриваемых модификаций [5].

Самой распространенной стоимостной характеристикой самолета принятой в ИКАО является себестоимости перевозок (а), результаты расчетов которых приведены на рис. 4. Как следует из приведенных данных, себестоимости перевозок модификаций снижается по отношению к базовому варианту.

Другой важной стоимостной характеристикой самолета являются эксплуатационные расходы, приходящие на один час полета $C_{чп}$ [10].

Анализ данных приведенных на рис. 5, показывает, что часовые расходы первой и второй модификаций примерно равны и несколько ниже, чем у базового самолета, тогда как третья, четвертая и пятая модификации по этому параметру намного выше, чем базовый вариант.

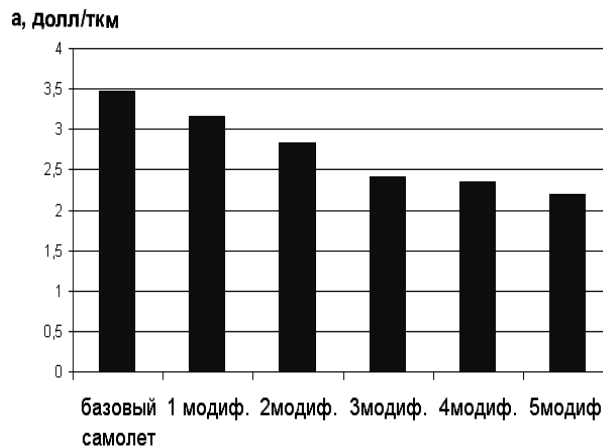


Рис. 4. Себестоимость перевозки одной тонны груза на один километр при различных вариантах модификации административного самолета

Произведенное моделирование характеристик рейсовой производительности (рис. 2) и топливной эффективности (рис. 3) позволяет осуществить переход к определению стоимостных показателей рассматриваемых модификаций [5].

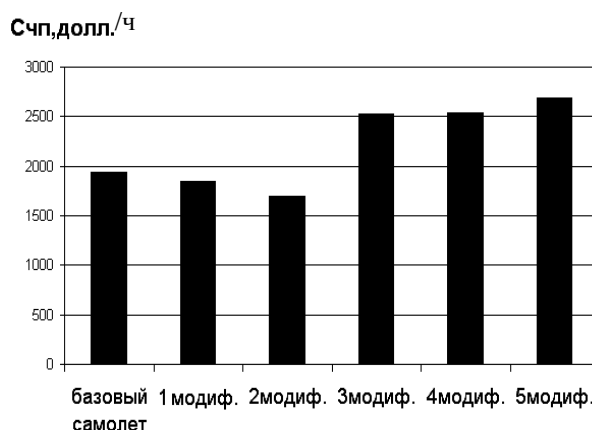


Рис. 5. Эксплуатационные расходы, приходящиеся на один час полета при различных вариантах модификации административного самолета

Сопоставление стоимостных характеристик, приведенных на рис. 4 и рис. 5, не дает однозначного ответа об экономической целесообразности того или иного варианта модификации.

Более определенный ответ можно получить, если рассматривать эти модификации по величине стоимости их жизненного цикла, как интегральной экономической характеристике (рис. 6).

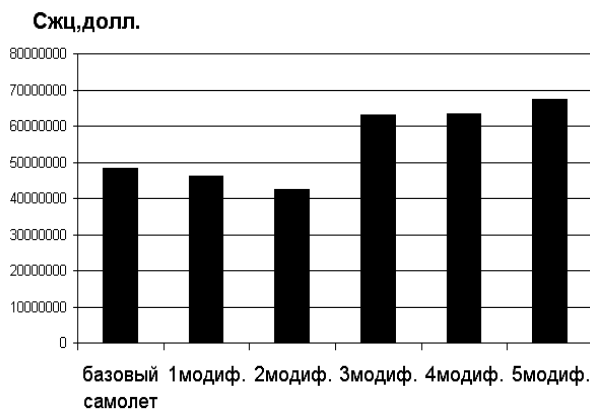


Рис. 6. Стоимость жизненного цикла административного самолета $C_{ж.ц.}^T$ при календарном ресурсе 25000 летных часов

