

УДК 621.774

И.А. ЖДАНОВ

Научно-производственная корпорация «ФЭД», Харьков, Украина

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ ГИБКИ ТРУБ В УСЛОВИЯХ КОМБИНИРОВАННОГО НАГРУЖЕНИЯ

В работе приведена уточненная математическая модель для расчета изменения толщины стенок и деформации поперечного сечения при гибке труб с использованием комбинированной дополнительной нагрузки: внутреннего давления, осевого растяжения, что позволяет минимизировать такие негативные последствия, как складкообразование, искажение формы и утонение стенок. Это даёт возможность перейти к разработке комплексного подхода к проектированию процессов гибки, который может быть использован для анализа оснастки и технологии на различных стадиях разработки и оптимизации технологических процессов.

Ключевые слова: *гибка, утонение и утолщение стенок, овальность сечения, высота стенок, гофрообразование, минимальный радиус изгиба.*

Введение

Для обеспечения высокой точности конструкции труб авиационных и ракетных двигателей, предотвращения появления гофров ответственных изделий, искажения формы, обеспечения заданного напряжённо-деформированного состояния в настоящее время существует большое количество конструкторских и технологических решений, включая методики приложения дополнительных нагрузок, таких как осевые усилия и внутреннее избыточное давление. С изменением условий нагружения, например, под действием гибки с растяжением, трубы ведут себя по-другому, чем при ротационной гибке. Так Дьяу и Кирякидс [1] провели серию экспериментов с длинной, относительно тонкостенной трубой, изогнутой в пластическом диапазоне, на присутствие осевого растяжения. Как свидетельствуют результаты исследований потеря круглой формы, имеющая место при гибке с растяжением, зависит от траектории нагружения, свойств материала и геометрии трубы. Миллер и др. [2, 3] провели серию экспериментов по гибке квадратных труб и построили аналитические модели, позволяющие прогнозировать искажение, удлинение и упругое восстановление труб как функции давления, растяжения и радиуса матрицы. Результаты свидетельствуют, что гибка труб может происходить без складкообразования, при значениях усилия растяжения, не превышающих предела текучести. Стелсон изучал искажение поперечного сечения прямоугольных труб при формовке растяжением. Было определено внутреннее давление, при котором не происходило искажение, зависящее от толщины стенки трубы, ра-

диуса матрицы и предела текучести материала трубы. Таким образом, складкообразование можно уменьшить применением осевого растяжения. А искажения поперечного сечения, увеличивающиеся при приложении осевого растяжения, могут быть минимизированы за счет приложения небольшого внутреннего давления [4, 5]. Несмотря на то, что достигается лучший контроль за формой трубы, комбинация осевого растяжения и внутреннего давления может вызвать ухудшение в изменении толщины стенки трубы. Таким образом, актуальной задачей является разработка аналитической модели, позволяющей спрогнозировать изменения формы и толщины стенки трубы при гибке с осевым растяжением и внутренним давлением.

1. Постановка задачи и цель исследования

Как свидетельствует проведенный анализ, в настоящее время остро стоит вопрос создания эффективных инструментов для специалистов технологической службы заводского и цехового уровней для прогнозирования параметров качества и оптимизации процессов гибки аналитическими методами в условиях действия комбинированного нагружения. Для достижения данных целей необходимо решить ряд задач, среди которых определение НДС, вызванного действием комбинированного нагружения, искажение поперечного сечения, изменение толщины стенки на внешней и на внутренней сторонах трубы, что позволит сделать заключение об эффективности рассматриваемой схемы в обеспечении заданных параметров качества.

2. Разработка аналитической модели процесса гибки в условиях дополнительного нагружения

Разрабатываемая аналитическая модель дает точный прогноз по окончательной геометрии трубы за сравнительно небольшое время расчетов (если сравнивать с моделированием методом конечных элементов). Построена обобщенная модель базируется на общих положениях теории пластичности и предназначена для прогнозирования изменений толщины стенки в поперечном сечении трубы и искажения формы поперечного сечения при совместном действии внутреннего давления и осевого растяжения.

Рассмотрим процесс, при котором в плоскости изгиба труба радиуса r с толщиной стенки t изгибается на матрице радиуса R с углом изгиба θ . Осовое усилие F , прикладываемое к концам трубы, равно нулю в случае чистой гибки и гибки с приложением только внутреннего давления. На поперечном сечении трубы длина ее окружности описана углом α . Тогда внешняя сторона изгиба может быть описана условием $0 \leq \alpha < \pi/2$ и $3\pi/2 \leq \alpha < 2\pi$, а внутренняя сторона изгиба $-\pi/2 \leq \alpha < 3\pi/2$. Внутреннее давление P_i , приложенное к внутренней поверхности трубы, равно нулю в случае чистого изгиба и изгиба с приложением только осевого растягивающего усилия.

Допущения модели:

1. Используются положения гипотезы плоских сечений.
2. Деформация симметрична относительно плоскости, перпендикулярной осигиба и проходящей через центр трубы.
3. Материал несжимаем.
4. Толщина стенки трубы мала по сравнению с длиной и радиусом трубы. Поэтому деформацию вследствие поперечного сдвига не учитываем.
5. Трением между трубой и оснасткой пренебрегаем.

3. Осевые, тангенциальные, и радиальные напряжения и нагрузки

В случае гибки труб с осевым растяжением и внутренним давлением они подвержены действию продольных и тангенциальных напряжений, возникших от изгибающего момента, осевого усилия и внутреннего давления.

3.1. Напряжения, вызванные изгибающим моментом и осевым усилием

Рассмотрим небольшой элемент трубы, испытывающий деформацию, как показано на рис. 1 и 2.

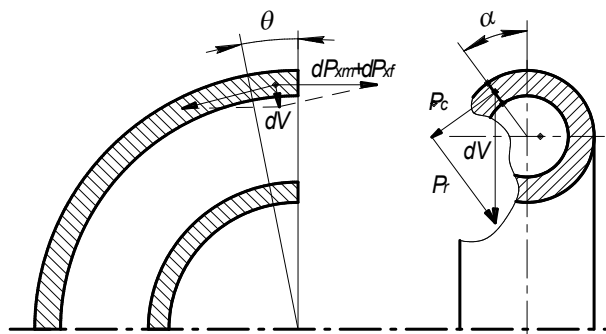


Рис. 1. Напряжения, действующие на малый элемент

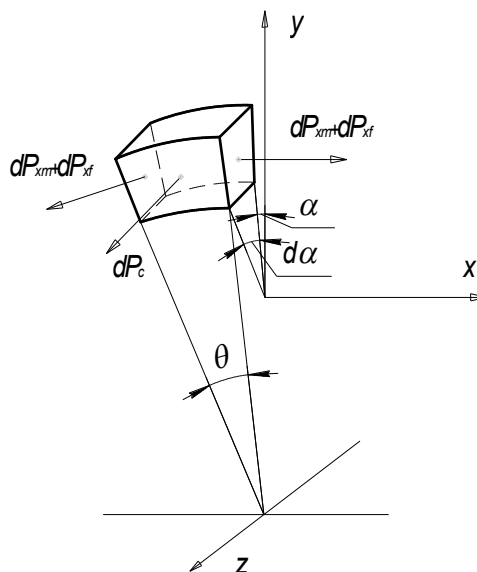


Рис. 2. Фрагмент трубы с действующими нагрузками

Внутреннее осевое усилие во фрагменте вызвано изгибающим моментом dP_x :

$$dP_{xm} = \sigma_{xm} A = \sigma_{xm} \text{tr}(d\alpha), \quad (1)$$

где σ_{xm} – осевое напряжение, вызванное в трубе изгибающим моментом, а A – площадь поперечного сечения.

Осевое усилие в элементе трубы, вызванное приложенной силой F , равно

$$dP_{xf} = \frac{F}{2\pi r t} \text{tr}(d\alpha) = \sigma_{xf} \text{tr}(d\alpha), \quad (2)$$

где $\sigma_{xf} = \frac{F}{2\pi r t}$ – осевое напряжение, полученное вследствие осевого усилия.

Результирующее осевое усилие равно

$$dP_x = dP_{xm} + dP_{xf} = (\sigma_{xm} + \sigma_{xf}) \times \text{tr}(d\alpha) = \sigma_x \text{tr}(d\alpha), \quad (3)$$

а центростремительная сила

$$dv = 2dP_x \sin \frac{\theta}{2} \approx dP_x \theta. \quad (4)$$

Одна из компонент этой центростремительной силы направлена по окружности (по касательной):

$$dP_c = dv(\sin \alpha) = \sigma_x \operatorname{trd} \alpha \sin \alpha. \quad (5)$$

В соответствии с подходом Танга [6] тангенциальная сила может быть представлена в виде центростремительных напряжений σ_c :

$$dP_c = (d\sigma_c) t(R+y)\theta, \quad (6)$$

где y – расстояние от центра трубы до рассматриваемого элемента, и $y = r \cdot \cos \alpha$, как показано на рис. 2. Приравнявая (5) и (6), получим:

$$d\sigma_c = \frac{r \sin \alpha (d\alpha)}{R + r \cos \alpha} \sigma_x. \quad (7)$$

Центростремительные напряжения получаются интегрированием (7):

$$\sigma_c = -\sigma_x \ln \frac{R + r \cdot \cos \alpha}{R + r}. \quad (8)$$

Для упрощения уравнения, примем

$$K_c = \ln \frac{R + r}{R + r \cos \alpha}. \quad (9)$$

Таким образом

$$\sigma_c = K_c \sigma_x. \quad (10)$$

В критических точках сечения (верхняя и нижняя точка) центростремительное напряжение можно принять равным нулю.

Определим величину смещения нейтральной оси (рис. 3) под действием усилия гибки:

$$\Delta \rho = \frac{d_H}{2} - K \cdot d_H = d_H \left(\frac{1}{2} - K \right). \quad (11)$$

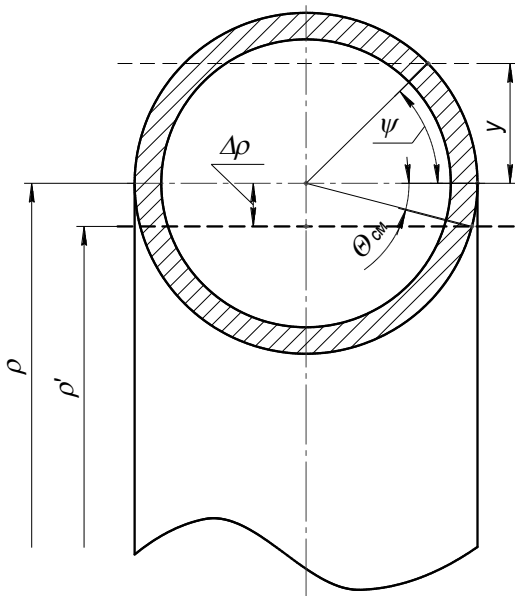


Рис. 3. Схема смещения нейтральной оси

Расстояние от рассматриваемого слоя до нейтральной оси может быть определено из соотношения:

$$y = \frac{d_H}{2} \sin \Theta_{cm} + \frac{d_H}{2} \sin \psi = \frac{d_H}{2} (1 - 2K + \sin \psi). \quad (12)$$

Тогда для верхней точки сечения расстояние до нейтральной оси составит

$$y_{\max} = d_H (1 - K),$$

а для нижней точки сечения

$$y_{\min} = d_H K.$$

Величина деформации составит

$$\varepsilon = \frac{d_H (1 - 2K + \sin \psi)}{2(R_B + K \cdot d_H)}. \quad (13)$$

Для верхней точки величина деформации будет равна

$$\varepsilon = \frac{d_H (1 - K)}{R_B + K \cdot d_H}. \quad (14)$$

Для нижней точки величина деформации будет равна

$$\varepsilon = -\frac{d_H K}{R_B + K \cdot d_H}. \quad (15)$$

Напряжение σ_{xm} в критических точках может быть найдено с учётом эффекта упрочнения [7, 8] из уравнения Людвига:

$$\sigma_{xm} = \sigma_T + K_p \cdot \left(\frac{d_H (1 - 2K + \sin \alpha)}{2(R_B + K \cdot d_H)} \right)^n, \quad (16)$$

где K_p и n – коэффициенты, зависящие от выбора материала, а угол α принимает в критических точках значения $+90^\circ$ и -90° соответственно.

3.2. Напряжения, вызванные внутренним давлением (рис. 4)

Так как толщина трубы очень маленькая, по сравнению с ее радиусом трубы, то радиальные напряжения будем считать равными нулю, т.е. $\sigma_r = 0$. Продольное напряжение, вызванное внутренним давлением в трубе (σ_{xp}) и окружное (кольцевое) или тангенциальное напряжение, вызванное внутренним давлением в трубе (σ_{cp}) соответственно равны:

$$\sigma_{xp} = \frac{P_1 r}{2t}; \quad (17)$$

$$\sigma_{cp} = \frac{P_1 r}{t}. \quad (18)$$

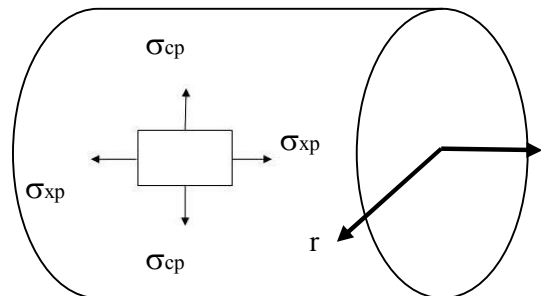


Рис. 4. Напряжения, возникающие в трубе под действием внутреннего давления

3.3. Результирующее напряженное состояние

В итоге, продольные напряжения на внешней стороне изгиба, вследствие совместного нагружения гибкой, осевым усилием и внутренним напряжением могут быть получены из выражений (3), (13) и (17) с

заменой $\sigma_{xf} = \frac{F}{2\pi r t}$ в (3).

$$\sigma_{xo} = \left[\sigma_T + K_p \cdot \left(\frac{d_H (1-2K)}{R_B + K \cdot d_H} \right)^n \right] + \frac{F}{2\pi r t} + \frac{P_1 r}{2t}. \quad (19)$$

Тангенциальные напряжения получаются из выражений (13) и (18):

$$\sigma_{co} = K_c \sigma_x + \frac{P_1 r}{t}. \quad (20)$$

Радиальное напряжение:

$$\sigma_{ro} = 0. \quad (21)$$

Продольное напряжение на внутренней стороне изгиба в результате совместного нагружения гибкой, осевым усилием и внутренним давлением может быть выражено аналогично предыдущему случаю:

$$\sigma_{xi} = - \left[\sigma_T + K_p \cdot \left(\frac{d_H K}{R_B + K \cdot d_H} \right)^n \right] + \frac{F}{2\pi r t} + \frac{P_1 r}{2t}. \quad (22)$$

Тангенциальные напряжения, получаем из выражений (10) и (18):

$$\sigma_{co} = K_c \sigma_x + \frac{P_1 r}{t}. \quad (23)$$

Радиальные напряжения принимаются равными нулю, т.е.

$$\sigma_{ri} = 0. \quad (24)$$

4. Изменение толщины стенки и искажение поперечного сечения

По закону течения деформированное состояние может быть описано следующим образом:

$$\varepsilon_r = \frac{2\sigma_r - (\sigma_x + \sigma_c)}{2\sigma_x - (\sigma_c + \sigma_r)} \varepsilon_x, \quad (25)$$

$$\varepsilon_c = \frac{2\sigma_c - (\sigma_r + \sigma_x)}{2\sigma_x - (\sigma_c + \sigma_r)} \varepsilon_x. \quad (26)$$

Изменение толщины стенки и искажение поперечного сечения могут быть получены из напряжений и деформаций возникающих вследствие действия нагрузок. Утолщение внутренней стороны изгиба и утонение его внешней стороны могут быть найдены из радиальных деформаций:

$$t_\alpha = (1 + \varepsilon_r) t, \quad (27)$$

где t_α – толщина стенки трубы на заданном угле α .

Тогда радиальные деформации на внешней стороне изгиба составят:

$$\varepsilon_r^e = \frac{(\sigma_{xo} t (K_c + 1) + P_1 r)(1 - K) d_H}{(\sigma_{xo} t (K_c - 2) + P_1 r)(R_B + K \cdot d_H)}, \quad (28)$$

где

$$\sigma_{xo} = \left[\sigma_T + K_p \cdot \left(\frac{d_H (1-2K)}{R_B + K \cdot d_H} \right)^n \right] + \frac{F}{2\pi r t} + \frac{P_1 r}{2t}. \quad (29)$$

Распределение толщины стенки трубы на внешней части изгиба:

$$t_e = \left[1 + \frac{(\sigma_{xo} t (K_c + 1) + P_1 r)(1 - K) d_H}{(\sigma_{xo} t (K_c - 2) + P_1 r)(R_B + K \cdot d_H)} \right] t. \quad (30)$$

Радиальные деформации на внутренней стороне изгиба получают подстановкой выражений (21) и (29) в выражение (25):

$$\varepsilon_r^i = \frac{(\sigma_{xi} t (K_c + 1) + P_1 r) K d_H}{(\sigma_{xi} t (K_c - 2) + P_1 r)(R_B + K \cdot d_H)}, \quad (31)$$

где

$$\sigma_{xi} = - \left[\sigma_T + K_p \cdot \left(\frac{d_H K}{R_B + K \cdot d_H} \right)^n \right] + \frac{F}{2\pi r t} + \frac{P_1 r}{2t}. \quad (32)$$

Подставив (31) в (27), получим распределение толщины стенки на внутренней стороне изгиба:

$$t_i = \left[1 + \frac{(\sigma_{xi} t (K_c + 1) + P_1 r) K d_H}{(\sigma_{xi} t (K_c - 2) + P_1 r)(R_B + K \cdot d_H)} \right] t. \quad (33)$$

Искажение поперечного сечения вызваны центробежными напряжениями в трубе. Подставляя (19) – (21) в (26) получим значение величины центробежных напряжений на внешней стороне изгиба

$$\varepsilon_c^e = \frac{(\sigma_{xo} t (2K_c - 1) + P_1 r)(1 - K) d_H}{(\sigma_{xo} t (2 - K_c) - P_1 r)(R_B + K \cdot d_H)}. \quad (34)$$

На внутренней стороне изгиба

$$\varepsilon_c^i = \frac{(\sigma_{xi} t (2K_c - 1) + P_1 r) K d_H}{(\sigma_{xi} t (2 - K_c) - P_1 r)(R_B + K \cdot d_H)}. \quad (35)$$

Целесообразно оценивать искажения поперечного сечения исходя из радиуса трубы, который рассчитывали учитывая окружные деформации трубы ($0 \leq \alpha < 2\pi$):

$$r_\alpha = (1 + \varepsilon_c) r. \quad (36)$$

Подставив (34) в (36), определяем радиус трубы с наружной стороны изгиба:

$$r_n = \left[1 - \frac{(\sigma_{xo} t (2K_c - 1) + P_1 r)(1 - K) d_H}{(\sigma_{xo} t (2 - K_c) - P_1 r)(R_B + K \cdot d_H)} \right] r. \quad (37)$$

Подставляя (35) в (36), определяем радиус трубы на внутренней стороне изгиба:

$$r_b = \left[1 - \frac{(\sigma_{xi} t (2K_c - 1) + P_1 r) K d_H}{(\sigma_{xi} t (2 - K_c) - P_1 r)(R_B + K \cdot d_H)} \right] r. \quad (38)$$

Заключение

Представленная уточнённая математическая модель для расчёта утонения стенок и искажения поперечного сечения при гибке труб с использованием комбинированного дополнительного нагружения: внутреннего давления и осевого растяжения является эффективным инструментом для инженеров-технологов как заводского, так цехового уровня. Предложенная методика позволяет перейти к разработке комплексного подхода к проектированию процессов гибки, который может быть использован для анализа оснастки и технологии на различных стадиях разработки и оптимизации технологических процессов.

Литература

1. Dyau, J.Y. *On the Response of Elastic-Plastic Tubes Under Combined Bending and Tension [Text]* / J.Y. Dyau, S. Kyriakides // *Journal of Offshore Mechanics and Arctic Engineering*. – 1992. – Vol. 114. – P. 50 – 62.
2. Miller, J.E. *On Bend-Stretch Forming of Aluminum Extruded Tubes - I: Experiments [Text]* / J.E. Miller, S. Kyriakides, A.H. Bastard // *International Journal of Mechanical Sciences*. – 2001. – Vol. 43 (5). – P. 1283 – 1317.
3. Miller, J.E. *On Bend-Stretch Forming of Aluminum Extruded Tubes - II: Analysis [Text]* / J.E. Miller, S. Kyriakides, A.H. Bastard // *International Journal of Mechanical Sciences*. – 2001. – Vol. 43 (5). – P. 1319 – 1338.
4. Corona, E. *On the Collapse of Inelastic Tubes Under Combined Bending and Pressure [Text]* / E. Corona, S. Kyriakides // *International Journal of Solids and Structures*. – 1988. – Vol. 2. – P. 505-535.
5. Corona, E. *Buckling of Elastic-Plastic Square Tubes under Bending [Text]* / E. Corona, S.E. Vaze // *International Journal of Mechanical Sciences*. – 1996. – №38(8). – P. 753 – 775.
6. Tang, N.C. *Plastic-Deformation Analysis in Tube Bending [Text]* / N.C. Tang // *International Journal of Pressure Vessel and Piping*. – 2000. – Vol. 77(12). – P. 751 – 759.
7. Pan, K. *On the Plastic Deformation of a Tube During Bending [Text]* / K. Pan, K.A. Stelson // *Journal of Engineering for Industry*. – 1995. – Vol. 117. – P. 494 – 500.
8. Попов, Е.А. *Элементы анализа операции обжима [Текст]* / Е.А. Попов // *Труды МВТУ им. Баумана. Машины и технология обработки металлов давлением*. – М.: Машиз, 1953. – С. 95 – 99.

Поступила в редакцию 12.04.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры интегрированных технологий А.Я. Мовшович, Национальный технический университет «ХПИ», Харьков, Украина.

МОДЕЛЮВАННЯ ПРОЦЕСІВ ЗГИНАННЯ ТРУБ В УМОВАХ КОМБІНОВАНОГО НАВАНТАЖЕННЯ

І.О. Жданов

В роботі наведена уточнена математична модель для розрахунку зміни товщини стінок і деформації поперечного перерізу при згинанні труб з використанням комбінованої додаткового навантаження: внутрішнього тиску, осевого розтягнення, що дозволяє мінімізувати такі негативні наслідки, як складкоутворення, спотворення форми і стоншення стінок. Це дає можливість перейти до розробки комплексного підходу до проектування процесів гнуття, який може бути використаний для аналізу оснащення і технології на різних стадіях розробки та оптимізації технологічних процесів.

Ключові слова: гнучка, стоншення і стовщення стінок, овальність перетину, висота стінок, гофроутворення, мінімальний радіус вигину.

SIMULATION OF PIPE BENDING UNDER COMBINED LOADING

I.A. Zhdanov

The paper shows the updated mathematical model to calculate the change in wall thickness and deformation of the cross-section for tubes bending with a combined additional loads: internal pressure, axial tension, that helps to minimize such negative consequences as wrinkling, distortion and thinning of the walls. It allows to develop an integrated approach to design of bending processes that can be used for the analysis of equipment and technologies at various stages of development and optimization of technological process.

Key words: tube bending, decrease of width of a walls and a swelling of walls, ovality of cross-section, altitude of walls, wrinkling, minimum radius of a bending.

Жданов Игорь Александрович - заместитель директора Научно-производственной корпорации «ФЭД», Харьков, Украина.

УДК 629.7

В.А. КОВАЛЕНКО

ГП «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля», Днепропетровск, Украина

**ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ ДЕФЕКТОВ,
ВОЗНИКАЮЩИХ В ПРОИЗВОДСТВЕ АГРЕГАТОВ
РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ
ИЗ ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ.
СООБЩЕНИЕ 1. ДОПУСКИ НА ОТКЛОНЕНИЯ ТОЛЩИНЫ
ФОРМИРУЕМОГО ИЗДЕЛИЯ ОТ ПРОЕКТНОГО ЗНАЧЕНИЯ**

На основе математических моделей теории армирования однонаправленных структур и структур, армированных в трех направлениях (0° , $\pm \varphi$, 90°), получены зависимости для обоснованного назначения полей допусков для физико-механических и прочностных характеристик полимерных композиционных материалов в результате изменения толщины формируемого полуфабриката (препрега) и изделия. Полученные зависимости позволяют оценить качество технологических процессов формования полуфабрикатов и изделий из полимерных композиционных материалов по уровню геометрического вида дефекта данного класса.

Ключевые слова: полимерный композиционный материал, технологический процесс формования, дефекты отклонения толщины изделия, поля допусков.

Введение

В нашей работе [1] показано, что немалозначимыми составляющими комплексной программы научно обеспечения создания высокоэффективных агрегатов ракетно-космической техники из полимерных композиционных материалов (ПКМ) являются разработка методов и способов оценивания точности (качества) реализации технологических процессов производства агрегатов из этих материалов путем выявления возникающих дефектов и анализа их влияния на эксплуатационные характеристики изделий. В разное время рядом авторов обсуждались различные виды этих дефектов [2 - 9].

В работе [9] предложен многоуровневый классификатор дефектов, возникающих в производстве интегральных конструкций авиакосмической техники (АКТ) из ПКМ, включающий в себя 8 видов дефектов и 24 их класса, а также характеристики технологических операций, причины их возникновения и проявления и конечный характер влияния. В [9] отмечается, что предложенный многоуровневый классификатор позволит проводить анализ влияния всех видов дефектов и их классов на базе соответствующих математических моделей, направленных на поиск обоснованных полей допусков с целью прогнозирования технологических возможностей производства прогрессивных интегральных конструкций АКТ из ПКМ, а также динамики их снижения по мере освоения изделия. Именно эта объемная проблема ждет своего решения.

Допуски на отклонения толщины формируемого изделия от проектного значения

В связи с этим в настоящей статье сделана попытка рассмотреть один класс вида геометрических дефектов, возникающих в производстве конструкций АКТ из ПКМ – несоответствие ее толщины проектной, возникающее на технологических операциях пропитки препрега связующим или при формировании паковки, проявляющееся после ее формования и снижающее физико-механические характеристики (ФМХ) ПКМ в локальной зоне появления этого дефекта и несущую способность изделия (рис. 1).

Толщина формируемого изделия из ПКМ складывается из количества монослоев армирующего материала

$$\delta = \delta_0 n, \quad (1)$$

где n – число слоев ленты, ткани или препрега.

Толщина монослоя δ_0 зависит от технологии формирования паковки и исходного состояния монослоя [7 - 8].

Если формирование ведется из пропитанной связующим ленты – препрега, то в ней в пределах допуска должно быть реализовано объемное содержание волокон θ_v и связующего θ_c . В противном случае возникает дефект «отклонение толщины от номинала δ ». Дефект обнаруживается либо до начала формирования изделия на стадии входного контроля, либо в готовом изделии.

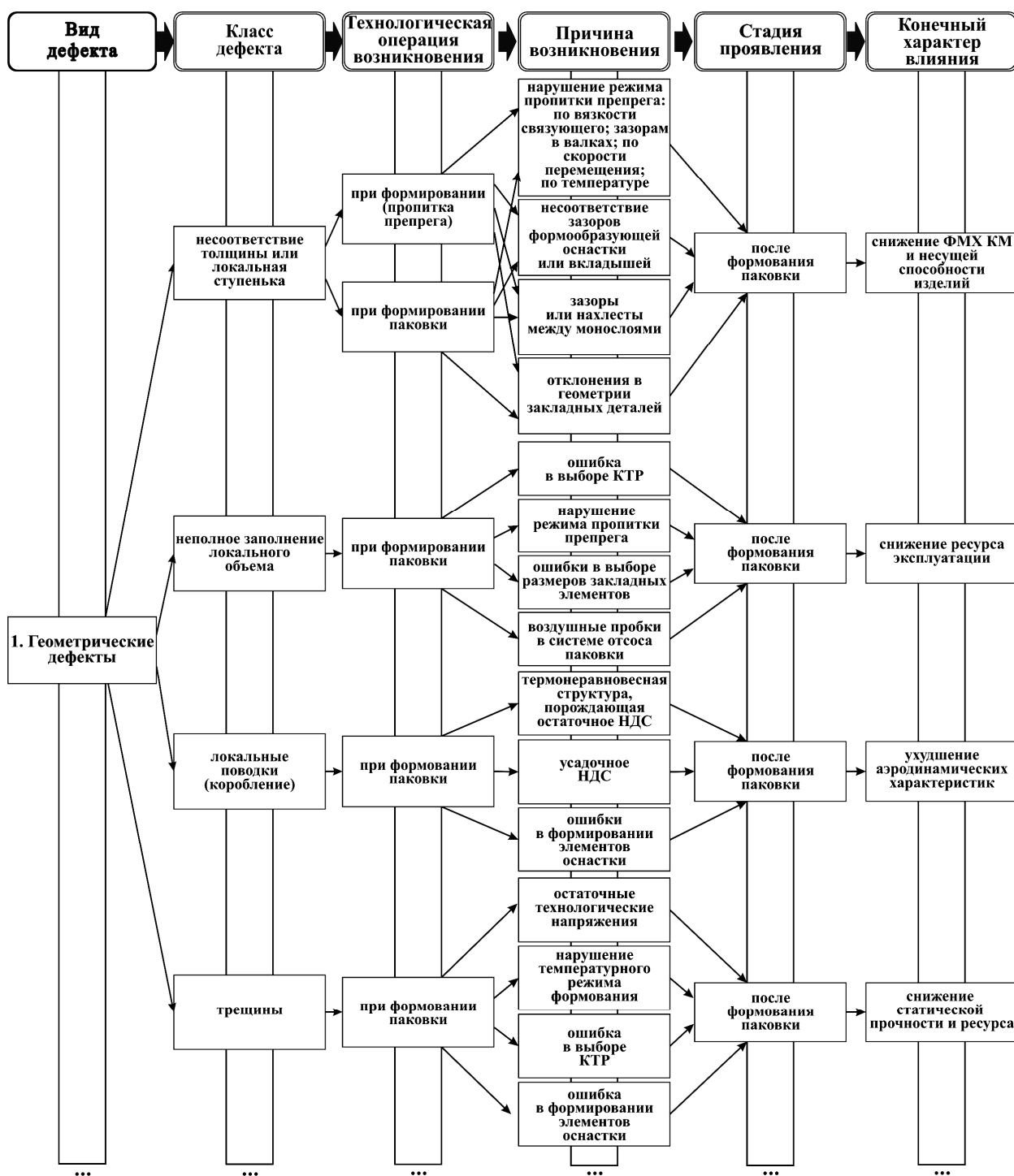


Рис. 1. Фрагмент классификатора дефектов, возникающих в производстве интегральных конструкций АКТ из полимерных КМ

В первом случае он вызван нарушением регламентов пропитки полуфабриката (препрега), связанным с отклонением режимов «давление – время» ($p - \tau$), «температура – время» ($T - \tau$), совместного нарушения режима ($p, T - \tau$) или отклонением скорости пропитки ($v_{\text{проп}}$), т.е. режима « τ ».

При этом наиболее вероятно при любом нарушении утолщение препрега, т.е. $+\delta$ за счет прира-

щения относительного объемного содержания связующего θ_c , так как сдавливание волокон невозможно. Единичное сечение фрагмента толщины препрега имеет вид, показанный на рис. 2.

Нормальное поперечное сечение имеет погрешность, соответствующую допуску, гарантированному поставщиком армирующего полуфабриката $\Delta\delta$.

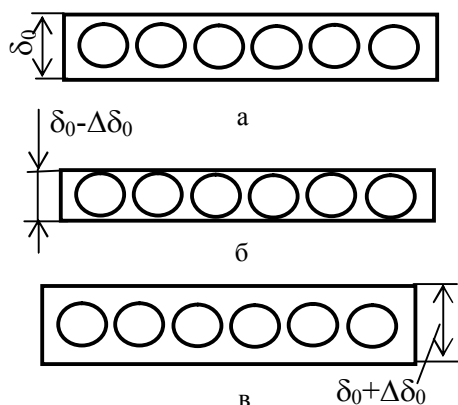


Рис. 2. Возможные виды поперечного сечения препрега после пропитки:

а – нормальное: $\Delta\delta = 0$, $\Delta\theta_c = 0$;

б – с утонением: $\Delta\delta < 0$, $\Delta\theta_c < 0$;

в – с утолщением: $\Delta\delta > 0$, $\Delta\theta_c > 0$.

Этот допуск связан с отклонением линейной плотности армирующего полуфабриката (количеством нитей на 10 см ширины) и, как следствие, с объемным содержанием армирующего полуфабриката θ_v при контрольном (паспортном) изготовлении однонаправленного препрега. В качестве примера эти допуски приведены для углеродных лент [10] и углеродных лент и тканей на эпоксидном препреге (таблицы 1 и 2)

Легко устанавливается связь между приращением толщины и относительным объемным содержанием волокон и связующего.

Объем единичного конструктивного элемента (КЭ) равен

$$V = \delta \cdot l \cdot 1. \quad (2)$$

Приращение объема единичного КЭ

$$\Delta V = \Delta\delta \cdot l \cdot 1. \quad (3)$$

Таблица 1

Свойства углеродных лент и однонаправленных эпоксидных углеволоконитов на их основе

Тип ленты	Ширина ленты, мм	Линейная плотность, м/г	Плотность нити в ленте, г/см ³	Количество нитей на 10 см, не менее	Свойства эпоксидного углеволоконита					
					ρ , г/см ³	Содержание наполнителя, % об.	$\sigma_{ви}$, ГПа	$\sigma_{вр}$, ГПа	$E_{ви}$, ГПа	Толщина монослоя, мм
ЛУ ЛУ-П	255±25	35±3	1,69	460	1,53	63±4	-	-	165±20	0,10±0,01 0,13±0,02
ЛУ-П-0,1-А	255±20	30±5	1,69	460±25	1,49	62±4	0,7	0,7	157±25	0,1...0,12
ЛУ-П-0,1-Б	255±20	30±5	1,69	460±25	1,49	62±4	0,6	0,7	157±25	0,1...0,12
ЛУ-П-0,2-А	255±20	30±5	1,69	485±25	1,49	62±4	0,7	0,7	157±25	0,11...0,15
ЛУ-П-0,2-Б	255±20	30±5	1,69	485±25	1,49	62±4	0,6	0,7	157±25	0,11...0,15
ЭЛУР-П-А	245±30	30±5	1,71	420±25	1,50	63±4	0,9	0,9	145 ±(20...25)	0,11...0,13
ЭЛУР-П-Б	245±30	30±5	1,71	420±25	1,50	63±4	0,8	0,8	145 ±(20...25)	0,11...0,13
ЭЛУР-0,08 П-А	220±30	15±5	1,71	570±25	1,50	63±4	0,9	0,9	145 ±(20...25)	0,07...0,109

Таблица 2

Свойства углеродных лент и тканей и эпоксидных углепластиков (связующее ЭНФБ, КМУ-4) на их основе

Показатели свойств	Ленты и ткани								
	УОЛ-300-1	УОЛ-300-2	УОЛ-300-1К	УОЛ-300-2К	ЛЖУ-0,25П	ЛЖУ-0,32П	УТ-900-2,5		
							Марка А	Марка Б	Марка В
Линейная плотность, г/м	80±5	62±5	73±3	58±3	68±10	100±30	240±30	240±30	240±30
Плотность на 10 см по основе по утку	62±1 10±1	100±1 10±1	60±1 10±1	100±1 10±1	107±1 -	85±1 -	60±2 60±2	60±2 60±2	60±2 60±2
Углепластики:									
σ_p , МПа	1100...1400	1200...1500	1150...1300	1150...1400	1200...1300	1200...1300	400	550	600
$\sigma_{и}$, МПа	950...1100	1000...1200	800...1000	900...1100	800...1000	800...1000	400	550	600
Толщина монослоя, мм	0,235±0,015	0,175±0,015	0,235±0,015	0,175±0,015	0,22±0,03	0,32±0,04	0,22±0,02	0,22±0,02	0,22±0,02

Объем единичного КЭ состоит из объемов волокон и связующего:

$$V = V_B + V_C. \quad (4)$$

Соответственно из (2) и (4) следует, что

$$\delta = V_B + V_C. \quad (5)$$

В общем случае

$$\Delta\delta = \Delta V_B + \Delta V_C. \quad (6)$$

Разделив (6) на (2), получим

$$\frac{\Delta\delta}{V} = \frac{\Delta\delta}{\delta} = \frac{\Delta V_B}{V} + \frac{\Delta V_C}{V}$$

или

$$\Delta\bar{\delta} = \Delta\theta_B + \Delta\theta_C. \quad (7)$$

Известно, что

$$\theta_B + \theta_C = 1. \quad (8)$$

В то же время

$$(\theta_B \pm \Delta\theta_B) + (\theta_C \pm \Delta\theta_C) = 1 \pm (\Delta\theta_B + \Delta\theta_C).$$

Искомая связь между $\Delta\delta$ и приращениями $\Delta\theta_B$ и $\Delta\theta_C$ следует из (7):

$$\Delta\delta = (\Delta\theta_B + \Delta\theta_C)\delta. \quad (9)$$

Анализируя табл. 1, легко установить, например для препрега на основе ленты ЛУ:

$\Delta\delta = \pm 0,01$ мм при $\delta = 0,1$ мм, $\theta_B = 0,63 \pm 0,04$, где $\Delta\theta_B = \pm 0,04$. Из (10) получим $\Delta\theta_C = \pm 0,06$.

Следовательно, возможен случай, когда при $\Delta\theta_B = 0,04$, $\Delta\theta_C = 0,06$ $(\theta_B + \theta_C) + (\Delta\theta_B + \Delta\theta_C) = 1,1$ и $(\theta_B + \theta_C) - (\Delta\theta_B + \Delta\theta_C) = 0,9$.

Таким образом, поле допуска на препрег из данной ленты составляет по объемному содержанию волокон $\theta_B = 0,63^{+0,04}_{-0,04}$, а по связующему $\theta_C = 0,37^{+0,06}_{-0,06}$.

А в общем случае $\theta_B = \theta_{B\text{пасп}}^{+\Delta\theta_{B\text{п}}}_{-\Delta\theta_{B\text{п}}}$, $\theta_C = \theta_{C\text{пасп}}^{+\Delta\theta_{C\text{п}}}_{-\Delta\theta_{C\text{п}}}$. При этом $\Delta\delta_0 = \delta_0(\Delta\theta_{B\text{п}} + \Delta\theta_{C\text{п}})$, где $\Delta\theta_{B\text{п}}$ и $\Delta\theta_{C\text{п}}$ – паспортные значения приращений $\Delta\theta_B$ и $\Delta\theta_C$.

При изготовлении препрега с паспортным полем допусков значение $\Delta\theta_B$ всегда находится в интервале $-\Delta\theta_{B\text{п}} \leq \Delta\theta_B \leq \Delta\theta_{B\text{п}}$, в то время как $\Delta\theta_C$ может выходить за пределы интервала паспортных значений:

$$-\Delta\theta_{C\text{п}} \leq \Delta\theta_C \leq \Delta\theta_{C\text{п}}, \quad (10)$$

что имеет место при выходящем за регламентное значение давлении между вальками при прокатке препрега (перепрессовка) $p_{\text{вал}} > [p_{\text{вал}}]$ либо при повышенной вязкости связующего в момент пропитки $\eta_c > [\eta_c]$.

Вязкость связующего может быть выше регламентной, если температура прокатки меньше регламентированной $T < [T_{\text{пр}}]$. Наконец, неравенство (9)

может также иметь место, если в процессе прокатки армирующего полуфабриката между вальками скорость $V_{\text{пр}} < [V_{\text{пр}}]$.

Итак, (10) может иметь место:

– при $p_{\text{вал}} = [p_{\text{вал}}]$, но $T < [T_{\text{пр}}]$ (причина – низкая T), т. к. при этом $\eta_c > [\eta_c]$;

– при $p_{\text{вал}} > [p_{\text{вал}}]$, $T = [T_{\text{пр}}]$ (причина – высокое $p_{\text{вал}}$);

– при $p_{\text{вал}} < [p_{\text{вал}}]$, но $T > [T_{\text{пр}}]$ (причина – заброс T), т. к. при этом $\eta_c < [\eta_c]$.

Неравенство (10) имеет место при

$$\Delta\delta_0 = \delta_0(\Delta\theta_{B\text{п}} - \Delta\theta_C),$$

где $\Delta\theta_{B\text{п}}$ – паспортное значение $\Delta\theta_B$;

$\Delta\theta_C$ – значение $\Delta\theta_C$ в результате прокатки армирующего полуфабриката (препрега).

При недопрессовке

$$\Delta\theta_C > \Delta\theta_{C\text{п}}, \quad (11)$$

что имеет место, если:

– при $p_{\text{вал}} < [p_{\text{вал}}]$, $T = [T_{\text{пр}}]$ (причина – низкое $p_{\text{вал}}$);

– при $p_{\text{вал}} = [p_{\text{вал}}]$, $T < [T_{\text{пр}}]$ (причина – низкая T), при этом $\eta_c > [\eta_c]$.

Соответствие непропитанного армирующего наполнителя паспортным данным проверяется при входном контроле взвешиванием партии его образцов длиной 1 м при заданной ширине $(b \mp \Delta b)$. Разделив среднюю массу партии образцов на площадь $S = (b \pm \Delta b)(1 \pm \Delta)$, где Δ – допуск на отрезаемую ширину образца в 1 м, получим линейную плотность $(\rho_L \mp \Delta\rho_L)$, соответствующую регламентированной в паспорте на поставку армирующего материала. Линейная плотность $(\rho_L \mp \Delta\rho_L)$ должна соответствовать регламентированному в паспорте значению. Если она меньше этого значения (масса образца больше регламентного значения), значит количество нитей на 10 см ширины превышает его паспортное значение и наоборот.

Например, для ленты ЛУ $[\rho_L \mp \Delta\rho_L] = 35 \pm 3$ м/г. При входном контроле партии образцов оказалось, что $(\rho_L \mp \Delta\rho_L) = 35 \pm 8$ м/г. Следовательно, количество нитей в ленте превышает соответствующее паспорту значение 460 штук на 10 см.

Известно, что увеличение относительного объемного содержания волокон в ПКМ повышает его

ФМХ, если это значение $\theta_B < \theta_{\text{вкрит}}$. При достижении $\theta_{\text{вкрит}}$ ПКМ перестает быть монолитным, так как относительного объемного содержания связующего $\theta_c = (1 - \theta_B)$ не будет достаточно для полного покрытия поверхности волокон.

В связи с этим превышение линейной плотности над паспортным значением, как правило, является недопустимым, так как поставщик стремится обеспечить θ_B , максимально приближающееся к $\theta_{\text{вкрит}}$ (по-видимому, $\theta_{\text{вmax}} = [\theta_B + \Delta\theta_B]$), то есть для ЛУ $\theta_{\text{вmax}} = (63 \pm 4)\%$.