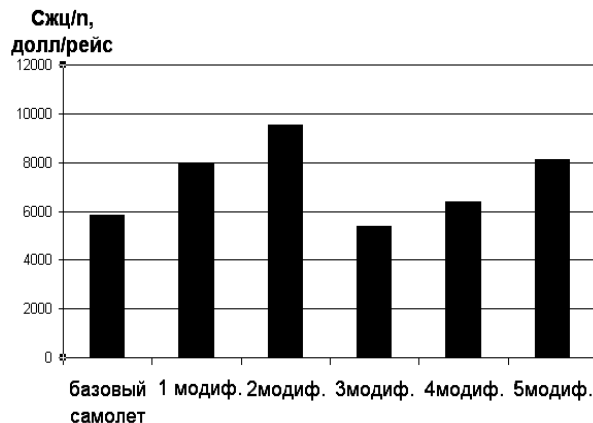


Рис. 7. Удельная величина полной стоимости жизненного цикла, приходящаяся на один рейс

Выводы

В работе, наряду с традиционно определяемыми параметрами конкурентоспособности, такими как рейсовая производительность, топливная эффективность, себестоимость перевозок, предложены расчетные модели по оценке стоимости жизненного цикла модификаций административного самолета с учетом регламентированной величины технического и календарного ресурса.

Анализируя суммарные затраты за весь жизненный цикл, следует отметить, что они в несколько раз превышают стоимость самого самолета.

Показано, что стоимость жизненного цикла является суммарным параметром полных затрат, осуществляемых при проектировании, производстве и в период эксплуатации самолета.

Численно затраты на весь жизненный цикл в несколько раз превосходят стоимость самолета, а принимаемые в предэскизном проектировании технические параметры существенно изменяют этот экономический показатель.

Определение стоимости жизненного цикла позволяет количественно оценить не только абсолютную, но и относительную величину этого параметра для каждой из рассматриваемых модификаций в зависимости, например, от совершаемых рейсовых полетов (рис. 7).

Как видно из приведенных значений по удельному стоимостному показателю, модификации также отличаются друг от друга, и это дает основание включать его в характеристику конкурентоспособности модификаций самолетов транспортной категории.

В работе впервые получены предпосылки к оценке удельного параметра – стоимости жизненного цикла, отнесенной к числу рейсов совершаемых самолетом за весь жизненный цикл. Этот интегральный параметр позволяет на этапе разработки модификаций административных самолетов назначать его технические параметры с учетом затрат эксплуатирующих авиакомпаний на конкретных рейсах.

Литература

1. Шейнин В.М. Роль модификаций в развитии авиационной техники / В.М. Шейнин, В.М. Макаров. – М.: Наука, 1983. – 226 с.
2. Саркисян С.А. Экономическая оценка летательных аппаратов / С.А. Саркисян, Э.С. Минав. – М.: Машиностроение, 1972. – 180 с.
3. Бадягин А.А. Проектирование пассажирских самолетов с учетом экономики эксплуатации / А.А. Бадягин, Е.А. Овруцкий – М.: Машиностроение, 1964. – 295 с.
4. Томашкевич Д.Л. Конструкция и экономика самолета / Д.Л. Томашкевич. – М.: Оборонгиз, 1960. – 202 с.
5. Временная методика сравнительной экономической оценки транспортных самолетов (МЭО-82) ГосНИИГА – М.: Воздушный транспорт. 1984. – 103 с.
6. Божко Д.В. Особенности формирования структуры подготовки производства высокотехнологичной техники / Д.В. Божко, В.П. Божко // Радиоэлектронные и компьютерные системы. – 2007. – № 1(20). – С.82-87.
7. Бабенко Ю.В. Метод управления основными технико-экономическими параметрами самолета на этапе разработки его модификаций / Ю.В. Бабенко // Вісті академії інженерних наук України.

Спеціальний випуск «Машинобудування та прогресивні технології»: Наук.-техн. та громад. часопис Президії АІН України; Нац. техн. ун-т України «КПІ» – К.: НТУУ «КПІ», 2006. – № 3 (30). – С. 121-125.

8. Бадягин А.А. Проектирование самолетов / А.А. Бадягин, С.М. Егер. – М.: Машиностроение, 1972. – 516 с.

9. Андриенко Ю.Г. Особенности расчета топливной эффективности самолетов гражданского назначения как одного из критериев оценки принимаемых решений / Ю.Г. Андриенко // Открытые

информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Х.: НАКУ «ХАИ», 2002. – Вып. 14. – С. 41-47.

10. Константинов Ю.С. Технично-економическое обоснование конструкции самолетов в дипломных проектах: учеб. пособие / Ю.С. Константинов, Е.И. Попов, В.А. Пильчиков; Мин-во образования и науки Украин, Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т». – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 1986. – 58 с.

Поступила в редакцию 3.09.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф. зав. каф. финансов В.П. Божко, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского „ХАИ”, Харьков.

ОСОБЛИВОСТІ ОЦІНЮВАННЯ ЕКОНОМІЧНОЇ ЕФЕКТИВНОСТІ МОДИФІКАЦІЙ АДМІНІСТРАТИВНИХ ЛІТАКІВ НА ЕТАПІ ЇХ ПРОЕКТУВАННЯ

О.Ю. Хитрова, В.І. Рябков, Ю.В. Бабенко

Наведено розрахункові моделі для оцінювання вартості життєвого циклу модифікацій адміністративного літака з урахуванням регламентної величини технічного та календарного ресурсу, наряду з параметрами конкурентоспроможності, що традиційно винаходять, такими як рейсова продуктивність, паливна ефективність, собівартість перевезу. Показано, що вартість життєвого циклу є підсумованим параметром повних затрат, що здійснюються при проектуванні, виробництві та в період експлуатації літака. Чисельно витрати на вест життєвий цикл в кілька разів вищий за вартість літака, а технічні параметри, що приймаються в попередньоескізному проектуванні, значно змінюють цей економічний показник

Ключові слова: модифікації адміністративних літаків, вартість життєвого циклу, аеродром, злітно-посадочна полоса, конкурентоспроможність, собівартість перевезу

FEATURES OF THE ESTIMATION OF ECONOMIC EFFICIENCY OF MODIFICATIONS OF EXECUTIVE AIRPLANES AT THE STAGE OF THEIR DESIGNING

H.U. Hitrova, V.I. Rjabkov, U.V. Babenko

Calculated models for estimation of life cycle cost of modifications of executive airplane in view of specified value of technical and calendar resources, alongside with traditionally determined parameters of competitiveness, such as, trip productivity, fuel efficiency, cost of transportations, are offered. It is shown, that life cycle cost is summary parameter of the full costs which are carried out at designing, manufacture and during operation of an airplane. Numerically cost for all life cycle in some times surpasses cost of the airplane; and technical parameters accepted in preoutline designing essentially change this economic parameter.

Key words: modification of executive airplanes, life cycle cost, airfield, runway, competitiveness, cost of transportations

Хитрова Елена Юрьевна – студентка 6 курса факультета самолетостроения Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Рябков Виктор Иванович – д-р техн. наук, проф., проф. кафедры проектирования самолетов и вертолетов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского „ХАИ”, Харьков.

Бабенко Юлия Викторовна – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры финансов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

УДК 681.322

В.А. ЩЕГОЛЬ, Е.В. КОНОВАЛОВА

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

РИСКИ В ИННОВАЦИОННЫХ ПРОЕКТАХ СОЗДАНИЯ КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

Рассматривается рискориентированный подход в управлении проектами создания сложной космической техники. Для создания сложной космической техники активно используется компонентный метод. Выделены основные типы компонент сложной космической техники: компоненты повторного использования; новые компоненты, которые оказывают основное влияние на риск создания сложной космической техники; сложные компоненты, которые состоят из компонент повторного использования и новых компонент. Вводится понятие риска «нового» и осуществляется его оценка. Учитывается жизненный цикл создания новой техники и интеграция компонент в сложные комплексы. Реализуемость проекта создания новой техники оценивается с помощью рискованных оценок отдельных компонент сложного космического изделия.

Ключевые слова: компонентный подход, архитектура сложного изделия космической техники, риски проекта создания сложной космической техники, реализуемость проекта.

Введение

При проектировании сложных изделий космической техники часто используются компоненты, которые зарекомендовали себя в прежних разработках и поэтому могут быть привлечены в новые проекты путем адаптации и модификации. В проектных организациях создаются команды разработчиков, которые занимаются внедрением компонент повторного использования (КПИ), их унификацией, адаптацией и модификациям к новым проектам [1]. Очевидно, что риск, связанный с использованием «новых» (инновационных) элементов в проектах ИУС (назовем его риском «нового») зависит от того, насколько эффективно и в каком количестве будут привлечены «новые» элементы и КПИ в проект. Отсюда вытекает актуальность проблемы анализа риска «нового» при построении сложной космической техники (СКТ) с использованием компонентного подхода.

Постановка задачи исследования

Проведем анализ проекта создания СКТ с использованием компонентного подхода.