При $(\rho_L \mp \Delta\rho_L) > [\rho_L \mp \Delta\rho_L]$, например для ЛУ $(\rho_L \mp \Delta\rho_L) = 34 \pm 6$ м/г ФМХ ПКМ будут ниже гарантированных паспортом, например $E_{\text{из}} < (165 \pm 20)$ ГПа (см. табл. 1).

Если потребителю поставляется препрег, в паспорте указывается регламентируемое значение его толщины при формовании монослоя $[\delta_0 \pm \Delta\delta_0]$ и ожидаемые (гарантируемые) ФМХ ПКМ.

Так, например, для эпоксидного углепластика ЛУ-П-0,1-А (см. табл. 1) гарантируется при $[\delta_0 \pm \Delta\delta_0] = 0,1 \dots 0,12$ мм пределы прочности при растяжении $\sigma_B = 0,7$ ГПа и при сжатии $\sigma_{-B} = 0,7$ ГПа и модуль упругости при изгибе $E_{\text{из}} = 157 \pm 25$ ГПа. При этом $[\theta_B + \Delta\theta_B] = (62 \pm 4)\% = 0,62 \pm 0,4$.

При входном контроле соответствие паспортным характеристикам проверяется испытанием изготовленных из поставляемого препрега партии образцов по технологии, обеспечивающей $[\theta_B \pm \Delta\theta_B]$ путем реализации их толщины, равной

$$\delta = (\delta_0 \pm \Delta\delta_0)n,$$

где n – число монослоев и соответствующих паспортному значению ФМХ ПКМ с предусмотренными для них допусками (см. табл. 1 и 2).

ФМХ однонаправленного ПКМ определяются по приближенным формулам на основе теории армирования [11, 12] с добавлением в них приращений соответствующих характеристик в пределах их паспортного интервала допусков.

Модуль упругости однонаправленного ПКМ вдоль волокон

$$\begin{aligned} (E_{X \text{ км}} \pm \Delta E_{X \text{ км}}) &= E_B \frac{+\Delta E_B^n}{-\Delta E_B^n} \cdot \theta_B \frac{+\Delta\theta_B^n}{-\Delta\theta_B^n} + \\ &+ E_c \frac{+\Delta E_c^n}{-\Delta E_c^n} \left(1 - \theta_B \frac{+\Delta\theta_B^n}{-\Delta\theta_B^n} \right). \end{aligned} \quad (12)$$

Коэффициент Пуассона при растяжении-сжатии вдоль волокон

$$\begin{aligned} (v_{X \text{ км}} \pm \Delta v_{X \text{ км}}) &= v_B \frac{+\Delta v_B^n}{-\Delta v_B^n} \cdot \theta_B \frac{+\Delta\theta_B^n}{-\Delta\theta_B^n} + \\ &+ v_c \frac{+\Delta v_c^n}{-\Delta v_c^n} \left(1 - \theta_B \frac{+\Delta\theta_B^n}{-\Delta\theta_B^n} \right). \end{aligned} \quad (13)$$

Предел прочности при растяжении-сжатии вдоль волокон:

- для хрупких связующих (при $\varepsilon_{\text{предс}} < \varepsilon_{\text{предв}}$)

$$\begin{aligned} (\sigma_{B \text{ км}} \pm \Delta\sigma_{B \text{ км}}) &= \\ &= \frac{\sigma_{Bc} \frac{+\Delta\sigma_{Bc}^n}{-\Delta\sigma_{Bc}^n}}{E_c \frac{+\Delta E_c^n}{-\Delta E_c^n}} \left[E_B \frac{+\Delta E_B^n}{-\Delta E_B^n} \cdot \theta_B \frac{+\Delta\theta_B^n}{-\Delta\theta_B^n} \right] + \\ &+ E_c \frac{+\Delta E_c^n}{-\Delta E_c^n} \left(1 - \theta_B \frac{+\Delta\theta_B^n}{-\Delta\theta_B^n} \right) \approx \\ &\approx \sigma_{Bc} \frac{+\Delta\sigma_{Bc}^n}{-\Delta\sigma_{Bc}^n} \frac{(E_{X \text{ км}} \pm \Delta E_{X \text{ км}})}{E_c \frac{+\Delta E_c^n}{-\Delta E_c^n}}; \end{aligned} \quad (14)$$

- для пластичных связующих (при $\varepsilon_{\text{предс}} > \varepsilon_{\text{предв}}$)

$$\begin{aligned} (\sigma_{B \text{ км}} \pm \Delta\sigma_{B \text{ км}}) &= \\ &= \frac{\sigma_{BB} \frac{+\Delta\sigma_{BB}^n}{-\Delta\sigma_{BB}^n}}{E_B \frac{+\Delta E_B^n}{-\Delta E_B^n}} \left[E_B \frac{+\Delta E_B^n}{-\Delta E_B^n} \cdot \theta_B \frac{+\Delta\theta_B^n}{-\Delta\theta_B^n} \right] + \\ &+ E_c \frac{+\Delta E_c^n}{-\Delta E_c^n} \left(1 - \theta_B \frac{+\Delta\theta_B^n}{-\Delta\theta_B^n} \right) \approx \\ &\approx \sigma_{BB} \frac{+\Delta\sigma_{BB}^n}{-\Delta\sigma_{BB}^n} \frac{(E_{X \text{ км}} \pm \Delta E_{X \text{ км}})}{E_B \frac{+\Delta E_B^n}{-\Delta E_B^n}}. \end{aligned} \quad (15)$$

В формулах (12) – (15) обозначено: E_c, v_c , σ_{Bc} – модуль упругости, коэффициент Пуассона и предел прочности связующего (матрицы); E_B, v_B, σ_{BB} – модуль упругости, коэффициент Пуассона и предел прочности волокна; $\pm R^n$ – паспортное отклонение R -го свойства в допустимом диапазоне.

Модуль сдвига однонаправленного ПКМ $G_{X \text{ км}}$ и предел его прочности на сдвиг $\tau_{B \text{ кмху}}$ определяются зависимостью

$$\begin{aligned} (G_{X \text{ км}} \pm \Delta G_{X \text{ км}}) &= \\ &= \frac{G_B \frac{+\Delta G_B^n}{-\Delta G_B^n} \cdot G_c \frac{+\Delta G_c^n}{-\Delta G_c^n}}{G_c \frac{+\Delta G_c^n}{-\Delta G_c^n} \theta_B \frac{+\Delta\theta_B^n}{-\Delta\theta_B^n} + G_B \frac{+\Delta G_B^n}{-\Delta G_B^n} \left(1 - \theta_B \frac{+\Delta\theta_B^n}{-\Delta\theta_B^n} \right)}. \end{aligned} \quad (16)$$

Так как волокна армирующего материала и матрица изотропны, что позволяет считать

$G_B = \frac{E_B}{2(1+\nu_B)}$ и $G_C = \frac{E_C}{2(1+\nu_C)}$, и кроме того в паспортах на армирующие материалы и связующее чаще приводятся допуски на их модули упругости и коэффициенты Пуассона, чем на G_B и G_C вместо формулы (16) лучше пользоваться аналогом этой формулы:

$$(G_{xy\text{ км}} \pm \Delta G_{xy\text{ км}}) = \frac{1}{2} E_B \frac{+\Delta E_B^{\text{II}}}{-\Delta E_B^{\text{II}}} \cdot E_C \frac{+\Delta E_C^{\text{II}}}{-\Delta E_C^{\text{II}}} \times \left[\frac{E_B \frac{+\Delta E_B^{\text{II}}}{-\Delta E_B^{\text{II}}} \left(1 - \theta_B \frac{+\Delta \theta_B^{\text{II}}}{-\Delta \theta_B^{\text{II}}} \right) \left(1 + \nu_C \frac{+\Delta \nu_C^{\text{II}}}{-\Delta \nu_C^{\text{II}}} \right) + E_C \frac{+\Delta E_C^{\text{II}}}{-\Delta E_C^{\text{II}}} \left(1 + \nu_B \frac{+\Delta \nu_B^{\text{II}}}{-\Delta \nu_B^{\text{II}}} \right) \theta_B \frac{+\Delta \theta_B^{\text{II}}}{-\Delta \theta_B^{\text{II}}} } \right]^{-1} \quad (17)$$

$$(\tau_{B\text{ км } xy} \pm \Delta \tau_{B\text{ км } xy}) = \tau_{BB} \frac{+\Delta \tau_{BB}^{\text{II}}}{-\Delta \tau_{BB}^{\text{II}}} + \frac{E_C \frac{+\Delta E_C^{\text{II}}}{-\Delta E_C^{\text{II}}} \left(1 + \nu_B \frac{+\Delta \nu_B^{\text{II}}}{-\Delta \nu_B^{\text{II}}} \right)}{E_B \frac{+\Delta E_B^{\text{II}}}{-\Delta E_B^{\text{II}}} \left(1 + \nu_C \frac{+\Delta \nu_C^{\text{II}}}{-\Delta \nu_C^{\text{II}}} \right)} \theta_B \frac{+\Delta \theta_B^{\text{II}}}{-\Delta \theta_B^{\text{II}}} \quad (18)$$

Модуль упругости однонаправленного ПКМ поперек волокон при растяжении-сжатии определяется формулой

$$(E_{y\text{ км}} \pm \Delta E_{y\text{ км}}) \approx E_B \frac{+\Delta E_B^{\text{II}}}{-\Delta E_B^{\text{II}}} \times \left[\theta_B \frac{+\Delta \theta_B^{\text{II}}}{-\Delta \theta_B^{\text{II}}} + \frac{E_B \frac{+\Delta E_B^{\text{II}}}{-\Delta E_B^{\text{II}}} \left(1 - \theta_B \frac{+\Delta \theta_B^{\text{II}}}{-\Delta \theta_B^{\text{II}}} \right)}{E_C \frac{+\Delta E_C^{\text{II}}}{-\Delta E_C^{\text{II}}} \left(1 + \nu_C \frac{+\Delta \nu_C^{\text{II}}}{-\Delta \nu_C^{\text{II}}} \right)} \right]^{-1} \quad (19)$$

Предел прочности однонаправленного ПКМ поперек волокон при растяжении-сжатии с учетом формы волокна приближенно можно определить по формуле*):

$$(\sigma_{B\text{ у км}} \pm \Delta \sigma_{B\text{ у км}}) = 0,7 \sigma_{BC} \frac{+\Delta \sigma_{BC}^{\text{II}}}{-\Delta \sigma_{BC}^{\text{II}}} \quad (20)$$

В случае формирования, а затем формирования паковки из однонаправленных препрегов в замкнутой форме, не исключающей вытекание из нее связующего, ФМХ структуры, состоящей из трех направлений армирования**): вдоль направления волокон $\varphi_0 = 0^\circ$, под углом $\pm \varphi$, поперек волокон $\varphi_{90} = 90^\circ$ при количестве соответствующих этим углам монослоев $n_0, 2n_{\pm\varphi}, n_{90}$

$$n_0 + 2n_{\pm\varphi} + n_{90} = n$$

определяются формулами [12]:

$$\begin{aligned} (E_x \pm \Delta E_x) &= \frac{1}{(\delta_0 \pm \Delta \delta_0) n} \times \\ &\times \left[(B_{11} \pm \Delta B_{11}) - \frac{(B_{12} \pm \Delta B_{12})^2}{(B_{22} \pm \Delta B_{22})} \right]; \\ (E_y \pm \Delta E_y) &= \frac{1}{(\delta_0 \pm \Delta \delta_0) n} \times \\ &\times \left[(B_{22} \pm \Delta B_{22}) - \frac{(B_{12} \pm \Delta B_{12})^2}{(B_{11} \pm \Delta B_{11})} \right]; \\ (G_{xy} \pm \Delta G_{xy}) &= \frac{(B_{33} \pm \Delta B_{33})}{(\delta_0 \pm \Delta \delta_0) n}; \\ (\nu_{xy} \pm \nu_{xy}) &= \frac{(B_{12} \pm \Delta B_{12})}{(B_{22} \pm \Delta B_{22})}; \\ (\nu_{yx} \pm \nu_{yx}) &= \frac{(B_{12} \pm \Delta B_{12})}{(B_{11} \pm \Delta B_{11})}, \end{aligned} \quad (21)$$

где $(B_{ij} \pm \Delta B_{ij})$ - обобщенные жесткости многослойного пакета (паковки) и их приращения в осях ортотропии.

В случае трех направлений армирования ($n_0, 2n_{\pm\varphi}, n_{90}$)

$$\begin{aligned} (B_{11} \pm \Delta B_{11}) &= \frac{(\delta_0 \pm \Delta \delta_0)}{\left(1 + \nu_{12} \frac{+\Delta \nu_{12}^{\text{II}}}{-\Delta \nu_{12}^{\text{II}}} \cdot \nu_{21} \frac{+\Delta \nu_{21}^{\text{II}}}{-\Delta \nu_{21}^{\text{II}}} \right)} \times \\ &\times \left\{ n_0 (E_1 \pm \Delta E_1^{\text{II}}) + n_{90} (E_2 \pm \Delta E_2^{\text{II}}) + 2n_{\varphi} \times \right. \\ &\times \left[(E_1 \pm \Delta E_1^{\text{II}}) \cos^4(\varphi + \Delta \varphi) + \left[(E_2 \pm \Delta E_2^{\text{II}}) \times \right. \right. \\ &\times \left. \left. \sin^4(\varphi + \Delta \varphi) + 2(E_1 \pm \Delta E_1^{\text{II}}) \nu_{21} \frac{+\Delta \nu_{21}^{\text{II}}}{-\Delta \nu_{21}^{\text{II}}} \sin^2(\varphi + \Delta \varphi) \cos^2(\varphi + \Delta \varphi) + \right. \right. \\ &\times \left. \left. (G_{12} \pm \Delta G_{12}) \left(1 + \nu_{12} \frac{+\Delta \nu_{12}^{\text{II}}}{-\Delta \nu_{12}^{\text{II}}} \cdot \nu_{21} \frac{+\Delta \nu_{21}^{\text{II}}}{-\Delta \nu_{21}^{\text{II}}} \right) \times \right] \right\}; \end{aligned} \quad (22)$$

$$\begin{aligned} (B_{22} \pm \Delta B_{22}) &= \frac{(\delta_0 \pm \Delta \delta_0)}{\left(1 + \nu_{12} \frac{+\Delta \nu_{12}^{\text{II}}}{-\Delta \nu_{12}^{\text{II}}} \cdot \nu_{21} \frac{+\Delta \nu_{21}^{\text{II}}}{-\Delta \nu_{21}^{\text{II}}} \right)} \times \\ &\times \left\{ n_0 (E_2 \pm \Delta E_2^{\text{II}}) + n_{90} (E_1 \pm \Delta E_1^{\text{II}}) + 2n_{\varphi} \times \right. \\ &\times \left[(E_1 \pm \Delta E_1^{\text{II}}) \sin^4(\varphi + \Delta \varphi) + \left[(E_2 \pm \Delta E_2^{\text{II}}) \times \right. \right. \\ &\times \left. \left. \cos^4(\varphi + \Delta \varphi) + 2(E_1 \pm \Delta E_1^{\text{II}}) \nu_{21} \frac{+\Delta \nu_{21}^{\text{II}}}{-\Delta \nu_{21}^{\text{II}}} \sin^2(\varphi + \Delta \varphi) \cos^2(\varphi + \Delta \varphi) + \right. \right. \\ &\times \left. \left. (G_{12} \pm \Delta G_{12}) \left(1 + \nu_{12} \frac{+\Delta \nu_{12}^{\text{II}}}{-\Delta \nu_{12}^{\text{II}}} \cdot \nu_{21} \frac{+\Delta \nu_{21}^{\text{II}}}{-\Delta \nu_{21}^{\text{II}}} \right) \times \right] \right\}; \end{aligned} \quad (23)$$

*) Более точные формулы приведены в [12].

**) Количество структур более трех направлений практически не используется, хотя это не вносит принципиальных особенностей в определение ФМХ паковки.

$$\begin{aligned}
(B_{33} \pm \Delta B_{33}) = & \frac{(\delta_0 \pm \Delta \delta_0)}{\left(1 + v_{12} \frac{+\Delta v_{12}^n}{-\Delta v_{12}^n} \cdot v_{21} \frac{+\Delta v_{21}^n}{-\Delta v_{21}^n}\right)} \times \\
& \times [(n_0 + n_{90})(G_{12} \pm \Delta G_{12}) \times \\
& \times \left(1 + v_{12} \frac{+\Delta v_{12}^n}{-\Delta v_{12}^n} \cdot v_{21} \frac{+\Delta v_{21}^n}{-\Delta v_{21}^n}\right) + \\
& + 2n_\varphi \left\{ \left[(E_1 \pm \Delta E_1^n) + (E_2 \pm \Delta E_2^n) - \right. \right. \\
& \left. \left. - 2(E_1 \pm \Delta E_1^n) v_{21} \frac{+\Delta v_{21}^n}{-\Delta v_{21}^n} \right] \times \right. \\
& \times \sin^2(\varphi + \Delta \varphi) \cos^2(\varphi + \Delta \varphi) + \\
& \left. \left. + (G_{12} \pm \Delta G_{12}) \left(1 + v_{12} \frac{+\Delta v_{12}^n}{-\Delta v_{12}^n} \cdot v_{21} \frac{+\Delta v_{21}^n}{-\Delta v_{21}^n}\right) \times \right\} \right]; \quad (24) \\
& \times \cos^2 2(\varphi + \Delta \varphi)
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
(B_{12} \pm \Delta B_{12}) = & \frac{(\delta_0 \pm \Delta \delta_0)}{\left(1 + v_{12} \frac{+\Delta v_{12}^n}{-\Delta v_{12}^n} \cdot v_{21} \frac{+\Delta v_{21}^n}{-\Delta v_{21}^n}\right)} \times \\
& \times \left[(n_0 + n_{90})(E_1 \pm \Delta E_1^n) v_{21} \frac{+\Delta v_{21}^n}{-\Delta v_{21}^n} + \right. \\
& + 2n_\varphi \left\{ \left[(E_1 \pm \Delta E_1^n) + (E_2 \pm \Delta E_2^n) \right] \times \right. \\
& \times \sin^2(\varphi + \Delta \varphi) \cos^2(\varphi + \Delta \varphi) + \\
& + (E_1 \pm \Delta E_1^n) v_{21} \frac{+\Delta v_{21}^n}{-\Delta v_{21}^n} \left[\sin^4(\varphi + \Delta \varphi) + \right. \\
& \left. \left. + \cos^4(\varphi + \Delta \varphi) \right] - \right. \\
& \left. - (G_{12} \pm \Delta G_{12}) \left(1 + v_{12} \frac{+\Delta v_{12}^n}{-\Delta v_{12}^n} \cdot v_{21} \frac{+\Delta v_{21}^n}{-\Delta v_{21}^n}\right) \times \right\} \right]. \quad (25) \\
& \times \sin^2 2(\varphi + \Delta \varphi)
\end{aligned}$$

Здесь от направления оси упругости 1 отсчитывается угол армирования φ . Эта ось соответствует направлению x , а ось упругости 2 - направлению y . В формулах (22) – (25) знак допуска на толщину монослоя $\Delta \delta_0$ определяется конечным значением толщины паковки: при $\delta_{\text{форм}} > \delta_{\text{теор}}$ знак $\Delta \delta_0$ положительный, при $\delta_{\text{форм}} < \delta_{\text{теор}}$ – отрицательный. В этих формулах

$$\Delta \delta_0 = \frac{\delta_{\text{форм}} - \delta_{\text{теор}}}{n}, \quad (26)$$

где $\delta_{\text{форм}}$ – толщина паковки после формования; $\delta_{\text{теор}}$ – расчетная толщина паковки, определяемая паспортным значением монослоя без учета отклонений от номинала, умноженная на число монослоев.

В этих формулах отклонение параметров ФМХ монослоя $\pm \Delta R_i^n$ соответствует допустимым паспортным значениям.

Если модуль отклонения толщины монослоя $\Delta \delta_0$ может быть обоснованно принят постоянным

для любого монослоя паковки, то такая гипотеза применительно к отклонению в i -м слое $\Delta \varphi_i$ является весьма грубой при ручной выкладке монослоев паковки.

При автоматизированной выкладке $\Delta \varphi_i$ может быть принято постоянным, определяемым полем допуска, регламентированным для данного оборудования, равным $[\pm \varphi]$.

При оговоренных выше условиях зависимости (22) – (25) позволяют определить поле допуска любой ФМХ из (21) R_i как

$$\Delta R_i = \frac{(R + \Delta R) - (R - \Delta R)}{2} \quad (27)$$

для последующего принятия решения о допустимости отклонения ФМХ.

Более сложной задачей является установление полей допусков паковки, составленной из трех систем однонаправленных монослоев, соответствующих рассмотренным выше при определении ΔR_i других ФМХ. Здесь имеют место три возможных варианта (модели), два из которых изложены в [12], а третий, наиболее простой, но и приводящий к большим погрешностям, основан на применении правила смесей.*)

Вариант, дающий наиболее точные результаты, основан на использовании тех или иных критериев прочности ПКМ. В [12] исследована реализация трех критериев: максимальных напряжений, максимальных деформаций и критерий Мизеса - Хилла для определения прочностных свойств слоистых ПКМ, состоящих в общем случае из i направлений монослоя.

Учитывая, что в расчетах на прочность агрегатов РКТ чаще всего используется критерий Мизеса - Хилла, ниже для определения отклонений прочностных свойств пакета ПКМ от их средних значений ΔR_i применен этот критерий.

На базе критерия Мизеса - Хилла получим [12]:

$$\begin{aligned}
\sigma_x \leq & \left[\frac{\bar{E}_{1i}^2 (a_{11i} + v_{21i} a_{21i})}{\sigma_{vxi}^2} - \right. \\
& - \frac{\bar{E}_{1i} \bar{E}_{2i} (a_{11i} + v_{21i} a_{21i})(v_{12i} a_{11i} + a_{21i})}{\sigma_{vxi} \sigma_{vui}} + \\
& \left. + \frac{\bar{E}_{2i}^2 (v_{12i} a_{11i} + a_{21i})^2}{\tau_{vxyi}^2} + \frac{G_{12i}^2 a_{31i}^2}{\tau_{vxyi}^2} \right]^{-0.5}; \quad (28)
\end{aligned}$$

*) Грубое приближение при реализации этого варианта предопределено неучетом совместности деформаций трех семейств монослоев, однако этот вариант рекомендован в Руководящих технических материалах ГП «Антонов» [13].

$$\sigma_{\text{вх}} = \min_{(i)} \left[\frac{\bar{E}_{1i}^2 (a_{11i} + v_{21i} a_{21i})^2}{\sigma_{\text{вх}i}^2} + \frac{\bar{E}_{2i}^2 (v_{12i} a_{11i} + a_{21i})^2}{\sigma_{\text{вы}i}^2} + \frac{G_{12i}^2 a_{31i}^2}{\tau_{\text{вх}yi}^2} - \frac{\bar{E}_{1i} \bar{E}_{2i} (a_{11i} + v_{21i} a_{21i})(v_{12i} a_{11i} + a_{21i})}{\sigma_{\text{вх}i} \sigma_{\text{вы}i}} \right]^{-0,5}, \quad (29)$$

где $\sigma_{\text{вх}i}$ и $\sigma_{\text{вы}i}$ определяются из условий:

- при определении предела прочности на растяжение $\sigma_{\text{вх}}$ характеристики монослоев $\sigma_{\text{вх}i}$, $\sigma_{\text{вы}i}$ равны:

$$\sigma_{\text{вх}i} = \begin{cases} \sigma_{\text{вх}i} & \text{при } (a_{11i} + v_{21i} a_{21i}) > 0; \\ \sigma_{-\text{вх}i} & \text{при } (a_{11i} + v_{21i} a_{21i}) < 0; \end{cases} \quad (30)$$

$$\sigma_{\text{вы}i} = \begin{cases} \sigma_{\text{вы}i} & \text{при } (v_{12i} a_{11i} + a_{21i}) > 0; \\ \sigma_{-\text{вы}i} & \text{при } (v_{12i} a_{11i} + a_{21i}) < 0, \end{cases} \quad (31)$$

а для нахождения предела прочности на сжатие $\sigma_{-\text{вх}}$

$$\sigma_{\text{вх}i} = \begin{cases} \sigma_{-\text{вх}i} & \text{при } (a_{11i} + v_{21i} a_{21i}) > 0; \\ \sigma_{\text{вх}i} & \text{при } (a_{11i} + v_{21i} a_{21i}) < 0; \end{cases} \quad (32)$$

$$\sigma_{\text{вы}i} = \begin{cases} \sigma_{-\text{вы}i} & \text{при } (v_{12i} a_{11i} + a_{21i}) > 0; \\ \sigma_{\text{вы}i} & \text{при } (v_{12i} a_{11i} + a_{21i}) < 0. \end{cases} \quad (33)$$

$$\sigma_{\text{вы}} = \min_{(i)} \left[\frac{\bar{E}_{1i}^2 (a_{12i} + v_{21i} a_{22i})^2}{\sigma_{\text{вх}i}^2} + \frac{\bar{E}_{2i}^2 (v_{12i} a_{12i} + a_{22i})^2}{\sigma_{\text{вы}i}^2} + \frac{G_{12i}^2 a_{32i}^2}{\tau_{\text{вх}yi}^2} - \frac{\bar{E}_{1i} \bar{E}_{2i} (a_{12i} + v_{21i} a_{22i})(v_{12i} a_{12i} + a_{22i})}{\sigma_{\text{вх}i} \sigma_{\text{вы}i}} \right]^{-0,5}, \quad (34)$$

где $\sigma_{\text{вх}i}$ и $\sigma_{\text{вы}i}$ определяются согласно условиям, приведенным ниже.

Для определения предела прочности на растяжение $\sigma_{\text{вы}}$

$$\sigma_{\text{вх}i} = \begin{cases} \sigma_{\text{вх}i} & \text{при } (a_{12i} + v_{21i} a_{22i}) > 0; \\ \sigma_{-\text{вх}i} & \text{при } (a_{12i} + v_{21i} a_{22i}) < 0; \end{cases} \quad (35)$$

$$\sigma_{\text{вы}i} = \begin{cases} \sigma_{\text{вы}i} & \text{при } (v_{12i} a_{12i} + a_{22i}) > 0; \\ \sigma_{-\text{вы}i} & \text{при } (v_{12i} a_{12i} + a_{22i}) < 0, \end{cases} \quad (36)$$

а для нахождения предела прочности на сжатие $\sigma_{-\text{вы}}$

$$\sigma_{\text{вх}i} = \begin{cases} \sigma_{-\text{вх}i} & \text{при } (a_{12i} + v_{21i} a_{22i}) > 0; \\ \sigma_{\text{вх}i} & \text{при } (a_{12i} + v_{21i} a_{22i}) < 0; \end{cases} \quad (37)$$

$$\sigma_{\text{вы}i} = \begin{cases} \sigma_{-\text{вы}i} & \text{при } (v_{12i} a_{12i} + a_{22i}) > 0; \\ \sigma_{\text{вы}i} & \text{при } (v_{12i} a_{12i} + a_{22i}) < 0. \end{cases} \quad (38)$$

$$\tau_{\text{вх}y} = \min_{(i)} \left[\frac{\bar{E}_{1i}^2 (a_{13i} + v_{21i} a_{23i})^2}{\sigma_{\text{вх}i}^2} + \frac{\bar{E}_{2i}^2 (v_{12i} a_{13i} + a_{23i})^2}{\sigma_{\text{вы}i}^2} + \frac{G_{12i}^2 a_{32i}^2}{\tau_{\text{вх}yi}^2} - \frac{\bar{E}_{1i} \bar{E}_{2i} (a_{13i} + v_{21i} a_{23i})(v_{12i} a_{13i} + a_{23i})}{\sigma_{\text{вх}i} \sigma_{\text{вы}i}} \right]^{-0,5}, \quad (39)$$

где $\sigma_{\text{вх}i}$ и $\sigma_{\text{вы}i}$ определяются согласно условиям*):

- при $\tau_{\text{вх}y} = \tau_{\text{вх}y}^{(+)}$

$$\sigma_{\text{вх}i} = \begin{cases} \sigma_{\text{вх}i} & \text{при } (a_{13i} + v_{21i} a_{23i}) > 0; \\ \sigma_{-\text{вх}i} & \text{при } (a_{13i} + v_{21i} a_{23i}) < 0; \end{cases} \quad (40)$$

$$\sigma_{\text{вы}i} = \begin{cases} \sigma_{\text{вы}i} & \text{при } (v_{12i} a_{13i} + a_{23i}) > 0; \\ \sigma_{-\text{вы}i} & \text{при } (v_{12i} a_{13i} + a_{23i}) < 0, \end{cases} \quad (41)$$

а при $\tau_{\text{вх}y} = \tau_{\text{вх}y}^{(-)}$

$$\sigma_{\text{вх}i} = \begin{cases} \sigma_{-\text{вх}i} & \text{при } (a_{13i} + v_{21i} a_{23i}) > 0; \\ \sigma_{\text{вх}i} & \text{при } (a_{13i} + v_{21i} a_{23i}) < 0; \end{cases} \quad (42)$$

$$\sigma_{\text{вы}i} = \begin{cases} \sigma_{-\text{вы}i} & \text{при } (v_{12i} a_{13i} + a_{23i}) > 0; \\ \sigma_{\text{вы}i} & \text{при } (v_{12i} a_{13i} + a_{23i}) < 0. \end{cases} \quad (43)$$

В формулах (28) – (43) в целях сокращения их записей все входящие в них ФМХ и прочностные характеристики представлены их средними значениями R_i без учета поля их отклонений ($R_i \pm \Delta R_i$) или $R_{i-\Delta R_i}^{+\Delta R_i}$. Кроме того вместо модулей упругости i -го направления вдоль армирующих волокон E_{1i} и поперек волокон E_{2i} эти формулы содержат их значения, отнесенные к параметру $(1 - v_{12} v_{21})$: $\bar{E}_{1i} = \frac{E_{1i}}{(1 - v_{12} v_{21})}$ и $\bar{E}_{2i} = \frac{E_{2i}}{(1 - v_{12} v_{21})}$.

Параметры податливостей a_{jk} ($j=1,2,3$; $k=1,2,3$) также приведены в виде их средних значений.

Так как в осях x, y ПКМ является ортотропной средой, то пределы прочности определяются по приведенным выше зависимостям, в которых коэффициенты податливости равны:

$$a_{11i} = \frac{\cos^2 \varphi_i - v_{xy} \sin^2 \varphi_i}{E_x};$$

$$a_{12i} = \frac{\sin^2 \varphi_i - v_{yx} \cos^2 \varphi_i}{E_y};$$

* В [12] критерий Мизеса - Хилла использован для случая, когда ПКМ имеет различные пределы прочности на сдвиг при противоположных направлениях парных касательных напряжений.

$$\begin{aligned}
a_{13i} &= \frac{\sin 2\varphi_i}{2G_{xy}}; a_{23i} = \frac{\sin 2\varphi_i}{2G_{xy}}; \\
a_{21i} &= \frac{\sin^2 \varphi_i - v_{xy} \cos^2 \varphi_i}{E_x}; \\
a_{22i} &= \frac{\cos^2 \varphi_i - v_{yx} \sin^2 \varphi_i}{E_y}; \\
a_{31i} &= \frac{(1 + v_{xy}) \sin 2\varphi_i}{E_x}; \\
a_{32i} &= \frac{(1 + v_{yx}) \sin 2\varphi_i}{E_y}; \\
a_{33i} &= \frac{\cos 2\varphi_i}{G_{xy}}.
\end{aligned} \quad (44)$$

Вследствие того, что предполагается, что упаковка состоит из трех систем однонаправленных слоев n_0 , $2n_\varphi$ и n_{90} , то, расписывая тригонометрические функции, входящие в (43), в виде $\sin(\varphi + \Delta\varphi)$, $\cos(\varphi + \Delta\varphi)$ и $\cos 2(\varphi + \Delta\varphi)$, $\sin 2(\varphi + \Delta\varphi)$, для соответствующих направлений, опуская промежуточные выкладки, получим:

- для системы монослоев $i = 1$, в которых $\varphi = 0$:

$$\begin{aligned}
a_{110} &= \frac{\cos^2 \Delta\varphi - v_{xy} \sin^2 \Delta\varphi}{(E_x \pm \Delta E_x)}; \\
a_{120} &= \frac{\sin^2 \Delta\varphi - v_{xy} \cos^2 \Delta\varphi}{(E_y \pm \Delta E_y)}; \\
a_{130} &= \pm \frac{\sin 2\Delta\varphi}{2(G_{xy} \pm \Delta G_{xy})}; \\
a_{210} &= \frac{\sin^2 \Delta\varphi - v_{xy} \cos^2 \Delta\varphi}{(E_x \pm \Delta E_x)}; \\
a_{220} &= \frac{\cos^2 \Delta\varphi - v_{xy} \sin^2 \Delta\varphi}{(E_y \pm \Delta E_y)}; \\
a_{230} &= \pm \frac{\sin 2\Delta\varphi}{2(G_{xy} \pm \Delta G_{xy})}; \\
a_{310} &= \pm \frac{(1 + v_{xy}) \sin 2\Delta\varphi}{(E_x \pm \Delta E_x)}; \\
a_{320} &= \pm \frac{(1 + v_{yx}) \sin 2\Delta\varphi}{(E_y \pm \Delta E_y)}; \\
a_{330} &= \frac{\cos 2\Delta\varphi}{(G_{xy} \pm \Delta G_{xy})}.
\end{aligned} \quad (45)$$

- для системы монослоев $i = 2$, в которых $\varphi = 90^\circ$:

$$\begin{aligned}
a_{1190} &= \frac{\sin^2 \Delta\varphi - v_{xy} \cos^2 \Delta\varphi}{(E_x \pm \Delta E_x)}; \\
a_{1290} &= \frac{\cos^2 \Delta\varphi - v_{xy} \sin^2 \Delta\varphi}{(E_y \pm \Delta E_y)}; \\
a_{1390} &= \pm \frac{\sin 2\Delta\varphi}{2(G_{xy} \pm \Delta G_{xy})}; \\
a_{2190} &= \frac{\cos^2 \Delta\varphi - v_{xy} \sin^2 \Delta\varphi}{(E_x \pm \Delta E_x)}; \\
a_{2290} &= \frac{\sin^2 \Delta\varphi - v_{xy} \cos^2 \Delta\varphi}{(E_y \pm \Delta E_y)}; \\
a_{2390} &= \pm \frac{\sin 2\Delta\varphi}{2(G_{xy} \pm \Delta G_{xy})}; \\
a_{3190} &= \pm \frac{(1 + v_{xy}) \sin 2\Delta\varphi}{(E_x \pm \Delta E_x)}; \\
a_{3290} &= \pm \frac{(1 + v_{yx}) \sin 2\Delta\varphi}{(E_y \pm \Delta E_y)}; \\
a_{3390} &= -\frac{\cos 2\Delta\varphi}{(G_{xy} \pm \Delta G_{xy})}.
\end{aligned} \quad (46)$$

Для сокращения выкладок будем считать, что третья система монослоев $i = 3$ имеет схему укладки $\pm\varphi = \pm 45^\circ$ *). Тогда для этой системы:

$$\begin{aligned}
a_{1145} &= \frac{(1 \pm \sin 2\Delta\varphi) \left(1 - v_{xy} \frac{+ \Delta v_{xy}}{- \Delta v_{xy}}\right)}{2(E_x \pm \Delta E_x)}; \\
a_{1245} &= \frac{(1 \pm \sin 2\Delta\varphi) \left(1 - v_{xy} \frac{+ \Delta v_{xy}}{- \Delta v_{xy}}\right)}{(E_y \pm \Delta E_y)}; \\
a_{1345} &= \pm \frac{\cos 2\Delta\varphi}{2(G_{xy} \pm \Delta G_{xy})}; \\
a_{2145} &= \frac{(1 \pm \sin 2\Delta\varphi) \left(1 - v_{xy} \frac{+ \Delta v_{xy}}{- \Delta v_{xy}}\right)}{(E_x \pm \Delta E_x)}; \\
a_{2245} &= \frac{(1 \pm \sin 2\Delta\varphi) \left(1 - v_{xy} \frac{+ \Delta v_{xy}}{- \Delta v_{xy}}\right)}{(E_y \pm \Delta E_y)}; \\
a_{2345} &= \pm \frac{\cos 2\Delta\varphi}{2(G_{xy} \pm \Delta G_{xy})};
\end{aligned}$$

*) Система монослоев (0° , $\pm 45^\circ$, 90°) наиболее часто применяется на практике для формирования агрегатов РКТ из ПКМ [13].

$$a_{3145} = \pm \frac{\left(1 + v_{xy} \frac{+\Delta v_{xy}}{-\Delta v_{xy}}\right) \cos 2\Delta\varphi}{(E_x \pm \Delta E_x)};$$

$$a_{3245} = \pm \frac{\left(1 + v_{xy} \frac{+\Delta v_{xy}}{-\Delta v_{xy}}\right) \cos 2\Delta\varphi}{(E_y \pm \Delta E_y)}; \quad (47)$$

$$a_{3345} = \pm \frac{\sin 2\Delta\varphi}{(G_{xy} \pm \Delta G_{xy})}.$$

Подстановка a_{jk0} из (45) в (30) – (33), а затем результатов в (29), (34) и (39) позволяет определить минимальные значения $(\sigma_{bx0} \pm \Delta\sigma_{bx0})$, $(\sigma_{by0} \pm \Delta\sigma_{by0})$ и $(\tau_{bxy0} \pm \Delta\tau_{bxy0})$, которые соответствуют пределам прочности системы монослоев ПКМ направления $\varphi=0$. Аналогичная подстановка a_{jk90} из (46) в эти же формулы (30) – (33) с последующим введением результатов в (29), (34) и (39) дает минимальные значения этих параметров для направления системы монослоев $\varphi=90^\circ$. Наконец, такая же операция с податливостями a_{jk45} из (47) позволяет определить $\min(\sigma_{bx45} \pm \Delta\sigma_{bx45})$, $\min(\sigma_{by45} \pm \Delta\sigma_{by45})$ и $\min(\tau_{bxy45} \pm \Delta\tau_{bxy45})$, $\min(\sigma_{bx0} \pm \Delta\sigma_{bx0})$. В качестве определяющих характеристик прочности всей структуры паковки ($0^\circ, \pm 45^\circ, 90^\circ$) должны быть приняты

$$\min \min \left\{ \begin{array}{l} \min \left[\begin{array}{l} (\sigma_{bx0} \pm \Delta\sigma_{bx0}) \\ (\sigma_{by0} \pm \Delta\sigma_{by0}) \\ (\tau_{bxy0} \pm \Delta\tau_{bxy0}) \end{array} \right]; \\ \min \left[\begin{array}{l} (\sigma_{bx90} \pm \Delta\sigma_{bx90}) \\ (\sigma_{by90} \pm \Delta\sigma_{by90}) \\ (\tau_{bxy90} \pm \Delta\tau_{bxy90}) \end{array} \right]; \\ \min \left[\begin{array}{l} (\sigma_{bx45} \pm \Delta\sigma_{bx45}) \\ (\sigma_{by45} \pm \Delta\sigma_{by45}) \\ (\tau_{bxy45} \pm \Delta\tau_{bxy45}) \end{array} \right] \end{array} \right\}. \quad (48)$$

Промежуточный по точности результат дает стержневая математическая модель ПКМ трехнаправленной системы монослоев, предложенная В.Е. Гайдачуком и Я.С. Карповым в [14]*).

Наконец, как уже отмечалось выше, самый грубый результат дает простая математическая модель, основанная на правиле смесей, в соответствии с которой

* Зависимости для пределов прочности трехнаправленной структуры, вытекающие из стержневой модели, не намного проще, чем приведенные выше. Поэтому они здесь не приводятся вследствие ограниченного объема статьи.

$$(\sigma_{bx} \pm \Delta\sigma_{bx}) = \frac{(\sigma_{b0} \pm \Delta\sigma_{b0})n_0}{n} + \frac{(\sigma_{b90} \pm \Delta\sigma_{b90})n_{90} + 2(\sigma_{b45} \pm \Delta\sigma_{b45})n_{45}}{n},$$

$$(\sigma_{by} \pm \Delta\sigma_{by}) = \frac{(\sigma_{b0} \pm \Delta\sigma_{b0})n_{90}}{n} + \frac{(\sigma_{b90} \pm \Delta\sigma_{b90})n_0 + 2(\sigma_{b45} \pm \Delta\sigma_{b45})n_{45}}{n}, \quad (49)$$

$$(\tau_{bxy} \pm \Delta\tau_{bxy}) = \frac{(\tau_{b0,90} \pm \Delta\tau_{b0,90})(n_0 + n_{90})}{n} + \frac{2(\tau_{b45} \pm \Delta\tau_{b45})n_{45}}{n},$$

где $n = (n_0 + n_{90} + 2n_{45})$.

Замена в зависимостях (49) σ_{bx} на σ_{-bx} и σ_{by} на σ_{-by} , а также σ_{b0} , σ_{b90} и σ_{b45} на σ_{-b0} , σ_{-b90} и σ_{-b45} с соответствующими им отклонениями от средних значений позволяет приближенно оценить и пределы прочности этой структуры при сжатии.

Выводы

В заключение отметим следующее. Если армирующий материал в виде препрега прошел входной контроль, то дефекты в виде отклонения толщины от номинала, возникающие в процессе изготовления изделия из ПКМ и измеряемые после его формования, приводят к несоответствию ФМХ паспортным значениям. Отклонения ФМХ вызваны приращением $\Delta\delta$, связанным с $\Delta\theta_b$ и $\Delta\theta_c$ формулой (9), причем установить вклад каждого из приращений относительного объемного содержания компонентов достаточно сложно.

Если операция формования из соответствующих паспорту по допускам препрегов производится в замкнутых формах, исключающих вытекание связующего из монослоев, приводящего к утонению паковки, то $\Delta\theta_c=0$ и это утонение связано только с $\Delta\theta_b$ за счет нарушения параметров формования $p > [p]$ при $T = [T]$ или $p = [p]$ при $T > [T]$.

Значение $\Delta\theta_b$ определится из соотношения, следующего из (9)

$$\Delta\theta_b = \frac{\Delta\delta}{\delta} = \frac{\Delta\delta}{\delta_0 n}. \quad (50)$$

Входной контроль определяет реализованное в препреге отклонение толщины от номинала $\Delta\delta_0$ для однослойного полуфабриката. Отклонение $\Delta\delta_{\text{пак}}$ паковки от номинала включает в себя составляющие $\Delta\delta_{\text{препр}} = \Delta\delta_0 n$ (n - число монослоев в паковке) и

$$\Delta\delta_{\text{форм}} = (\Delta\delta_{\text{пак}} - \Delta\delta_{\text{препр}}). \quad (51)$$

Эта составляющая связана с интегральными отклонениями технологического режима формования от регламентированного соответствующей документацией (инструкциями, ТУ и т.д.) (Δp , $\Delta(p - \tau)$, $H(T - \tau)$). Определить вклад в $\Delta\delta_{\text{форм}}$ и последующие отклонения ФМХ каждой из этих составляющих является весьма сложной задачей, решаемой, очевидно, приближенно в рамках экспериментально-теоретических методов.