Компонентность является обязательным атрибутом современных СКТ. Благодаря компонентности обеспечивается унификация и стандартизация разработки структурных связей, разнообразие архитектур СКТ, возможность расширения, перестройка на новые предметные области использования. Существуют самые различные типы компонент в составе СКТ. Поэтому при проектировании разработ-

чик имеет дело с разнообразием компонентной архитектуры СКТ.

Компонентный состав СКТ, параллелизм и асинхронность при выполнении функциональных задач, универсальность и специализация используемых компонент приводит к тому, что выполнение функций отдельными компонентами может осуществляться разнообразными сочетаниями способов, так что непосредственный анализ и сравнение вариантов разрабатываемой СКТ вручную становится труднодоступным [2]. Поэтому необходимо исследовать множество возможных вариантов архитектуры СКТ, построенных на основе КПИ и новых компонент, и оценить риск создания нового изделия СКТ.

Решение задачи исследования

Рассмотрим многоуровневую компонентную архитектуру СКТ. Пусть проектировщики задали число уровней компонентной архитектуры СКТ и выполняется условие $r_1 \leq r_2 \leq \dots \leq r_Q$, где r_i – максимально возможное количество компонент i -го уровня $i = \overline{1, Q}$. Для начальных стадий проектирования СКТ зачастую известен возможный состав только компонент самого нижнего Q -го уровня (обычно они, в основном, являются КПИ). Обозначим этот факт через $r_Q = p_Q$, где $p_Q = |B^Q|$, B^Q – множество исходных компонент Q -го уровня детализации СКТ:

$$\sum_{\mu_Q=1}^{l_Q} p_{\mu_Q} = p_Q,$$

где $P_{\mu Q}$ – число компонент μ -го типа Q -го уровня;

l_Q – суммарное количество компонент μ -го типа.

Компоненты $(Q-1)$ -го уровня образуются из элементов Q -го уровня путем отображения множества B^Q в R^{Q-1} , где R^{Q-1} – множество мест (агрегатов, узлов, блоков) в компонентной архитектуре СКТ для компонент $(Q-1)$ -го уровня, $r_{Q-1} = |R^{Q-1}|$. Множество составов $(Q-1)$ -го уровня является множеством всех отображений B^Q в R^{Q-1} .

Осуществляя процесс последовательных отображений множества компонент i -го уровня в множество компонент $(i-1)$ -го уровня, получим множество архитектурных решений СКТ для всех уровней детализации. Возможен случай присутствия КПИ не только на нижнем Q -м уровне. Поэтому необходимо учитывать наличие КПИ для i -го уровня:

$$r_i = r_i' + p_i,$$

где p_i – число готовых к использованию компонент (КПИ) i -го уровня; r_i' – число «сложных» компонент i -го уровня, которые формируются путем комплексирования компонент (новых и КПИ) $i+1, i+2, \dots$ уровней СКТ.

Рассмотрим декомпозицию структуры сложного изделия СКТ. Пусть известна топология структурных связей между компонентами на каждом уровне детализации СКТ. Представим эти связи в виде графа $G^i, i = \overline{1, Q}$, который является объединением подграфов:

$$G^i = \bigcup_{ji} G_{ji}^i,$$

где G_{ji}^i – j -й подграф i -го уровня.

Задан состав компонент на Q -м уровне. Необходимо оценить множество вариантов многоуровневой компонентной структуры СКТ.

Отобразим множество компонент B^Q в множество вершин графа G^Q , таким образом, чтобы в каждой вершине графов было по одному элементу множества B^Q . Множество таких отображений определяет множество вариантов компонентной архитектуры T^Q для Q -го уровня декомпозиции СКТ. В результате получим множество помеченных подграфов M_{B^Q} для каждого варианта отображений $t_{B^Q} \in T^Q$. Далее отобразим множество вершин графа G^{Q-1} в множество M_{B^Q} для всех t_{B^Q} . Осуществляя процесс последовательных отображений, получим все варианты многоуровневой архитектуры СКТ.

Возможен случай наличия множества исходных КПИ, из которых конструируются компоненты СКТ, на нескольких уровнях детализации. Поэтому при отображениях необходимо учитывать множест-

ва помеченных подграфов M_{B^i} и множество исходных компонент $B^i, i = \overline{1, Q}$.