В то же время допустимость исследуемого вида дефекта определяется его уровнем, который находится по формуле (51), являющейся исходным шагом к нахождению имевшего место в процессе формования отклонения в объемном содержании армирующего материала по формуле, следующей из (50) и (51)

$$\Delta\theta_{\text{вформ}} = \frac{\Delta\delta_{\text{пак}} - \Delta\delta_{\text{препр}}}{\delta_{\text{форм}}}, \quad (52)$$

где $\delta_{\text{форм}}$ – замеренная толщина в исследуемой зоне формовки.

Значение $\Delta\theta_{\text{вформ}}$ из (52), будучи подставленным в формулы (12) – (47), позволяет определить истинные ФМХ ПКМ паковки в этой зоне для принятия последующего решения о допустимости такого уровня отклонений ФМХ ПКМ от паспортных значений или необходимости отбраковки изделия, если оно не может быть отремонтировано.

Литература

1. Кондратьев, А.В. Обзор и анализ мировых тенденций и проблем расширения применения в агрегатах ракетно-космической техники полимерных композиционных материалов [Текст] / А.В. Кондратьев, В.А. Коваленко // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 3(67). – Х., 2011. – С. 7 – 18.
2. Гайдачук, В.Е. О возможности регламентации технологических несовершенств в конструкциях из композиционных материалов [Текст] / В.Е. Гайдачук, Н.Б. Воронцов, А.И. Рукавишников // Прочность конструкций летательных аппаратов: темат. сб. науч. тр. Харьк. авиац. ин-та им. Н.Е. Жуковского. – Вып. 6. – Х., 1981. – С. 124 – 129.
3. Гайдачук, В.Е. Предельные размеры локальных технологических отклонений срединной поверхности деталей из композиционных материалов

[Текст] / В.Е. Гайдачук, Л.М. Стариков // Вопросы проектирования и технологии производства конструктивных элементов летательных аппаратов: темат. сб. науч. тр. Харьк. авиац. ин-та им. Н.Е. Жуковского. – Х., 1986. – С. 148 – 155.

4. Технология производства летательных аппаратов из композиционных материалов [Текст] / В.Е. Гайдачук, В.Д. Гречка, В.Н. Кобрин, Г.А. Молодцов. – Х.: Харьк. авиац. ин-т, 1989. – 332 с.

5. Ривин, Г.Л. Ремонт конструкций из полимерных композиционных материалов: учеб. пособие [Текст] / Г.Л. Ривин. – Ульяновск: УлГТУ, 2000. – 75 с.

6. Воробей, В.В. Контроль качества изготовления и технология ремонта композитных конструкций [Текст] / В.В. Воробей, В.Б. Маркин. – Новосибирск: Наука, 2006. – 400 с.

7. Михайлин, Ю.А. Конструкционные полимерные композиционные материалы [Текст] / Ю.А. Михайлин. – СПб.: НАТ, 2008. – 822 с.

8. Технологія виробництва літальних апаратів із композиційних матеріалів: підручник [Текст] / С.А. Бичков, О.В. Гайдачук, В.С. Гайдачук, В.Д. Гречка, В.М. Кобрін. – К.: ІСДО, 1995. – 376 с.

9. Гайдачук, А.В. Анализ технологических дефектов, возникающих в серийном производстве интегральных авиаконструкций из полимерных композиционных материалов [Текст] / А.В. Гайдачук, А.В. Кондратьев, Е.В. Омельченко // Авиационно-космическая техника и технология. – 2010. – № 3(70). – С. 40 – 49.

10. Буланов, И.М. Технология ракетных и аэрокосмических конструкций из композиционных материалов [Текст] / И.М. Буланов, В.В. Воробей. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1998. – 516 с.

11. Гайдачук, В.Е. Механика волокнистых композиционных материалов: учеб. пособие [Текст] / В.Е. Гайдачук, Я.С. Карпов. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н.Е. Жуковского «Харьк. авиац. ин-т», 1991. – 97 с.

12. Карпов, Я.С. Проектирование деталей и агрегатов из композитов: учебник [Текст] / Я.С. Карпов. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н.Е. Жуковского «Харьк. авиац. ин-т», 2010. – 768 с.

13. Руководящие технические материалы для конструкторов РТМ-87 [Текст]. – К.: АНТК «Антонов», 1987. – 387 с.

14. Гайдачук, В.Е. Структурная модель симметрично-армированного композиционного материала [Текст] / В.Е. Гайдачук, Я.С. Карпов // Прочность конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Харьк. авиац. ин-та им. Н.Е. Жуковского. – Вып. 6. – Х., 1981. – С. 28 – 37.

Поступила в редакцию 3.04.2012

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

**ДОСЛІДЖЕННЯ ТЕХНОЛОГІЧНИХ ДЕФЕКТІВ, ЩО ВИНИКАЮТЬ
У ВИРОБНИЦТВІ АГРЕГАТІВ РАКЕТНО-КОСМІЧНОЇ ТЕХНІКИ
З ПОЛІМЕРНИХ КОМПОЗИЦІЙНИХ МАТЕРІАЛІВ.
ПОВІДОМЛЕННЯ 1. ДОПУСКИ НА ВІДХИЛЕННЯ
ВІД ПРОЕКТНОГО ЗНАЧЕННЯ ТОВЩИНИ ВИРОБУ, ЩО ФОРМУЄТЬСЯ**

В.О. Коваленко

На основі математичних моделей теорії армування однонаправлених структур і структур, армованих у трьох напрямках (0° , $\pm \varphi$, 90°), отримано залежності для обґрунтованого призначення полів допусків фізико-механічних і міцнісних характеристик полімерних композиційних матеріалів у результаті зміни товщини формованого напівфабрикату (препрегу) і виробу. Отримані залежності дозволяють оцінити якість технологічних процесів формування напівфабрикатів і виробів із полімерних композиційних матеріалів за рівнем геометричного виду дефекту даного класу.

Ключові слова: полімерний композиційний матеріал, технологічний процес формування, дефекти відхилення товщини виробу, поля допусків.

**RESEARCHING OF DEFECTS RESULTING IN PRODUCTION AGGREGATES OF ROCKET
AND SPACE TECHNOLOGY MADE OF POLYMERIC COMPOSITE MATERIALS
REPORT 1. TOLERANCE OF MOLDED PRODUCTS THICKNESS
FROM PROJECT VALUE**

V.A. Kovalenko

Dependences intended for the justified appointment of tolerances fields for physical-mechanical and strength characteristics of polymer composite materials from changes in the thickness of molded semi-finished products (prepregs) and products were obtain on the basis of mathematical models of unidirectional reinforcement structures and structures which reinforced in three directions (0° , $\pm \varphi$, 90°). These dependencies allow estimating the quality of technological processes molding semi-finished products and products of polymer composite materials in terms of the geometric form of this defects class.

Key words: polymer composite material, molding technological process, defects of deviation product thickness, tolerances field.

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

УДК 536.21: 536.48

Г.Г. ЖУНЬ

*Национальный технический университет "ХПИ", Харьков, Украина***УСКОРЕНИЕ СТАБИЛИЗАЦИИ ТЕМПЕРАТУРНОГО ПОЛЯ В КРИОСОСУДЕ**

Предложен способ ускорения на 40-50 часов процесса стабилизации температурного поля в криососудах с теплозащитой из пакета экранно-вакуумной теплоизоляции (ЭВТИ) после заполнения его жидким азотом, что позволяет уменьшить на ~20 % производственные площади для их тепловых испытаний. С этой целью в их горловинах необходимо использовать сначала (в течение 21 часа) плотную полистироловую пробку с центральным сквозным отверстием, изолирующую холодные пары азота от ее стенок и препятствующую переохлаждению слоев ЭВТИ. Затем в горловине криососуда следует применять серийную полистироловую пробку, которая имеет с ней зазор, что обеспечивает охлаждение ее выходящими парами криоагента.

Ключевые слова: экранно-вакуумная теплоизоляция (ЭВТИ), криососуд, стабилизация температурного поля, горловина, пробка, жидкий азот.

Введение

В последние десятилетия резко возросло использование криогенных температур и жидких криоагентов в ракетно-космической технике, энергетике, криомедицине, научных исследованиях и в других областях, что потребовало изготовления значительных количеств различных криостатов, криососудов и криоекмостей с теплозащитой из слоев ЭВТИ, которая на калориметрах характеризуется наименьшими коэффициентами теплопроводности ($\lambda_{эф}$). Однако на криососудах данная теплозащита, смонтированная машинным ускоренным способом, оказалась низкокачественной, так как имела в 11-13 раз более высокую теплопроводность $\lambda_{эф}$ в сравнении с их калориметрическими образцами. Причины данных различий для специалистов были непонятными.

Длительное время проблема улучшения характеристик криососудов и различных криоустройств не решалась (как в нашей стране, так и за рубежом) из-за отсутствия обоснованных экспериментальных методик и апробированных теоретических соотношений для исследования процессов, происходящих в теплозащите криососудов и разработки методов их совершенствования.

В связи с этим были впервые разработаны методики и изготовлены экспериментальные установки и исследованы с их помощью физические параметры и новые особенности двух- и трехмерных процессов теплопереноса в многоэлементных теплозащитных конструкциях с пакетами ЭВТИ на криососудах [1]. Это позволило выявить по ним параметры с целью оптимизации всех конструкций и технологий для совершенствования криососудов [2, 3].

В настоящее время появляются различные но-

вые изоляционные экраны и прокладочные материалы. Некоторые из них, вероятно, являются более эффективными, чем используемые в современных криоустройствах [3]. Поэтому, с целью дальнейшего совершенствования тепловых характеристик криоустройств необходимо регулярно проводить исследования новых таких материалов (их теплопроводность, адсорбционные, вакуумные, оптические, газодинамические и другие параметры), для выявления наиболее эффективных из них. При этом основная информация о новых материалах достигается при исследованиях их непосредственно на криососудах с жидким азотом (или другим криоагентом) в условиях стационарного теплового состояния. В соответствии с технологией производства каждый криососуд подлежит обязательным тепловым испытаниям. Для этого они заполняются жидким азотом на специальной испытательной площадке, где выдерживаются в течение 10 суток для стабилизации в них теплового состояния. После этого производится первое взвешивание криососудов с жидким азотом, а спустя двое суток – второе. В результате определяется средняя испаряемость жидкого азота из криососудов (m_c). Если полученная величина m_c не превышает 150 г/сутки, то изготовленный криососуд считается качественным и его отправляют потребителю. Разработка метода ускорения стабилизации теплового состояния в криососудах позволяет уменьшить производственные площади, на которых проводят испытания их с жидким азотом.

Цель работы - разработка способа ускорения процесса стабилизации температурного поля в криососуде с жидким азотом, что позволяет уменьшить производственные площади для проведения их тепловых испытаний.

Результаты исследования

Исследования проводились на криобиологических сосудах типа Х-34Б емкостью 35 л со стеклопластиковой горловиной диаметром 0,06 м, длиной 0,26 м (рис. 1).

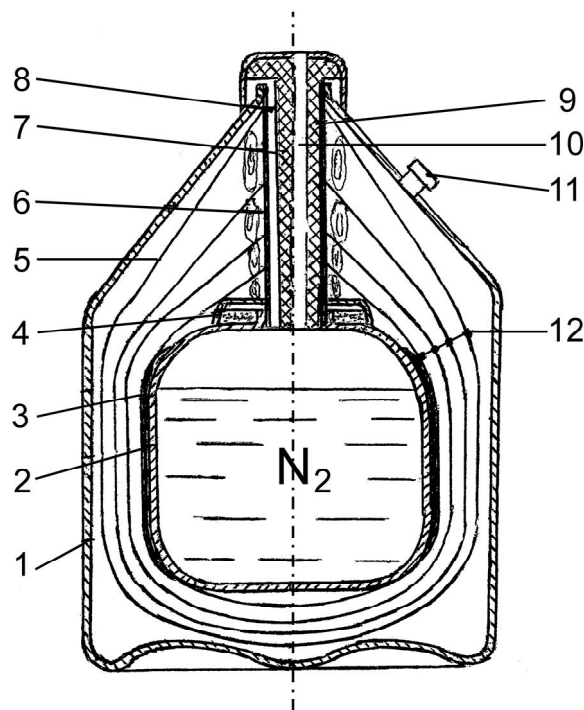


Рис. 1. Устройство криососуда: 1 – корпус; 2 – внутренний резервуар; 3 – адсорбционный насос; 4 – насыпной адсорбционный насос; 5 – слои экранно-вакуумной теплоизоляции; 6 – стеклопластиковая горловина; 7 – серийная полистироловая пробка; 8 – газовый зазор между горловиной и пробкой; 9 – плотная полистироловая пробка; 10 – центральное отверстие в плотной пробке; 11 – вакуумировочный штуцер; 12 – среднеинтегральная толщина пакета ЭВТИ с термопарами

После заполнения криососуда жидким азотом в его горловину 6 вводилась серийная полистироловая пробка 7, которая образует кольцевой зазор 8 толщиной $2,5 \cdot 10^{-3}$ м между внутренней поверхностью горловины и наружной поверхностью пробки для выхода испаряющегося азота. Процесс стабилизации теплового состояния в нем исследуется по изменению во времени (τ) массы (m) испаряющегося жидкого азота $m(\tau)$, определяемого с помощью электронных весов на экспериментальном стенде [4]. Полученные результаты для двух криососудов (№1 и №2) представлены на рис. 2.

Их анализ показывает, что через 80-100 часов после заполнения криососуда жидким азотом достигается наименьшая испаряемость из криососудов и зависимость $m(\tau)$ 1 и 2 проходят через минимум.

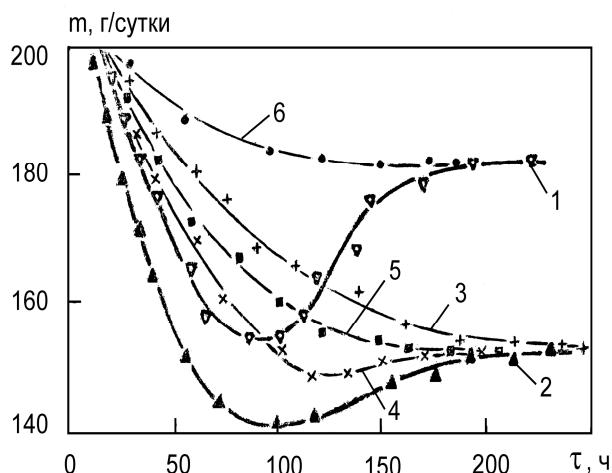


Рис. 2. Изменения величины испаряемости (m) жидкого азота из криососуда от времени охлаждения (τ): 1 – криососуд №1 с пакетом ЭВТИ теплопроводностью (λ_s) $11,7 \cdot 10^{-5}$ Вт/(м·К); 2 – криососуд №2 с ЭВТИ теплопроводностью $9,2 \cdot 10^{-5}$ Вт/(м·К); 3 – криососуд №2 с плотной пробкой; 4 – криососуд №2 сначала с плотной пробкой в горловине в течение 12 часов, а затем с серийной пробкой в горловине; 5, 6 – криососуды №2 и №1 сначала (в течение 21 часа) с плотной пробкой, а затем – с серийной, соответственно

Сделано предположение, что это связано с переохлаждением слоев ЭВТИ через горловину холодными парами азота во время интенсивного его испарения после заполнения первоначально "горячих" криососудов.

В дальнейшем, как следует из зависимостей $m(\tau)$ 1 и 2, испаряемость из криососудов увеличивается, что связано с уменьшением воздействия холодных паров азота на горловину, а также нагреванием переохлажденных слоев ЭВТИ. Через 180-210 часов испаряемость жидкого азота из криососудов становится практически неизменной, что свидетельствует об установлении в криососуде стационарного теплового состояния при определенной величине испарения (m_c) которая характеризует их тепловую эффективность.

Установившаяся в криососудах величина испаряемости жидкого азота m_c обуславливается суммарными теплопритоками (Q_c) в криососудах:

$$Q_c = m_c \cdot r, \quad (1)$$

где r – теплота испарения жидкого азота.

Определение в криососудах (после достижения стационарного теплового состояния) теплопритоков по горловине (Q_r), пробке (Q_n) и газовому зазору между горловиной и пробкой ($Q_{г.з.}$) по впервые разработанной методике [1] позволило рассчитать тепловые потоки через теплоизоляцию ($Q_{и.}$), а также коэффициенты теплопроводности ($\lambda_{эф}$) по следующим соотношениям:

$$Q_{\text{И}} = Q_{\text{С}} - Q_{\text{Г}} - Q_{\text{П}} - Q_{\text{Г.З.}} \quad (2)$$

и

$$\lambda_{\text{ЭФ}} = \frac{Q_{\text{И}} \cdot \delta_{\text{И}}}{F_{\text{С}} \cdot \Delta T}, \quad (3)$$

где $\delta_{\text{И}}$ – среднеинтегральная толщина пакета ЭВТИ на криососуде по всей поверхности (0,071 м); $F_{\text{С}}$ – средняя поверхность слоев теплоизоляции на криососуде (0,86 м²); ΔT – перепад температуры между наружной и внутренней поверхностью криососуда (219 К).

После определения характеристик пакетов ЭВТИ для опытных криососудов №1 и №2 стало возможным провести сравнение полученных экспериментальных значений времени достижения теплового равновесия ($\tau_{\text{Э}}$) в криососудах с аналогичными теоретическими ($\tau_{\text{Т}}$) величинами, рассчитанными по предложенному в [5] уравнению:

$$\tau_{\text{Т}} = \lambda_{\text{ЭФ}} \cdot c \cdot \rho \cdot \Delta T^2 / [2(Q_{\text{И}} / F_{\text{С}})^2]. \quad (4)$$

Данный расчет проведен для опытных криососудов №1 и №2, для которых значения коэффициентов теплопроводности $\lambda_{\text{ЭФ}}$ составили $11,7 \cdot 10^{-5}$ и $9,2 \cdot 10^{-5}$ Вт/(м·К) (рассчитанные по уравнению (3)), тепловые потоки $Q_{\text{И}}$ через их пакеты ЭВТИ составляли 0,301 и 0,245 Вт (определенные по соотношению (1)), удельная теплоемкость $c = 0,85$ кДж/кг, плотность слоев в пакете ЭВТИ $\rho = 35$ кг/м³. Полученное при таком расчете теоретическое время $\tau_{\text{Т}}$ для криососудов №1 (189 часов) и для №2 (225 часов) согласуется (с точностью 8-10 %) с экспериментальными значениями. Из полученных результатов следует, что для более эффективного криососуда №2 (с меньшей теплопроводностью $\lambda_{\text{ЭФ}}$ пакета ЭВТИ) стационарное тепловое равновесие достигается за более продолжительное (на 25-35 часов) время.

Далее описаны исследования, подтверждающие сделанные выше предположения, что прохождение через минимум зависимостей $m(\tau)$ 1 и 2 обусловлено переохлаждением слоев ЭВТИ парами азота через стенку горловины во время начального его интенсивного испарения после заполнения "горячего" криососуда. Для этого после заполнения криососуда жидким азотом в его горловину 6 (рис. 1) вставлялась плотная полистироловая пробка 9 (без зазора с горловиной) с центральным отверстием 10 (диаметром $8 \cdot 10^{-3}$ м) для вывода из него паров криоагента. Кинетика изменения испаряемости азота из криососуда №2 с данной пробкой представлены на рис. 2 зависимостью $m(\tau)$ 3. Из нее следует, что в таком криососуде стационарное тепловое состояние устанавливается за более длительное время (270 часов). Это на 60 часов дольше в сравнении с данным криососудом, в котором испарявшиеся пары азота охла-

ждали его горловину (кривая $m(\tau)$ 2). При этом, зависимость $m(\tau)$ 3 не проходит через минимум. Аналогичные результаты получены и для криососуда №2 (не представленные на рис. 2). Для него увеличение времени стабилизации составило ~35 часов.

Таким образом, экспериментально установлено, что прохождение через минимум зависимостей $m(\tau)$ 1 и 2 для криососудов обусловлено переохлаждением их пакетов ЭВТИ парами азота при их интенсивном испарении.

Далее были исследованы другие варианты процесса стабилизации температурного поля в криососудах. Так, в случае использования в горловине криососуда (после заполнения жидким азотом) плотной пробки 9 в течение 12 часов, а затем вместо нее в горловину вставить серийную пробку 7, то стабилизация теплового состояния в криососуде №2 будет характеризоваться зависимостью $m(\tau)$ 4. Она также проходит через минимум, но менее резко в сравнении с кривой $m(\tau)$ 2. При этом стабилизация теплового состояния достигается за ~190 часов, что на 20 часов меньше в сравнении с криососудом, в котором горловина охлаждалась парами азота в течение всего времени стабилизации (зависимость $m(\tau)$ 2).

Исследованы и другие режимы стабилизации температурного поля в криососудах путем варьирования продолжительности и различной последовательности использования плотной и серийной пробки в горловине. Наиболее рациональным оказалось применение в криососуде после заполнения его жидким азотом сначала плотной пробки в течение 21 часов, а затем серийной пробки. В данном случае в криососуде №2 стационарное тепловое состояние устанавливалось на 50 часов быстрее (зависимость $m(\tau)$ 5) в сравнении с таким процессом с использованием серийной пробки (кривая $m(\tau)$ 2). Для криососуда №1 при данной технологии стационарное тепловое поле достигается на ~40 часов быстрее (зависимость $m(\tau)$ 6) в сравнении с процессом с серийной пробкой (кривая $m(\tau)$ 1). Ускорение на 40-50 часов стабилизации теплового состояния в криососудах позволило сократить на ~20 % производственные площади для проведения их испытаний с жидким азотом.

Заключение

Проведенные экспериментальные исследования позволили установить, что причиной длительности процесса стабилизации температурного поля в криососудах является низкая теплопроводность их пакетов ЭВТИ, а также переохлаждение холодными парами азота после заполнения в "горячий" криососуд в начальный период (в течение 21 часа). Разра-

ботана оптимальная технология с использованием плотной и серийной пробки в горловине криососудов во время его охлаждения, позволившая сократить на 40-50 часов время стабилизации теплового состояния для проведения последующих исследований различных характеристик новых изоляционных материалов в пакетах ЭВТИ. Это также позволяет сократить на ~20 % производственные площади для проведения тепловых испытаний изготовленных криососудов.

Литература

1. Жунь, Г.Г. Исследование теплофизических параметров криобиологических сосудов "Харьков-34Б" [Текст] / Г.Г. Жунь, А.Г. Подольский, В.И. Шалаев // Криогенные системы: разработка и использование. – К: Наук. думка. – 1984. – С. 35-42.

2. Жунь, Г.Г. Оптимизация теплозащиты криососуда [Текст] / Г.Г. Жунь // Авиационно-космическая техника и технология. – 2007. – №5 (41). – С. 43-50.

3. Жунь, Г.Г. Разработка высокоэффективной комбинированной композиции ЭВТИ [Текст] / Г.Г. Жунь // Вестник ХГПУ. – 2000. – Вып. 106. – С. 75-79.

4. Жунь, Г.Г. Криобиологические сосуды с улучшенными тепловыми характеристиками [Текст] / Г.Г. Жунь, А.Г. Подольский, В.И. Шалаев // Межвузовский сборник научных трудов: Процессы и аппараты криогенной техники и кондиционирования воздуха. – Л.: ЛТИ им. Ленсовета. – 1985. – С. 55-64.

5. Каганер, М.Г. Теплообмен в низкотемпературных конструкциях [Текст] / М.Г. Каганер. – М.: Энергия, 1979. – 257 с.

Поступила в редакцию 2.03.2012

Рецензент: д-р физ.-мат. наук, проф., ведущий научный сотрудник В.И. Шнырков, Физико-технический институт низких температур НАНУ, Харьков, Украина.

ПРИСКОРЕННЯ СТАБІЛІЗАЦІЇ ТЕМПЕРАТУРНОГО ПОЛЯ В КРІОПОСУДІ

Г.Г. Жунь

Запропонований засіб прискорення на 40-50 годин процесу стабілізації температурного поля в кріопосуді з теплозахистом із пакетів ЕВТІ після заповнення його рідким азотом, що дозволяє зменшити на ~20 % виробничі площі для їх теплових випробувань. З цією метою в їх горловинах необхідно використати спочатку на протязі 21 години щільну полістиролову пробку з центральним отвором, яка ізолює холодні пари азоту від її стінок і перешкоджає переохолодженню шарів ЕВТІ. Потім вгорловині кріопосуду потрібно застосувати серійну полістиролову пробку, яка має з нею зазор, що забезпечує охолодження її виходячими парами кріагента.

Ключові слова: екрано-вакуумна теплоізоляція (ЕВТІ), кріопосуд, стабілізація температурного поля, горловина, пробка, рідкий азот.

ACCELERATION OF STABILIZATION OF TEMPERATURE FIELD IN A CRYOVESSEL

G.G. Zhun'

A technique is proposed to accelerate, by 40-50 hours, the process of stabilization of temperature field in cryovessels with thermal superinsulation packet heat shielding after filling them with liquid nitrogen. This allows to reduce working area for thermal tests by ~20 %. For this sake, the neck is plugged toughly for 21 hours with an polystyrene insert having central channel to let cold nitrogen vapor out in order to isolate the walls and prevent undercooling of the thermal superinsulation layers. After this, common commercial polystyrene plug should be used with a spacing between it and the neck for venting the cold nitrogen vapor that provides good cooling the neck.

Key words: thermal superinsulation, cryovessel, stabilization of temperature field, neck, plug, liquid nitrogen.

Жунь Георгий Григорьевич – д-р техн. наук, доцент, проф. кафедры технической криофизики, Национальный технический университет "Харьковский политехнический институт", Харьков, Украина, e-mail: zhun2010@rambler.ru.

УДК 621.793.6

А.Ю. НЕЖВЕДІЛОВ

*Національний аерокосмічний університет ім. М.Е. Жуковського "ХАІ", Україна***МОДЕЛЬ ПРОЦЕСУ ДИФУЗІЙНОГО НАСИЧЕННЯ**

У статті розглянули дифузійний процес який протікає при імпульсному впливі та циклічній зміні параметрів процесу. Проаналізован дифузійний шар та етапи дифузійного насичення. Розглянуті фактори, які впливають на процес дифузії та встановлені закономірності їх впливу. При оцінці рушійної сили встановлена залежність дрейфової швидкості від різниці потенціалів. Згідно із математичними законами встановлена концентрації дифундуючого елементу. Експериментальними дослідженнями встановлена можливість підвищення швидкості та глибини дифузійного насичення деталей азотом.

Ключові слова: дифузія, дифузанти, рушійна сила, фаза.

Вступ

Дифузійні процеси, як відомо, при імпульсному впливі та циклічній зміні параметрів відрізняються від процесів дифузії у стаціонарних умовах. Основною особливістю є створення рушійної сили, що забезпечує деяку додаткову дрейфову швидкість дифузанта, та появу явищ, подібних до електропластичного ефекту Троїцького [1]. Цей аспект не береться до уваги у моделях дифузійного насичення при ХТО [2 – 6], що базуються на використанні класичних законів дифузії Фіка. Проте, вклад цих складових може бути досить вагомим.

Дифузійне насичення

Технологічний процес ВТАПТР можна розглядати як дифузійний процес з поверхневого джерела з обмеженою кількістю речовини за наявності зовнішньої рушійної сили (пульсуючого тліючого розряду та газотермоциклів). Припустимо, що дифузійний потік легуючого елементу (газу) розповсюджується тільки у напрямку вісі x (дифузія углиб металу „+”, деазотування – „-”). Тоді дифузійний процес проникнення газу у метал через границю розподілу між газовою фазою та металевим розчином можна описати диференціальним рівнянням масоперенесення:

$$\left[D(x, t) \frac{\partial C}{\partial x} \right]_{x=0} = \gamma (C_{\text{grain}} - C_g), \quad (1)$$

де $C(x, t)$ - абсолютна концентрація газу в точці x у момент часу t ;

C_{grain} - концентрація легуючого елементу на поверхні металу;

C_g - концентрація легуючого елементу у газовому середовищі;

γ - коефіцієнт масоперенесення (який залежить від хімічного складу металевих розчинів, хімічної розчинності легуючого елементу та наявності зовнішніх електромагнітних полів).

Введемо параметр X_{max} - максимальна глибина проникнення легуючого елементу у метал за час τ . Її величину визначають експериментальним шляхом. При $x \geq X_{\text{max}}$ від поверхні розділу газ-метал в процесі обробки концентрація азоту дорівнює C_0 , що відповідає концентрації до початку процесу обробки.

За наступних граничних умов:

$$C(x, 0) = C(x, t) \Big|_{x=X_{\text{max}}} = C_0;$$

$$0 \leq x \leq X_{\text{max}}; \quad 0 \leq t \leq \tau,$$

аналітична залежність коефіцієнту дифузії від концентрації легуючого елементу може бути виражена співвідношенням:

$$D = D_0 \frac{C_{\text{max}}}{C_{\text{max}} - C(x, t)}, \quad (2)$$

де C_{max} - концентрація насичення;

D_0 - значення коефіцієнту дифузії при зменшенні концентрації розчинного елементу до нуля.

Ця залежність показує, що коефіцієнт дифузії при наближенні концентрації дифундуючого елементу до граничного значення його розчинності різко зростає. Концентрація ж дифундуючого елементу на поверхні, у свою чергу, залежить від активності насичуючого середовища, що забезпечує постачання атомів цього елементу на поверхню, швидкості ди-

фузійних процесів, які призводять до переходу цих атомів вглиб металу, складу та структури утворених фаз.

Тліючим розрядом у перші 15...30 хв. створюється приповерхнева дифузійна зона певної глибини з підвищеною концентрацією азоту. Вона має досить високу дефектність структури, що уповільнює проникнення азоту в об'єм металу. За цей час концентрація азоту виходить майже на межу насичення. Якщо на поверхні концентрація азоту досягає величини, необхідної для утворення ϵ - або γ' -нітриду (6...11 та 1,5...5 % за масою відповідно), то утворюються саме ці нітриди. Вони зростають з окремих зародків та швидко утворюють суцільний шар, який називають нітридним. Співставляючи коефіцієнти дифузії азоту в ϵ - γ' -та α -фазах, можна зробити висновок, що при 550°C швидкість дифузії азоту в α -фазі у 60 разів більше ніж у ϵ -фазі і в 25,5 разів γ' -фазі [7]. Після утворення на поверхні шарів ϵ - та γ' -фаз (для випадку газового азотування воно закінчується за 10 хв. при температурі 550°C) подальше збільшення глибини дифузійного шару контролюється швидкістю дифузії азоту через ϵ - і γ' -фази. При азотуванні протягом 6 годин при температурі 550°C сумарного товщина цих двох шарів досягає 0,04 мм [8].

Для створення сприятливих умов для внутрішнього (у металі) перерозподілу азоту та деазотування з тонкого поверхневого шару вглиб металу, контролю концентрації азоту на границі розподілу газ-метал та, відповідно, ширини дифузійної зони, у процесі дифузійного насичення застосовано циклічне припинення подавання реакційного газу у камеру установки. На першому напівциклі процесу (стадія дифузійного насичення) відбувається азотування при проточному подаванні робочої суміші газів у вакуумну камеру установки. При цьому поверхня деталі насичується азотом з утворенням нітридної зони. Для максимального використання тільки найбільш активних періодів дифузійного процесу, тривалість півциклів насичення та розсмоктування азотованого шару складала 15...30 хв.

Далі, на другому етапі (стадія розсмоктування) подачу робочої суміші газів припиняють. При цьому відбувається її дисоціація, а азотний потенціал падає практично до нуля. Оскільки нітридна зона складається з метастабільних фаз, у яких азот є активним та здатним до дифузії, створюється високий градієнт концентрації на межі нітридної зони та зони внутрішнього азотування. Починається процес вирівнювання концентрацій, при якому дифузія азоту відбувається переважно вглибину деталі (яка підлягає обробці) за рахунок рушійної сили, що забезпечує додаткову дрейфову швидкість дифузанта, тим самим зменшуючи концентрацію азоту у нітридній

зоні (відбувається розпад ϵ -фази), що надає можливість для подальшого насичення цієї фази азотом. Процес формування азотованого шару значно прискорюється.

У той же час, коефіцієнт дифузії залежить і від температури T . Цей факт описується законом Ареніуса:

$$D = A \exp\left(-\frac{Q}{RT}\right), \quad (3)$$

де A – передекспоненційний фактор, що залежить, головним чином, від типу кристалічної решітки абсорбенту;

R – газова стала;

Q – енергія активації дифузії (теплота розривлення кристалічної решітки).

На основі проведеної значної кількості досліджень встановлено, що всі структурні дефекти – вакансії, границі зерен, зовнішня поверхня, дислокації тощо впливають на дифузійну рухливість атомів. При ХТО взагалі, і при ВТАПТР зокрема, реалізуються як об'ємна дифузія (у кожному зерні), яка дає основний внесок у дифузійний потік, так і дифузія по границях зерен (зерногранична дифузія).

Дифузія вздовж границь зерен відбувається з більшою швидкістю, ніж в об'ємі зерна. Це пояснюється тим, що висококутові границі незалежно від їх фізичної моделі містять підвищену концентрацію вакансій та порушень періодичності розташування атомів, що збільшує імовірність атомних переходів та зменшує енергію активації дифузії (ця енергія для зернограничної дифузії складає 0,5...0,7 від об'ємної [8]).

На швидкість дифузії по границях зерен значно впливає взаємне розорієнтування зерен та їх величина. Таким чином, чим менше зерно, тим більшою є протяжність границь, і тим швидше відбувається дифузія та, за інших однакових умов, товщина дифузійного шару виявляється більшою.

Цю обставину, а також факт залежності коефіцієнту дифузії від температури враховано при застосуванні термоциклів у процесі іонноазотуючої обробки. Температурний діапазон термоциклів визначено у відповідності з діаграмою “залізо – азот”. Діаграма має критичні точки, які відокремлюють області з різним фазовим складом. За рахунок підбирання значень температур відбуваються циклічні фазові перетворення – перехід з низькотемпературної області (нижче температури евтектоїдного перетворення – 591°C), де існує азотистий мартенсит, до області стійкого аустеніту та у зворотному напрямку. Ці перетворення призводять до зменшення розмірів зерна та збільшення дифузійних переміщень. При цьому одночасно можуть існувати дві та більше фази з різними будовами кристалічних решіток та

різними об'ємами. Одночасно збільшується протяжність границь, отже, відповідно, і активність граничної дифузії. Відомо, що при евтектоїдному перетворенні азотистий мартенсит формується зі збільшенням об'єму. Так само зі збільшенням об'єму відбувається і сам процес азотування, тобто ці два процеси при накладанні додатково ініціюють один одного у термодинамічному сенсі.

Величина рушійної сили у значній мірі визначається напругою, що подається при обробці тліючим розрядом, отже $\langle V \rangle_F$ – дрейфова швидкість значною мірою залежить від різниці потенціалу, тобто від початкової швидкості іонів азоту при “загонці” останніх у метал.

Відомо, що кінетична енергія зарядженої частки (електрону або іону) є прямо пропорційною величині падіння потенціалу, яка припадає на довжину вільного пробігу цієї частки. Експериментальними дослідженнями впливу імпульсів високого струму на плазму тліючого розряду встановлено, що при тривалості імпульсу до декількох мікросекунд газорозрядний проміжок здатний витримувати напругу, яка значно перевищує напругу стаціонарного розряду, ще не призводячи до дугового пробою. Отже, збільшуючи напругу на полюсах установки до 1000...1200 В (замість 300...400 В при іонному азотуванні у постійному струмі), ми значно підвищуємо ступінь аномальності тліючого розряду, збільшимо енергію позитивних іонів азоту, які бомбардують поверхню деталі катоду. Це збільшує швидкість та глибину дифузійного насичення деталей азотом.

Згідно з 1-м законом Фіка, за наявності рушійної сили (як результату застосування ВТАППТР), потік J дифундуючого елементу містить поправку відповідно додаткового дрейфового вкладу і має вигляд:

$$J = -D \frac{\partial C}{\partial x} + C_D \cdot \langle V \rangle_F,$$

де $C_D \cdot \langle V \rangle_F$ – дрейфовий вклад (C_D – концентрація дефектів, $\langle V \rangle_F$ – дрейфова швидкість, зумовлена імпульсами струму, газо- та термоциклами).

Тоді, відповідно до другого закону Фіка, зміна концентрації дифундуючого елементу у часі буде описуватися наступним рівнянням:

$$\frac{\partial C}{\partial t} = D \frac{\partial^2 C}{\partial x^2} - \langle V_x \rangle_F \frac{\partial C}{\partial x}.$$

Для дифузії у напівкінечне тверде тіло з джерела з обмеженою кількістю речовини розв'язання даного рівняння матиме вигляд:

$$C(x) = \frac{C_{\text{grain}} \cdot L_N}{2\sqrt{\pi Dt}} \exp \left[-\frac{(x - \langle V \rangle_F \cdot t)^2}{4Dt} \right],$$

де L_N – товщина нітридної зони;

$\langle V \rangle_F \cdot t = x_{\text{ВТАППТР}}$ – зміна глибини проникнення дифузанта, зумовлена застосуванням ВТАППТР, яку можна розрахувати за формулою:

$$x_{\text{ВТАППТР}} = x - \sqrt{\left(\ln \left[\frac{C_{\text{grain}} \cdot L_N}{2\sqrt{\pi Dt}} \right] - \ln C_x \right) \cdot 4Dt}. \quad (4)$$

Висновки

За умов ВТАППТР суттєво посилюється дифузійна рухливість іонів азоту за рахунок підвищення їх кінетичної енергії. Під час розряду поверхня металу розігрівається, що сприяє проникненню іонів азоту в об'єм металу з подальшим перерозподілом та утворенням нових фаз. Таким чином, удосконалена модель дифузійного насичення металу азотом, на відміну від існуючих, враховує додаткову рушійну силу, обумовлену застосуванням пульсуючого термоциклічного режиму, що сприяє більш швидкому створенню на поверхні металу шару з граничною концентрацією азоту та підвищеною густиною дефектів і забезпечує додаткову дрейфову швидкість дифузанта.

Література

1. Копанев, А.А. К вопросу о природе электропластического эффекта в металлах [Текст] / А.А. Копанев // Проблемы прочности. – 1991. – № 1. – С. 47 – 51.
2. Теория и технология азотирования [Текст] / Ю.М. Лахтин, Я.Д. Коган, Г.И. Шлис [и др.]. – М.: Металлургия, 1991. – 320 с.
3. Третьяков, В.И. Моделирование химико-термической обработки в тлеющем разряде [Текст] / В.И. Третьяков // Металловедение и термическая обработка металлов. – 2004. – № 8. – С. 27 – 31.
4. Keddam, M. Surface modification of the pure iron by the pulse plasma nitriding: Application of a kinetic model [Text] / M. Keddam // Materials Science and Engineering. – 2007. – № 462. – P. 169 – 173.
5. Campos, I. Evaluation of the diffusion coefficient of nitrogen in Fe4N1-x nitride layers during microwave post-discharge nitriding [Text] / I. Campos, R. Torres, O. Bautista // Applied Surface Science. – 2005. – № 249. – P. 54 – 59.

6. *Металловедение. Термическая и химико-термическая обработка сплавов: [Текст]: сб. науч. тр. / под ред. Б.Н. Арзамасова. – М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2003. – 248 с.*

7. *Азотирование и карбонитрирование [Текст]: пер. с нем. / Р. Чаттерджи-Фишер,*

Ф.В. Эйзел, Р. Хоффман [и др.]; под ред. А.В. Супова. – М.: Металлургия, 1990. – 279 с.

8. *Термическая обработка в машиностроении: справочник [Текст] / Под ред. Ю.М. Лахтина. – М.: Машиностроение, 1980. – 783 с.*

Поступила в редакцию 12.03.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры интегрированных технологий А.Я. Мовшович, Национальный технический университет «ХПИ», Харьков, Украина.

МОДЕЛЬ ПРОЦЕССА ДИФфуЗИОННОГО НАСЫЩЕНИЯ

А.Ю. Нежведилов

В статье рассмотрели диффузный процесс, который протекает при импульсном воздействии и циклическом изменении параметров процесса. Проанализированы диффузионный слой и этапы диффузионного насыщения. Рассмотрены факторы, влияющие на процесс диффузии и установлены закономерности их влияния. При оценке движущей силы установлена зависимость дрейфовой скорости от разности потенциалов. Согласно математическим законам установлены концентрации диффундирующего элемента. Экспериментальными исследованиями установлена возможность повышения скорости и глубину диффузионного насыщения деталей азотом.

Ключевые слова: диффузия, диффузант, движущая сила, фаза.

A MODEL OF DIFFUZION SATURATION

A. Y. Nezhvedilov

The article examined the diffusion process which occurs at pulse impact and cyclic changes of process parameters. Analysis of the diffusion layer and the stages of diffusion saturation process. The factors affecting the diffusion process and established patterns of influence are considered. In assessing the driving force of the dependence of the drift velocity of the potential difference is defined. According to the mathematical laws concentration of diffusing elements was defined. Experimental studies established the possibility of increasing the speed and depth of diffusion saturation with nitrogen details.

Key words: diffusion, diffusant, motive force, phase.

Нежведилов Артур Юсуфович – аспирант кафедры технологии производства двигателей летательных аппаратов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: nezhvedilov77@mail.ru.

Пятьдесят лет тому назад, 16 марта 1962 года был произведен успешный запуск первого украинского спутника (ДС-2), получившего название «Космос». И спутник, и двухступенчатая ракета-носитель (спроектирована на базе серийной боевой ракеты 8К63) созданы под руководством Главного конструктора днепропетровского ОКБ-586 академика М.К. Янгеля. Систему управления для носителя разработало харьковское ОКБ-692 («Хартрон»). Всего было произведено 165 запусков различных объектов (спутники серий «Космос» и «Интеркосмос») с двух стартовых позиций. Комплекс эксплуатировался до 18 июня 1977 г.

УДК 629.7.036.5

Ю.А. МИТИКОВ¹, В.А. АНТОНОВ², М.Л. ВОЛОШИН², А.И. ЛОГВИНЕНКО²

¹ *Днепропетровский национальный университет им. О. Гончара, Украина*

² *ГП «КБ «Южное» им. М.К. Янгеля», Днепропетровск, Украина*

ПУТИ ПОВЫШЕНИЯ НАДЁЖНОСТИ И БЕЗОПАСНОСТИ ЭКСПЛУАТАЦИИ РАКЕТНЫХ КОМПЛЕКСОВ

На примере совершенствования систем наддува топливных баков, важнейших составляющих систем питания двигательных установок, проведен анализ путей повышения надёжности и безопасности эксплуатации ракетных комплексов. Показано существенное влияние систем наддува на надёжность, стоимость и эксплуатационные характеристики не только ракет, но и стартовых комплексов, стендовой и производственной базы. Рассмотрены и сопоставлены системы наддува современных космических носителей и МБР, созданных в ГП «КБ «Южное им. М.К. Янгеля». Выявлены и обоснованы приоритеты – автономные (независимые от стартового комплекса) наукоёмкие конструктивно простые системы наддува. Показана последовательность решения сложнейших технических и научных проблем повышения надёжности, начиная с первых «янгелевских» ракет Р-11 и Р-12, приведшая к созданию шедевров мирового ракетостроения, таких как МБР 18М («Сатана») и РН «Зенит». Показано заметное отставание уровня газобаллонных гелиевых систем наддува современных космических носителей от автономных систем наддува МБР разработки прошлого столетия. Намечены пути совершенствования систем наддува космических носителей.

Ключевые слова: автономные и газобаллонные системы наддува, надёжность, упрощение эксплуатации ракетного комплекса

Введение

Рассматривая пути повышения надёжности и безопасности эксплуатации ракетных комплексов на примере разработок КБ «Южное», необходимо отметить высочайший уровень подготовки, инженерную волю и последовательность в решении этой проблемы основоположника КБ, его Главного конструктора М.К. Янгеля, столетний юбилей которого в прошлом году широко отмечался научной общественностью.

М.К. Янгель получил прекрасное образование (в 1937 году закончил с отличием МАИ по специальности «Самолётостроение», чем далеко не все главные конструктора, его современники, могли похвастаться). Руководил его дипломным проектом

выдающийся авиаконструктор – «король истребителей» того времени Н.Н. Поликарпов. Принимал активное участие в серийных разработках истребителей, в создании уникальных конструкций, существенно опережающих время, был на стажировке в авиапроме США. Глубоко узнал производственные проблемы, работая заместителем директора авиационного завода, занимался его эвакуацией, а затем и реэвакуацией. После войны работал в аппарате Министерства авиационной промышленности (1946–1948), где координировал развитие самолетостроения. С отличием окончил Академию авиационной промышленности (1950).

Свои первые годы в ракетной технике М.К. Янгель провёл в головном институте НИИ-88, приобретая опыт, в том числе, в филиале №1 указанного

института. Следует заметить, что в нём работали, находясь в «почётном плену», немецкие ракетчики (учившиеся в своё время у Нобелевских лауреатов, например, у Л. Прандтля), руководимые Гельмутом Гретруппом, бывшим ближайшим сподвижником Вернера фон Брауна.

Накопленный огромный теоретический, производственный и политический багаж, добытый, в том числе, и в крайне напряженное военное время, позволял Михаилу Кузьмичу чувствовать себя уверенно среди своих современников-руководителей в новой для страны ракетной отрасли. Он, как никто другой, знал экономические возможности послевоенного СССР, уровень отечественного научного обеспечения разработок военной техники, потенциал вероятного противника. Всё это вместе взятое открывало ему горизонты на много лет вперёд, давало возможность с опережением времени системно закладывать основы перспективных направлений развития ракетной техники как таковой, так и важнейших её составляющих.

Тут уместно вспомнить техническое кредо М.К. Янгеля, – Заказчику надо не то, что он хочет, а то, что ему нужно ...

Постановка задачи исследований

В конце сороковых годов советская ракетная техника (военная, другой не было) стояла на распутье – по какому пути двигаться дальше? Принципиально, таких путей было два.

Первый, эволюционный, заключался в дальнейшем улучшении эксплуатационных характеристик ракет, аналогов Фау-2, на уже привычном топливе кислород и спирт (впоследствии – керосин). Однако этот путь уже не устраивал передовую часть руководства Советской Армии в силу дороговизны обслуживания ракет на криогенном компоненте, громоздкости и невозможности соответствующей защиты стартового комплекса ракет с криогенным топливом.

Второй, революционный путь, заключался в создании баллистических ракет на новых (для этого класса ракет) высококипящих компонентах. Именно второй путь мог обеспечить заметное повышение надёжности и боеготовности, удешевление всего ракетного комплекса, существенное упрощение его эксплуатации, возможность создания мобильных комплексов.

Целью данной статьи является анализ путей повышения надёжности и безопасности эксплуатации ракетных комплексов на примере совершенствования систем наддува топливных баков, важнейших составляющих систем питания двигательных установок (ДУ) ракет-носителей (РН).

Система питания компонентами топлива ДУ занимает своеобразное место среди других систем ракетного комплекса. В её состав в общем случае, как известно, входят [1]:

- топливная система (баки, заборные устройства, расходные магистрали);
- системы заправки ДУ сжатыми газами и компонентами топлива;
- системы дренажа и предохранения баков от недопустимых величин давлений;
- системы предпускового и полётного наддува топливных баков и др.

Значимость рассматриваемых систем питания определяется не только их определяющим вкладом в массовую сводку носителя. Системы питания, и в первую очередь – системы наддува (СН), во многом формируют как конструктивную сложность ракеты (а, следовательно, и её надёжность), так и, что не менее важно, структуру и стоимость стартовой позиции, стендовой испытательной базы, производственных и технологических мощностей, количество обслуживающего персонала.

Изложение основного материала исследования

Наличие в составе ракетного комплекса любого дополнительного компонента к двум уже выбранным (окислитель и горючее) сразу же приводит к необходимости осуществления целого ряда технически сложных и дорогостоящих мероприятий. К таким дополнительным компонентам в начале пятидесятых годов в СССР, США, Англии и Франции относились:

- перекись водорода (для работы турбонасосного агрегата);
- сжатые воздух и азот (для наддува баков);
- вода (для охлаждения стартового стола, а во Франции – для охлаждения двигателя и для баллаستировки генераторного газа с целью снижения его температуры) и др.

Дорогостоящие «дополнительные» мероприятия – это проектирование, отработка и изготовление комплекса хранения (получения) каждого дополнительного компонента, транспортировки его к стартовым позициям, так и к испытательной базе, заправки им штатной ракеты и всех экспериментальных установок, созданных для отработки. Естественно, необходимо подготовить (а в дальнейшем регулярно контролировать и повышать технический уровень) штат специалистов для работы на этих дополнительных комплексах в каждом из указанных мест.

Далее, использование для наддува топливных баков РН такого распространённого в ракетной тех-

нике рабочего тела как сжатый гелий требует постоянного достаточного дорогостоящего контроля подземных ёмкостей (сосудов высокого давления) на герметичность, прочность, чистоту, не только на стартовой позиции, но и на действующей испытательной базе. Также в постоянном контроле состояния нуждаются и все многочисленные агрегаты автоматики, участвующие (и дублирующие) в заправке хранилищ, хранении и последующей заправке ракеты дополнительными компонентами.

Учитывая, что запуски практически всех современных РН происходят всего лишь 3 – 6 раз в год с одной стартовой позиции, становится понятным, что «наземная» составляющая стоимости запуска космического объекта «благодаря» введению дополнительных компонентов на борту носителя заметно возрастает. Сейчас себе это трудно представить, но на момент разработки («всего лишь» 36 лет тому назад) известнейшей РН «Зенит» (тогда изделие 11К77) планировалось до 40 пусков её в год! При такой интенсивности работ, естественно, вклад наземной части на 1 пуск был существенно меньше.

Отдельно надо отметить, что стереотипы по проектированию космических ракет и космодромов для достижения, преимущественно, политических целей за бюджетные деньги, сложившиеся в пятидесятые – шестидесятые годы, к сожалению, живы и сегодня. В настоящее же время, когда стремительно идёт коммерциализация космической техники во всём мире, когда растёт число стран, стремящихся оказывать пусковые услуги, во главу угла должна ставиться минимальная стоимость запуска 1 кг полезной нагрузки (не за счёт заработной платы разработчиков) при требуемой надёжности.

Более подробно остановимся на первых ракетах, использующих высококипящие компоненты топлива. Во-первых, именно в их составе стали применяться автономные СН, подчёркивающие преимущества этих топлив. Во-вторых, в технической литературе крайне мало технических сведений о системах питания ДУ тех времён, а та информация, что имеется, зачастую носит противоречивый характер.

Придя в ракетную технику, поработав в ней и разобравшись в сути вопросов, заместитель Главного конструктора ОКБ-1 головного ракетного НИИ-88 (а с мая 1952 года – директор института) М.К. Янгель принял раз и навсегда революционный путь её развития. Этот путь заключался во внедрении в практику ракетостроения высококипящих компонентов топлива и последовательной реализации всех преимуществ, которые они в себе таили: существенное упрощение и удешевление обслуживания ракетного комплекса, повышение его защищённости и, следовательно, надёжности. Именно

этот путь вёл к тому, что баллистическая ракета (впоследствии – межконтинентальная) могла превратиться в настоящее грозное оружие. Этот путь таил много неизведанного, но в случае успеха открывал огромные перспективы.

Именно такими, революционными, и стали первые ракеты Михаила Кузьмича – Р-11 и Р-12. На своей первой одноступенчатой (других тогда ещё не было) ракете Р-11, разрабатываемой по постановлению Совета Министров СССР от 4.12.1950 г., был реализован и опробован ряд перспективных решений, в том числе, и по СН топливных баков, которые он планомерно далее доводил до идеала. Основными идеями разработки Р-11 являлось подтверждение (в минимальные сроки) удобства и упрощения эксплуатации ракет с высококипящими компонентами топлива (горючее Т-1, окислитель АК-20И, пусковое горючее ТГ-02 – «Тонка»), снижение их потребной массы при прочих равных условиях, увеличение срока нахождения ракет в полной боевой готовности, возможность создания на их базе мобильных комплексов. Тактическая ракета Р-11 благодаря этому, имела срок хранения в заправленном состоянии не менее 1 месяца! Небывалый срок для того времени.

Если на прототипе данной ракеты («Wasserfall», Германия, 1943 г.) использовалась азотная газобаллонная вытеснительная система (дополнительный компонент азот), то на Р-11 М.К. Янгелем была применена автономная (не связанная со стартом) горячая (в данном случае – твёрдотопливная, таящая и сегодня ряд технических проблем, в силу чего она не находит подходящего применения). Но этот шаг позволял упростить старт путём исключения из его состава азотодобывающей станции с обслуживающим её персоналом, исключить дополнительные связи со стартом, облегчить ракету, убрав из её конструкции баллоны высокого давления с агрегатами автоматики. При разработке Р-11 были принесены в жертву многие уже хорошо известные (в перспективности которых не было сомнений) технические решения (турбонасосная система подачи топлива, достаточно точная система управления, заборные устройства и др.), но только не решения, снижающие автономность ракеты, в нашем случае это СН.

В итоге ракета Р-11 получилась легче аналога Р-1 (Фау-2) в 2,5 раза при той же дальности, надёжнее, проще в обслуживании и дешевле. Неудивительно, что она стала основой последующих тактических мобильных комплексов, стоящих на вооружении Советской Армии. Именно дешевизна, неприхотливость и простота обслуживания позволили потом продавать их в огромных количествах дружественным странам азиатского и африканского континентов.

При проектировании и отработке ракеты Р-11 была прочувствована проблематика горячего наддува топливных баков, что дало возможность последовательно развивать это направление в дальнейших разработках. В чём заключалась эта проблематика применительно к внутрибаковым процессам? Первое, далеко не чистые продукты сгорания ПАДов. В их составе, имевшем сугубо восстановительный характер (до 30% H_2 и до 25% CH_4 , что теоретически не желательно для бака с окислителем) имеется конденсированная фаза ($C_{(s)}$, Pb, MgO , TiO_2), которая могла загрязнять верхний слой топлива и внутрибаковые устройства. Далее, в горячих пороховых газах содержится до 20% паров воды, часть которых при остывании внутри бака в результате теплообмена и совершения механической работы вытеснения топлива конденсируется, уменьшая количество газа наддува в баке. При этом увеличиваются прогревы верхнего слоя топлива и конструкции бака (для стальных баков Р-11 это не так важно) за счёт выделения скрытой теплоты парообразования.

Сложнейшие вопросы нестационарных тепловых и массообменных процессов в баках ракет при их горячем наддуве, которые в достаточном объёме и на требуемом уровне не изучены и к сегодняшнему дню, необходимо было решать, причём в кратчайшие сроки. И это удалось сделать инженерным путём. Например, исключение взрывоопасной ситуации в баке окислителя при наддуве газом с избытком горючего достигалось охлаждением продуктов сгорания ПАДа жидким окислителем ниже температуры самовоспламенения паров окислителя и горючего. Возможное загрязнение конденсированными продуктами сгорания и повышенный прогрев верхнего слоя топлива не было критичным из-за заметных остатков незабора топлива (заборные устройства не предусматривались). Можно привести и другие смелые и адекватные технические решения, существенно упростившие схему ракеты.

Сугубо положительный результат разработки ракеты Р-11 позволил Правительству выпустить постановление о проектировании очередной ракеты Р-12 на высококипящих компонентах топлива (горючее ТМ-185, окислитель АК-27, пусковое горючее ТГ-02) на дальность 1000 км. Возглавив в 1954 году днепропетровское ОКБ-586, М.К. Янгель добился у руководства отрасли изменения дальности ракеты в два раза (не было смысла дублировать разработку НИИ-88) и оснащения её полностью автономной системой управления. Также были привнесены в разработку и уже апробированные на Р-11 прогрессивные технические решения, в том числе и по СН.

Так, из первого варианта Р-12 был исключён с борта изделия жидкий азот (а со стартовой позиции добывающая и сжижающая азот станция с обслужи-

вающим персоналом), используемый для наддува обоих топливных баков после испарения и нагрева в специальном теплообменнике. Такая система планировалась и впоследствии была реализована на ракете Р-7 С.П. Королёва (СН с жидким азотом в дальнейшем развития не получили и не применялись). М.К. Янгель всячески поддерживал инициативу разработчиков системы питания двигателя РД-214 Э.М. Кашанова, В.И. Кукушкина и В.А. Антонова об одновременной проработке ряда новых автономных СН. Особо следует отметить, что Главный конструктор постоянно лично контролировал ход разработки, и зачастую помогал исполнителям в принятии необходимых решений «через головы» промежуточных начальников.

Наилучшие результаты из рассматриваемых систем показала СН бака окислителя продуктами разложения перекиси водорода, которая использовалась на этой ракете для работы турбины двигателя [3]. При этом были решены сложнейшие проблемные вопросы. Так, при попадании в бак такой газ (H_2O+O_2) с начальной температурой более $500^{\circ}C$ после совершения работы выдавливания топлива и теплообмена с граничными поверхностями остывал. В результате указанных процессов его температура заметно падала, и часть паров воды конденсировалась, в том числе и на алюминиевом днище бака окислителя (верхний бак состоял из двух отсеков). Конденсация приводила к недопустимо высокой температуре алюминиевого днища. Интересно отметить, что на ФАУ-2 и Р-11, где баки окислителя впервые наддували соответственно парами кислорода и генераторным газом, происходили аналогичные процессы. Однако отрицательных последствий там не наблюдалось, т.к. баки были стальными.

Проблема перегрева алюминиевого днища на Р-12 была решена достаточно элегантно – введением тонкостенного фальшднища, которое расположили эквидистантно силовому! Для усиления эффекта температура газа на входе в свободный объём бака дополнительно снижалась, что достигалось размещением простейшего трубчатого теплообменника в толще окислителя.

Были попытки использовать парогаз и для наддува бака с горючим ТМ-185, но в силу недостатка времени они не были доведены до конца.

Для наддува бака горючего на ракете Р-12 была использована воздушная газобаллонная система, управляемая на старте от обычного компрессора.

В 1959 году была реализована ещё одна гениальная идея М.К. Янгеля – использование серийно выпускаемого боевого носителя (дешёвого, надёжного, отработанного) для запуска космических объектов различного назначения. Спутники и ракеты-носители этого направления получили название

«Космос». Для этого была спроектирована новейшая вторая ступень для Р-12 с использованием временно неустраиваемого двигателя РД-119. На ней применили только что освоенное промышленностью горючее НДМГ в паре с жидким кислородом (удельный импульс – 352с!). Баки II ступени наддувались автономными системами – испарённым кислородом и генераторным газом, балластированным горючим.

Интересно отметить, что на следующей ракете Р-14 на компонентах топлива АК-27И и НДМГ были реализованы простейшие неавтономные газобаллонные системы, для бака окислителя воздушные, для бака горючего – азотные. Может возникнуть вопрос, – Почему после стольких трудов и позитивных результатов приняты не автономные СН? Ответ на этот вопрос вытекает из уникального уровня небольших потребных давлений в баках на этой разработке. Ракета Р-14 одноступенчатая на большую дальность (~4500 км), баки длинные и давление на входе в двигатель по линиям обоих компонентов в значительной мере обеспечивалось столбом жидкости (с учётом полётной перегрузки). Более того, чтобы его уменьшить до потребного, в расходной магистрали окислителя (верхнего бака) был даже установлен дроссель! Поэтому, учитывая крайне сжатые сроки (в это время в ОКБ-586 полным ходом шла разработка первой днепропетровской МБР Р-16) и были приняты простые газобаллонные СН небольшой массы, не требующие большого объёма экспериментальной отработки.

В дальнейших разработках янгелевских ракет применялись только автономные системы полётного наддува: скоростным напором воздуха, газогенераторные, смесевые, высокотемпературные газогенераторные. Достаточно быстро были внедрены и автономные системы предпускового наддува, так называемые химические (впрыск самовоспламеняющихся компонентов топлива в свободные объёмы баков). Такие новаторские решения потребовали колоссальной концентрации усилий разработчиков систем, привлечения ведущих научных организаций страны, большого объёма комплексных уникальных экспериментальных исследований. Внедрение эффективных автономных СН дало возможность существенно упростить стартовую позицию, свести к минимуму обслуживающий персонал за счёт размещения всех потребных ресурсов для старта и полёта ракеты на её борту.

Несомненным движением вперёд является и внедрение в практику ракетостроения такого новаторского решения как безлюдный старт, существенно повышающего надёжность старта ракеты и безопасность её эксплуатации. Уже на ракетах второго поколения все заправочно-сливные операции прово-

дились бортовыми элементами автоматики дистанционно. Был исключен пресловутый ПЩС (ручной пневмоцилик стартовый), который ранее размещался в непосредственной близости от заправляемой ракеты.

В заключение следует констатировать, что идеи о максимально простом стартовом комплексе, о минимальном объёме предстартовых операций и максимальной простоте обслуживания ракетного комплекса на стартовой позиции (минимальное влияние человеческого фактора в экстремальных условиях), к чему самое непосредственное отношение имеют системы предпускового и полётного наддува, продолжают жить и реализовываться. Так, путём последовательной разработки изначально плодотворных идей, и были созданы шедевры современного ракетостроения, которые ещё долго будут служить эталонами в своих классах. В первую очередь, это конверсионная РН «Днепр» (межконтинентальная ракета Р18), ракета Р18М, больше известная как «Сатана», находящаяся на боевом дежурстве в полной боевой готовности 25 лет. Эти отечественные РН имеют на борту все ресурсы для старта. Тут уместно отметить и РН «Зенит», подготовка к старту которой максимально (среди космических носителей) ускорена и полностью автоматизирована (безлюдный старт).

Выводы и перспективы дальнейших работ в данном направлении

В контексте рассматриваемого вопроса надо отметить, что конструкции СН современных космических РН, использующих самые распространённые компоненты топлива жидкий кислород и РГ-1, таят большие резервы. На эксплуатируемых сегодня носителях до сих пор применяются (и планируются к применению) дорогостоящие тяжёлые газобаллонные СН, усложняющие саму РН, стартовую позицию, стендовую и производственную базы [2].

Тут необходимы пояснения, каким образом появились гелиевые газобаллонные системы на РН «Зенит», который является эталоном для ракетостроителей всего мира уже долгие годы. Дело в том, что в постановлении Правительства от 1976 г. на разработку РН 11К77 (впоследствии РН «Зенит») указано, что её I ступень должна быть максимально унифицирована с I ступенью РН «Энергия» (11С25) многократного использования (ступень до 10 раз, двигатель – до 20 раз [3]). Это, естественно, привнесло ряд существенных ограничений, в том числе, на чистоту применяемых рабочих тел наддува и температуру конструкций. Так, например, максимально допустимая температура верхнего днища бака окислителя изделия 11С25 не должна была

превышать всего 50⁰С. При этом, на РН «Энергия» в нештатной ситуации на этапе работы I ступени при отказе любого блока выключалась его двигательная установка, и с ~ 40 с полёта (уход от старта) начинался интенсивный слив кислорода из него [4]. Таким образом, генераторные, испарительные, смесевые и другие автономные СН, использующие работающий двигатель, исключались. Так появился гелий в СН баков I ступени РН «Зенит», и, соответственно, на стартовой позиции. В этом случае, его целесообразно было применять и на II ступени.

Особо следует подчеркнуть, что разработчики ПГСБ КБ «Южное», прошедшие сложнейший путь совершенствования СН для МБР, экспериментальную отработку СН баков РН «Зенит» провели и для генераторных, и для испарительных, и для политропных (самонадув) систем. Причём, поиск новых решений, расчётные и экспериментальные исследования оригинальных автономных СН как для бака с криогенным окислителем, так и для бака с РГ-1, успешно продолжался вплоть до 1992 года. Результаты модельных испытаний были сугубо оптимистичными.

К сожалению, в мировом ракетостроении не наблюдается прогресса в совершенствовании СН баков РН на компонентах топлива жидкий кислород и РГ-1. Так, на 60, 61 и 62 Международных конгрессах по астронавтике (Точжон, Прага и Кейптаун) лишь один доклад был посвящён проблематике, связанной с наддувом. Причём, он касался не новых идей, а только лишь возможности (невозможности) моделирования параметров СН.

Объяснить такое положение дел, по нашему мнению, можно следующим:

– отсутствием у зарубежных ракетчиков опыта разработки и эксплуатации ряда поколений жидкостных МБР с разнообразными автономными СН (за исключением двигателей Украины и Российской Федерации, которые в настоящее время испытывают определённые проблемы с финансированием науч-

но-исследовательских и опытно-конструкторских работ);

– чрезвычайной сложностью взаимосвязанных процессов, протекающих внутри топливных баков при их наддуве неинертным высокотемпературным газом на активном участке траектории полёта РН;

– дороговизной исследований указанных процессов с имитацией основных влияющих факторов полётных условий.

В настоящее время в связи с постоянным возрастанием количества стран, создающих свои РН и производящих запуски космических аппаратов, растёт конкуренция на рынке пусковых услуг. И побеждать в ней в дальнейшем будет естественно тот, кто обеспечит при потребной надёжности, минимальную стоимость запуска космических аппаратов и простоту обслуживания космического ракетного комплекса. Заметную роль тут будут играть и системы питания ДУ космических РН, которые, безусловно, должны совершенствоваться по пути, проложенному М.К. Янгелем.

Литература

1. Беляев, Н.М. Системы наддува топливных баков ракет [Текст] / Н.М. Беляев. – М.: Машиностроение, 1976. – 366 с.
2. Митиков, Ю.А. Газобаллонные системы наддува и ракеты-носители нового поколения [Текст] / Ю.А. Митиков // Космическая техника. Ракетное вооружение: Сб. науч.-техн. ст. 2012. – Вып.1 – Днепропетровск: ГП «КБ «Южное». – С. 179 – 185.
3. Призваны временем. Ракеты и космические аппараты конструкторского бюро «Южное» [Текст] / Под общей ред. С.Н. Конюхова. – Д.: Арт-пресс, 2004. – 230 с.
4. Губанов Б.И. Триумф и трагедия «Энергии». Размышления главного конструктора. Т. 3. «Энергия»-«Буря» [Текст] / Б.И. Губанов. – Нижний Новгород: НИЭР, 1988. – 432 с.

Поступила в редакцию 10.02.2012

Рецензент: д-р техн. наук (двигатели летательных аппаратов), профессор, заведующий кафедрой энергетики А.В. Сичевой, Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара, Днепропетровск, Украина.

ШЛЯХИ ПІДВИЩЕННЯ НАДІЙНОСТІ І БЕЗПЕКИ ЕКСПЛУАТАЦІЇ РАКЕТНИХ КОМПЛЕКСІВ

Ю.О. Мітіков, В.О. Антонов, М.Л. Волошин, А.І. Логвиненко

На прикладі удосконалення систем наддування паливних баків, найважливіших складових систем живлення двигунних установок, уперше здійснено аналіз шляхів підвищення надійності і безпеки експлуатації ракетних комплексів. Показано їх суттєвий вплив на надійність, вартість і експлуатаційні характеристики не тільки ракет, а і стартових комплексів, стандової та виробничої бази. Розглянуті і порівнювані системи наддування сучасних космічних ракет-носіїв і міжконтинентальних балістичних ракет, розроблених в ДП «КБ «Південне» ім.М.К. Янгеля». Виявлено і обґрунтовано пріоритети – автономні (незалежні від стартового

комплексу) наукоємні конструктивно прості системи наддування. Наведено послідовність рішення найскладніших технічних і наукових проблем підвищення надійності, починаючи з перших «янгелевських» ракет Р-11 і Р-12, яка спричинила створення шедеврів світового ракетобудування – МБР 18М («Сатана») і РН «Зеніт». Показано помітне відставання рівня газобалонних гелієвих систем наддування сучасних космічних носіїв від автономних систем наддування МБР розробки минулого століття. Намічено шляхи удосконалення систем наддування космічних носіїв.

Ключові слова: автономні і газобалонні системи наддування, надійність, спрощення експлуатації ракетного комплексу.

WAYS FOR IMPROVING RELIABILITY AND SAFETY IN USAGE OF ROCKET COMPLEX

Y.A. Mitikov, V.A. Antonov, M.L. Voloshin, A.I. Logvinenko

On the example of improving pressurization systems of fuel tanks as the major components of power propulsion systems, an analysis of ways to improve the reliability and safety of exploitation of missile systems was held. A significant effect of pressurization systems on reliability, cost and performance characteristics not only missiles, but the launch facilities, bench and industrial base. Examined and compared pressurization system of modern space vehicles and ICBMs that were created in the Yuzhnoye State Design Office. Identified and justified priorities - autonomous (independent from the starting complex) high-tech but structurally simple supercharging system. the sequence of solutions of complex technical and scientific problems to enhance safety, starting with the first "yangel'ska" missile R-11 and F-12, which led to the creation of masterpieces of the world's rocket, such as ICBM 18M ("Satana") and "Zenit", was shown. A noticeable lag level of gas-cylinder liquid-helium pressurization systems between modern space holders and autonomous systems of ICBM boost developments from the last century. Ways of improving the systems boost space vehicles were developed.

Key words: autonomous and gas-bottled pressurization systems reliability, simplification in usage of rocket complex.

Митиков Юрий Алексеевич – канд. техн. наук, доцент, заведующий кафедрой двигателестроения, Днепропетровский национальный университет им. О. Гончара, Днепропетровск, Украина, e-mail: mitikov@yandex.ru.

Антонов Виктор Алексеевич – канд. техн. наук, зам. начальника проектно-конструкторского отдела пневмогидравлических систем подачи топлива, ГП «КБ «Южное» им. М.К. Янгеля», в настоящее время на пенсии, Днепропетровск, Украина.

Волошин Марк Леонидович – начальник проектно-конструкторского отдела пневмогидравлических систем подачи топлива, ГП «КБ «Южное» им. М.К. Янгеля», Днепропетровск, Украина.

Логвиненко Анатолий Иванович – канд. техн. наук, ведущий научный сотрудник проектно-конструкторского отдела пневмогидравлических систем подачи топлива, ГП «КБ «Южное» им. М.К. Янгеля», Днепропетровск, Украина.

UDC 629.7.018.74

N.V. ZOSIMOVYCH, R.K. SINGLA

Sharda University, Greater Noida, UP, India

INFLUENCE OF FACTORS DETERMINE THE VALUE OF TOLERANCE ON THE OUTBOARD SIDE UNMANNED AERIAL VEHICLES

As a result of perfection of forms modern and perspective unmanned aerial vehicles (UAV) probes of typical geometrical parameters of a surface have been made and the technique of appointment of admissions on external surfaces is offered. In this paper analyzed the selection criteria tolerances on contours of UAVs, proposed a model choice structural and technological solution in implementing tolerances and explored factors that determine the value of tolerance for the external contours of UAV.

Key words: *Unmanned aerial vehicle (UAV), surface, aerodynamic quality, sinuosity, technological roughness's, ledge, indent, constructive and technological actions, fuselage, fuel consumption, specifications, flying vehicle (FV), mathematical model (MM).*

Introduction

Increase of efficiency UAV is caused, on the one side, by a problem of fuel resources, and with another side a tendency of change of structure of expenses for life cycle aside reduction of a share of initial FV cost. Aircraft engineering practice marks following basic ways of increase of FV efficiency [1]:

- 1) application of essentially new constructive decisions and materials (10...20%);
- 2) perfection of engines (20...30 %);
- 3) aerodynamics perfection (to 40 %).

The importance and urgency of improving the aerodynamic efficiency by improving the forms of modern and advanced FV, including by improving the quality of exterior surfaces, confirmed by the entire history of aviation.

Detailed consideration the dependence of resistance from quality of performance of external surfaces by manufacture shows that additional resistance can reach 2...10% at zero upward force [2]. The greatest share is brought by the deviations increasing a lateral section, details for example acting in a stream (approximately 5 %). Nearby 1.2 ... 1,5 % are necessary on rivets and bolts connections; 0,5 % on joints of sheets; leaky position of shutters and hatches gives 1,0...1,5 %; rough coloring (over 20 microns) – up to C_{x0} .

At speed from above $M=1,5$ the size of all components increases approximately twice and resistance from a sinuosity - more than in 5 times. For the reasons specified above the resistance increase through technological roughness's for subsonic FV makes approximately 5...6 %, and for supersonic ($M=2-3$) - 10...16% [2].

Analysis of publications and researches

Perfection of quality of external surfaces probably at the expense of constructive and technological actions that in turn can lead to additional expenses [3-7]. Therefore an important question at definition of quality of external surfaces is the choice of criterion for quantitative estimations of similar actions [8-12]. As such criterion for a quantitative estimation of losses from additional resistance it is possible to accept the expense or fuel cost [13-18]. The expediency of an estimation of such kind is obvious, as fuel consumption is unique precisely measured parameter at the given design stage UAV, directly reflecting infringement of aerodynamics of a surface, both in manufacture, and in operation [19 – 26].

Problem statement

In development of designs FV and, accordingly, technologies of their manufacture always crucial importance had constant increase in speeds of flight [1]. Growth of speeds of flight not only causes of application of new, more and more heat-resistant materials (Fig. 1), but also is accompanied still nearby important for development of the production technology of tendencies [27-28].

It first of all concerns change of forms of units FV [5, 29]. Simple rectilinear forms of surfaces of units of a glider in process of growth of speeds pass in complex surfaces of double curvature. To the production technology the total disappearance of cylindrical formations of fuselages is essential almost at speeds from above $M=0,85$ and linear surfaces of wings and plumage, since the speeds from above $M=2,0$. On change by their sur-

faces characterized by complex enough laws of formation of the form come [2].

The proceeding increase in speeds (at least to $M=3,5\dots4,5$) causes toughening of requirements to accuracy of the external contours, interfaced to serious problems in the field of technology and designing of units [29].

Deviation of elements of a surface from a theoretical contour, a raising of heads of bolts, rivets, screws in a stream, steps, a roughness etc. on everyone concrete FV or group of planes are appointed in specifications developers.

Maximum deviations on elements of aerodynamic surfaces are defined proceeding from admissible sizes of additional resistance C_{x_0} and flow conditions on various modes. As a rule, specifications on the form and quality of a surface of the airplane provide division of units into zones according to their importance in formation of a streamline stream. Typical requirements to parameters of quality of surfaces UAV are in a range of $\delta = \pm 2,0$ mm [1].

To the first zone carry surfaces of units to which increased requirements on quality of a flow are shown. Higher requirements are accepted for a wing ($\delta = \pm 1,0$) mm, less high ones for a fuselage at great numbers Re and thickness of an interface. Conditions of preservation of a laminar flow are put in a basis of requirements at small numbers Re , as there is an opinion that roughness's start to influence, if their height exceeds a thickness of a laminar local layer [28].

Additional resistance from a surface sinuosity is in sedate dependence on size of a deviation of a surface and its position concerning a forward edge [30]. This circumstance is considered in specifications at definition of zones of surfaces of units.

Taking into account similar reasons restrictions of size of local roughness's of type of ledges, cracks and fixture heads are generated $\delta = \pm(0,1\dots0,5)$ mm [1].

Result of researches

By working out of constructive and technological decisions it is necessary to define the requirements shown to quality of object of manufacture and technological processes, in particular to appoint maximum deviations of aerodynamic surfaces.

To typical deviations of geometrical parameters of elements carry out next [1]:

1) smooth deviations from the theoretical contour, measured by comparison of an actual surface from the ideal. In practice as the ideal accept a surface set in one of systems:

a) the measuring machine on the basis of mathematical model of a surface;

b) reference surface in the form of its breadboard model;

c) flat carriers of the form and the sizes at use plaza and sample methods, means of spatial coordination, control templates or assembly equipment;

2) eminence of one part of a surface over another against a stream (so-called 'step') or on a stream ('ledge'). Geometrical parameters appreciate by results of excess measurements;

3) smoothness of transition of one part of a surface in another (so-called 'sinuosity'), characterized in the length of a wave and amplitude. The sinuosity is classified on character of display [1] - cylindrical or spatial. This kind of an error of an external surface is defined by discrepancy of manufacturing and design assemblage in which result there are the internal pressure covering all sections or its parts. Local deformations occur owing to formation of connections (rivets, welded seams). Sinuosity measure or concerning a base line, a tangent to the maximum roughness (ruler), or by results of comparison of an actual surface with ideal [1]. At a smooth deviation of contours on ω sinuosity size on base L makes ω/L , where ω is scope of an error. At the set size of the admission $\pm\delta$ it is necessary to accept $\omega = 2\delta$;

4) local excess of elements of a surface in the form of acting (sinking down) heads of fixture. These errors are registered by means of universal and special measuring instruments. The basic geometrical parameters of deviations are the height h and diameter d [12];

5) cracks through or without an exit between elements of a surface of the unit. These errors also are measured by universal tools or special templates and characterized by the relation of width b to depth h , or b/h , or the admission for width of a through crack [12];

6) punching of an external surface of the unit owing to defects of a surface. These errors are limited by an equivalent aperture on area unit [1] (Fig. 2).

Admissions on a relative positioning of global surfaces of separate units and units among themselves in this case are not considered.

Technique of appointment of admissions on external contours of flying vehicles

For the purpose of definition of a generality of the constructive and technological decisions accepted in specifications, revealing of the reasons defining size of the admission have been analyzed specifications for more 30 FV various types and appointment.

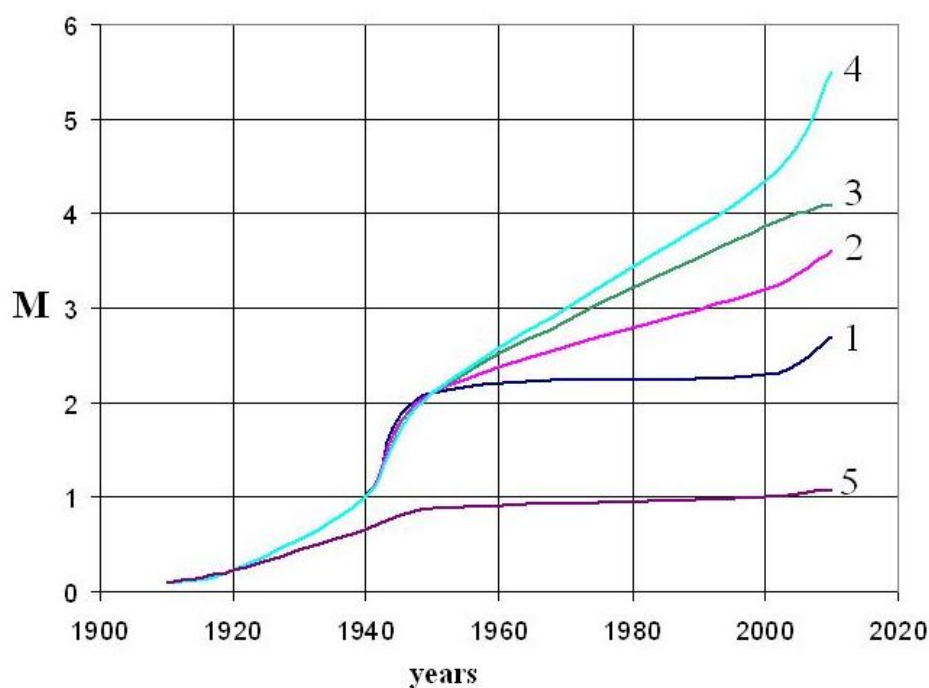


Fig. 1. Growing of speeds on flight of FV [11]: 1 – for aluminum designs; 2 – for titanium designs; 3 – for designs from special steels; 4 – for designs from special alloys; 5 – for subsonic UAV

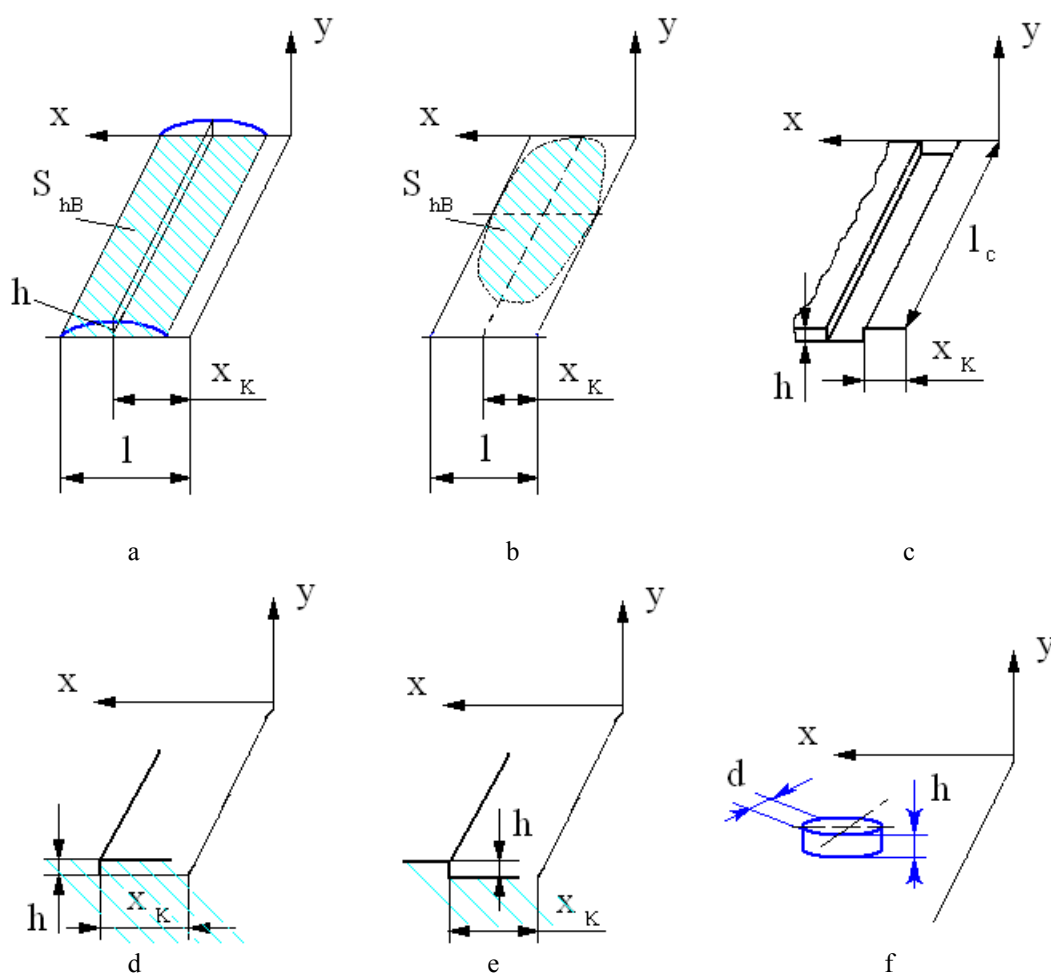


Fig. 2. The typical geometrical parameters of a surface limited to admissions [8]: a – cylindrical sinuosity; b – spatial sinuosity; c – crack (a backlash); d – ledge against a stream; e – ledge on a stream; f – punching

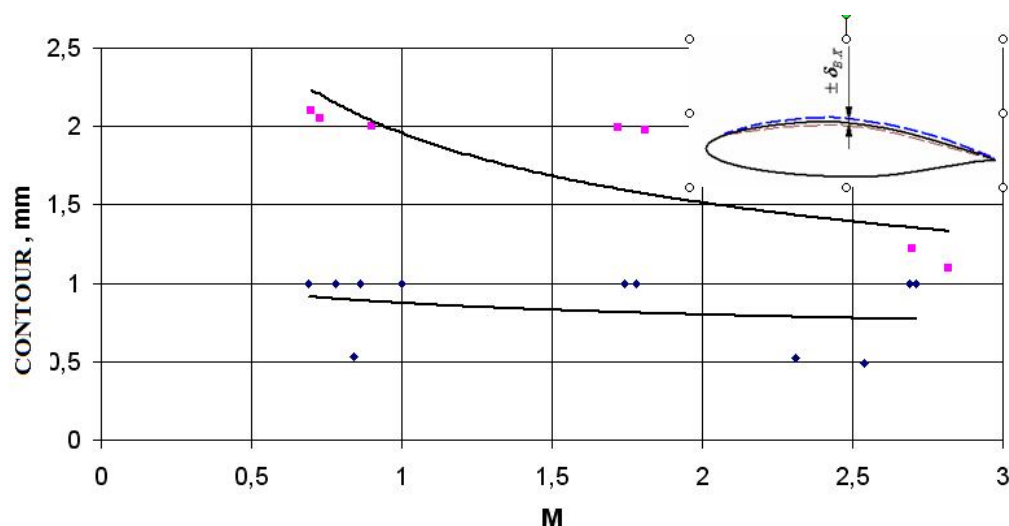


Fig. 3. Dependence of change of the admission on a deviation from a contour of the unit from speed