Пусть многоуровневый состав СКТ образуется на основе объединения компонент в подсистемы (ПС), а ПС – в СКТ. Исходное множество компонент разобьем на три вида:

1. Компоненты повторного использования (КПИ).

2. КПИ, которые необходимо модифицировать и адаптировать в рамках конкретного проекта СКТ (МКПИ).

3. Новые компоненты, которые необходимо разработать (НК).

На основе мнений экспертов, а также с учетом опыта создания отдельных компонент, можно оценить риск использования каждого вида компонент при создании сложных изделий СКТ:

α_1 – риск, связанный с использованием КПИ. Так как он минимальный, то можно считать, что $\alpha_1 \rightarrow 0$;

α_2 – риск, связанный с модификацией КПИ и использованием МКПИ. В этом случае можно считать, что $0 < \alpha_2 \leq 0,5$;

α_3 – риск, связанный с созданием и использованием «новых» компонент. Будем считать, что он максимальный: $0,5 \leq \alpha_3 < 1$.

Тогда вероятность успешного создания каждого вида компонент будет соответственно:

$$P_{\alpha_1} = 1 - \alpha_1, \quad (P_{\alpha_1} \rightarrow 1),$$

$$P_{\alpha_2} = 1 - \alpha_2, \quad (0,5 \leq P_{\alpha_2} < 1),$$

$$P_{\alpha_3} = 1 - \alpha_3, \quad (0 < P_{\alpha_3} \leq 0,5).$$

Вероятность успешного создания j -й подсистемы СКТ, состоящей из p_j различных компонент:

$$P_j = P_{j_1} \cdot P_{j_2} \cdot \dots \cdot P_{j_{p_j}} = \prod_{k_j=1}^{p_j} P_{k_j},$$

где $P_{k_j} \in (P_{\alpha_1}, P_{\alpha_2}, P_{\alpha_3})$, $k_j = \overline{1, p_j}$.

Кроме оценки риска использования компонент различного типа в проекте СКТ, введем риск, связанный с процессами интеграции и комплексирования компонент при создании каждой j -й подсистемы – $\alpha_{\Sigma j}$. Очевидно, что его величина зависит от состава компонент, которые используются при формировании подсистемы (КПИ, МКПИ, НК), а также от общего количества компонент p_j в j -й подсистеме. Поэтому вероятность успешного создания j -й подсистемы (ПС) будет $P_{\Sigma j} = 1 - \alpha_{\Sigma j}$.

Вероятность успешного создания j -й ПС СКТ, состоящей из p_j модулей, с учетом интеграции и комплексирования компонент в подсистему:

$$P_j^* = P_{\Sigma j} \cdot P_j = P_{\Sigma n_j} \prod_{k_j=1}^{n_j} P_{k_j}.$$

Общая вероятность успешного создания изделия СКТ из r подсистем с учетом интеграции и комплексирования их в систему:

$$P_{\text{СКТ}} = P_{S_r} \cdot P_1^* \cdot P_2^* \cdot \dots \cdot P_r^* = P_{S_r} P_{\Sigma n_1} \prod_{k_1=1}^{n_1} P_{k_1} \times \\ \times P_{\Sigma n_2} \prod_{k_2=1}^{n_2} P_{k_2} \times \dots \times P_{\Sigma n_r} \prod_{k_r=1}^{n_r} P_{k_r} = P_{S_r} \prod_{j=1}^r (P_{n_j} \prod_{k_j=1}^{n_j} P_{k_j}),$$

где P_{S_r} – вероятность успешной интеграции всех r подсистем в систему.

Выводы

Предложенный подход целесообразно использовать на ранних этапах создания СКТ для оценки риска инновационного проекта с учетом состава

компонент изделия и учета опыта прошлых разработок.

Для этого необходимо проанализировать будущую архитектуру СКТ, выделив при этом новые компоненты, которые в дальнейшем определяют реализуемость создаваемого изделия и окажут существенное влияние на сроки и стоимость инновационного проекта.

Литература

1. Замирец Н.В. Формальный синтез компонентной архитектуры сложного изделия машиностроения / Н.В. Замирец, В.А. Щеголь // *Інформаційно-керуючі системи на залізничному транспорті*. – 2008. – Вип. 2. – С. 46-48.
2. Замирец Н.В. Метод формирования компонентной архитектуры сложного космического изделия / Н.В. Замирец, В.А. Щеголь // *Радіоелектронні і комп'ютерні системи*. – 2008. – №1(28). – С. 114-117.