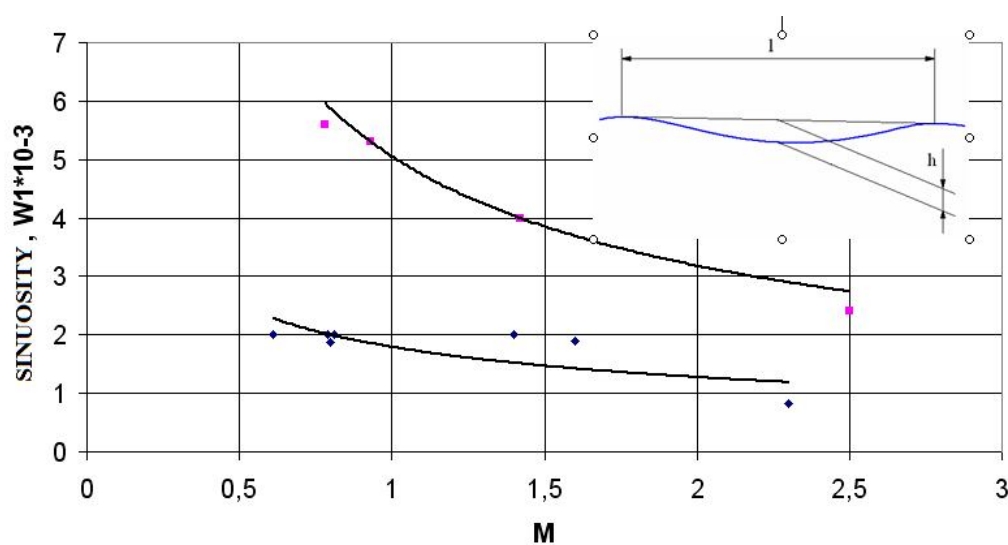


Fig. 4. Dependence of change of the admission on parameters of a sinuosity of a surface from speed

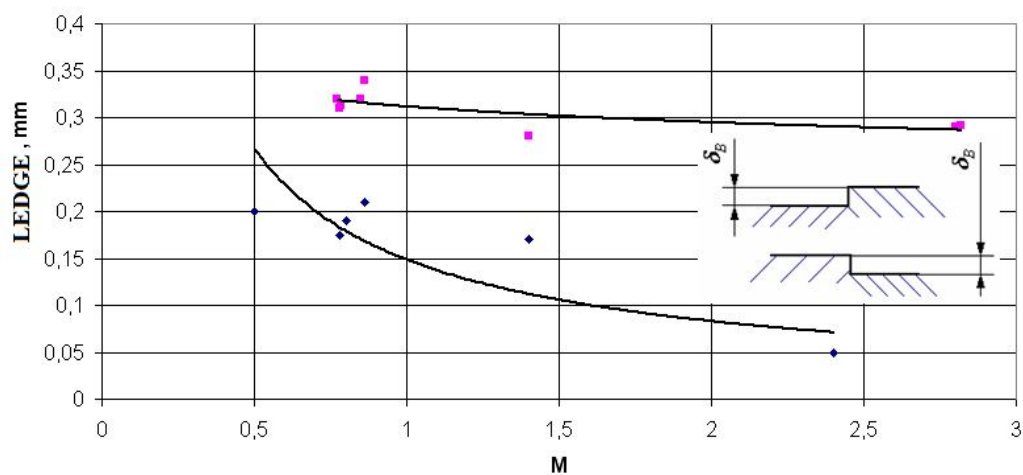


Fig. 5. Dependence of change of the admission on parameters of a ledge of a surface from speed

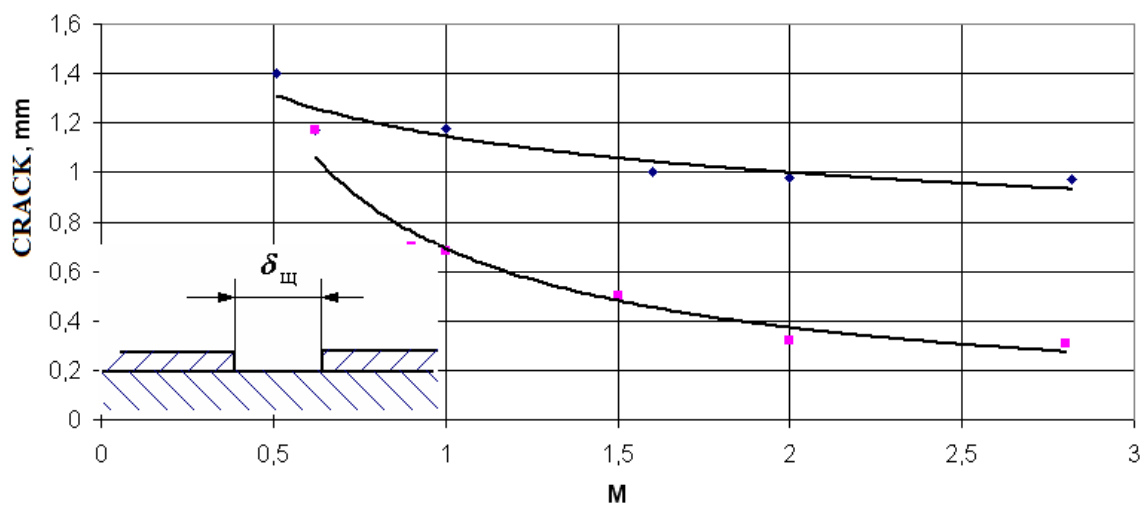


Fig. 6. Dependence of change of the admission on parameters of a crack of a surface from speed

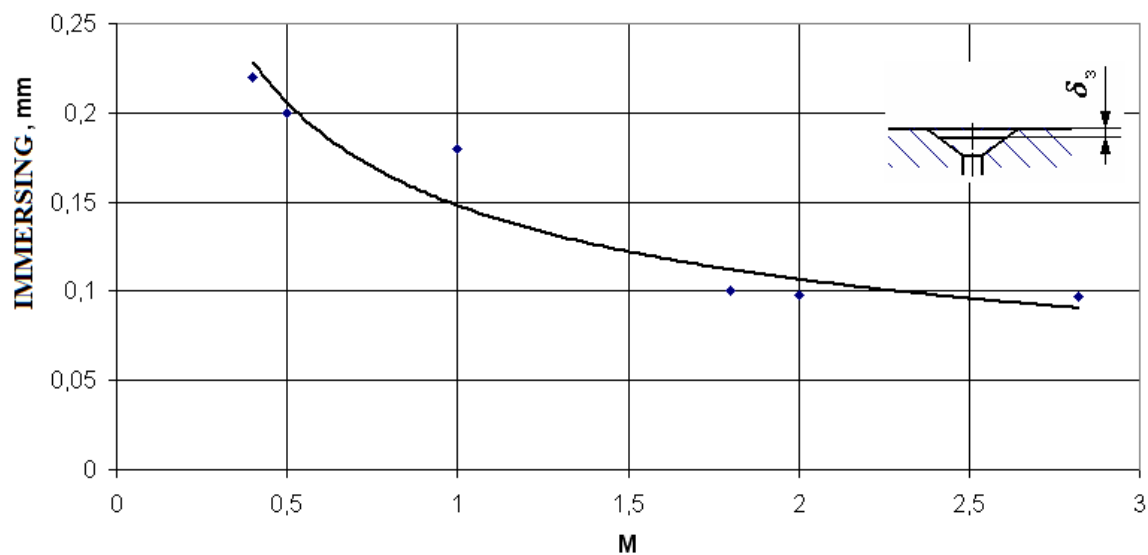


Fig. 7. Dependence of change of the admission on immersing parameters in a surface from speed

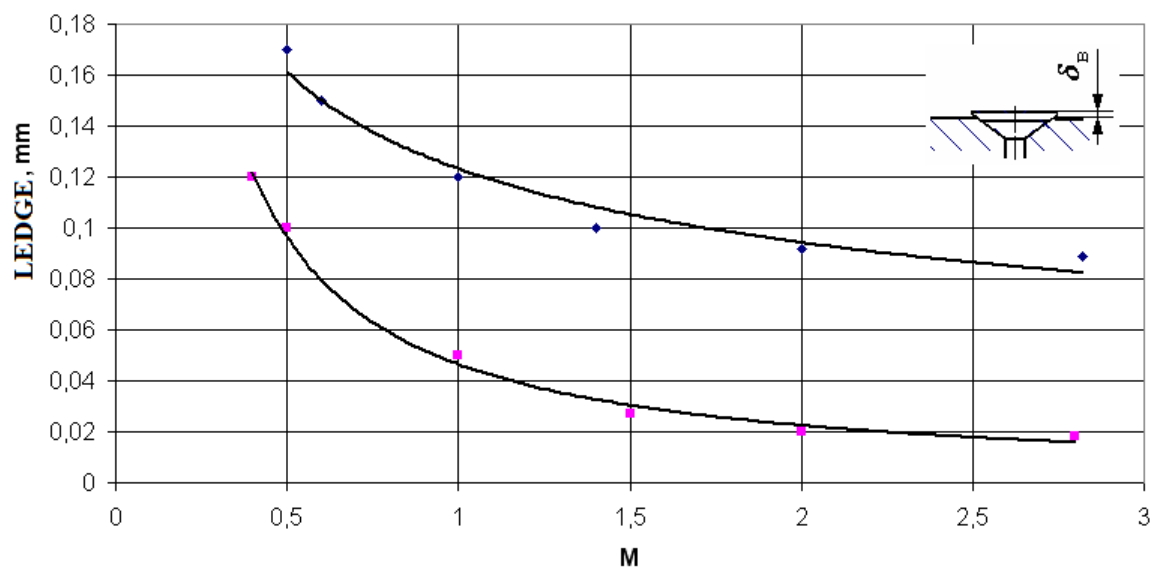


Fig. 8. Dependence of change of the admission on parameters of a ledge from a surface in from speed

On Fig. 3-8 the schedules constructed by results of statistical processing set in specifications of admissions are presented [12].

Criteria for choosing tolerances for contours of the UAV

Qualitative performance indicators, as noted in [1], is a ratio of the target impact to cost for the whole lifecycle B , is $\eta = \frac{W}{B}$. As for improvement of quality surface of targeted output are generally does not change ($W = \text{const}$), that improving the efficiency is possible due to changing the value of the life cycle. Hence as a selection criterion tolerance assume the condition [12] as:

$$\{B_{np} + B_m\} \rightarrow \min,$$

where B_{np} – manufacturing cost;

B_m – maintenance costs for the entire lifecycle, equal to $B_m = B_{ss} + B_H + B_r + B_f$;

B_{ss} – staff salaries; B_H – the cost of ground handling and support of UAV flights;

B_r – the cost of UAV repairing;

B_f – fuel costs.

Surface quality a direct impact on UAV fuel costs, because deviations from ideal surface in majority cases helps to increase the resistance at zero lift, i.e. C_{x_0} . Then $\Delta B_m = B_m(\Delta C_{x_0})$, where $\Delta C_{x_0} = f(\omega)$, ω – the scale of error.

The same time cost of production depends on the achieved level precision that determined by the methods applied and industrial facilities with the characteristic tendency of rising costs with increase accuracy [11]. Noted suggesting that dependence of cost the function can be described $B_c = B_c(\omega)$ according to (1) the optimal value of tolerance is defined by equation [1]:

$$\frac{\partial B_c(\omega)}{\partial \omega} + \frac{\partial B_H(\omega)}{\partial \omega} = 0 \quad (2)$$

and depends upon the intensity rising costs when the ω . Given equation is correct for the case when the UAV target output unchanged.

Depending upon variant of the problem the criterion $\{B_c + B_H\}_{\min}$ may be modified and added:

1. At the stage of conceptual design from the set of possible constructive and their corresponding technological decisions is chosen a solution that provide value of permissible error not greater than the given directive, and simultaneously satisfies minimum cost criterion, i.e. $\omega \leq K\delta$ (in fractions of the displacement thickness).

2. At a stage of conceptual design shall be selected constructive solutions providing $\{\omega_{\text{opt}}\}_{\min}$.

Necessary to calculate due to choice of most contemporary solution, under the given conditions production and exploitation, aerodynamics. In that case the condition $\{B_H(\omega)\}_{\min}$ corresponds to a minimum of fuel consumption.

3. At the stage of conceptual design from an array potential solution is determined by from the standpoint highest cost. In that case the criterion is condition $\{B_c + B_H\}_{\min}$ of provides minimal life cycle costs. But is not guaranteed minimal fuel consumption.

4. At the stage of detailed engineering determined the value of optimal criterion (1) tolerance for the technical requirements (TR) development.

5. At the stage of manufacture value is corrected tolerance provided for TR, taking into account physical costs of in the manufacture. Also possible on correction of inverse problem of production costs to ensure the tolerance specified in TR.

The criterion for last two options is (1).

Solutions above criteria for the tolerances values should be checked for the conditions of current implementation or newly adopted technological processes. Practically it means selecting from an array of possible technological solutions to the most suitable which must simultaneously provide minimum production costs, i.e. B_c or $(B_c)_{\min_{\min}}$ allowance and non-zero value the tolerance field.

Thus, selection process for constructive and technological solutions for improving the external contours of UAV includes a number of consistently carried decisions (levels) with special constraints (Fig. 9).

The factors determining value for admission to contours of the Unmanned Aerial Vehicles

The magnitude external outline tolerance influences range of factors which determine the value derived from operating costs which depend on the quality the external surface defined as the cost an additional fuel [16]:

$$B_c(\omega) = m_h b_f \frac{\Delta C_{x_0}}{2C_{x_0}} T, \quad (3)$$

where m_h – hours fuel consumption;

ΔC_{x_0} – increment value of resistance due of surface defects.

In order reduce the amount of calculations for comparing various design and technological solutions

expedient to introduce the concept costs per unit of surface area (\$/m²) [13]:

$$B_c = \frac{m_f b_h T}{2C_{X_0}} \Delta C_{X_0}.$$

Taking into account that the additional resistance for irregularities such wave, step, slit, etc. may be described by the equation:

$$\Delta C_{X_0} = \alpha C_{X_{H_\infty}}(M) \Phi(M) F(H) \bar{S} x_k^{-\beta} h^{n_2}, \quad (4)$$

where $C_{X_{H_\infty}}$ – drag coefficient of isolated irregularities; $\Phi(M)F(H)$ – functions reflecting the influence of speed and altitude; h – maximum height of the surface that is equal to scale of error; x_k – the coordinate characteristic parameter roughness (in m, for example, maximum amplitude of wave, a step, etc.); $\bar{S}$ – относительная площадь, занимаемая исследуемой неровностью relative area occupied by roughness of investigated; β, n_2 – показатели степени the exponents.

According to the equations (3) and (4):

$$B_c(\omega) = b_2 \omega^{n_2}, \quad (5)$$

where $b_2 = B_F \alpha C_{X_{H_\infty}}(M) \Phi(M) F(H) \bar{S} x_k^{-\beta}$.

Thus the additional cycle costs are defined by basic parameters of UAV and conditions of its exploitation. Expenses for manufacture in general depend on method adopted pre-production, level of the cost of one hour defined accepted methods and means. In general, this set of determines the technological solutions which used to implement the some set design solutions.

Establishment of functional relation between cost of production and size the construction errors are self-task. In the present paper considers only the final results to principal design solutions. Proceeding from the results of statistical analysis manufacturing costs may be recommended dependence types of:

$$B_c = \alpha \omega^{-n}. \quad (6)$$

These dependences (1), (5) and (6) allow establishing a quantitative correlation between forms of factors in described, i.e. to present the process choice of tolerances as mathematical model (MM) (Fig. 10).

In general case this MM must be supplemented a description of the impact of external factors on target function provided to the form of fuel prices, unit cost of work, etc. [14]. Optimal value of tolerance according to the accepted criteria determined by the equation:

$$\omega = \left[\frac{a n}{b_2 n_2} \right]^{\frac{1}{n+2}}, \quad (7)$$

using which possible to find an estimate each factor

relative to the base value, i.e.

$$\omega = \omega_0 \left(\frac{a}{a_0} \frac{n}{n_0} \frac{m_{h_0}}{m_h} \frac{b_{f_0}}{b_f} \frac{T_0}{T} \frac{C_{X_H}(M_0)}{C_{X_H}(M)} \frac{\Phi(M_0)}{\Phi(M)} \cdot \frac{\Phi(H_0)}{\Phi(H)} \frac{C_{X_0}}{(C_{X_0})_0} \frac{S}{S_0} \frac{n_{20}}{n_2} \right). \quad (8)$$

Given equation (8) allows you to recalculate the tolerance when changing flight conditions, engineering and technology implementations (ETI) and the external environment. For example, changes in service life defined by the ratio T_0/T [31]. Then when $T > T_0$ be taken more close tolerance, as $\omega < \omega_0$. Influence of flying speed estimated by the ratio [1]:

$$\frac{C_{X_{H_\infty}}(M_0) \Phi(M_0)}{C_{X_{H_\infty}}(M) \Phi(M)}. \quad (9)$$

In case of monotonic changes the incoming parameters $M > 1$ require to tightening tolerance with M growth. For the solution problems of choosing tolerance (especially in case of iterate through possible options), for example, over 30 and the different flight conditions), you can use the algorithm and calculation program developed on the basis suggested MM.

Conclusion

The analysis of appointment of admissions on external surfaces of units FV, practice of their appointment and realization in manufacture allow drawing following conclusions:

1. Practically FV in one interval of numbers M admissions on performance of geometrical elements of an external surface are identical to all and decrease with growth M . Admissions for supersonic UAV ($M = 2 \dots 3$) approximately twice it is less, than admissions for the subsonic ones. The general feature is the task of various requirements for a wing, plumage, a fuselage, gondolas and flows. The highest requirements to quality of an external surface are shown to a wing, as to the unit creating carrying force.

2. Necessity of decrease in weight and durability increase has caused transition from a traditional modular design for power compartments to the monolithic. Application of composite materials that has led to change of conditions of realization of the admissions set on external contours extends. In due to manufacture automation methods of the task and means of reproduction of surfaces forming contour UAV will change. In these circumstances of a condition of realization of admissions it is necessary to consider in two aspects: in design, i.e. according to the possibilities of formation of the set accuracy of contours put in a design, and in industrial and technological, i.e. according to possibilities

of existing and perspective technological processes and the equipment providing set accuracy.

3. Experimental researches of the isolated roughness are put in a basis of calculation of resistance from roughness's taking into account its site in the boundary layer. The roughness height is defined by admissible size of additional resistance ΔC_{x0} . Practical technique to an establishment of dependences and functional communications between values of admissions and expenses by the generalized criterion and consequently, and to a choice of economically optimum admissions, still it is not defined unequivocally. Therefore for the generalized criterion accept additional fuel consumption because of resistance of roughnesses, as influence of additional resistance on speed almost slightly.

4. To solve the choice problems tolerance algorithm and design procedure developed on the basis the proposed mathematical model.

Литература

1. Негреба, В.А. Технологические основы проектирования конструкций самолетов [Текст] / В.А. Негреба, В.А. Фирсов, Ю.А. Бобрыкин. – М.: МАИ, 1986. – 43 с.
2. Краснов, Н.Ф. Основы аэродинамического расчета. Трение и теплопередача. Управление обтеканием летательных аппаратов [Текст]: учебное пособие для студентов вузов / Н.Ф. Краснов, В.Ф. Захарченко, В.Н. Кошевой; под ред. проф. Н.Ф. Краснова. – М.: Высш. шк., 1984. – 264 с.
3. Mezzadri, Jean-Claude. Aerospace Composite materials are Mature [Text] / Jean-Claude Mezzadri. – SAMPE Europe Opening Session, 1999.
4. Боголюбов, В.С. Формообразующая оснастка из полимерных материалов [Текст] / В.С. Боголюбов. – М.: Машиностроение, 1979. – 183 с.
5. Вигдорчик, С.А. Технологические основы проектирования и конструирования самолетов. Ч. 1. [Текст] / С.А. Вигдорчик. – М.: МАИ, 1974. – 140 с.
6. Крысин, В.Н. Технологическая подготовка авиационного производства [Текст] / В.Н. Крысин. – М.: Машиностроение, 1984. – 256 с.
7. Лось, Л.В. Теория структуры конструкций технологичных машин и приборов [Текст] / Л.В. Лось. – Житомир: Житом. селськохоз. ин-т, 1991. – 167 с.
8. Zosimovich, N. The basic directions of improvement of quality the UAV external surfaces [Text] / N. Zosimovich // Materiały VII Międzynarodowej Naukowo-Pracycznej Konferencji. / Przemysł, 07-15 października 2011 roku. - Przemysł: Nauka I studia. – Vol. 16. Techniczne nauki. – 2011. – С. 82-89.
9. Зосимович, Н.В. Идентификация решений силовых агрегатов ДПЛА для оперативного природоресурсного и экологического мониторинга [Текст] / Н.В. Зосимович // Матеріали II Міжнародної науково-практичної конференції „Науковий потенціал світу – ‘2005”. Том 17. Технічні науки. – Дніпропетровськ: Наука і освіта, 2005. – С. 33-37.
10. Зосимович, Н.В. Сравнительный экономический анализ вариантов компоновочных схем беспилотных ЛА [Текст] / Н.В. Зосимович, С.И. Мошкова // Современные проблемы и пути их решения в науке, транспорте, производстве и образовании '2009: сборник научных трудов по материалам международной научно-практической конференции: Экономика. – Одесса: Черноморье, 2009. – Том 10. – С. 16-21.
11. Кулаков, Н.Н. Методы оценки повышения надежности технических изделий по технико-экономическим показателям [Текст] / Н.Н. Кулаков, А.О. Загоруйко. – М.: Наука, Сиб. отделение, 1969. – 142 с.
12. Зосимович, М.В. Структурно-параметрична оптимізація силових конструкцій дистанційно-пілотованих літальних апаратів для оперативного природоресурсного та екологічного моніторингу довкілля [Текст] / М.В. Зосимович // Вісник Національного авіаційного університету. – № 3-4 (33). – К.: НАУ, 2007. – С. 127-132.
13. Aviation Maintenance [Text]. – Vol. 27, Issue 7, July 2008, Rockville, MD.
14. Дракин, И.И. Основы проектирования беспилотных летательных аппаратов с учетом экономической эффективности [Текст] / И.И. Дракин. – М.: Машиностроение, 1973. – 224 с.
15. Зосимович, М.В. Математичне забезпечення системи підтримки прийняття рішень вибору рушійної установки безпілотної літальної апарата [Текст] / М.В. Зосимович, І.І. Сугоняк // Вісник Житомирського державного технологічного університету. Технічні науки, Випуск 3 (50). – Житомир: ЖДТУ, 2009. – С. 117-121.
16. Мероприятия зарубежных авиакомпаний по экономии топлива [Текст] / Техническая информация ЦАГИ, 1981. – № 9. – С. 30-32.
17. Пильчиков, В.А. Многофакторная модель выбора оптимального варианта авиадвигателя [Текст] / В.А. Пильчиков // Самолетостроение. Техника воздушного флота: респ. междувед. науч.-техн. сб. – Вып. 50. – Харьков: Вища школа, 1983. – С. 105-110.
18. Румянцев, С.В. Системное проектирование авиационного двигателя [Текст] / С.В. Румянцев, В.А. Сгилевский. – М.: Изд-во МАИ, 1991. – 80 с.
19. Зотов, А.А. Автоматизированный расчет на прочность и устойчивость конструкций летательных аппаратов [Текст]: учеб. пособ. / А.А. Зотов. – М.: Изд-во МАИ, 1992. – 152 с.
20. Канфилд, Р.А. Оптимальное проектирование конструкций при большом количестве ограничений [Текст] / Р.А. Канфилд, Р.В. Гранул, В.Б. Вонсайн // Авиационная космическая техника. – 1988. – № 10. – С. 78-88.
21. Бобрыкин, Ю.А. Выбор технологических решений сборочного производства с использованием

ЭВМ [Текст] / Ю.А. Бобрыкин, В.А. Негреба. – Харьков: ХАИ, 1980. – 64 с.

22. Гайдачук, В.Е. Конструктивно-технологические принципы производства деталей летательных аппаратов из композиционных материалов [Текст]: учеб. пособие / В.Е. Гайдачук, В.Д. Гречка, В.Н. Кобрин. – Х.: ХАИ, 1986. – 95 с.

23. Композиционные материалы в конструкции летательных аппаратов [Текст] / под ред. А.Л. Абибова. – М.: Машиностроение, 1975. – 272 с.

24. Композиционные материалы [Текст]: Справочник / В.В. Васильев, В.Д. Протасов, В.Н. Болотин и др.; под ред. В.В. Васильева, Ю.Д. Тарнопольского. – М.: Машиностроение, 1990. – 512 с.

25. Лемко, О.Л. Формування аеродинамічного обрису безпілотного літального апарата «літаюче крило» за критерієм максимальної балансувальної якості [Текст] / О.Л. Лемко // Вісник НАУ. – К.: Видавництво НАУ, 2008. – № 1 (34). – С. 58-61.

26. Брусов, В.С. Оптимальное проектирование летательных аппаратов. Многоцелевой подход [Текст] / В.С. Брусов, С.К. Баранов. – М.: Машиностроение, 1989. – 230 с.

27. Зосимович, Н.В. Проектирование внешнего облика ДПЛА для оперативного природоресурсного

и экологического мониторинга [Текст] / Н.В. Зосимович // Сборник научных трудов по материалам международной научно-практической конференции «Современные проблемы и пути их решения в науке, транспорте и образовании '2006», 15-25 декабря 2006. – Том 2. Технические науки. – Одесса: Черноморье, 2006. – С. 52-57.

28. Зосимович, Н.В. Аэробаллистическое формирование облика ДПЛА [Текст] / Н.В. Зосимович, А.П. Багмет, В.И. Котков // Сборник трудов конференции «Моделирование – 2006», 16 – 18 мая 2006 г. – К.: НИИ проблем моделирования в энергетике им. Г.Е. Пухова НАНУ. – С. 237 – 241.

29. Проблемы строительной механики и прочности ЛА [Текст]: тем. сборник науч. тр. МАИ. – М.: МАИ, 1990. – 72 с.

30. Прочность, устойчивость, колебания [Текст]: Справочник в 3-х т. / под ред. И.А. Биргера, Я.Г. Пановко. – М.: Машиностроение, 1968. – Т. 3. – 567 с.

31. Управление и наведение беспилотных маневренных летательных аппаратов на основе современных информационных технологий [Текст] / Под ред. М.Н. Красильщикова, Г.Г. Серебрякова. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2003. – 280 с.

Поступила в редакцию 15.02.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. каф. химии, экологии и экспертизных технологий А.В. Бетин, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ВПЛИВ ФАКТОРІВ, ЯКІ ВИЗНАЧАЮТЬ ЗНАЧЕННЯ ДОПУСКУ НА ЗОВНІШНІ ОБРИСИ БЕЗПІЛОТНИХ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ

М.В. Зосімович, Р.К. Сінгла

Дослідження форм сучасних та перспективних безпілотних літальних апаратів (БЛА) дозволило дістати оцінку типових геометричних параметрів поверхні та призначення допусків на зовнішні поверхні апаратів. У статті проаналізовано критерії вибору допусків на зовнішні контури БЛА, запропонована модель обрання конструктивних і технологічних рішень під час призначення допуску та вивчено фактори що визначають значення величини допуску на зовнішні контури БЛА.

Ключові слова: природоресурсний та екологічний моніторинг, безпілотний літальний апарат, авіаційний комплекс, інформаційна панель, льотчик-оператор, монітор, стимул, математична модель.

ВЛИЯНИЕ ФАКТОРОВ, ОПРЕДЕЛЯЮЩИХ ВЕЛИЧИНУ ДОПУСКА НА ВНЕШНИЕ ОБВОДЫ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Н.В. Зосимович, Р.К. Сингла

Исследование форм современных и перспективных беспилотных летательных аппаратов (БЛА) позволило получить оценку типичных геометрических параметров поверхности и назначения допусков на внешние поверхности аппаратов. В статье проанализированы критерии выбора допусков на внешние контуры БЛА, предложена модель выбора конструктивных и технологических решений при назначении допуска и изучены факторы, которые определяют значения величины допусков на внешние контуры БЛА.

Key words: природоресурсный и экологический мониторинг, беспилотный летательный аппарат, авиационный комплекс, информационная панель, летчик-оператор, монитор, стимул, математическая модель.

Зосимович Николай Владимирович – канд. техн. наук, профессор кафедры инженерной механики Университета Шарда, Грейта Нойда, Индия, e-mail: n.zosimovych@sharda.ac.in.

Singla Rohit Kumar – магистр инженерной механики и производственных технологий, ассистент-профессор кафедры инженерной механики Университета Шарда, Грейта Нойда, Индия.

УДК 621.3.032.21

А.П. КИСЛИЦЫН, С.Ю. ПОДГОРСКИЙ, А.А. ТАРАН

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

РАСПРЕДЕЛЕНИЕ ТЕМПЕРАТУРЫ В АКТИВНОМ СЛОЕ ОКСИДНОГО КАТОДА ПРИ НЕПРЕРЫВНОМ И ИМПУЛЬСНОМ ТОКООТБОРАХ

Рассчитаны температурные поля в слое покрытия оксидного катода толщиной 100 мкм. Расчеты выполнены для непрерывного и импульсного отборов термоэмиссионного тока с учетом только джоулевых источников тепла. Учтены зависимости теплофизических свойств материала оксидного слоя от его температуры. Установлено, что при установившемся отборе тока максимальную температуру имеют сечения, расположенные вблизи эмитирующей поверхности, а не сама поверхность. При импульсном отборе тока в режиме пространственного заряда с частотой импульсов 100 Гц и длительностью 10 мкс температурный режим устанавливается через несколько секунд. В течение импульса температура поверхности возрастает, и ее максимум наблюдается через ~ 0,01 мкс после окончания импульса. В режиме насыщения даже одиночные импульсы приводят к существенному увеличению температуры слоя. При длительностях импульсов более 8 мкс из-за перегрева эмиссионно-активного слоя оксидный катод может выйти из строя.

Ключевые слова: оксидный катод, оксидный слой, температурное поле, непрерывный и импульсный токоотборы, уравнение теплопроводности.

Общая постановка проблемы, связь с научно-практическими задачами, обзор публикаций и анализ нерешенных проблем

Усовершенствование и дальнейшее развитие электрореактивных двигателей, плазменных двигателей и генераторов плазмы для их использования в космических целях, ионно-плазменных технологических процессах требует создания и применения новых термоэмиссионных катодных материалов.

Однако традиционный оксидный катод (ОК) и его модификации [1, 2] наряду с металлопористыми катодами (пропитанными или прессованными) и в настоящее время остаются одними из наиболее используемых термокатодов. При этом, несмотря на более чем столетнюю историю ОК [3], его исследованиям посвящено большое количество работ [4, 5], что обусловлено многообразием взаимосвязанных процессов, определяющих его работоспособность.

Традиционный ОК в рабочем состоянии представляет собой помещенный на металлическую подложку (кern) слой из смеси кристаллов (твердого раствора) оксидов щелочноземельных металлов – бария, стронция и кальция. В качестве материала керн используют Ni, W, Mo, Re, Pt, Nb, Ta и др. Чаще всего применяют никель и его сплавы, обладающие низкой скоростью испарения при температурах до 1200 К. В связи с этим рабочие температуры оксидного катода не превышают 1100 К при длительном и 1300 К при кратковременном нагреве.

При этом отмечалось [5], что отбор эмиссионного тока приводит к перегреву оксидного покрытия, т.е. в процессе отбора тока температура оксидного слоя возрастает. В работе [6] приведено распределение температуры по толщине слоя при непрерывном отборе тока. Распределение получено на основании аналитического решения упрощенной задачи теплопроводности оксидного слоя. Упрощение связано с линеаризацией уравнения теплопроводности и граничных условий. Подчеркнуто, что такое приближение оправдано только при малых перепадах температуры на слое. Однако для многих случаев, представляющих практический интерес, оно неприменимо. Более точные решения задачи в последующем не осуществлялись.

В последнее время были разработаны новые высокотемпературные оксидные катодные материалы (например, гафнаты [7] и скандаты [2] бария), которые обеспечивают намного большие эмиссионные токи, чем традиционный оксидный катод. Характер распределения температуры в таких катодах, скорее всего, будет повторять характер распределения температуры в традиционном ОК. Это позволяет говорить о том, что нахождение поля температур в активном слое ОК и выяснение влияния на это поле режимов отбора тока является актуальной задачей.

Цель исследований

Целью проведенных исследований явилось нахождение поля температур в эмиссионно-активном

слое ОК и установление влияния на это поле величины отбираемого тока и характера отбора тока (непрерывный или импульсный).

Результаты исследований

1. Постановка задачи

Поля температур в эмиссионно-активном слое ОК определяются условиями подвода и отвода тепла. Подвод тепла к слою осуществляется двумя способами (рис. 1). С одной стороны, эмиссионно-

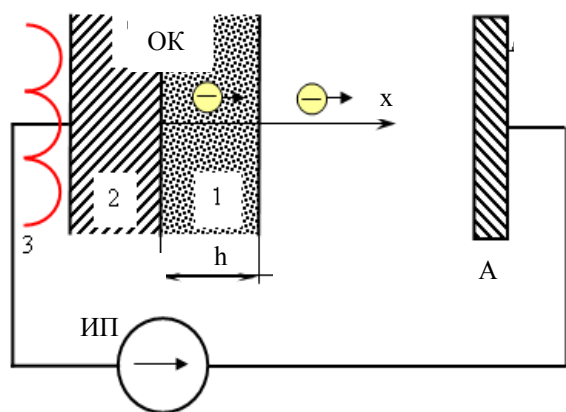


Рис. 1. Анализируемая система катод-анод:
ОК – оксидный катод; А – анод;
ИП – источник питания анодной цепи;
1 – эмиссионно-активный слой; 2 – ядро катода; 3 – катодно-подогревательный узел

активный слой (1) находится на металлическом ядре (2), который разогревается и поддерживается при рабочей температуре катодно-подогревательным узлом (3). При этом оксидный слой получает тепло от ядра, и за счет теплопроводности это тепло распространяется по всему слою, разогревая его. С другой стороны, отбор электронного эмиссионного тока, осуществляемого со свободной эмитирующей поверхности, сопровождается протеканием тока от ядра (2) к эмитирующей поверхности катода через всю толщину слоя (1). В результате этого при отборе эмиссионного тока в объеме слоя появляются распределенные джоулевые источники тепла, которые обеспечивают дополнительный разогрев слоя.

Отвод тепла от слоя осуществляется только с его поверхностей. Поверхность, прилегающую к ядру катода, будем рассматривать как изотемпературную, поскольку температура ядра задается и поддерживается катодно-подогревательным узлом. В случае, когда температура внутренних областей слоя оказывается ниже температуры ядра, через границу «ядро-слой» тепло поступает от ядра в слой. В противном случае тепло через эту поверхность отводится к ядру.

Со свободной (эмитирующей) поверхности оксидного слоя осуществляется только отвод тепла (переизлучениями с поверхности анода пренебрегаем). Этот отвод осуществляется постоянно и обеспечивается, с одной стороны, радиационным путем (тепловое излучение). А с другой – при отборе эмиссионного тока электроны, покидающие поверхность, дополнительно уносят с собой определенную часть тепловой энергии, т.е. наблюдается так называемое электронное охлаждение поверхности.

Теплоотводом с торцевых поверхностей покрытия будем пренебрегать, поскольку их площадь оказывается существенно меньше, чем площадь свободной поверхности (толщина покрытия существенно меньше линейных размеров эмитирующей поверхности).

Таким образом, рассматриваемая задача относится к задачам нестационарной теплопроводности с объемными источниками тепла и граничными условиями третьего рода. При ее решении будем пренебрегать зернистой структурой оксидного слоя и рассматривать его как однородную среду. Наряду с этим, как уже отмечалось, учтем, что толщина покрытия значительно меньше линейных размеров эмитирующей поверхности.

В результате исходную задачу – отыскание поля температур в эмиссионно-активном слое ОК, можно рассматривать как двумерную задачу теплопроводности, т.е. искать $T = T(x, t)$ исходя из уравнения

$$c\rho \frac{\partial T}{\partial t} - \frac{\partial}{\partial x} \left(\lambda \frac{\partial T}{\partial x} \right) - q_v = 0, \quad (1)$$

где c – удельная теплоемкость;

ρ – плотность материала;

λ – коэффициент теплопроводности слоя;

q_v – объемная мощность источников тепла.

При этом

$$q_v = \frac{j_{np}^2}{\sigma_e},$$

где j_{np} – плотность тока, проходящего по слою;

σ_e – удельная электрическая проводимость слоя.

Граничные условия к уравнению (1), в соответствии с рассмотренными ранее процессами, будут иметь следующий вид:

1) граница «ядро - покрытие» ($x = 0$):

температура этого сечения покрытия постоянна и равна температуре ядра, т.е.

$$T|_{x=0} = T_c = \text{const}; \quad (2)$$

2) свободная (эмитирующая) поверхность покрытия ($x = h$):

а) в отсутствие отбора тока (идет только радиационный отвод тепла)

$$\left. \frac{\partial T}{\partial x} \right|_{x=h} = -\frac{1}{\lambda} (\varepsilon \sigma T_s^4), \quad (3)$$

где ε – интегральный коэффициент излучения поверхности оксидного покрытия;

σ – постоянная Стефана - Больцмана;

T_s – температура свободной поверхности слоя.

б) при отборе эмиссионного тока к радиационному отводу тепла добавляется электронное охлаждение

$$\left. \frac{\partial T}{\partial x} \right|_{x=h} = -\frac{1}{\lambda(T)} \left(\varepsilon \sigma T_s^4 + \frac{A_{\text{вых}}}{e} j \right), \quad (4)$$

где $A_{\text{вых}}$ – работа выхода электрона катодного материала;

e – элементарный заряд;

j – плотность тока, отбираемого с эмитирующей поверхности.

Пространственная одномерность задачи с учетом предположения об однородности оксидного слоя позволяет утверждать, что плотность тока, проходящего по слою во всех сечениях одинакова и равна плотности эмиссионного тока, отбираемого от катода с его эмитирующей поверхности ($j_{\text{пр}} = j$).

Уравнение теплопроводности в поставленной задаче было записано в конечноразностном виде и решалось методом прогонки с применением итераций на каждом временном шаге вычислений. Итерации выполнялись до тех пор, пока рассогласование в распределении температур по толщине слоя не становилось менее 10^{-3} К.

Распределения температуры по глубине слоя оксидного покрытия (температурные поля) были рассчитаны для температур зерна в диапазоне от 900 до 1050 К, толщины оксидного слоя, равной 100 мкм, и различных значений плотности тока, проходящего через слой.

Допуская достаточно большие изменения температуры в оксидном покрытии за счет его разогрева проходящим током, были учтены температурные зависимости теплофизических характеристик материала покрытия. Так, для коэффициента теплопроводности толстых оксидных покрытий на основании данных, приведенных в [6], получено соотношение

$$\lambda(T) = 6 \cdot 10^{-14} T^4 \text{ (Вт} \cdot \text{м}^{-1} \cdot \text{К}^{-1}\text{)}.$$

Для удельной электрической проводимости толстых оксидных покрытий [8] рекомендует

$$\sigma_e(T) = 10 \exp\left(-\frac{\Delta E}{2kT}\right) \text{ (См} \cdot \text{м}^{-1}\text{)},$$

где $\Delta E = 0,89$ эВ – энергия активации проводимости; k – постоянная Больцмана.

Для температурной зависимости интегрального коэффициента излучения оксидного покрытия, имеющего толщину 80 мкм, согласно экспериментальным данным, приведенным в [6], можно записать

$$\varepsilon(T) = 0,24 - \frac{0,04}{600} (T_s - 473)$$

в диапазоне температур от 473 до 1073 К.

Температурная зависимость работы выхода электрона рассчитывалась в приближении высоких температур без учета влияния валентной зоны. Для предполагаемого диапазона температур (на основании рекомендаций [9]) была выбрана следующая энергетическая структура электронов: энергия донорного уровня $E_d = 0,7$ эВ и концентрация доноров $n_d = 10^{23} \text{ м}^{-3}$.

2. Стационарный отбор тока

Первоначально были проведены расчеты полей для режимов с непрерывным отбором эмиссионного тока от катода. Полученные результаты свидетельствуют о том, что характер распределения температур по глубине оксидного покрытия ОК практически не зависит от температуры зерна. Поэтому для иллюстрации характера поля температур на рис. 2 приведены распределения, которые имеют место при температуре зерна $T_c = 900$ К и различных плотностях отбираемого эмиссионного тока, проходящего через покрытие и разогревающего его. В отсутствие отбора тока (линия 0 на рис. 2) распределение температуры является практически линейным с температурой поверхности, близкой к 880 К. При такой температуре поверхности, материал оксидного покрытия, обладающий описанной выше энергетической структурой, может обеспечить плотность эмиссионного тока, несколько превышающую $0,5 \text{ А/см}^2$.

Проходящий (отбираемый) ток приводит, как и ожидалось, к увеличению температуры оксидного

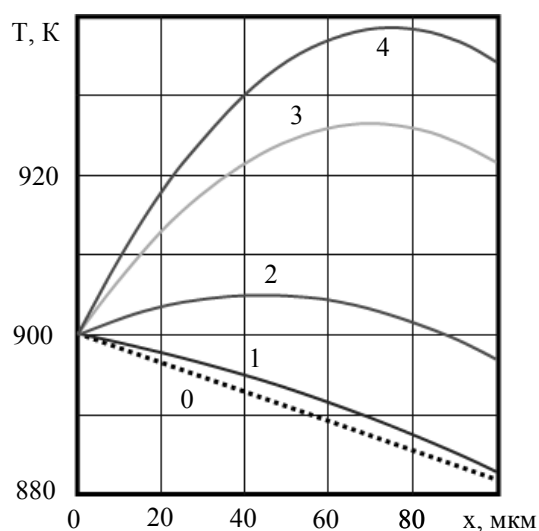


Рис. 2. Распределения температуры по глубине слоя оксидного покрытия ОК при различных плотностях отбираемого тока, j , А/см^2 : 0 – 0; 1 – 0,125; 2 – 0,25; 3 – 0,375; 4 – 0,5

слоя, и распределения температуры по глубине слоя отклоняются от линейного. Увеличение температуры слоя оказывается тем больше, чем больше плотность отбираемого тока (см. кривые 1–4). Так, при плотности отбираемого тока близкой к предельно возможной ($0,5 \text{ A/cm}^2$; кривая 4), внутренние области слоя нагреваются до температуры $\approx 940 \text{ K}$, а поверхность до $\approx 935 \text{ K}$. Такие перегревы являются существенными для оксидного покрытия.

Расчеты, проведенные для различных температур зерна, показали, что в случае неизменной плотности отбираемого тока перегрев оксидного слоя уменьшается в случае повышения температуры зерна (рис. 3). Такое поведение объясняется тем, что рост температуры зерна и соответственно температуры оксидного слоя, сопровождаются увеличением электро- и теплопроводности слоя. В результате этого уменьшается мощность источников джоулевого тепла в слое и улучшается отвод тепла на границе слоя, что и влечет за собой уменьшение перегрева оксидного слоя.

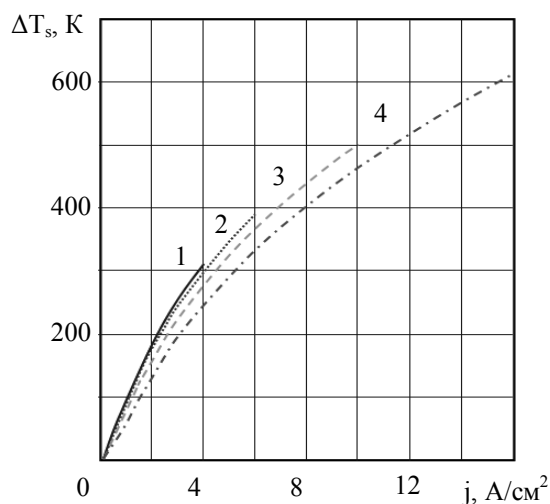


Рис. 3. Зависимости увеличения температуры эмитирующей поверхности от плотности отбираемого тока при различных температурах зерна. $T_c, \text{ K}$: 1 – 950; 2 – 970; 3 – 1000; 4 – 1050

Результаты, представленные на рис. 3, кроме того, свидетельствуют о том, что при плотностях отбираемых токов, превышающих 1 A/cm^2 , достаточно толстые оксидные покрытия (100 мкм) будут иметь крайне высокий перегрев, составляющий сотни градусов. Такие перегревы не только существенно сократят срок службы катодов, но и могут привести к разрушению оксидного покрытия. Возможностью таких перегревов и объясняются ограничения на величину тока, отбираемого от ОК в устройствах с непрерывным отбором тока.

Возвращаясь к распределению температур по толщине оксидного слоя (см. рис. 2), отметим, что максимальную температуру имеют не поверхност-

ные слои, как прогнозирует упрощенное аналитическое решение в [6], а внутренние слои, прилегающие к свободной поверхности. При увеличении плотности отбираемого тока наиболее нагретые сечения смещаются к свободной (эмитирующей) поверхности покрытия. На рис. 4 приведены зависимости координат расположения наиболее нагретых сечений оксидного слоя от величины плотности отбираемого тока для различных температур зерна. Увеличение температуры зерна приводит к смещению этих сечений вглубь оксидного слоя. При этом они располагаются в относительно узкой области покрытия, которая сокращается при увеличении отбираемой плотности тока. Так, при плотности тока 1 A/cm^2 наиболее нагретые сечения покрытия расположены по отношению к эмитирующей поверхности на глубинах от $\sim 10 \text{ мкм}$ при $T_c = 950 \text{ K}$ до 14 мкм при $T_c = 1050 \text{ K}$. При плотности тока 2 A/cm^2 область залегания наиболее нагретых сечений лежит в пределах от 7 мкм при $T_c = 950 \text{ K}$ до 9 мкм при $T_c = 1050 \text{ K}$. В случае плотностей тока более 10 A/cm^2 глубина залегания наиболее нагретых сечений практически не зависит от температуры зерна и составляет $5 - 6 \text{ мкм}$.

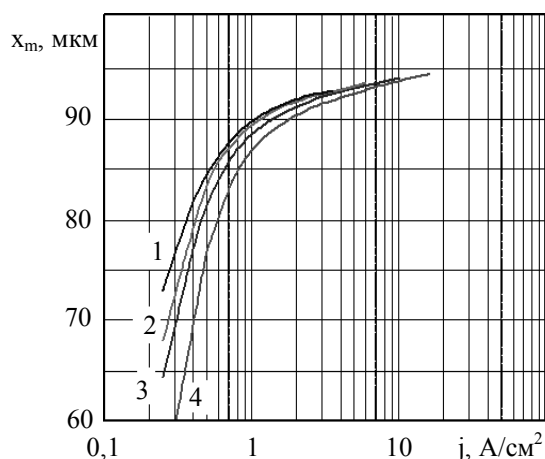


Рис. 4. Зависимости координат расположения наиболее нагретых сечений от величины плотности отбираемого тока для различных температур зерна. $T_c, \text{ K}$: 1 – 950; 2 – 970; 3 – 1000; 4 – 1050

3. Импульсный отбор тока

Поля температуры в оксидном слое и их изменения при импульсном отборе тока рассчитывались для импульсов длительностью 10 мкс . Рассматривались случаи посылки как одиночных импульсов, так и с частотой 100 Гц . Изменение распределений температуры по глубине слоя при отборе одиночного импульса тока (или первого в серии импульсов) представлено на рис. 5. Интересным оказывается тот факт, что начальное (близкое к линейному) распре-

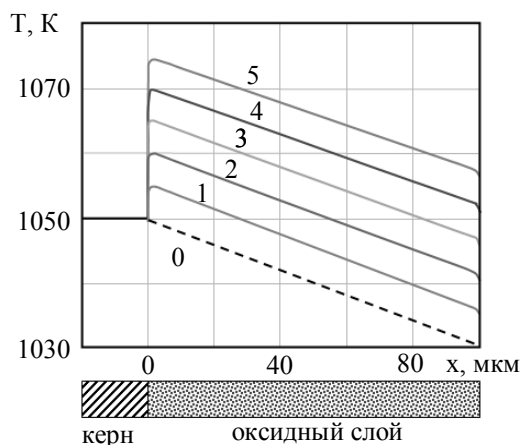


Рис. 5. Поле температур оксидного слоя в различные моменты времени после начала отбора тока плотностью $j = 15 \text{ A/cm}^2$. t , мкс: 0 – 0; 1 – 2; 2 – 4; 3 – 6; 4 – 8; 5 – 10

деление температуры (кривая 0) сохраняется практически линейным в течение всего импульса, т.е. в течение 10 мкс (кривые 1–5). Отклонения от линейного распределения наблюдаются только на границах оксидного покрытия. Это свидетельствует о том, что все сечения слоя, за исключением весьма близких к границам, нагреваются за одинаковые промежутки времени на один и тот же диапазон температур. Такой равномерный разогрев сечений покрытия может быть обусловлен весьма низкой теплопроводностью материала и достаточно равномерным распределением объемных источников тепла. В результате этой тепловой энергии, выделяющаяся в каждом сечении покрытия, не успевает отводиться к его границам, а идет главным образом на увеличение внутренней энергии, характеризуемой температурой.

Температура эмитирующей поверхности, также как и температура любого другого сечения оксидного покрытия (за исключением прилегающих к керну), возрастает в течение отбираемого импульса тока. Зависимости температуры эмитирующей поверхности от времени в течение импульса для различных величин плотностей отбираемого тока представлены на рис. 6. Перегрев поверхности за время первого импульса оказывается много меньше, чем в случае непрерывного отбора тока, но все-таки достаточно заметным. Так, при температуре керна, равной 1050 К, и исходной температуре эмитирующей поверхности, равной 1030 К, отбор эмиссионного тока плотностью 10 A/cm^2 приводит к перегреву поверхности на 13 К после первого импульса. В режиме непрерывного отбора тока этот перегрев достигает 460 К.

Достаточно важным процессом в работе ОК с импульсным отбором тока является процесс охлаждения оксидного слоя после прекращения отбора тока. Результаты расчета изменений температуры по

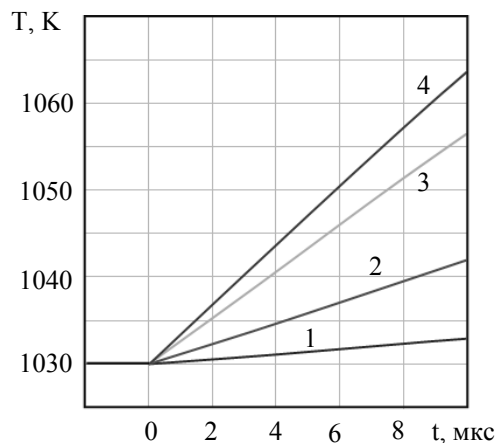


Рис. 6. Временные зависимости температуры эмитирующей поверхности в течение первого импульса при различных плотностях тока. j , A/cm^2 : 1 – 5; 2 – 10; 3 – 15; 4 – 17

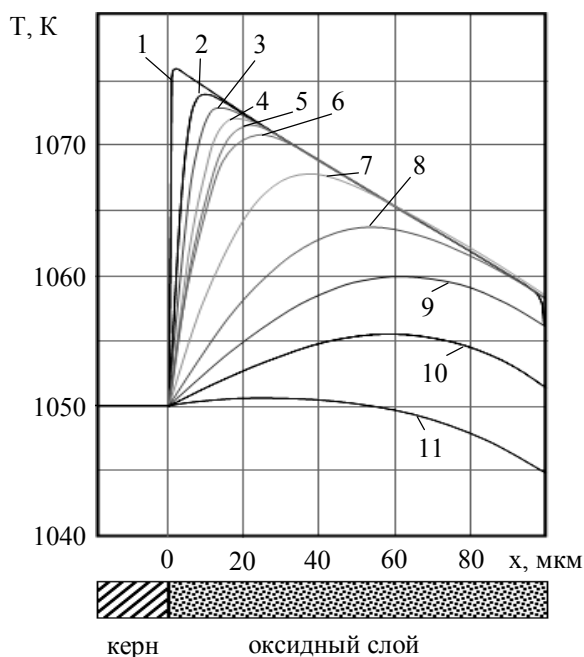


Рис. 7. Распределения температуры по толщине покрытия для различных времен после прекращения отбора тока:

1 – 0 мкс; 2 – 2 мкс; 3 – 4 мкс; 4 – 6 мкс; 5 – 8 мкс; 6 – 10 мкс; 7 – 27,6 мс; 8 – 82,7 мс; 9 – 165,4 мс; 10 – 303,3 мс; 11 – 600 мс

толщине покрытия, которые происходят после прекращения первого импульса отбора тока, представлены на рис. 7. Они свидетельствуют о том, что наиболее быстро изменяется температура сечений слоя, прилегающих к керну. Свободная поверхность оксидного слоя охлаждается значительно медленнее. Снижение температуры поверхности становится заметным приблизительно через 90–100 мс, а восстановление с точностью до $\sim 1,0 \text{ K}$ исходного невозмущенного распределения температуры происходит через более, чем 4 с после окончания импульса. Ма-

лая скорость охлаждения оксидного слоя в целом связана с его весьма низкой теплопроводностью. Существенное различие в скоростях охлаждения различных областей слоя (прилежащих к разным границам) обусловлено различием тепловых потоков, отводимых от них. Величины тепловых потоков определяются температурными напорами (градиентами температуры) в рассматриваемых областях. Сразу после окончания первого импульса максимальный температурный напор имеет сечение вблизи границы «кern - слой». Именно поэтому сечения оксидного слоя, прилежащие к данной границе, на начальном этапе после окончания первого импульса отбора тока охлаждаются наиболее быстро.

Инерционность процесса охлаждения, отмеченная выше, приводит к тому, что при отборе тока серией импульсов невозмущенное распределение температуры перед каждым последующим импульсом будет иметь место только в том случае, когда период посылок будет больше критического: для рассмотренного случая – 4 с. При значениях периода меньше критического полного восстановления поля температур в оксидном слое наблюдаться не будет. В этом случае к моменту прихода второго импульса (и последующих) распределение температуры по глубине слоя окажется несовпадающим с распределением перед началом первого (предыдущего) импульса. С каждым импульсом величина перегрева будет возрастать, причем внутренние области оксидного слоя будут перегреваться сильнее. В результате в покрытии установится распределение температур, характеризуемое относительно малым «ходом» в течение периода.

Результаты расчета, представленные на рис. 8, свидетельствуют о том, что «ход» температур в любом произвольном сечении слоя в «установившемся» состоянии оказывается небольшим. При частоте посылок импульсов 100 Гц длительностью 10 мкс с отбором плотности тока 2 А/см^2 «ход» температур не превышает 1 К, а при отборе плотности тока 5 А/см^2 – 5 К. Характер распределений температуры по толщине покрытия оказывается таким же, как и в случае непрерывного отбора тока (см. рис. 2), т.е. наиболее нагретыми оказываются сечения оксидного слоя, залегающие вблизи эмитирующей поверхности.

Продолжительность перехода к «установившемуся» распределению температур при отборе тока импульсами длительностью 10 мкс с частотой посылок 100 Гц составляет 1 – 2 с и слабо зависит от величины отбираемой плотности тока (см. рис. 9).

При отборе эмиссионного тока наблюдается электронное охлаждение поверхности. Этот процесс был учтен при постановке задачи, и теперь проанализируем его влияние. На рисунке 10 представлен

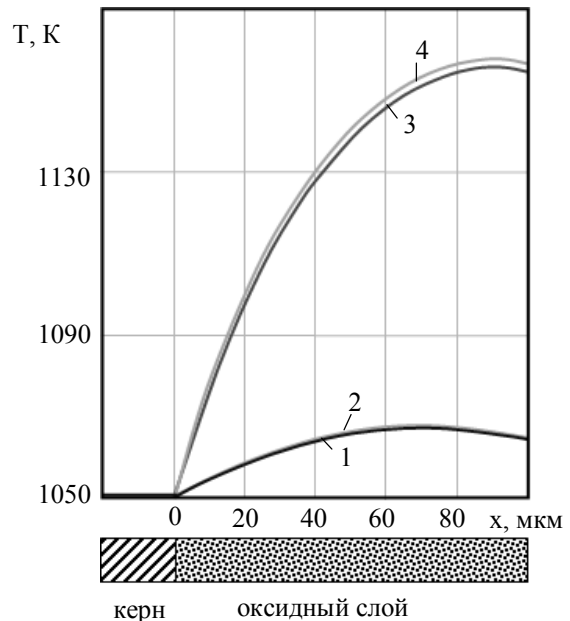


Рис. 8. Распределения температуры по толщине слоя при установившемся импульсном токоотборе. j , А/см^2 : 1, 2 – 2; 3, 4 – 5. 1, 3 – перед импульсом; 2, 4 – после импульса

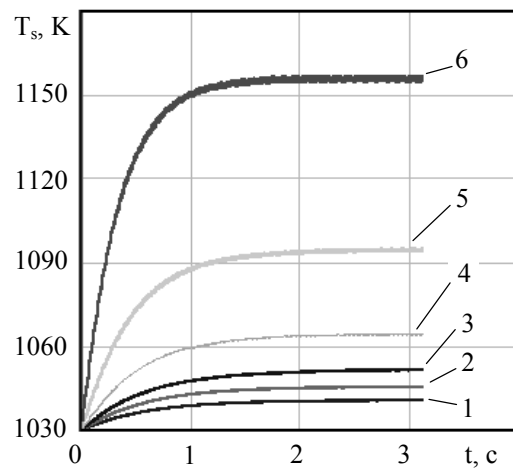


Рис. 9. Временная зависимость температуры эмитирующей поверхности при $\tau = 10 \text{ мкс}$, $\nu = 100 \text{ Гц}$ для различных токоотборов. j , А/см^2 :

1 – 1; 2 – 1,25; 3 – 1,5; 4 – 2; 5 – 3; 6 – 5

«ход» температуры эмитирующей поверхности в начальные моменты времени отбора эмиссионного тока для различных плотностей тока. Из приведенных графиков видно, что снижение температуры за счет электронного охлаждения имеет место, но оказывается весьма незначительным. Так, при плотностях тока до 17 А/см^2 снижение температуры не превышает 0,1 К. Кроме того, это снижение наблюдается в течение короткого промежутка времени (0,17 мкс при 5 А/см^2 и 0,05 мкс при 17 А/см^2). Столь малое влияние электронного охлаждения на температуру эмитирующей поверхности ОК, скорее

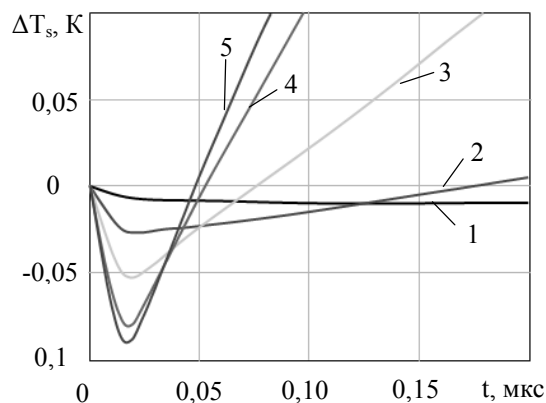


Рис. 10. Изменения температуры эмитирующей поверхности в начальные моменты времени при различных токоотборах. j , A/cm^2 :

1 – 1; 2 – 5; 3 – 10; 4 – 15; 5 – 17

всего, связано с его малым вкладом в общий тепловой баланс эмитирующей поверхности оксидного слоя. В начальные моменты времени отбора тока, когда дополнительный разогрев оксидного слоя проходящим током еще незначителен и потоки тепла к поверхности, обусловленные теплопроводностью, относительно малы, влияние электронного охлаждения становится наблюдаемым. При этом увеличение плотности отбираемого тока с одной стороны приводит к увеличению потока энергии, отводимой от поверхности электронами (электронное охлаждение), а с другой – сопровождается ростом мощности джоулевых источников тепла во всех сечениях слоя. В результате совместного действия этих факторов несколько возрастает начальное снижение температуры и сокращается время такого охлажденного состояния.

Электронное охлаждение проявляет себя и после прекращения отбора тока. В течение короткого промежутка времени ($\sim 0,01$ мкс) температура поверхности возрастает на несколько градусов (рис. 11).

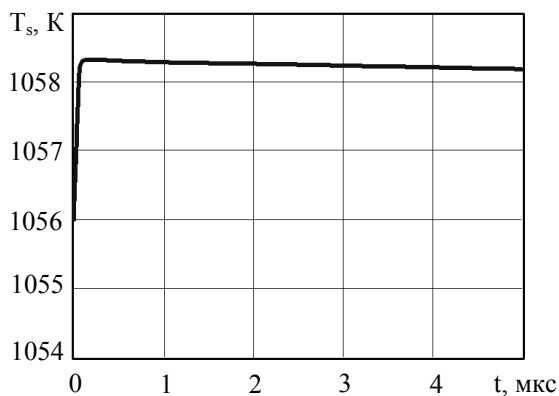


Рис. 11. Зависимость температуры поверхности от времени после прекращения однократного импульса отбора тока ($\tau = 10$ мкс, $j = 15$ A/cm^2)

Это, на первый взгляд, парадоксальное увеличение температуры поверхности обусловлено не самим электронным охлаждением, а резким исчезновением потока тепла, отводимого от поверхности отбираемыми электронами.

Еще один результат представляет заметный интерес. Это изменение температуры эмитирующей поверхности при отборе тока насыщения, т.е. при отборе всех электронов, эмитированных поверхностью (см. рис. 12). Из графика видно, что в этом случае темп роста температуры поверхности в течение импульса все время возрастает. Так, через 2 мкс после начала импульса перегрев поверхности составляет приблизительно 10 К, через 4 мкс – 20 К, через 6 мкс – 40 К, а через 8 мкс перегрев составляет 90 К. После 9-ой микросекунды отбора тока идет лавинообразный рост температуры поверхности, который может привести к необратимым изменениям состава и структуры активного слоя и потере катодом его эмиссионных свойств. Отметим, что в этом случае начальная температура поверхности составляет 1030 К.

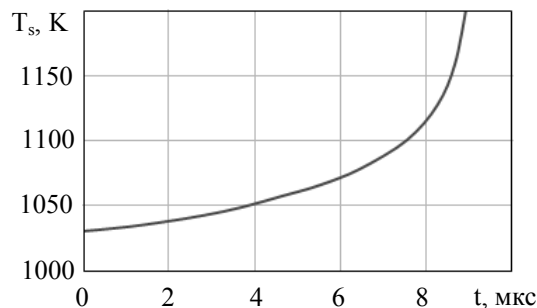


Рис. 12. Зависимость температуры поверхности ОК от времени в режиме насыщения

Такой перегрев в течение одиночного импульса в обязательном порядке должен учитываться при измерениях эмиссионных свойств материалов ОК: длительность измерительного импульса должна быть меньше 8 мкс.

Выводы

В ОК при отборе эмиссионных токов как в непрерывном, так и в импульсном режиме наиболее нагретыми оказываются сечения оксидного слоя прилегающие к поверхности. Для толстых (100 мкм) оксидных покрытий глубина залегания сечений, имеющих максимальную температуру, составляет 5 – 15 мкм относительно эмитирующей поверхности. При неизменной температуре керна увеличение плотности отбираемого тока приводит к более сильному разогреву оксидного покрытия и смещению наиболее нагретых сечений к свободной поверхности покрытия.

Энергия, уносимая электронами с поверхности ОК, для рассмотренных случаев составляет незначительную долю в общем тепловом балансе катода, что определяет малое влияние электронного охлаждения на величину температуры эмитирующей поверхности.

В температурном режиме поверхности катода это влияние проявляется только в течение коротких промежутков времени ($\sim 0,01$ мкс) в начале и конце отбора тока. В начальные моменты отбора тока, даже при отборе плотностей тока ~ 17 А/см², наблюдается снижение температуры поверхности на десятки доли градуса. После прекращения отбора тока температура поверхности повышается на несколько градусов. Максимальную температуру имеет поверхность не в конце импульса отбора тока, а приблизительно через 0,01 мкс после прекращения отбора тока.

После прекращения отбора тока восстановления распределения температуры по слою оксидного покрытия происходит в течение нескольких секунд. В результате при периодическом отборе эмиссионного тока с частотой выше $\sim 0,2$ Гц установившаяся температура поверхности оказывается выше исходной температуры перед началом отбора тока. Наличие такого перегрева оксидного слоя приводит к необходимости ограничения величины анодного тока, отбираемого от ОК, не только в непрерывном, но и в импульсном режиме работы катода.

Время выхода оксидного покрытия на установившийся температурный режим при фиксированном значении отбираемой плотности тока с длительностью импульсов 10 мкс и частотой посылок 100 Гц составляет несколько секунд. Это время слабо зависит от величины плотности отбираемого тока.

При работе ОК в области насыщения, т.е. при отборе всех электронов, эмитированных оксидным слоем, происходит существенное увеличение температуры оксидного слоя как в импульсном режиме токоотбора, так и при одиночных импульсах. При длительностях одиночных импульсов, превышающих 8 мкс, увеличение температуры поверхности оксидного слоя составляет сотни градусов, что должно приводить к потере катодом своей эмиссионной активности. Для традиционных оксидных катодов такая потеря активности может оказаться невосстанавливаемой.

Заключение

Полученный результат представляет существенный интерес не только для объяснения особенностей поведения ОК и физического обоснования выбора его эксплуатационных параметров, но и для более глубокого понимания процессов, происходя-

щих в оксидном слое и определяющих его эмиссионные свойства.

Не меньший интерес к полученным результатам связан с новыми высокотемпературными оксидными катодами. Так, композиционные катодные материалы на основе гафнатов или скандатов бария в своем поведении подобны традиционному оксидному катоду. Поэтому можно ожидать, что температурные поля и их изменения при отборе тока будут аналогичны полученным результатам. При этом выявленный существенный «ход» температуры в объеме и на поверхности ОК должен учитываться при проведении исследований эмиссионных свойств новых материалов для обеспечения достоверности информации об этих свойствах.

Литература

1. Евстигнеев, С.И. Катоды и подогреватели электровакуумных приборов [Текст] / С.И. Евстигнеев, А.А. Ткаченко. – 2-е изд. – М.: Высш. шк., 1975. – 196 с.
2. Ашкинази, Л.А. Результаты в области термо- и вторичноэлектронных катодов за 1990–2010 годы [Электронный ресурс]. – Режим доступа: http://www.lit.lib.ru/a/ashkinazi_1_a/text_0070.shtml. – 01.09.2011.
3. Gaertner, G. Hundred years anniversary of the oxide cathode – A historical review [Text] / G. Gaertner, D. den Engelsens // Appl. Surf. Sci. – 2005. – Vol. 251, № 1–4. – P. 24–30.
4. Светцов, В.И. Физическая электроника и электронные приборы [Текст]: учеб. пособие / В.И. Светцов, И.В. Холодков. – Иваново: Иван. гос. хим.-технол. ун-т, 2008. – 494 с.
5. Ашкинази, Л.А. Материалы электронных эмиттеров. Ч. II. Термоэлектронные катоды [Текст]: учеб. пособие / Л.А. Ашкинази, В.С. Петров. – М.: Печ. цех Моск. гос. ин-та электроники и математики, 1997. – 58 с.
6. Мойжес, Б.Я. Физические процессы в оксидном катоде [Текст] / Б.Я. Мойжес. – М.: Наука, 1968. – 479 с.
7. Пат. на винахід № 97045 Україна, МПК H01J1/00. Матеріал для термоелектронного катода [Текст] / О.П. Кислицын, А.О. Таран, С.С. Орданьян, П.А. Комозинський, С.І. Планковский (Україна); заявник й патентовласник Нац. аерокосм. ун-т ім. М.Є. Жуковського „Харк. авіац. ін-т”. – № а 2010 11383; заявл. 24.09.2010; надрук. 26.12.2011, Бюл. № 24. – 2 с.
8. Спаркс, И.Л. Измерение электропроводности оксидных катодов методом задерживающего потенциала [Текст] / И.Л. Спаркс, Г.Р. Филипп // Эффективные термокатоды: сб. науч. тр. – М.-Л.; Госэнергоиздат, 1958. – Вып. 1. – С. 64–74.
9. Кислицын, А.П. Перераспределение электронов по энергетическим состояниям и работа выхо-

да электрона полупроводниковых катодов донорного типа [Текст] / А.П. Кислицын, А.А. Таран, Е.К. Островский // Вісті Академії інженерних наук

України. Машинобудування та прогресивні технології. – 2005. – № 3 (26). – С. 144–149.

Поступила в редакцію 14.05.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. каф. інформатики М.Л. Угрюмов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

РОЗПОДІЛ ТЕМПЕРАТУРИ У АКТИВНОМУ ШАРІ ОКСИДНОГО КАТОДА ПРИ БЕЗПЕРЕРВНОМУ ТА ІМПУЛЬСНОМУ СТРУМОВІДБОРАХ

О.П. Кислицын, С.Ю. Подгорський, А.О. Таран

Розраховані температурні поля в шарі покриття оксидного катода завтовшки 100 мкм. Розрахунки виконані для безперервного та імпульсного відборів термоємистісного струму з урахуванням тільки Джоулевих джерел тепла. Враховані залежності теплофізичних властивостей матеріалу оксидного шару від його температури. Встановлено, що при усталеному відборі струму максимальну температуру мають перерізи, що розташовані поблизу емітувальної поверхні, а не сама поверхня. При імпульсному відборі струму у режимі просторового заряду з частотою імпульсів 100 Гц та їх тривалості 10 мкс температурний режим катода встановлюється за декілька секунд. Протягом імпульсу температура поверхні зростає, і її максимум спостерігається за $\sim 0,01$ мкс після закінчення імпульсу. У режимі насичення навіть одиночні імпульси призводять до суттєвого збільшення температури шару. При тривалості імпульсів більшій, ніж 8 мкс, через зростання температури емісійно-активного шару оксидний катод може вийти з ладу.

Ключові слова: оксидний катод, оксидний шар, температурне поле, безперервний відбір та імпульсний струмовідбори, рівняння теплопровідності.

TEMPERATURE DISTRIBUTION ALONG THE ACTIVE LAYER OF THE OXIDE CATHODE UNDER THE CONTINUOUS AND PULSE CURRENT TAKE-OFFS

O.P. Kyslytsyn, S.Yu. Podgorskij, A.O. Taran

Temperature fields in the oxide cathode coating layer thickness 100 μm have been calculated. Calculations for the continuous and pulse thermionic current take-offs with a glance joule heat sources are carried out. Thermophysical material properties dependences on temperature are taken into account. It has been found that the peak temperature have sections near emitting surface (not the surface itself) to oxide layer heating at the stationary current take-off. Temperature regime becomes established in a few seconds time at the pulse current take-off with pulse rate 100 Hz and duration 10 μs . In this case the current is limited by the volume charge. Surface cathode temperature increases with pulse duration and has the maximum value in $\sim 0,01$ μs after pulse. Even single pulse in the saturation regime leads to the additional heating of the layer. The failure may occur at pulse duration more than 8 μs , through the layer overheating.

Key words: oxide cathode, oxide layer, temperature field, continuous and pulse current take-offs, thermal conduction equation.

Кислицын Александр Петрович – канд. техн. наук, доц., доцент каф. физики, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: apkyslytsyn@mail.ru.

Подгорский Станислав Юрьевич – студент каф. прочности ЛА, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: entomolog.91@gmail.com.

Таран Анатолий Алексеевич – канд. физ.-мат. наук, проф., зав. каф. физики, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: anatoliytaran@rambler.ru.

УДК 681.5.015:629.7.05

С.Н. ФИРСОВ, ВАН ТХИНЬ НГУЕН, А.В. ДАНЧЕНКО

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

УПРАВЛЕНИЯ МАЛОГАБАРИТНЫМ ЛЕТАТЕЛЬНЫМ АППАРАТОМ ВЕРТИКАЛЬНОГО ВЗЛЕТА И ПОСАДКИ ПРИ ПЕРЕХОДЕ ОТ ОДНОГО РЕЖИМА ПОЛЕТА В ДРУГОЙ

В работе представлен новый класс малогабаритных летательных аппаратов (МЛА) вертикального взлета и посадки, а также предложены алгоритмы управления, которые обеспечивают заданные показатели качества полетами исследуемого аппарата, как в номинальном режиме, так и при возникновении нештатных ситуаций. Представлен ряд математических моделей, отражающих особенности функционирования малогабаритных летательных аппаратов в различных переходных режимах при изменении его траектории. Также синтезированы алгоритмы управления МЛА в переходном режиме, способные парировать разнообразные возмущения.

Ключевые слова: малогабаритный летательный аппарат, система координат, матрица преобразования, микроконтроллер, сигмоидальная функция.

Введение

Беспилотные летательные аппараты (БПЛА) вертикального взлета и посадки обладают неоспоримым преимуществом по сравнению с другими типами летательных аппаратов, требующих наличие взлетно-посадочной полосы. Так же малогабаритные БПЛА позволяют решать широкий круг задач в ограниченном пространстве – закрытых помещениях. Несмотря на то, что беспилотные вертолеты имеют ту же самую эксплуатационную характеристику, что и БПЛА вертикального взлета и посадки, они имеют ряд недостатков: ограничения скорости полета, низкая маневренность и ряд других. Традиционный класс БПЛА обеспечивает вертолетные эксплуатационные характеристики только путем изменения либо ориентации в пространстве вектора силы тяги, либо геометрии самого летательного аппарата, что сопровождается значительным усложнением конструкции аппарата. Именно поэтому, создание малогабаритных беспилотных летательных аппаратов (МЛА), свободных от указанных недостатков и обладающих положительными характеристиками вертолетных и самолетных схем, а также способных выполнять поставленные задачи, как в открытом воздушном пространстве, так и в закрытых помещениях, представляет собой актуальную научно-практическую задачу.

МЛА вертикального взлета и посадки представляет собой сравнительно новый класс летательных аппаратов, для которого отсутствуют конструктивные и хорошо структурированные аналитические методы определения аэродинамических и тяговых характеристик, что обуславливает создание дейст-

вующих макетов подобных аппаратов. Кроме того, эти характеристики аппарата могут значительно отличаться от образца к образцу или изменяться в процессе эксплуатации, что не позволяет переложить уже существующие разработки систем управления более размерных летательных аппаратов на МЛА. Это определяет необходимость решения научно-технической задачи обеспечения МЛА угловой устойчивостью на различных режимах полета, путем создания аппаратно-алгоритмических средств системы угловой стабилизации.

В работе рассматривается синтез системы управления одновинтового МЛА вертикального взлета и посадки (рис. 1) и ее исследование в переходном режиме [1]. Предлагаемая компоновка МЛА отличается простой механикой, которая, в свою очередь, упростила конструкцию, а следовательно, его производство и эксплуатацию. Кроме того, в компоновку введены определенные структурные особенности, позволяющие улучшить устойчивость аппарата к внешним воздействиям, а также обеспечить отказоустойчивость системы во всех режимах полета.



Рис. 1. Внешний вид МЛА

Для синтеза системы траекторного управления МЛА необходимо получить ряд моделей аппарата, провести их параметрическую идентификацию с последующим уточнением параметров моделей при проведении натурных экспериментов.

1. Уравнение параметров движения по траектории

Исследуемый аппарат представляет собой сложную систему со многими перекрестными связями, что существенно усложняет исследование его полной динамики и определяет необходимость декомпозиции полного движения на ряд автономных движений с последующим переходом на полный анализ. С целью упрощения, в результате первичного анализа исследуемого МЛА было определено, что движение в продольном канале допустимо описывать дифференциальными уравнениями второго порядка [2]. Силы, действующие на центр масс МЛА при его движении в продольном канале, представлены на рис. 2. Оси базовой системы координат OXYZ, относительно которой рассматриваются проекции сил, расположены таким образом, что ось OX направлена в сторону движения аппарата (по курсу) в горизонтальной плоскости и определяет расстояние, пройденное МЛА в базовом направлении. С целью упрощения последующего изложения предполагаем: основное движение аппарата происходит вдоль оси OX и оси OY, отражающей изменение высоты. Управление тангажом предполагает наличие управляющего момента относительно оси OZ, перпендикулярной двум осям OX и OY.

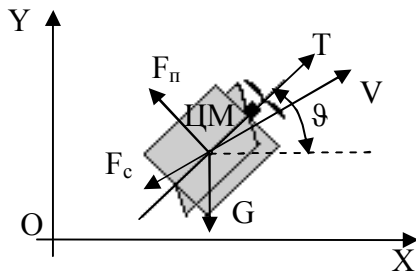


Рис. 2. Физическая модель МЛА

На основании физической модели (рис. 2), уравнение, описывающее динамические свойства объекта в продольном канале, представим следующим образом:

$$m \begin{pmatrix} \ddot{X} \\ \ddot{Y} \end{pmatrix} = G + F_p + F_c + T, \quad (1)$$

$$\dot{\vartheta} = a(\vartheta^3 - \vartheta), \quad (2)$$

где $\ddot{X}$, $\ddot{Y}$ – линейные ускорения на соответственной оси, ϑ – угол тангажа, G – сила тяжести; F_p – подъемная сила; F_c – сила сопротивления; T – сила тяги, ϑ^3 – заданный тангаж, m – масса МЛА.

Кроме того, предполагаем, что управление тангажа доступно с характеристиками первого порядка, которые описываются позитивной: $a = \text{const}$.

В базовой системе координат сила представима следующим образом:

$$G = \begin{pmatrix} 0 \\ -mg \end{pmatrix},$$

где g – ускорения свободного падения.

Известно, что вектор тяги действует вдоль оси OX связанной с МЛА системой координат и записывается следующим аналитическим выражением:

$$T = R(\vartheta) \begin{pmatrix} T \\ 0 \end{pmatrix},$$

где R – матрица преобразования косинусов, определяющая взаимное положение связанной системы координат и системы координат, расположенной под углом φ :

$$R(\varphi) = \begin{pmatrix} \cos \varphi & -\sin \varphi \\ \sin \varphi & \cos \varphi \end{pmatrix},$$

T – тяга двигателя с винтом, для которой выполняется условие $T > 0$.

Аналогично силе тяги представим подъемную силу и силу аэродинамического сопротивления:

$$F_p = R(\vartheta - \alpha) \begin{pmatrix} 0 \\ F_p \end{pmatrix},$$

$$F_c = R(\vartheta - \alpha) \begin{pmatrix} -F_c \\ 0 \end{pmatrix},$$

где $F_p = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_n(\alpha)$ – величина подъемной силы;

$F_c = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_c(\alpha)$ – величины силы сопротивления; C_n , C_c – аэродинамические коэффициенты; ρ – плотность воздуха; S – площадь крыльев.

Результирующая подъемной силы и сопротивления будет равна:

$$F_p + F_c = \frac{1}{2} \rho V^2 S R(\vartheta - \alpha) \begin{pmatrix} -C_c(\alpha) \\ C_n(\alpha) \end{pmatrix}.$$

Следует отметить, что скоростью полета определяется как $V = \sqrt{\dot{X}^2 + \dot{Y}^2}$, а угол атаки –

$\alpha = \vartheta - \text{tg}^{-1} \left(\frac{\dot{Y}}{\dot{X}} \right)$. Следовательно:

$$\vartheta - \alpha = \text{tg}^{-1} \left(\frac{\dot{Y}}{\dot{X}} \right);$$

$$\cos(\vartheta - \alpha) = \cos \left(\text{tg}^{-1} \left(\frac{\dot{Y}}{\dot{X}} \right) \right) = \frac{\dot{X}}{\sqrt{\dot{X}^2 + \dot{Y}^2}} = \frac{\dot{X}}{V}, \quad (3)$$

$$\sin(\vartheta - \alpha) = \sin \left(\text{tg}^{-1} \left(\frac{\dot{Y}}{\dot{X}} \right) \right) = \frac{\dot{Y}}{\sqrt{\dot{X}^2 + \dot{Y}^2}} = \frac{\dot{Y}}{V}. \quad (4)$$

На основании (3) и (4) выражение для результирующей аэродинамической силы представим следующим образом:

$$F_{\pi} + F_c = \frac{1}{2} \rho V^2 S \begin{pmatrix} \frac{\dot{X}}{V} & \frac{\dot{Y}}{V} \\ \frac{\dot{Y}}{V} & \frac{\dot{X}}{V} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} -C_c \\ C_{\pi} \end{pmatrix} = \\ = \frac{1}{2} \rho V S \begin{pmatrix} -\dot{X} C_c & \dot{Y} C_{\pi} \\ \dot{Y} C_c & \dot{X} C_{\pi} \end{pmatrix}.$$

Исходя из полученной зависимости уравнение движения примет вид:

$$\begin{pmatrix} \ddot{X} \\ \ddot{Y} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 \\ -g \end{pmatrix} + \frac{1}{2m} \rho V S \begin{pmatrix} -\dot{X} C_c & \dot{Y} C_{\pi} \\ \dot{Y} C_c & \dot{X} C_{\pi} \end{pmatrix} + R(\vartheta) \begin{pmatrix} T \\ 0 \end{pmatrix}, \quad (5)$$

$$\dot{\vartheta} = a(\vartheta^3 - \vartheta). \quad (6)$$

Применяя зависимости (5), (6), определяются алгоритмы управления МЛА, как при переходном режиме, так и в полете по траектории.

2. Задающие траектории

Целью синтеза траектории является разработка траекторий для всех режимов полета МЛА. При этом необходимо, чтобы траектория была простой и выполнимой. Формирование траектории выполняется в рамках продольного движения, т.е. в двумерной системе координат. Параметр X представляет собой расстояние движения вдоль линии текущего курса, высота обозначена как Y . Траектории формируются для всего интервала времени полета от начала маневра до его окончания.

Так как МЛА представляет собой объект вертикально взлета и посадки, то имеет место переход между точкой горизонтального маршрутного полета и точкой висения, или наоборот. Желаемые траектории перехода от вертикального полета в горизонт и обратно представлены на рис.3 и рис.4. При этом на этих же рисунках представлены начальные условия и опорные точки заворотов.

С целью обеспечения выполнения заданной траектории движения в том или ином маневре МЛА, необходимо измерять или определять параметры $X, \dot{X}, \ddot{X}, Y, \dot{Y}, \ddot{Y}$. Входными сигналами, определяемыми в начальные моменты времени являются координаты первоначального и конечного положения $(X_0, Y_0), (X_k, Y_k)$, а также начальная скорость V_0 для перехода из горизонтального полета в висение или окончательная задающая скорость V_k – для перехода из висения в горизонтальный полет. Время маневра t_m – это продолжительность времени, необходимое для реализации маневра.

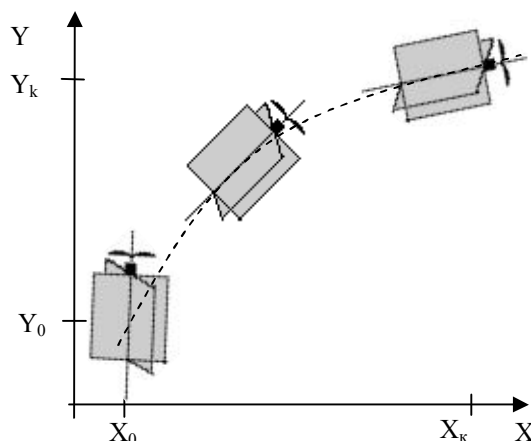


Рис. 3. Переходный режим из висения в горизонтальном полете

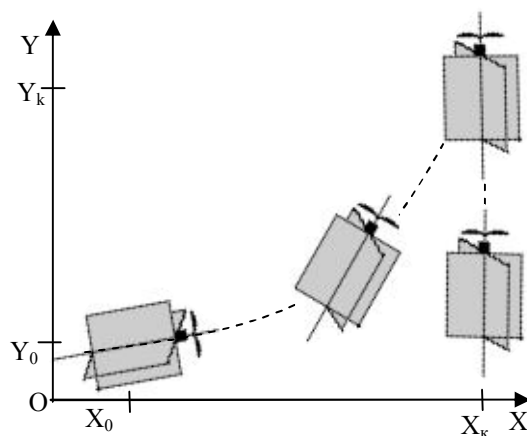


Рис. 4. Переходный режим из горизонтального полета в висение

Формирование траектории осуществляется независимо для двух осей. Ось Y – это скоростная ось траектории. При переходе из висения в горизонтальный полет скорость МЛА первоначально будет нулевой, а в последующем будет увеличиваться до V_k , с целью обеспечения устойчивого горизонтального полета. При переходе из горизонтального полета в режим висения, первоначально скорость полета будет V_0 , затем ее необходимо уменьшить до нуля и МЛА, используя свои аэродинамические свойства, примет вертикальное положение. При этом параметры желаемого движения МЛА по оси X будут определяться следующими зависимостями [3]. Для варианта перехода из режима висения в горизонтальный полет зависимости требуемого изменения параметров будут иметь вид:

$$\ddot{X}_3 = \begin{cases} \frac{V_k}{t_m}, & t \leq t_m, \\ 0, & \text{иначе;} \end{cases}$$

$$\dot{X}_3 = \begin{cases} \frac{V_K}{t_m} t, & t \leq t_m, \\ V_K, & \text{иначе;} \end{cases} \quad (7)$$

$$X_3 = \begin{cases} \frac{V_K}{t_m} t^2 + X_0, & t \leq t_m, \\ V_K(t - t_m) + V_K \frac{t_m}{2}, & \text{иначе;} \end{cases}$$

$$\text{где } t_m = \frac{2(X_K - X_0)}{V_K}.$$

А для этапа перехода из горизонтального полета в висение, зависимости примут вид:

$$\ddot{X}_3 = \begin{cases} -\frac{V_0}{t_m}, & t \leq t_m, \\ 0, & \text{иначе;} \end{cases}$$

$$\dot{X}_3 = \begin{cases} -\frac{V_0}{t_m} t + V_0, & t \leq t_m, \\ 0, & \text{иначе;} \end{cases} \quad (8)$$

$$X_3 = \begin{cases} -\frac{V_0}{2t_m} t^2 + V_0 t + X_0, & t \leq t_m, \\ -\frac{V_0}{2t_m} t_m^2 + V_0 t_m + X_0, & \text{иначе;} \end{cases}$$

$$\text{где } t_m = \frac{2(X_K - X_0)}{V_0}.$$

Для формирования желаемой траектории по оси Y применяется другой подход. Для обоих типов перехода необходимо выполнить плавный переход от одного значения высоты к другому постоянному значению. Это может быть достигнуто применением сигмоидальной функции. Для описания обоих этапов желаемой траектории используются следующие аналитические зависимости:

$$Y_3 = \frac{Y_K - Y_0}{1 + e^{-k(t - \frac{t_m}{2})}} + Y_0;$$

$$\dot{Y}_3 = k(Y_K - Y_0) \frac{e^{(kt + \frac{t_m}{2})k}}{(e^{kt} + e^{-k(1 - \frac{t_m}{2})})}; \quad (9)$$

$$\ddot{Y}_3 = \frac{-k^2(Y_K - Y_0)(e^{kt} - e^{\frac{kt_m}{2}})e^{kt + \frac{kt_m}{2}}}{(e^{kt} + e^{\frac{kt_m}{2}})^3}.$$

где k – коэффициент, определяющий на сколько быстро кривая траектории требуемой высоты достигает желаемого значения. Продолжительность маневра определяется расстояниями вдоль пути от X_0 до X_K и рассчитывается в ходе формирования желаемой траектории X . После того, как определено значение t_m , оно используется в качестве функции для синтеза траектории по Y .