Поступила в редакцию 16.07.2008

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

РИЗИКИ В ІННОВАЦІЙНИХ ПРОЕКТАХ СТВОРЕННЯ КОСМІЧНОЇ ТЕХНІКИ

В.А. Щеголь, О.В. Коновалова

Розглядається ризикорієнтовний підхід у керуванні проектами створення складної космічної техніки. Для створення складної космічної техніки активно використовується компонентний метод. Виділено основні типи компонентів складної космічної техніки: компоненти повторного використання; нові компоненти, які впливають на ризик створення складної космічної техніки; складні компоненти, які складаються з компонентів повторного використання й нових компонентів. Уводиться поняття ризику «нового» і здійснюється його оцінка. Ураховується життєвий цикл створення нової техніки й інтеграція компонент у складні комплекси. Реалізуємість проекту створення нової техніки оцінюється за допомогою ризикових оцінок окремих компонентів складного космічного виробу.

Ключові слова: компонентний підхід, архітектура складного виробу космічної техніки, ризики проекту створення складної космічної техніки, реалізуємість проекту.

RISKS IN INNOVATION PROJECTS OF COSMIC TECHNIQUE CREATION

V.A. Schegol, E.V. Konovalova

Risk-oriented approach in the management of complex cosmic technique creation projects is considered. The component approach is used for creation of the new complex cosmic technique. The next basic component types of complex cosmic technique are outlined: recycled components; new components, that exert the main influence on risk of complex cosmic technique creation; complex components that consist of the recycled components and new components. The risk of “new” concept is introduced and the evaluation of such risk is made. The life cycle of new technique creation and integration of the components into the whole complex are considered. The realization of new technique creation project is estimated by use of risk evaluation of the separate components of the complex cosmic article.

Key words: component approach, architecture of the complex article of cosmic technique, risks of cosmic complex technique creation projects, project realizability.

Щеголь Виктор Андреевич – соискатель, Государственный научно-исследовательский технологический институт приборостроения, Харьков.

Коновалова Елена Викторовна – инженер кафедры информационных управляющих систем, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ».

АЛФАВИТНЫЙ УКАЗАТЕЛЬ

Fayad A. Shalal	45
Амброжевич А.В.	11, 40
Бабенко Ю.В.	90
Бугаенко О.М.	85
Ватик М. Хуссейн	34
Гоцуленко В.В.	66
Гусев Ю.А.	85
До Куок Туан	28
Долженко И.Ю.	11
Златкин О.Ю.	28
Капитанова Л.В.	5
Коломийцев А.В.	11
Коновалова Е.В.	96
Кулик А.С.	28
Курин М.А.	24
Ларьков С.Н.	11

Любченко Н.А.	5
Меняйлов А.В.	59
Минтюк В.Б.	17
Нечипорук Н.В.	85
Редчиц Д.А.	53
Рябков В.И.	90
Середа В.А.	40
Спесивцев В.В.	72
Толмачев Н.Г.	77
Трончук А.А.	59
Угрюмова Е.М.	59
Фирсов С.Н.	28
Хитрова Е.Ю.	90
Чигрин В.С.	85
Щеголь В.А.	96

К СВЕДЕНИЮ АВТОРОВ

В соответствии с требованиями ВАК Украины (бюл. ВАК № 2,3 2008) изменяются правила оформления статей. Текст статьи выполняется в Microsoft Office Word for Windows (*.doc)

Параметры страницы:

Размер бумаги - А4 (210x297 мм); Отступ сверху и снизу листа - 25 мм, справа и слева – 22,5 мм.

Структура статьи.

УДК (UDC); И.О.Ф. автора(ов). Организация, страна. Заголовок статьи. Аннотация на языке оригинала (например, на русском языке). Ключевые слова. Текст статьи. Литература. Информация о поступлении статьи в редакцию и рецензенте. Заголовок статьи, И.О.Ф. автора, аннотация, ключевые слова на украинском языке. Заголовок статьи, И.О.Ф. автора, аннотация, ключевые слова на английском языке. Фамилия, Имя, Отчество (полностью), научная степень, научное звание, должность, организация, город расположения организации, страна, e-mail и контактный телефон каждого автора (ов).