3. Линеаризация уравнения движения

С целью синтеза законов управления необходимо осуществить линеаризацию исходных нелинейных зависимостей. Для линеаризации применяем хорошо зарекомендовавший себя подход вариации переменных:

$$\tilde{X} = X - X_3,$$

$$\tilde{Y} = Y - Y_3.$$

$$\begin{pmatrix} \ddot{\tilde{X}} \\ \ddot{\tilde{Y}} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \ddot{X} - \ddot{X}_3 \\ \ddot{Y} - \ddot{Y}_3 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \frac{\rho S}{2m} \sqrt{\dot{X}^2 + \dot{Y}^2} (-\dot{X} C_{\Pi} - \dot{Y} C_c) + \frac{T}{m} \cos \vartheta - \ddot{X}_3 \\ -g + \frac{\rho S}{2m} \sqrt{\dot{X}^2 + \dot{Y}^2} (-\dot{Y}_3 C_c + \dot{X} C_{\Pi}) + \frac{T}{m} \sin \vartheta - \ddot{Y}_3 \end{pmatrix}.$$

При линеаризации предполагаем, что входные сигналы управления будут изменяться следующим образом:

$$U = \begin{pmatrix} \frac{T}{m} \cos \vartheta \\ \frac{T}{m} \sin \vartheta \end{pmatrix} = U_1 + U_2,$$

где U_1 – переменная, обеспечивающая сужение нелинейной части системы;

U_2 – это входной сигнал, который управляет отклонением к нулю.

Если выбрать U_1 таким, как:

$$U_1 = \begin{pmatrix} -\frac{\rho S}{2m} \sqrt{\dot{X}^2 + \dot{Y}^2} (-\dot{X} C_{\Pi} - \dot{Y} C_c) \\ g - \frac{\rho S}{2m} \sqrt{\dot{X}^2 + \dot{Y}^2} (-\dot{Y}_3 C_c + \dot{X} C_{\Pi}) \end{pmatrix},$$

то уравнения линеаризованной системы примут следующий вид:

$$\begin{pmatrix} \ddot{\tilde{X}} \\ \ddot{\tilde{Y}} \end{pmatrix} = U_2 - \begin{pmatrix} \ddot{X}_3 \\ \ddot{Y}_3 \end{pmatrix}.$$

Для того, чтобы поддерживать желаемую траекторию X и Y с характеристиками второго порядка, необходимо обеспечить выполнение тождеств:

$$\ddot{\tilde{X}} = -k_{dX} \dot{\tilde{X}} - k_{qX} \tilde{X};$$

$$\ddot{\tilde{Y}} = -k_{dY} \dot{\tilde{Y}} - k_{qY} \tilde{Y},$$

где k_{dX} , k_{qX} , k_{dY} , и k_{qY} – перестраиваемые коэффициенты.

Для достижения этой цели, предположим:

$$U_2 = \begin{pmatrix} -k_{dX} \dot{\tilde{X}} - k_{qX} \tilde{X} + \ddot{\tilde{X}}_3 \\ -k_{dY} \dot{\tilde{Y}} - k_{qY} \tilde{Y} + \ddot{\tilde{Y}}_3 \end{pmatrix}.$$

Тогда входные сигналы управления становятся равными следующим значениям:

$$\begin{pmatrix} \frac{T}{m} \cos \vartheta \\ \frac{T}{m} \sin \vartheta \end{pmatrix} = U_1 + U_2 =$$

$$\begin{pmatrix} -\frac{\rho S}{2m} \sqrt{\dot{X}^2 + \dot{Y}^2} (-\dot{X}C_{\Pi} - \dot{Y}C_c) - k_{dX}\dot{\tilde{X}} - k_{qX}\tilde{X} + \ddot{\tilde{X}}_3 \\ g - \frac{\rho S}{2m} \sqrt{\dot{X}^2 + \dot{Y}^2} (-\dot{Y}C_c + \dot{X}C_{\Pi}) - k_{dY}\dot{\tilde{Y}} - k_{qY}\tilde{Y} + \ddot{\tilde{Y}}_3 \end{pmatrix}.$$

Для формирования сигналов управления тягой и тангажом, необходимо определить аналитические зависимости для выражения T и ϑ . С этой целью представим строки входного вектора следующим образом:

$$F_1 = -\frac{\rho S}{2m} \sqrt{\dot{X}^2 + \dot{Y}^2} (-\dot{X}C_{\Pi} - \dot{Y}C_c) - k_{dX}\dot{\tilde{X}} - k_{qX}\tilde{X} + \ddot{\tilde{X}}_3,$$

$$F_2 = g - \frac{\rho S}{2m} \sqrt{\dot{X}^2 + \dot{Y}^2} (-\dot{Y}C_c + \dot{X}C_{\Pi}) - k_{dY}\dot{\tilde{Y}} - k_{qY}\tilde{Y} + \ddot{\tilde{Y}}_3.$$

Такое представление приводит к следующим аналитическим представлениям:

$$\frac{T}{m} \cos \vartheta = F_1; \quad (10)$$

$$\frac{T}{m} \sin \vartheta = F_2. \quad (11)$$

Возводя в квадрат оба этих уравнения, и суммируя их, получаем выражение для тяги:

$$T = m\sqrt{F_1^2 + F_2^2}.$$

Разделив уравнение (11) на (10), и переписать в компактный вид получим:

$$\operatorname{tg} \vartheta = \frac{F_2}{F_1}. \quad (12)$$

Уравнение (12) представляет собой аналитическую зависимость угла тангажа от тяги двигателя и аэродинамического сопротивления.

4. Результаты моделирования

В этой части представлены результаты моделирования системы при переходе из режима висения в горизонтальный полет и при переходе из горизонтального полета в висение. Параметры законов стабилизации для моделирования, следующие:

$$m = 900 \text{ гр}; k = 0,2; k_{dX} = 2; k_{qX} = 4; k_{dY} = 2; k_{qY} = 5;$$

$$t_m = 30 \text{ с}, X_0 = 0, Y_0 = 1,$$

$$X_k = 100, Y_k = 10 \text{ (рис. 5-8)}.$$

На рис.9 представлен полет МЛА, автономно работающий в переходном режиме полета. Полет осуществлялся при тех же значениях параметров закона управления, что и при моделировании и подтвердили работоспособность полученных законов и требуемое их качество.

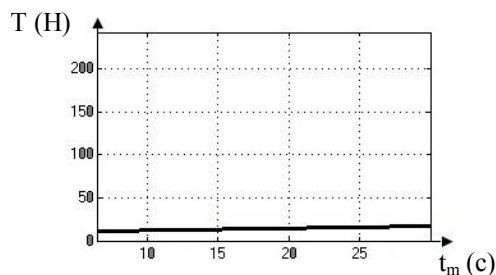


Рис. 5. Моделирование тяги двигателя при переходе из висения в горизонтальный полет

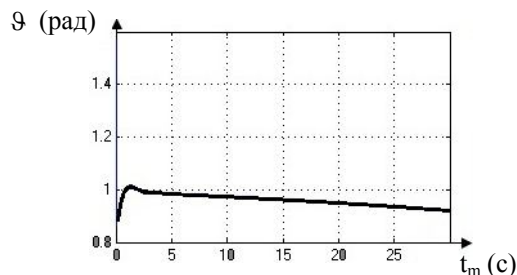


Рис. 6. Моделирования угла тангажа при переходе из висения в горизонтальный полет

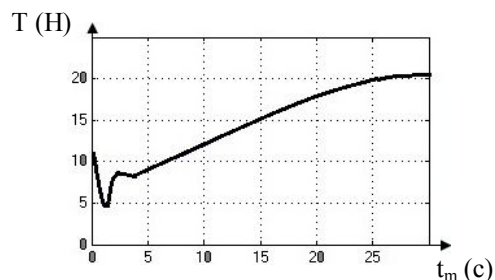


Рис. 7. Моделирование тяги при переходе из горизонтального полета в висение

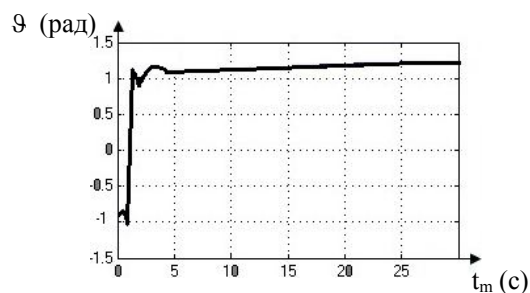


Рис. 8. Моделирования угла тангажа при переходе из горизонтального полета в висение



Рис. 9. Полет в переходном режиме

Заклучение

В результате проведенных исследований синтезированы алгоритмы управления МЛА в переходном режиме висения, способные парировать разнообразные возмущения. С целью расширения функциональных возможностей МЛА необходимо его дальнейшее исследование в различных режимах функционирования и при наличии сформированного множества нештатных ситуаций.

Литература

1. Комп'ютерне моделювання динаміки безпilotного літального апарату нетрадиційної аеродинамічної схеми [Текст] / С.М. Фірсов, Нгуен Ван Тхін, О.В. Данченко, О.Е. Котисов // Вісник Харківського національного технічного університету

сільського господарства імені Петра Василенка. Технічні науки. Вип/102 «Проблеми енергозабезпечення та енергозбереження в АПК України». – Х.: ХНТУСГ, 2010. – С. 94 – 96.

2. Фирсов, С.Н. Малогабаритный летательный аппарат вертикального взлета и посадки [Текст] / С.Н. Фирсов, Нгуен Ван Тхін // Научные исследования – теория и эксперимент 2010: материалы шестой международной научно-практической конференции, Полтава, 17-19 мая 2010 г. - Полтава: Изд-во «ИнтерГрафіка», 2010. – Т.6 – С. 95 – 97.

3. Хафер, К. Техника вертикального взлета и посадки [Текст] / К. Хафер, Г. Закс. – М.: Мир, 1985. – 376 с.

4. Зайцев, Г.Ф. Теория автоматического управления и регулирования [Текст]: Учеб. для вузов / Г.Ф. Зайцев. – К/: Вища школа, 1988. – 431 с.

Поступила в редакцию 12.03.2012

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

УПРАВЛІННЯ МАЛОГАБАРИТНИМ ЛІТАЛЬНИМ АПАРАТОМ ВЕРТИКАЛЬНОГО ЗЛЬОТУ ТА ПОСАДКИ ПРИ ПЕРЕХІДІ ВІД ОДНОГО РЕЖИМУ ПОЛЬОТУ В ІНШИЙ

С.М. Фірсов, Ван Тхін Нгуен, О.В. Данченко

Наведено новий клас малогабаритних літальних апаратів (МЛА) вертикального зльоту і посадки, а також запропоновано алгоритми управління, які забезпечують задані показники якості польоту досліджуваного апарату, як у номінальному режимі, так і при появі позаштатних ситуацій. Представлений ряд математичних моделей, що відображають особливості функціонування МЛА в різноманітних перехідних режимах та при зміні його траєкторії. Також синтезовані алгоритми управління МЛА в перехідних режимах, здатні парити різноманітні збурення.

Ключові слова: малогабаритний літальний апарат, системи координат, матриця перетворення, мікроконтролер, сигмоїдальна функція.

CONTROLS FOR A SMALL-SIZED VERTICAL TAKEOFF AND LANDING AIRCRAFT DURING TRANSIENT FROM ONE FLIGHT CONDITION TO ANOTHER

S.N. Firsov, Van Thinh Nguyen, A.V. Danchenko

This paper presents a new class of small vertical takeoff and landing (VTOL) aircraft, also the control algorithms were proposed, which provide a given quality of performance of the studied flying vehicle in nominal condition as well as in presence of abnormal situations. Presents a series of mathematical models, which reflect the peculiarities of the small-sized vertical takeoff and landing aircraft in various of transient condition during changing its trajectory. Also control algorithms were synthesized VTOL during transient condition, capable parry a variety of disturbances.

Keywords: small-sized aircraft, the coordinate system, transformation matrix, microcontroller, sigmoid function.

Фирсов Сергей Николаевич – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры систем управления летательными аппаратами Национального аэрокосмического университета им. Н.Е.Жуковского «ХАИ», Харьков.

Нгуен Ван Тхін – аспирант кафедры систем управления летательными аппаратами Национального аэрокосмического университета им. Н.Е.Жуковского «ХАИ», Харьков, e-mail: tinh_kq@yahoo.com

Данченко Александр Вячеславович – аспирант кафедры систем управления летательными аппаратами Национального аэрокосмического университета им. Н.Е.Жуковского «ХАИ», Харьков.

УДК 533.695.7

В.В. СПЕСИВЦЕВ

*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина***ИССЛЕДОВАНИЕ ВНУТРЕННИХ ТЕЧЕНИЙ В СВЕРХЗВУКОВОЙ СТРУЕ**

Проведенные исследования позволяют распространить полуэмпирическую теорию расчета параметров газа в сверхзвуковом участке струи на случай истечения ее из сопла с раструбом. Теоретически получено для струи, истекающей из сопла с раструбом, математическое выражение коэффициента расхода газа через границу, отделяющую ядро от внешнего пограничного слоя. Использовано уравнение координат ударно-волновой структуры (УВС), служащее «каркасом» ядра струи при определении параметров газа в нем. Экспериментальные исследования УВС проведены на струях продуктов сгорания топлив «бензин-воздух», «керосин-кислород» с температурами рабочего тела 2100...3395К. Установлена эмпирическая зависимость приведенного коэффициента расхода от степени нерасчетности сопла в виде полинома нулевой степени. Приведение проводилось с использованием чисел Рейнольдса характерных сечений ядра струи. Установлены особенности изменения коэффициента расхода при отрывных режимах течения газа в сопле.

Ключевые слова: свободная сверхзвуковая струя, потенциальное ядро, режим регулярного отражения волн, значения параметров газа на оси ядра, течение с потерей массы.

Принятые условные обозначения

ПВР – протяженная волна разрежения (первая половина бочки);

УВС – ударно-волновая структура струи;

U – осевая координата выходного сечения бочки от начального сечения ядра;

X – осевая координата, отсчитанная от среза сопла;

V – осевой размер бочки;

D – диаметр сечения струи;

$u = U / D_{кр}$; $v = V / D_{кр}$; $d = D / D_{кр}$ – относительные величины;

λ – коэффициент скорости;

$\pi(\lambda)$, $\tau(\lambda)$, $q(\lambda)$, $z(\lambda)$ – газодинамические функции;

$P_n = p_0 / p_n$ – располагаемое отношение давлений;

k – отношение теплоемкостей газа;

p – давление газа;

f = F/F_{кр} – относительная площадь;

$n_n = p_a / p_n$, $n_{ск}$ – степени нерасчетности сопла;

n – фаза сечения бочки.

ск – зарождение скачка уплотнения в бочке;

k – параметры в конце ядра струи;

a – параметры среза сопла;

пред – предельное значение;

пр – приведенное значение.

Введение

Свободная газовая струя при течении «разбухает». Увеличение ее поперечных сечений связано с ростом толщины пограничного слоя за счет притока в него части рабочего тела из потенциального ядра струи и подмешивания газа из окружающего пространства. В начальном участке весь расход рабочего тела перетекает из ядра струи в пограничный слой. Поперечное сечение ядра в конце начального участка становится равным нулю. Далее следует основной участок струи, в котором нарастание толщины пограничного слоя определяется только взаимодействием ее с окружающей средой.

В сверхзвуковой струе ядро представляет собой бочечный участок. Скорость газа в этом участке сверхзвуковая и изменяется по гармоническому закону с периодом, равным длине бочки. Вследствие этого обстоятельства давление газа в нем тоже переменное в отличие от основного участка, который является изобарическим. Расчет параметров газа в сверхзвуковом участке – задача актуальная. Теория распространения сверхзвуковой струи в пространстве с учетом ее смешения с окружающей средой в настоящее время интенсивно разрабатывается, но еще очень далека до завершения. Изучение ударно-

Индексы

1, 2, 3, ... – параметры, соответствующие номеру бочки;

n – параметры при давлении окружающей среды;

o – параметры входного сечения ядра струи;

c – параметры среднего сечения бочки;

волновой структуры сверхзвукового участка струи позволяет определить значения параметров газа на его оси.

При автономном рассмотрении ядра струи используется модель течения газа в нем как течение с потерей массы. В этом случае учитывается внутреннее течение в струе – перетекание газа из ядра в пограничный слой. В работе [1] предложена полуэмпирическая теория, решающая эту задачу для струй, истекающих из звукового сопла при определенных условиях. Для струй, истекающих из сопла, необходимо провести дополнительные исследования.

1. Теоретические предпосылки

Основные ограничения предложенной полуэмпирической теории связаны с режимными параметрами истечения (предполагается регулярное отражение волн от оси струй в ядре, т.е. отсутствие прямых скачков уплотнения, приводящих к появлению областей дозвуковых течений). Полуэмпирическая теория разработана применительно для сопел с относительным сечением среза $f_a = 1,0$, работающих на рабочем теле воздух. Координаты ударно-волновой структуры ядра струи используются как жесткий «каркас» ядра, в характерных сечениях которого определяют все необходимые параметры газа, в том числе и расход через эти сечения.

Для струй, истекающих из сопла с соплом (сверхзвуковое сопло), где газ при ускорении получает дополнительный импульс, координаты ударно-волновой структуры ядра будут отличаться от случая истечения газа из звукового сопла. Диапазон режимов сохранения регулярного отражения волн от оси в ядре струи становится шире. Он связан со степенью расширения газа в сопле. Уравнения для определения границы такого режима для струй, истекающих из сужающихся сопел и из сопел с соплом, приведены в работе [2]. Предельное значение перепада давлений на сопле связано с моментом зарождения прямого скачка уплотнения на оси первой бочки ядра сверхзвуковой струи.

В струях, истекающих из звукового сопла расширение и ускорение газа до сверхзвуковых скоростей происходит в первой половине бочки, названной в работе [3] ПВР в то время как в струе, истекающей из сопла с соплом, ускорение газа происходит частично в сопле от $\lambda_{кр} = 1,0$ до λ_a и далее в ПВР от λ_a до λ_c . В этом случае сопло соответствует эквивалентный участок ПВР – участок псевдобочки. Этот эквивалент сопла является дополнительным участком «каркаса» ядра струи, который необходимо учесть координатами УВС.

Размеры действительного и эквивалентного участков ПВР могут быть определены [2]. Входное сечение эквивалентного участка ПВР – плоское, а скорость $\lambda_o > 1,0$ за счет дополнительного импульса, создаваемого стенками сопла.

В струях, истекающих из сверхзвукового сопла, сечение взаимодействия ПВР и среза сопла не является одномерным за счет наклона (β_a) стенки сопла к оси. Для учета неоднородности течения газа на срезе сопла вводим обобщенные соотношения газодинамических функций на случай радиальной составляющей скорости ($\alpha \neq 0$):

$$q(\lambda, \alpha) = q(\lambda) \cos \alpha, \quad (1)$$

$$z(\lambda, \alpha) = \frac{1}{\cos \alpha} \left[\left(\frac{2\kappa}{\kappa+1} \cos^2 \alpha - \frac{\kappa-1}{\kappa+1} \right) \lambda + \frac{1}{\lambda} \right]. \quad (2)$$

Течение газа в сопле, например коническом, с углом наклона стенки к оси β_a , можно рассматривать как область течения из источника, заключенного между осью сопла и крайней струйкой, наклоненной к оси под углом β_a . Углы наклона струек газа по сечению меняются от нуля на оси сопла до значений β_a у стенки.

Среднее значение угла наклона на выходе из сопла запишется уравнением

$$\cos \alpha = (1 + \cos \beta_a) / 2. \quad (3)$$

Параметры во входном сечении ПВР, эквивалентной соплу, λ_o и f_o находим по известным одномерным уравнениям газовой динамики с использованием соотношений (1), (2).

Эти уравнения имеют вид

$$q(\lambda) = \frac{1}{\sigma} \frac{1}{f} q(\lambda_a, \alpha), \quad (4)$$

$$z(\lambda) = z(\lambda_a, \alpha) + \left(\frac{\kappa+1}{2} \right)^{\frac{1}{\kappa-1}} \frac{f-1}{\Pi_n q(\lambda_a, \alpha)}. \quad (5)$$

При определении параметров в сечениях ПВР коэффициент восстановления давления $\sigma = 1,0$, так как при расширении газа потеря полного давления нет.

Диаметры поперечных сечений и избыточные полные давления газа при соответствующих координатах «каркаса» определяем по уравнениям

$$d = d_o \cos \left(\frac{\pi}{2U_k} U \right), \quad (6)$$

$$\frac{p - p_k}{p_o - p_k} = \cos \left(\frac{\pi}{2U_k} U_n \right), \quad (7)$$

где

$$p_k = p_n / \pi(1). \quad (8)$$

Полагая, что избыточное давление газа в бочке по ее длине можно записать гармонической функцией

$$\frac{p - p_H}{p_0 - p_H} = \cos 2\pi n. \quad (9)$$

Используя решение уравнений (4) и (5) после нахождения значений давлений в характерных сечениях, с учетом (9), определим фазовое положение параметров газа сечения бочки, где находится срез сопла. Для режима недорасширения газа в сопле ($p_a > p_H$):

$$n_a = \frac{1}{2\pi} \arccos \left(\frac{p_a - p_H}{p_0 - p_H} \right). \quad (10)$$

Тогда располагаемая длина первой бочки найдется из уравнения [2]

$$V_0 = d_c \lambda_n \varphi_i, \quad (11)$$

а длина псевдоучастка первой бочки (рис. 1) запишется уравнением

$$V_a = n_a V_0. \quad (12)$$

Координаты УВС связаны следующим уравнением

$$\left(\frac{v}{\kappa_0} \right)^2 + u^2 = u_k^2. \quad (13)$$

Из этого уравнения по найденным в эксперименте координатам v_n и u_n определяются значения коэффициентов модели УВС (κ_0 и u_k).

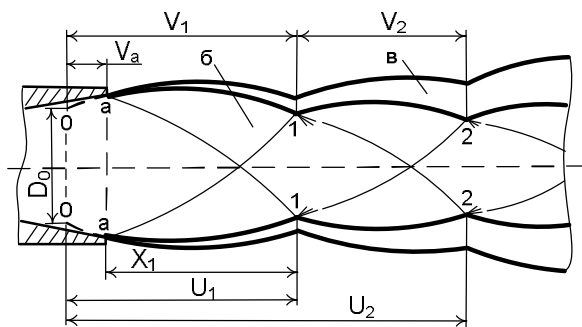


Рис. 1. Схема УВС струи, истекающей из сопла с раструбом: а – срез сопла, б – ядро струи, в – наружный пограничный слой

Согласно модели УВС струи, представленной на рис.1, рабочее тело втекает из сопла через входное сечение ядра диаметром D_0 (для звукового сопла, когда $f_a = 1,0$, $d_0 = 1,0$). Для струй, истекающих из сопла с раструбом $d_0 \geq 1,0$, величину входного диаметра ядра вычислим по величине коэффициента скорости λ_0 в этом сечении, найденной из решения уравнений (4) и (5). В начальном участке струи весь расход газа перетекает в дальнейшем через боковую поверхность ядра струи (б) в пограничный слой (в) (см. рис. 1).

Расход через боковую поверхность ядра струи определяется величиной этой поверхности в начальном участке при критическом перепаде давлений. Процесс перетекания газа в пограничный слой через боковую поверхность ядра характеризуется средним значением коэффициента расхода μ . В работе [1] получено теоретически уравнение, связывающее параметр «каркаса» УВС — κ_0 с коэффициентом расхода μ . После введения в это уравнение поправки на значение входного диаметра в ядро струи, истекающей из раструба, оно приобретает вид

$$\mu = \frac{\pi}{8} \kappa_0 \frac{P_n \pi(1)}{v_0} \sqrt{q(\lambda)}. \quad (14)$$

2. Экспериментальное исследование зависимостей коэффициента расхода

Проведение опыта

Как видно из уравнения (14) для определения значений коэффициента расхода в опытах необходимо фиксировать режимные параметры истечения и получать теневые фотографии спектров струй. При опытах с горячими струями можно производить непосредственное их фотографирование, так как характерные участки УВС при этом хорошо видны.

Опыты проводились на горячих струях, истекающих из камер сгорания ракетного типа. Конструктивные характеристики сопел камер и параметры газа струй приведены в таблице 1.

Обработка результатов

С фотографий спектров струй снимались координаты сечений ядра струи $X_1, X_2, \dots, X_n$ (см. рис.1). Используя режимные параметры работы камеры, определяли параметры газа во входном сечении ПВР (λ_0 и f_0), далее, по приведенным выше уравнениям, определялась длина участка псевдобочки (V_a), которая использовалась в качестве поправки при определении координат УВС (v_i и u_i).

Значения коэффициентов модели УВС (κ_0 и u_k) определяли с привлечением метода наименьших квадратов при использовании уравнения (13). Соответствующее значение коэффициента расхода находили по уравнению (14).

По результатам эксперимента установлена полиномиальная зависимость коэффициента расхода от степени нерасчетности вида

$$\mu = b_0 + b_1(n_H - 1)^2, \quad (15)$$

где b_0 и b_1 – коэффициенты регрессии.

Значения этих коэффициентов для разных струй различны, но единственное совпадение – положение минимума кривых в точке $n_H = 1,0$.

Таблица 1

Параметры камеры сгорания и рабочего тела							Параметры рабочего тела		
Параметры сопел опытных камер							Параметры рабочего тела		
$d_{кр}$, мм	f_a	β_a , °	M_a	P_a	$n_{н пред}$	$P_{н пред}$	Топливо	κ	T_k , К
12,0	1,361	5,0	1,687	4,62	0,641	2,961	Воздух+бензин	1,274	2100
18,8 *)	2,988	14,0	2,289	12,84	0,520	6,679	O ₂ +керосин	1,118	3395
25,0 *)	1,638	7,7	1,817	5,40	0,561	3,028	O ₂ +керосин	1,115	3295

Примечание: *) –опыты провели сотрудники ИПМ АН УССР В.М. Кисель и С.Ю. Филиповский.

Это подтверждает физический смысл коэффициента расхода. При малой интенсивности перетекания газа из ядра в пограничный слой, рабочее тело в ядре будет сохраняться более длительное время, вследствие чего протяженность его будет больше (дальнобойность струи будет больше). При отклонениях степени нерасчетности истечения от единицы интенсивность скачков уплотнения в струе возрастает, что приводит к потерям полного давления и к уменьшению дальнобойности.

Обобщение результатов эксперимента

При обработке результатов опытов было замечено, что сопла при испытаниях работали на предельных и запредельных режимах расширения. Для каждого сопла наступает предельный режим расширения, при котором струя отрывается от среза сопла, а при небольшом дальнейшем понижении давления в камере наступает запредельный режим, когда сечение отрыва, заходит внутрь сопла и располагается между критическим сечением и сечением среза. Значения предельных степеней нерасчетности и предельных перепадов давлений для исследуемых сопел приведены в табл.1. Эти режимы определяли по методу расчета, изложенного в работе [3]. На предельных режимах истечения сверхзвуковых струй, площадь входного сечения псевдобочки становится равной площади критического сечения сопла.

Для обобщения результатов экспериментов использовали числа Рейнольдса. В качестве определяющих выбраны параметры характерных сечений. Характерные сечения при безотрывном течении: входное ядро (D_0) и среза раструба сопла (D_a). На режимах течения с отрывом входное сечение ядра $D_{кр}$ и сечение отрыва струи от стенок сопла (D_x), расположенное внутри раструба между критическим сечением и сечением среза. Для характеристики степени нерасчетности сопла на запредельном режиме использовали отношение статических давлений в сечении отрыва и окружающей среды

$$n_{нх} = p_x / p_n \quad (16)$$

По мере снижения давления в камере сгорания сечение отрыва смещается внутри раструба в сторо-

ну критического сечения сопла, а величина $n_{нх}$ возрастает, стремясь в пределе к единице.

Приведенные значения коэффициентов расхода рассчитывали по следующим формулам:

- при безотрывном течении

$$\mu_{пр} = \mu \frac{Re_o}{Re_a} = \mu \sqrt{\frac{q(\lambda_o)\tau(\lambda_a)}{q(\lambda_a)\tau(\lambda_o)}}, \quad (17)$$

- при отрывном режиме течения

$$\mu_{пр} = \mu \frac{Re_{кр}}{Re_x} = \mu \sqrt{\frac{(\kappa+1)\tau(\lambda_x)}{2q(\lambda_x)}}. \quad (18)$$

Используя параметры соответствующих сечений, выраженные через газодинамические функции, отношения чисел Рейнольдса преобразуем. Отношение вязкостей выразим через отношение температур в степени $1/2$.

Зависимость приведенного коэффициента расхода от степени нерасчетности сопла для исследуемых сопел приведена на рис. 2.

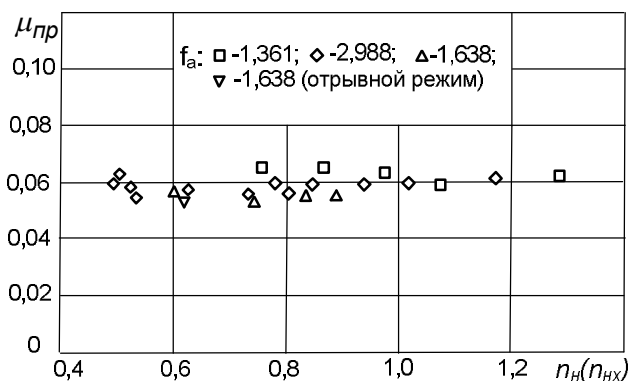


Рис. 2. Зависимость приведенного коэффициента расхода от степени нерасчетности сопла

Обсуждение результатов и их адекватность

После обобщения результатов эксперимента получена зависимость приведенного коэффициента расхода от степени нерасчетности сопла в виде полинома нулевой степени.

Статистической обработкой результатов эксперимента получено математическое ожидание и доверительный интервал приведенного коэффициента расхода

$$\mu_{\text{пр}} = 0,0582 \pm 0,0019. \quad (19)$$

Полученный результат соответствует относительной погрешности 3,2% при стандартной доверительной вероятности $p = 0,95$.

Эта зависимость характеризует перетекания рабочего тела из ядра сверхзвуковой струи в дозвуковой пограничный слой в диапазоне режимов истечения, когда в ядре струи отсутствуют зоны дозвуковых течений (регулярный режим отражения волн от ее оси).

Предельные и запредельные отрывные режимы также подчинены полученной зависимости. Изменение действительных значений коэффициента расхода, как и при безотрывном режиме, подчиняется уравнению (15). Эти два полинома (для отрывных и безотрывных течений) имеют одну общую точку при $n_n = n_{n \text{ пред}}$. После приведения эти две кривые сливаются в одну прямую вида (19).

При постепенном уменьшении давления в камере сгорания, начиная от расчетного режима, экспериментальные точки смещаются влево относительно оси n_n , достигают положения, соответствующего предельному ($n_{n \text{ пред}}$) и, при дальнейшем понижении давления в камере, движутся в обратном направлении к расчетному режиму, т.е. эта прямая является двухзначной по коэффициенту степени нерасчетности сопла. Так, если бы не было отрыва струи от стенок сопла, экспериментальная точка для сопла $f_a = 2,988$, выделенная на графике другим символом, при том же режиме имела бы значение $n_n = 0,555$, а не $n_{nx} = 0,62$. Соответственно было бы другим и значение приведенного коэффициента расхода.

Диапазон применения данных эксперимента

Выше было указано, что диапазон применимости полуэмпирической теории для расчета параметров струй, истекающих из сопел с раструбом, расширяется по сравнению со струями, истекающими из сужающихся сопел. Основным условием применимости полуэмпирической теории к расчету параметров в струе является отсутствие в ядре струи зон дозвукового течения. Появление прямого скачка уплотнения на оси бочки приводит к таким неприятностям, которые окажут влияние на характер изменения параметров УВС. Поэтому верхней границей применения полуэмпирической теории будет режим работы камеры, при котором зарождается прямой скачок в бочке. Такие расчеты проведены с использованием теории [2] для экспериментально исследованных струй. В таблице 2 приведены параметры сопла и газа в бочке при зарождении прямого скачка уплотнения в центральной ее части. По величине распола-

гаемого перепада давлений на сопле, соответствующей зарождению прямого скачка в центре бочки, можно судить о диапазоне режимов, при которых сохраняется сверхзвуковое течение в ядре струи.

Таблица 2

Параметры зарождения прямого скачка в бочке

f_a	P_a	$P_{\text{нск}}$	$n_{\text{ск}}$	λ_o	λ_n	λ_c
1,361	4,62	9,707	2,10	1,516	1,791	1,973
1,638	5,40	10,612	1,969	1,691	1,994	2,207
2,988	12,83	17,928	1,951	1,951	2,171	2,337

С увеличением геометрической степени расширения раструба сопла уменьшается величина степени нерасчетности, при которой появляется прямой скачок уплотнения.

Выводы

1. Получена теоретическая зависимость коэффициента расхода (14), определяющего перетекание рабочего тела из ядра в пограничный слой для струи сопла с раструбом.

2. В результате обработки экспериментальных данных координат УВС струй (с различными их параметрами, рабочими телами при различных режимах работы сопел и их конструктивных характеристик) установлена эмпирическая зависимость (19) приведенного коэффициента расхода от степени нерасчетности сопла в виде полинома нулевой степени.

3. Установлены особенности изменения коэффициента расхода при отрывных режимах течения газа в сопле.

Литература

1. Спесивцев, В.В. Параметры газа в ядре свободной сверхзвуковой струи при тчении с потерей массы [Текст] / В.В. Спесивцев // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2011. – № 2(79). – С. 56 – 61.
2. Спесивцев, В.В. Геометрические характеристики ударно-волновой структуры и параметры газа первой бочки сверхзвуковой струи [Текст] / В.В. Спесивцев // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2008. – № 5 (52). – С. 72 – 76.
3. Спесивцев, В.В. Необходимые и достаточные условия отрыва струи от стенок сопла на режиме перерасширения [Текст] / В.В. Спесивцев // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2009. – № 6 (63). – С. 60 – 65.

Поступила в редакцию 5.03.2012

Рецензент: д-р техн. наук, профессор, заведующий кафедрой теории авиационных двигателей Л.Г. Бойко, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ДОСЛІДЖЕННЯ ВНУТРІШНІХ ПЛИНІВ НАДЗВУКОВОГО СТРУМЕНЯ

В.В. Спесивцев

Проведені дослідження дозволяють поширити напівемпіричну теорію розрахунку параметрів газу в надзвуковій ділянці струменя на випадок витікання її із сопла з розтрубом. Теоретично отримано для струменя, який спливає із сопла з розтрубом, математичне вираження коефіцієнта витрати газу через кордон, що відокремлює ядро від зовнішнього прикордонного шару. Використано рівняння координат ударно-хвильової структури (УХС), що служить «каркасом» ядра струменя при визначенні параметрів газу в ньому. Експериментальні дослідження УХС проведені на струменях продуктів згоряння палив «бензин-повітря», «гас-кисень» з температурами робочого тіла 2100 ... 3395 К. Встановлено емпіричну залежність приведенного коефіцієнта витрати від ступеня нерозрахованості сопла у вигляді полінома нульового ступеня. Приведення проводилося з використанням чисел Рейнольдса характерних перетинів ядра струменя. Встановлено особливості зміни коефіцієнта витрати при відривних режимах плин у соплі.

Ключові слова: вільний надзвуковий струмінь, потенційне ядро, режим регулярного відображення хвиль, значення параметрів газу на осі ядра, плин з утратою маси.

RESEARCHING OF INTERNAL FLOWS IN SUPERSONIC JET

V.V. Spesivtsev

The carried out researches let extend the semi-empirical theory of gas parameters calculation in supersonic part of jet to the case of jet's outflow from diffuser nozzle. The expression of coefficient of gas consumption through the bound separating the core from external boundary layer for the jet with outflow from diffuser nozzle theoretically has been obtained. The coordinate equation of shock and wave structure (SWS) serving as framework of jet core when determination of gas parameters in it has been used. The experimental researches of SWS have been carried out on jets of combustion products of propellants "petrol – air", "kerosene – oxygen" with temperatures of reaction mass 2100...3395 K. The empirical dependence of reduced coefficient of consumption from nozzle's off-rate degree in the form of zero power polynomial has been established. The reducing was being carried out with using Reynolds numbers for typical cross-sections of jet core. The features of changing of coefficient of consumption when detachment modes of gas flowing in the nozzle have been established.

Key words: free supersonic jet, potential core, conditions of regular wave reflection, values of gas parameters on core axis, flowing with mass loss.

Спесивцев Виктор Васильевич – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры ракетно-космических двигателей и энергетических установок летательных аппаратов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

УДК 621.45.02.024:05.054

В.В. ЛОГИНОВ¹, И.Ф. КРАВЧЕНКО², А.В. ЕЛАНСКИЙ², С.И. СМЫК¹¹ *Харьковский университет Воздушных Сил имени Ивана Кожедуба, Харьков*² *ГП “Ивченко-Прогресс”, Запорожье***ПУТИ УЛУЧШЕНИЯ ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК
УЧЕБНО-БОЕВОГО САМОЛЕТА НА ОСНОВЕ ЗАМЕНЫ
ДВИГАТЕЛЯ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ**

В статье рассмотрены пути улучшения летно-технических характеристик учебно-боевого самолета на основе замены двигателя силовой установки. Проведены расчетные исследования летно-технических характеристик учебно-боевого самолета с разными вариантами двигателей: Adour Mk.811 и АИ-222-25Ф. Характеристики самолета исследовались на основе типовых задач, решаемых при тренировке летного состава: полет по кругу, полет по маршруту, полет на пилотаж, выполнение ударной задачи, перехват воздушной цели. Результаты исследования показали, что применение двигателей АИ-222-25Ф в составе учебно-боевого самолета значительно повышает скорость полета, скороподъемность, располагаемые нормальные перегрузки при выполнении пилотажа, сокращает длину и время разбега. По показателям максимальной скороподъемности и длины разбега он вплотную приближается к современным самолетам-истребителям, что при необходимости позволит использовать данный учебно-боевой самолет в качестве легкого боевого самолета.

Ключевые слова: учебно-боевой самолет, двигатель АИ-222-25Ф, силовая установка, интеграция, согласование характеристик, легкий боевой самолет.

Введение

Состояние большинства образцов вооружения и военной техники Воздушных Сил Украины не соответствует современным техническим требованиям [1]. Объекты авиационной техники (ОАТ) по техническому состоянию и фактическим срокам эксплуатации нуждаются в модернизации или полной замене. Анализ состояния парка учебно-боевой и боевой авиационной техники показывает, что количество летательных аппаратов (ЛА) имеет тенденцию к уменьшению. Для поддержания необходимого уровня боеспособности Воздушных Сил Украины необходимо расширять эксплуатационный диапазон боевых возможностей ЛА. В связи с этим актуальной научной и прикладной проблемой является создание и доводка газотурбинных двигателей в системе ЛА с высокой эффективностью их применения.

Постановка задачи. Под эффективностью применения двигателя в системе самолета понимается выполнение целевых задач в зависимости от назначения ЛА с наилучшими тяговыми и полетными характеристиками его подсистем и наименьшим расходом топлива двигателя.

Эффективность применения авиационной силовой установки (СУ) определяется свойствами, которые приобретает самолет с данной СУ [2]. В связи с этим, под рационально спроектированной

СУ понимается такая конструктивно-компоновочная схема СУ, характеристики которой (массовые, габаритные, аэродинамические) интегрированы с характеристиками самолета и в расчетных условиях обеспечивают максимальную эффективность применения ЛА [3, 4].

Анализ последних исследований и публикаций. Закономерности развития ОАТ привели к появлению ряда новых особенностей, оказывающих существенное влияние на процесс создания их перспективных образцов [5, 6]. К таким особенностям, прежде всего, следует отнести:

- возможность многовариантных проработок конструктивно-компоновочных решений;
- расширение задач выбора перспективных ОАТ из-за роста объема требований к уровню достоверности исходной информации, а также усложнения методов её обработки;
- рост потребных материальных, финансовых, людских ресурсов, а также сроков научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ для создания авиационной техники.

Избежать не целесообразных затрат времени, материальных, финансовых и людских ресурсов можно по двум основным направлениям: увеличение объема исследований на самых ранних этапах создания ОАТ и совершенствование традиционных методов исследований [7 – 10].

Реализация первого направления привела к необходимости введения в процесс разработки ОАТ этапа концептуального проектирования, целью которого является исследование всех возможных вариантов технического облика ОАТ, анализ их технической реализуемости, формирование множества допустимых вариантов, удовлетворяющих заданным тактико-техническим требованиям, и выбор из них по определенным критериям рациональных вариантов.

Второе направление связано с внедрением интенсивной технологии исследований – созданием систем автоматизированного проектирования ЛА.

Однако известные такие системы являются ограничено приспособленными к особенностям входных информационных потоков, ориентации на алгоритмы численной оптимизации, которые требуют огромного количества исходных данных, а также неприспособленность к обработке неформализованной информации.

Создание нового или модернизация существующего ЛА требует решения сложных комплексных научно-технических и экономических задач в условиях противоречивого множества различных ситуаций, поиска рациональных компромиссов [6]. Поэтому, учитывая экономическое положение Украины, развитие авиации, в основном, осуществляется в направлении модернизации существующей авиационной техники. Одним из путей модернизации ЛА является замена двигателя в системе силовой установки [4].