УДК

УДК XXX.XXXX

Без абзаца. Прописные, 12pt Times New Roman, выравнивание по левому краю, 1 межстрочный интервал.
(пустая строка, 10pt, 1 межстрочный интервал)

И.О.Ф. Автора

Без абзаца. Прописные, жирный, 12pt Times New Roman, выравнивание по левому краю, 1 межстрочный интервал.
(пустая строка, 10pt, 1 межстрочный интервал)

Организация, Страна

Без абзаца. Строчные, курсив, жирный, 12pt Times New Roman, выравнивание по левому краю, 1 межстрочный интервал)

(пустая строка, 10pt, 1 межстрочный интервал)

ЗАГОЛОВОК СТАТЬИ

Без абзаца. Прописные, 12pt Times New Roman, жирный, выравнивание по центру, 1 межстрочный интервал.
(пустая строка, 10pt, 1 межстрочный интервал)

Аннотация

Без абзаца. На языке оригинала статьи (например, на русском языке). Слово «Аннотация» не пишется. Аннотация должна быть не менее 500 знаков и не должна превышать 14 строк, шрифт - 10pt Times New Roman, выравнивание по ширине, курсив, один межстрочный интервал, отступ слева – 7,5 мм.

(пустая строка, 10pt, 1 межстрочный интервал)

Ключевые слова

Без абзаца. Абзац начинается с надписи **Ключевые слова:** (*Ключові слова:, Key words:*) (курсив, жирный, 10pt Times New Roman), а далее разделенные запятой - 6 – 10 слов на языке оригинала статьи. (курсив, 10pt Times New Roman, выравнивание по ширине, один межстрочный интервал, отступ слева – 7,5 мм.).

(пустая строка, 10pt, 1 межстрочный интервал)

Текст статьи.

Согласно постановлению ВАК Украины от 15.01.2003 № 7-05/1 текст статьи должен иметь такую структуру: *постановка проблемы в общем виде и ее связь с важными научными или практическими задачами; анализ последних исследований и публикаций, на которые опирается автор; формулирование цели статьи (постановка задачи); изложение основного материала исследования с полным обоснованием полученных научных результатов; выводы из данного исследования и перспективы дальнейших работ в данном направлении.*

Оформляется в две колонки по 8 см, интервал между колонками текста - 5 мм.

Шрифт - Times New Roman,

Размер шрифта 10 пунктов, интервал шрифта – обычный (без растяжения или уплотнения),

Межстрочный интервал - 1.1,

Выравнивание текста - по ширине,

Автоматическая расстановка переносов слов.

Абзацы должны начинаться с красной строки (отступ 7,5 мм).

Полное заполнение страниц (**неполная страница в публикации включена не будет**).

Иллюстрации к статье

Подаются в виде файлов с расширением *.TIF или *.JPG (серое изображение, разрешение 300 dpi, масштаб 1:1). Рисунки должны быть пронумерованы.

Подписуемые надписи

Подписуемая надпись выполняется шрифтом основного текста на расстоянии одной строки от рисунка, межстрочный интервал – одинарный, например:

Рис. 1. Схема отбора сжатого воздуха от ГТД:

1 – энергия набегающего потока; 2 – отбор воздуха от компрессора низкого давления

Надпись центрируется. Качество рисунков и графиков должно обеспечивать прочтение и тиражирование.

Таблицы

Таблицы должны быть пронумерованы: Таблица 1, Таблица 2,и т.д (слово Таблица располагается по правому краю страницы). Заголовок таблицы центрируется. Межстрочный интервал – одинарный. При необходимости размер шрифта можно уменьшить. Никакие сокращения слов, кроме общепринятых, в таблицах не допускаются.

Формулы

Набираются в редакторе формул MathType. Использовать для набора формул графические объекты, кадры и таблицы – запрещается. Произвести настройки редактора в меню:

РАЗМЕР→ОПРЕДЕЛИТЬ вести размеры:	
Обычный	10 пт
крупный индекс	80 %
мелкий индекс	70 %
крупный символ	150 %
мелкий символ	90 %

Стиль→ОПРЕДЕЛИТЬ установить параметры			
Стиль	Шрифт	полужирный	курсив
Текст	Times New Roman		
Функция	Times New Roman		
Перемен.	Times New Roman		
Стр. греч.	Symbol		
Пр. греч.	Symbol		
Символ	Symbol		
Матрица	Times New Roman	V	
Числа	Times New Roman		

Формула располагается по центру (без абзаца) строки, нумерация цифровая, сквозная. Номер формулы (в круглых скобках, 10 пт) располагается по правому краю страницы на одном уровне с формулой или ниже. Формульное окно принудительно растягивать или сжимать нельзя. Пояснения значений символов и числовых коэффициентов следует располагать непосредственно под формулой, в той последовательности, в какой они представлены в формуле. Каждое значение необходимо пояснять в новом абзаце с отступом 7,5 мм. Первый ряд пояснений начинают со слова «где» (без отступа), например:

$$\text{Re}_T^{**} = \psi_\Sigma \int_0^x q_w dx \left[\mu^* (i_w^* - i_w) \left(\frac{2}{\pi} \beta + 1 \right) \right]^{-1}, \quad (1)$$

где β – угол натекания струи на преграду;

μ^* – вязкость теплоносителя при температуре T^* ;

ψ_Σ – суммарный коэффициент отличия данного процесса теплообмена от стандартного.

Списки

Маркированный (–), нумерованный: формат номера Times New Roman 10пт, абзац 7,5 мм, табуляция после номера 5 мм.

Заголовки

Заголовки каждого раздела должны быть пронумерованы 1, 2, ...

Шрифт – Times New Roman полужирный, строчный, 12пт, выравнивание по центру, 1 межстрочный интервал, отступы абзацев отсутствуют, от окружающего текста отделяется пустыми строками.

Подразделы

При включении подразделов и подпунктов необходимо использовать для каждого заголовка

Шрифт – Times New Roman полужирный, строчный, 10пт, выравнивание по центру, 1 межстрочный интервал, отступы абзацев отсутствуют, от окружающего текста отделяется пустыми строками.

Литература

При цитировании литературы в тексте необходимо указывать номер в квадратных скобках [1]. Нумерация литературы в порядке упоминания. Список использованной литературы приводится в конце статьи (отступ от последней строчки статьи 1 строка одинарного интервала) и начинается ключевым словом **Литература**, набранным строчными буквами (шрифт полужирный 12 пт, по центру, без абзаца). Источники списка литературы оформляются в соответствии с библиографическими требованиями **ДСТУ ГОСТ 7.1:2006** (шрифт курсив 10 пт, выравнивание по ширине, абзац 7,5 мм, 1 межстрочный интервал).

Дополнительная информация

После текста статьи приводится информация, расположенная в одну колонку. Дополнительная информация отделяется от последней строчки текста статьи 1-й строкой, 1 межстрочный интервал. Указывается информация о поступлении статьи в редакцию (курсив, выравнивание по правому краю, 1 межстрочный интервал текста) в виде – *Поступила в редакцию 00.00.2008*

(пустая строка, 10пт, 1 межстрочный интервал)

Далее приводится информация о рецензенте.

Без абзаца, строчный шрифт, 10пт Times New Roman, выравнивание по центру, 1 межстрочный интервал. Начинается текст со слова **Рецензент:** (шрифт полужирный) с указанием научной степени, научного звания, должности, Ф.И.О., организации и города расположения организации.

(пустая строка, 10пт, 1 межстрочный интервал)

Далее приводятся 2 информационных блока на русском, украинском или английском языках (исключается основной язык статьи) в следующем порядке:

Блок на первом языке, (пустая строка, 10пт, 1 межстрочный интервал), **Блок на втором языке**

Каждый блок имеет следующий формат:

ЗАГОЛОВОК СТАТЬИ на соответствующем языке

Без абзаца. Прописные, 10пт Times New Roman, жирный, выравнивание по центру, 1 межстрочный интервал.

И.О.Ф. авторов на соответствующем языке

Без абзаца. Прописные, жирный, курсив, 10пт Times New Roman, выравнивание по центру, 1 межстрочный интервал), интервал перед и после строки – 3 пт.

Аннотация на соответствующем языке

Абзац 7,5 мм. Слово «Аннотация» не пишется. Шрифт - 10пт Times New Roman, выравнивание по ширине, один межстрочный интервал.

Ключевые слова на соответствующем языке

Абзац 7,5 мм. Абзац начинается с надписи **Ключові слова:** (**Ключевые слова:** или **Key words:**) (курсив, жирный, 10пт Times New Roman), а далее разделенные запятой - 6 – 10 слов на соответствующем языке (курсив, 10пт Times New Roman, выравнивание по ширине, один межстрочный интервал).

(пустая строка, 10пт, 1 межстрочный интервал)

За информационными блоками располагаются сведения про авторов.

Приводится информация о каждом авторе статьи.

Фамилия, Имя, Отчество (полностью), научная степень, научное звание, должность, организация, город расположения организации, страна, e-mail, номер контактного телефона.