Поэтому **целью статьи** является сравнительный анализ летно-технических характеристик (ЛТХ) учебно-боевого самолета (УБС) с разными двигателями силовой установки.

Основная часть исследований

В качестве объекта исследования принят учебно-боевой самолет, который по конструктивно-компоновочной и аэродинамической схеме подобный учебно-боевому самолету типа МиГ-29УБ [11, 12], но с меньшими массовыми и габаритными параметрами. При проведении расчетов аэродинамические характеристики исследуемого ЛА и характеристики силовой установки пересчитывались по теории подобия. Проведены расчетные исследования летно-технических характеристик самолета с разными вариантами двигателей: Adour Mk.811 и АИ-222-25Ф. Кроме того принято допущение: новый исследуемый двигатель не оказывает влияния на аэродинамику самолета. Для информации приведем основные характеристики двигателей.

Турбореактивный двухконтурный двигатель с форсажной камерой сгорания Adour Mk.811 выполнен по двухвальной схеме [13 – 15]. Основные параметры двигателя в стендовых условиях: тяга на

режиме полного форсажа – $P_{\Phi} = 3800$ кгс, удельный расход топлива на режиме полного форсажа – $C_{уд\Phi} = 1,99$ кг/(кгс·ч), тяга на максимальном режиме – $P_{\max} = 2350$ кгс, удельный расход топлива на максимальном режиме – $C_{уд\max} = 0,848$ кг/(кгс·ч), степень двухконтурности $m = 0,75$, расход воздуха на взлете $G_v = 42$ кг/с, масса двигателя сухая $M_{дв} = 800$ кг.

Турбореактивный двухконтурный двигатель с форсажной камерой сгорания АИ-222-25Ф [16 – 18] выполнен по двухвальной схеме, имеет регулируемое сопло, оснащается электронной системой управления типа FADEC. Основные параметры двигателя в стендовых условиях: тяга на режиме полного форсажа – $P_{\Phi} = 4200$ кгс, удельный расход топлива на режиме полного форсажа – $C_{уд\Phi} = 1,9$ кг/(кгс·ч), тяга на максимальном режиме – $P_{\max} = 2500$ кгс, удельный расход топлива на максимальном режиме – $C_{уд\max} = 0,66$ кг/(кгс·ч), степень двухконтурности $m = 1,18$, расход воздуха на взлете $G_v = 49,7$ кг/с, масса двигателя сухая $M_{дв} = 560$ кг.

Расчет характеристик УБС был выполнен на основе типовых задач, решаемых при тренировке летного состава [6, 19, 20]: полет по кругу, полет по маршруту, полет на пилотаж, выполнение ударной задачи, перехват воздушной цели (табл. 1). Для формирования исходных данных для каждой из задач определялись массовые, аэродинамические, пространственные и временные характеристики УБС, а также параметры рассматриваемых двигателей силовой установки.

На основе разработанной математической модели создан программный комплекс, который позволяет провести оперативную оценку совершенства силовой установки с использованием экономических и полетных характеристик (секундный и километровый расходы топлива, время полета) по этапам маршрута. При формировании этапов полета были выбраны характерные точки маршрута:

- РНН рубеж начала набора высоты;
- РОН рубеж окончания набора высоты;
- РНР рубеж начала разгона;
- РВБ рубеж ввода в бой;
- РНС рубеж начала снижения;
- РОС рубеж окончания снижения;
- ППМ промежуточный пункт маршрута.

Характерные профили полетов представлены на рис. 1 – 5. В основу расчета экономических параметров рассматриваемых силовых установок положено определение секундного расхода топлива, который рассчитывался как произведение тяги двигателя и удельного расхода топлива на соответствующем режиме полета. Например, взлет самолета выполняется на номинальном или форсажном режиме работы двигателя. В этом случае потребная тяга совпадает с располагаемой тягой двигателя.

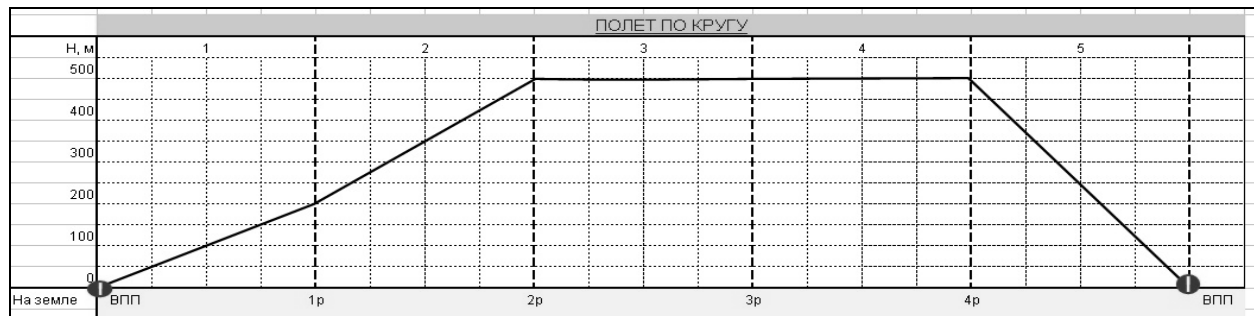


Рис. 1. Этапы профиля полета по кругу

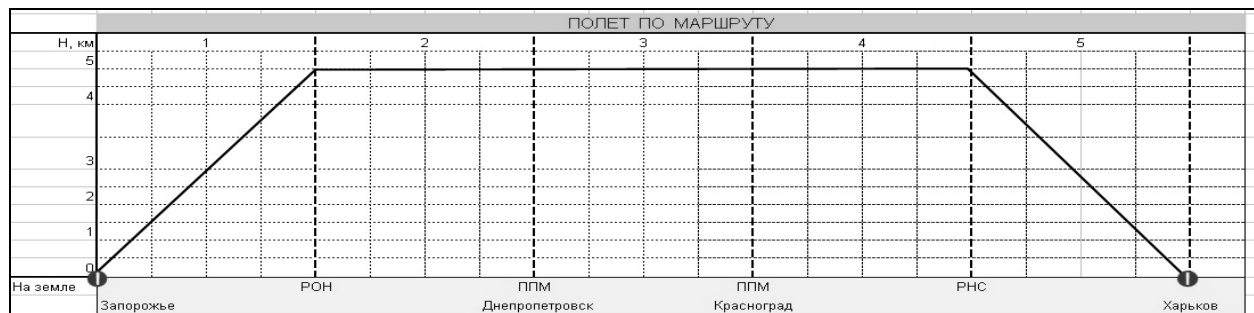


Рис. 2. Этапы профиля полета по маршруту

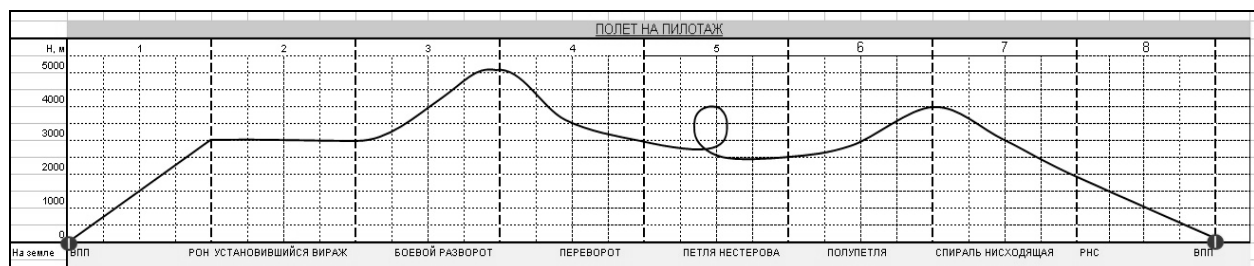


Рис. 3. Этапы профиля полета на выполнение пилотажа

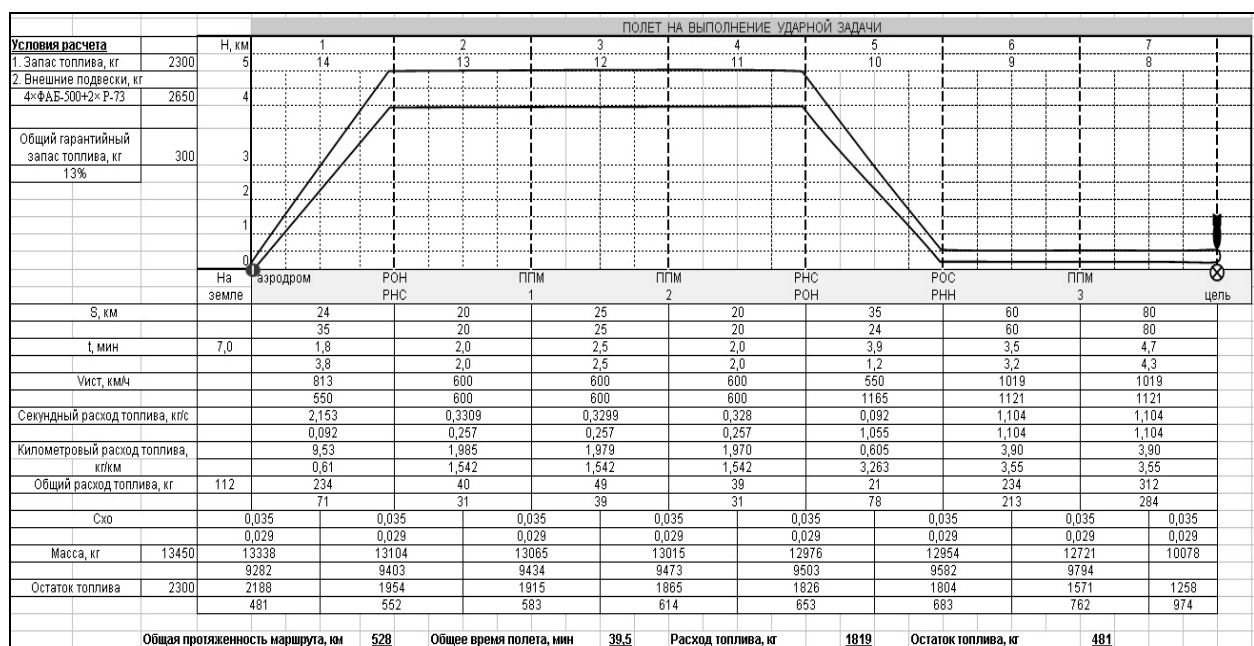


Рис. 4. Этапы профиля полета на выполнение ударной задачи

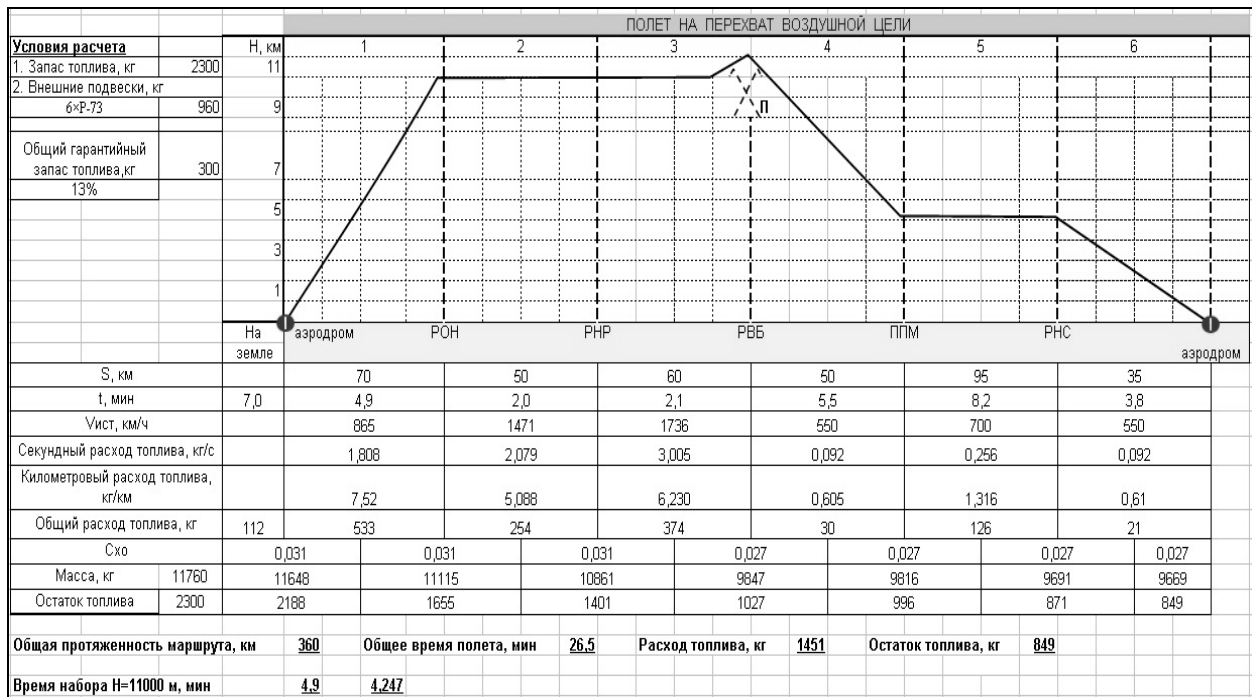


Рис. 5. Этапы профиля полета на перехват воздушной цели

Таблица 1

Исходные данные для выполнения полетного задания

Характеристики ЛА	Полет по маршруту	Выполнение ударной задачи	Перехват воздушной цели	Полет по кругу	Полет на пилотаж
Масса топлива, кг	1500	2300	2300	1500	1500
Масса внешних подвесок, кг	320	2650	960	0	0
C _{хо} ЛА и внешних подвесок	0,0265	0,0347	0,0312	0,025	0,025
K _{max}	9,9	8,65	9,13	10,2	10,2

При выполнении горизонтального полета принимается, что тяга уравнивается силой лобового сопротивления. Исходя из этого, тяга, потребная для выполнения горизонтального полета, определяется как отношение веса ЛА к аэродинамическому качеству самолета. Значения потребной тяги на соответствующем режиме полета ЛА однозначно связаны с величиной удельного расхода топлива и размещаются в блоке исходных данных (задаются пользователем).

Результаты исследований показали, что при выполнении всех полетных заданий установка двигателей АИ-222-25Ф обеспечивает лучшие характеристики летательному аппарату, чем двигатели Adour Mk.811 (табл. 2 – 4). Анализ полученных данных показывает, что:

- во всех полетных заданиях авиационные двигатели АИ-222-25Ф обеспечивают самолету меньший расход топлива;

- во всех полетных заданиях УБС с двигателями АИ-222-25Ф имеет лучшую скороподъемность, при этом, максимальная скороподъемность самолета

с двигателями АИ-222-25Ф будет на более 35 % выше, чем с двигателями Adour Mk.811;

- при выполнении полетных заданий “Ударная задача” и “Перехват воздушной цели” УБС с двигателями АИ-222-25Ф будет обладать большей скоростью горизонтального полета (ГП);

- при выполнении пилотажа УБС с двигателями АИ-222-25Ф позволит обеспечить располагаемые нормальные перегрузки на 40-50 % выше, чем этот же самолет с двигателями Adour Mk.811.

Дополнительно были проведены оценки характеристик УБС при установке двигателей без форсажной камеры сгорания – АИ-222-25. По расходам топлива на выполнение типовых заданий этот вариант УБС оказался самым экономичным. При этом, на высоте H=11000 м максимальная скорость полета ЛА снизилась с 1736 до 1001 км/ч, максимальная скороподъемность снизилась с 224,5 м/с до 76,8 м/с, а длина разбега увеличилась на 75 %.

Характеристики ЛА в полете с разными двигателями приведены в табл. 5 и отображены на рис. 6 – 10.

Таблица 2

Программа полета на пилотаж

№ участка полета	1	2	3	4	5	6	7	8
Полетный маршрут	ВПП-РОН	Виращ	Боевой разворот	Переворот	Петля Нестерова	Полупетля	Спираль нисходящая	РНС-ВПП
S, км	20	var	var	var	var	var	var	15
H, м	0	3000	4000	4000	4000	4000	3000	0
V _{ист} , км/ч	var	500	600	450	650	650	450	450
Перегрузка n _y (Adour Mk.811)	1	3	2	4	5	5	1,5	1
Перегрузка n _y (АИ-222-25Ф)	1	5	3	6	7	7	1,5	1

Таблица 3

Программа полета на выполнение ударной задачи

№ участка полета	1	2	3	4	5	6	7
Полетный маршрут	Аэродром - РОН	РОН - ППМ1	ППМ1-ППМ2	ППМ2 - РНС	РНС - РОС	РОС - ППМ3	ППМ3 - ЦЕЛЬ
S, км	24	20	25	20	35	60	80
H, м	0	5000	5000	5000	200	200	200
V _{ист} , км/ч	var	600	600	600	550	var	var

№ участка полета	8	9	10	11	12	13	14
Полетный маршрут	ЦЕЛЬ -ППМ3	ППМ3 - РНН	РНН - РОН	РОН - ППМ2	ППМ2 - ППМ1	ППМ1 - РНС	РНС – Аэродром
S, км	80	60	24	20	25	20	35
H, м	500	500	4000	4000	4000	4000	0
V _{ист} , км/ч	var	var	var	700	700	750	550

Таблица 4

Программа полета на перехват воздушной цели

№ участка полета	1	2	3	4	5	6
Полетный маршрут	Аэродром - РОН	РОН - РНР	РНР-РВБ	РВБ-ППМ	ППМ-РНС	РНС -Аэродром
S, км	70	50	60	50	95	35
H, м	0	11000	11000	11000	11000	200
V _{ист} , км/ч	var	var	var	550	700	550

Таблица 5

Характеристики ЛА в полете с разными двигателями

Характеристика ЛА	Двигатель Adour Mk.811	Двигатель АИ-222-25Ф
Протяженность маршрута, км	283	283
Общее время полета, мин	28,7	28,2
Общий расход топлива, кг	626	576
Максимальная скорость ГП (H=0 км)	1000	1121
Максимальная скорость ГП (H=11 км)	1524	1736
Максимальная скороподъемность, м/с	144,6	224,5

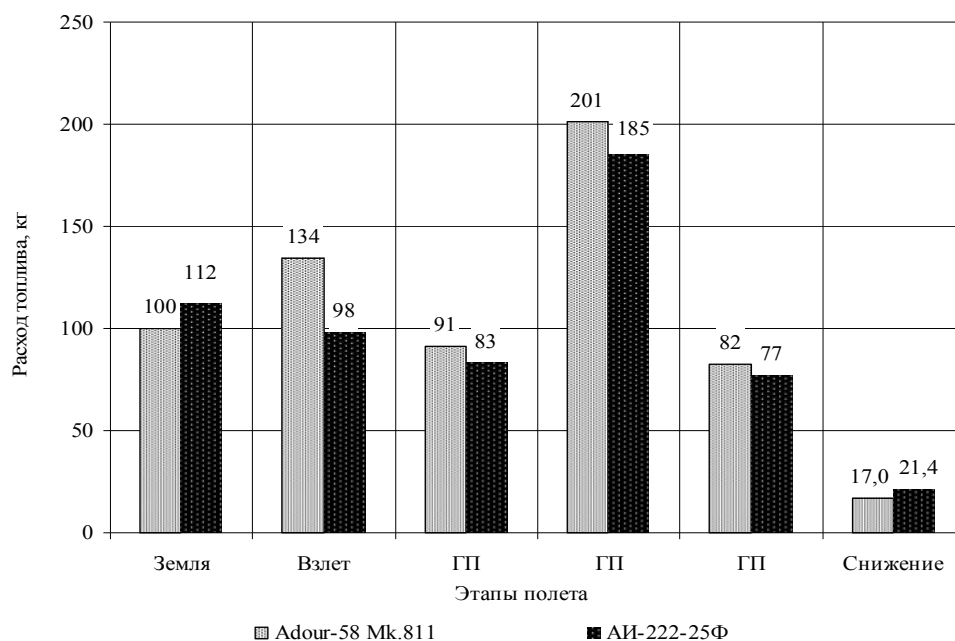


Рис. 6. Расход топлива по этапам полета ЛА

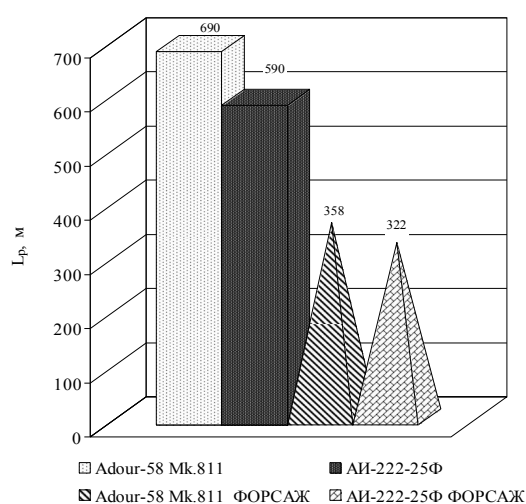


Рис. 7. Длина разбега ЛА с разными двигателями

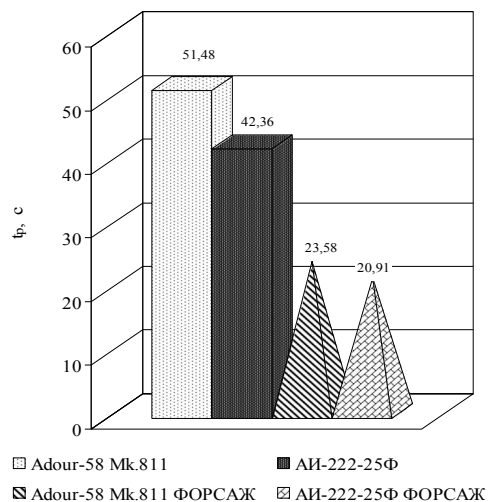


Рис. 8. Время разбега ЛА с разными двигателями

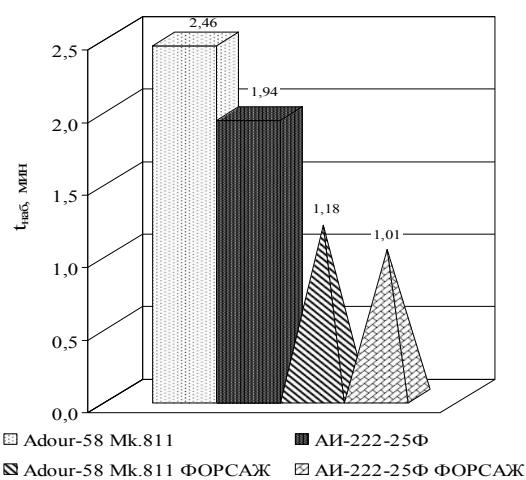


Рис. 9. Время набора высоты до Н=5000 м

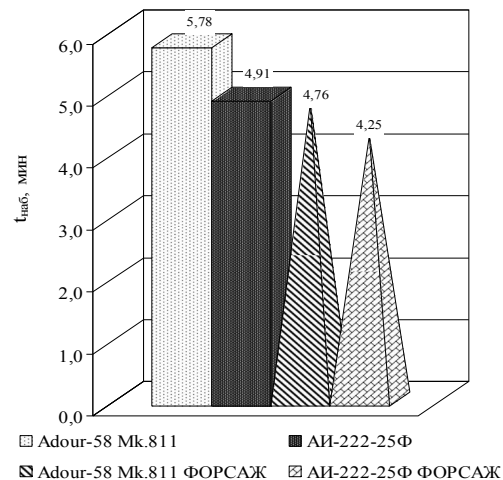


Рис. 10. Время набора высоты до Н=11000 м

Выводы по исследованию

С помощью разработанного программного комплекса проведена оценка эффективности применения исследуемых авиационных двигателей в системе УБС.

Применение двигателей АИ-222-25Ф на исследуемом УБС улучшает его летно-технические характеристики по сравнению с аналогичным самолетом, на котором будут применяться двигатели Adour Mk.811.

Улучшение таких показателей как максимальная скорость полета и скороподъемность УБС с двигателями АИ-222-25Ф значительно повысит не только его учебный потенциал, но и при необходимости - боевой потенциал. Это будет достигаться за счет меньшего времени пребывания в районе цели при выполнении ударных задач и меньшего времени, что необходимо для перехвата воздушной цели. Уменьшение длины разбега повысит оперативность использования УБС с двигателями АИ-222-25Ф.

Применение в составе данного УБС двигателей без форсажной камеры сгорания возможно, но значительно ухудшает его ЛТХ при несколько меньших расходах топлива на выполнение полетного задания. Однако данный летательный аппарат будет обладать значительно меньшими боевыми возможностями, особенно при перехвате воздушных целей.

Перспективы дальнейших исследований.

Разработанный программный комплекс в дальнейшем позволит оперативно оценивать характеристики УБС с различными вариантами двигателей.

Применение двигателей АИ-222-25Ф в составе исследуемого учебно-боевого самолета значительно повышает скорость полета, скороподъемность, перегрузки при выполнении пилотажа, сокращает длину и время разбега. По таким показателям как максимальная скороподъемность и длина разбега самолет вплотную приближается к современным самолета-истребителям, что при необходимости позволит использовать данный УБС в качестве легкого истребителя.

В дальнейшем необходимо проанализировать характеристики данного УБС с перспективной модификацией двигателя – АИ-222-28Ф.

Литература

1. Біла книга-2011. Збройні Сили України. – К: Військо. – 110 с.
2. Флоров, И.Ф. Методы оценки эффективности применения двигателей в авиации [Текст] / И.Ф. Флоров // Труды ЦИАМ № 1099. – 1985. – 260 с.
3. Анипко, О.Б. Интеграция характеристик

силовой установки и планера летательного аппарата: проблемы и пути их решения [Текст] / О.Б. Анипко, В.В. Логинов // *Авіаційно-космічна техніка та технологія*. – 2006. – № 2 (28). – С. 59 – 65.

4. Логинов, В.В. Комплексный подход по формированию технического облика силовой установки, интегрируемой в планер, при синтезе летательного аппарата [Текст] / В.В. Логинов // *Інтегровані технології та енергозбереження*. – Х.: НТУ "ХПІ", 2009. – Вип. 2. – С. 88 – 99.

5. Дональд, Д. Энциклопедия военной авиации [Текст]: пер. с англ. / Дэвид Дональд, Йон Лейк. – М.: Омега, 2003. – 443 с.

6. Особенности проектирования легких боевых и учебно-тренировочных самолетов [Текст] / А.Н. Акимов, В.В. Воробьев, О.Ф. Демченко и др.; под ред. Н.Н. Долженкова и В.А. Подобедова. – М.: Машиностроение / Машиностроение-Полет, 2005. – 368 с.

7. Югов, О.К. Основы интеграции самолета и двигателя [Текст] / О.К. Югов, О.Д. Селиванов. – М.: Машиностроение, 1989. – 304 с.

8. Проектирование самолетов [Текст] / С.М. Егер, В.Ф. Мишин, Н.К. Лисейцев и др.; под ред. С.М. Егера. – М.: Машиностроение, 1983. – 616 с.

9. Терещенко, Ю.М. Інтеграція авіаційних силових установок і літальних апаратів [Текст] / Ю.М. Терещенко, М.С. Кулик, В.В. Панін. – К.: Нац. авіац. ун-т. – 2009. – 344 с.

10. Иродов, Р.Д. Методологические основы выбора параметров реактивного двигателя под заданные требования к маневренному самолету [Текст] / Р.Д. Иродов, И.Г. Башикиров // Сборник тезисов 2-й международной научно-технической конференции "Авиадвигатели XXI века". Т.1 – М.: ЦИАМ, 2005. – С. 228 – 230.

11. Практическая аэродинамика самолета МиГ-29 [Текст]. – М.: Воениздат, 1987. – 316 с.

12. Самолет МиГ-29. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://ru.wikipedia.org/wiki/МиГ-29>. – 23.02.2012 г.

13. Истребитель-бомбардировщик "Ягуар" (ВВС Великобритании, ВВС и ВМС Франции) [Текст]. – М.: Военное изд-во, 1984. – 72 с.

14. Jane's Aero-Engines [Текст] / Edited by Bill Gunston. – OBE, FRAeS, March, 2005. – 750 p.

15. Авиационные двигатели [Текст] / Под ред. И.Г. Шустова. – М.: ООО ИД "Аэросфера". 2007. – 328 с.

16. Семейство турбореактивных двухконтурных двигателей АИ-222. Техническое предложение [Текст] / ГП «Ивченко-Прогресс», 1999. – 291 с.

17. Турбореактивный двухконтурный двигатель АИ-222-25Ф. Дополнение к Эскизному проекту [Текст] / ГП «Ивченко-Прогресс», 2002. – 441 с.

18. Турбореактивный двухконтурный двигатель с форсажной камерой АИ-222К-25Ф. Эскизный проект. Книга 1 [Текст] / ГП «Ивченко-Прогресс», 2005. – 256 с.

19. Некрасов, В.И. Аэродинамика, динамика полета и пилотирование учебного самолета [Текст] / В.И. Некрасов, А.Е. Виктор. – М.: Военное издательство, 1982. – 368 с.

20. Лысенко, Н.М. Динамика полета [Текст] / Н.М. Лысенко. – М.: ВВАИУ им. Н.Е.Жуковского, 1967. – 638 с.

Поступила в редакцию 10.03.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф. А.Б. Леонтьев, Харьковский университет Воздушных Сил имени Ивана Кожедуба, Харьков.

ШЛЯХИ ПОКРАЩЕННЯ ЛЬОТНО-ТЕХНІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК НАВЧАЛЬНО-БОЙОВОГО ЛІТАКА НА ОСНОВІ ЗАМІНИ ДВИГУНА СИЛОВОЇ УСТАНОВКИ

В.В. Логінов, І.Ф. Кравченко, О.В. Єланський, С.І. Смик

В статті розглянуті шляхи покращення льотно-технічних характеристик навчально-бойового літака на основі заміни двигуна силової установки. Проведені розрахункові дослідження льотно-технічних характеристик навчально-бойового літака з різними варіантами двигунів: Adour Mk.811 та AI-222-25F. Характеристики літака досліджувались на основі типових задач, які вирішуються на тренуваннях льотного складу: політ по колу, політ по маршруту, політ на пілотаж, виконання ударної задачі, перехват повітряної цілі. Результати досліджень показали, що застосування двигунів AI-222-25F у складі навчально-бойового літака значно підвищує швидкість польоту, швидкопід'ємність, нормальні перевантаження при виконанні пілотажу, скорочення довжини та часу розгону. По показникам максимальної швидкопід'ємності та довжини розгону він впритул наближається до сучасних літаків-винишувачів, що при необхідності дозволить використовувати даний навчально-бойовий літак у якості легкого бойового літака.

Ключові слова: навчально-бойовий літак, двигун AI-222-25F, силова установка, інтеграція, погодження характеристик, легкий бойовий літак.

MEANS TO IMPROVE THE BATTLE TRAINER AIRCRAFT PERFORMANCE CHARACTERISTICS BY REPLACING THE PROPULSION ENGINE

V.V. Loginov, I.F. Kravchenko, A.V. Yelansky, S.I. Smyk

The article examines the means to improve the battle trainer aircraft performance characteristics by replacing the propulsion engine. There are calculations of the battle trainer aircraft performance characteristics depending on different engine versions: Adour Mk.811 and AI-222-25F. The aircraft characteristics were examined based on the standard tasks to be solved when training the flight personnel: circuit flying, en-route flight, piloting, performing a battle task and aerial target interception. According to the study results, engines AI-222-25F as a part of the battle trainer aircraft substantially increase the flight speed, climbing speed and normal overloads during piloting as well as reduce the takeoff length and time. According to the maximum climbing speed and takeoff run, the aircraft almost catches up with present-day fighter aircrafts, which makes it possible to use the battle trainer aircraft as a light combat one.

Key words: battle trainer aircraft, AI-222-25F engine, propulsion, integration, adjustment of characteristics, light combat aircraft.

Логінов Васильй Васильевич – д-р техн. наук, старший научный сотрудник, доцент кафедры инженерно-авиационного факультета, Харьковский университет Воздушных Сил имени Ивана Кожедуба, Харьков, e-mail: astravek@mail.ru.

Кравченко Игорь Федорович – канд. техн. наук, доцент, Генеральный конструктор ГП “Ивченко-прогресс”, Запорожье.

Єланський Александр Виталиевич – начальник бригады – заместитель начальника отдела перспективных разработок, ГП “Ивченко-прогресс”, Запорожье, e-mail: a.elanskiy@ivchenko-progress.com.

Смик Сергей Иванович – канд. техн. наук, старший научный сотрудник, начальник отдела Научного центра Воздушных Сил, Харьковский университет Воздушных Сил имени Ивана Кожедуба, Харьков.

УДК 532.542.86(088.8)

В.В. ГОЦУЛЕНКО¹, В.Н. ГОЦУЛЕНКО²¹ Институт технической теплофизики НАН Украины, Киев² Институт предпринимательства “Стратегия”, Желтые воды, Украина

О НЕЗАВИСИМОСТИ АВТОКОЛЕБАНИЙ ФЕНОМЕНА РИЙКЕ ОТ УСЛОВИЙ ГИПОТЕЗЫ РЭЛЕЯ И ИХ ДИНАМИЧЕСКОЕ ДЕМПФИРОВАНИЕ

Теоретически установлено, что с понижением волнового сопротивления трубы Рийке автоколебания в ней могут возбуждаться при непосредственном расположении источника теплоподвода на ее входе, что не зависит от критерия Рэлея. Установлен характер зависимости амплитуды рассматриваемых автоколебаний при изменении волнового сопротивления колебательного контура трубы Рийке. Также рассмотрено динамическое демпфирование автоколебаний феномена Рийке при помощи параллельного и последовательного присоединения к трубе проточного акустического LC-колебательного контура. Определен характер зависимости амплитуды автоколебаний при изменении акустических параметров проточного акустического LC-колебательного контура, как при параллельном, так и при последовательном присоединении его к трубе Рийке.

Ключевые слова: труба Рийке, термоакустические автоколебания, прямооточный демпфер, демпфирование автоколебаний, волновое сопротивление.

Введение

Известно, что условия гипотезы (критерия) Рэлея поддержания колебаний посредством периодического теплоподвода реализуются при работе ДВС (двигателя внутреннего сгорания) и определяются его циклом. В реактивных двигателях [1] этому способствует феноменологическое запаздывание τ сгорания топлива. Согласно гипотезе Рэлея для поддержания колебаний подвод теплоты следует осуществлять при более высоком давлении, чем его отвод, что определяет фазовое соотношение между колебаниями давления и расхода [2].

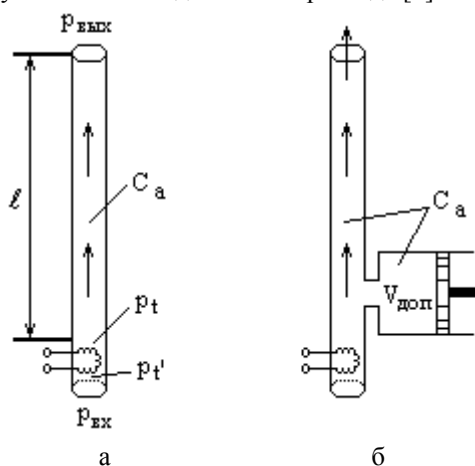


Рис. 1. Труба Рийке с расположением спирали электронагревателя на входе:
а – автоколебания отсутствуют;
б – возбуждаются при увеличении C_a

В трубе Рийке подводимый тепловой поток, выделяемый электроспиралью, является постоянной величиной. Автоколебания поддерживаются отрицательными сопротивлениями: вязкостным $h_\ell(Q_t)$ и тепловым $h_T(Q_t)$ [3], из-за которых образуется восходящая ветвь на напорной характеристике теплоподвода $F(Q_t)$. Возбуждение автоколебаний в области неустойчивой восходящей ветви характеристики $F(Q_t)$, кроме того, зависит от величины волнового сопротивления $Z = \sqrt{L_a/C_a}$ колебательного контура трубы Рийке. Поэтому при расположении источника теплоты на входе в трубу Рийке, когда она наполнена потоком нагретого воздуха (рис.1, а), а величина Z при этом значительная, уравнения движения в этом случае периодических (автоколебательных) решений не имеют [4]. Увеличив объем аккумулятора массы за счет присоединения к трубе Рийке дополнительной емкости изменяемого объема, располагая его выше источника теплоподвода (рис.1, б), в [5] теоретически были получены формы автоколебаний и рассмотрены некоторые их закономерности. Автоколебания, механизмом возбуждения которых является отрицательное вязкостное сопротивление, были определены при расположении источника теплоподвода непосредственно на входе в трубу Рийке [5], т.е. в узле давления при снижении волнового сопротивления колебательного контура. При перемещении электронагревателя вверх трубы на расстояние $1/4 \ell$ от нижнего ее основания были получены периодические

решения уравнений движения, обусловленные тем же механизмом неустойчивости, но при отсутствии дополнительной емкости [6]. Это обусловлено тем, что акустическая гибкость объема холодного воздуха перед источником теплоподвода C_a существенно больше акустической гибкости нагретого участка трубы после электроспирали.

Таким образом, объем холодного воздуха перед электроспиралью нагревателя снижает волновое сопротивление трубы Рийке, что способствует возбуждению автоколебаний рассматриваемого феномена. Поэтому автоколебания могут возбуждаться независимо от расположения источника теплоподвода как в узле, так и в пучности давления, а возможность их самовозбуждения определяется величиной Z .

1. Постановка задачи

Задачей этой работы является аналитическое подтверждение независимости автоколебаний феномена Рийке от условий гипотезы Рэля и определение снижения их амплитуды при помощи как параллельного, так и последовательного включения проточного динамического демпфера [7].

Автоколебания феномена Рийке возбуждаются при преобразовании теплоты в напор потока. Аналогично возбуждаются автоколебания (помпаж) компрессора [8] при преобразовании механической энергии вращения также в напор потока. Восходящая ветвь напорной характеристики компрессора $H(Q)$ образуется из-за отрицательных вихревых гидравлических потерь и необходимым условием неустойчивости является $dH/dQ > 0$. Такое же необходимое условие неустойчивости стационарного течения в терминах напорной характеристики $F(Q_t)$ выполняется в трубе Рийке. Однако в этом случае условие $dF/dQ_t > 0$ порождается нисходящими ветвями отрицательных сопротивлений $h_\ell(Q_t)$ и $h_T(Q_t)$. Подводимый поток теплоты в условиях феномена Рийке, как уже отмечалось, является постоянным и не зависит от характера движения воздуха.

2. Уравнения движения в трубе Рийке при расположении электроспирали на ее входе

Покажем, что нестационарные движения воздуха в трубе Рийке описываются формально идентичной системой уравнений с уравнениями теории помпажа компрессора [8]. Действительно, рассматривая нагретый столб воздуха в трубе после

электронагревателя как материальную частицу и применяя к ней второй закон Ньютона, получим

$$m_t \frac{dw_t}{dt} = (p_t - p_{\text{вых}})S - m_t g - Sh_\ell, \quad (1)$$

где $m_t = \rho_t \ell S$ – масса столба нагретого воздуха, w_t – скорость его движения, p_t – давление в трубе после электроспирали, $p_{\text{вых}}$ – давление на выходе из трубы, h_ℓ – вязкостные потери по длине трубы, S – площадь поперечного сечения трубы. Далее, используя соотношения: $p_{t'} - p_t = h_T + h_{\text{сетки}}$, где $p_{t'}$ – давление непосредственно перед электроспиралью (рис. 1), h_T – тепловое сопротивление [3], $h_{\text{сетки}}$ – местное гидравлическое сопротивление при обтекании сетки электронагревателя, и $p_{\text{вх}} = p_{\text{вых}} + \rho_0 g \ell$, где $p_{\text{вх}}$ – давление на входе в трубу (рис. 1), ℓ – ее длина, ρ_0 – плотность воздуха в окружающей среде, g – ускорение свободного падения, уравнение (1) окончательно запишется в следующей форме

$$L_a \frac{dQ_t}{dt} = F(Q_t) - P, \quad (2)$$

где $Q_t = Sw_t$ – объемный расход нагретого воздуха, $L_a = \rho_t \ell / S$ – акустическая масса трубы Рийке, $F(Q_t) = A(Q_t) - h_\ell(Q_t) - h_T(Q_t) - h_{\text{сетки}}(Q_t)$ – напорная характеристика теплоподвода, $P = p_{\text{вх}} - p_{t'}$, $A(Q_t) = g \ell (\rho_0 - \rho_t)$ – давление подъемной силы, $h_{\text{сетки}}(Q_t) = k_{\text{сетки}} Q_t^2$.

Закон сохранения массы, применительно к рассматриваемой задаче, приводит к уравнению

$$dm_t = \rho_0 Q_{\text{вх}} - \rho_t Q_t. \quad (3)$$

Отметим, что $\frac{dp_{t'}}{d\rho_t} = c_t^2$, где $c_t = \sqrt{kRT}$ – скорость распространения звука в трубе после электронагревателя. Также $dm_t = V d\rho_t$, где $V = \ell S$ – объем трубы. Объемный расход воздуха $Q_{\text{вх}}$, входящий в трубу Рийке, при отсутствии регулирующего дросселя на его входе, определяется из уравнения Бернулли

$$p_{\text{вх}} - p_{t'} = \xi_{\text{вх}} \rho_0 \frac{w_{\text{вх}}^2}{2},$$

где $w_{\text{вх}}$ – скорость движения воздуха на входе в трубу, $\xi_{\text{вх}} \approx 0,5$. Таким образом, уравнение (3) можно записать в виде

$$C_a \frac{dP}{dt} = Q_t - \varphi(P), \quad (4)$$

где $\varphi(P) = \rho_0 \rho_t^{-1} Q_{\text{вх}} = \xi \sqrt{P}$, $\xi = \rho_t^{-1} S \sqrt{2 \rho_0 \xi_{\text{вх}}^{-1}}$, $C_a = \rho_t^{-1} c_t^{-2} V$ – акустическая гибкость трубы Рийке.

Полученная система уравнений (2), (4) формально совпадает с уравнениями теории помпажа, где вместо напорной характеристики нагнетателя присутствует напорная характеристика теплоподвода $F(Q_t)$.

Система уравнений (2), (4), согласно теореме А.А. Андропова, имеет периодическое автоколебательное решение, тогда и только тогда, когда уравнение интегральных кривых

$$\frac{dP}{dQ_t} = \frac{\varphi(P) - Q_t}{F(Q_t) - P} \cdot \frac{L_a}{C_a}, \quad (5)$$

имеет изолированное замкнутое решение (предельный цикл).

Образование предельного цикла определяется напорной характеристикой $F(Q_t)$ трубы Рийке, характеристикой сети, которая составляет обращение функции $\varphi(P)$, волновым сопротивлением $Z = \sqrt{L_a/C_a}$ и не связано с расположением источника теплоподвода в узле или пучности давления.

Воспользовавшись алгоритмом построения периодических решений [5] определяются периодические автоколебания в динамической системе (2), (4) и зависимость их амплитуды A от волнового сопротивления (рис. 2).

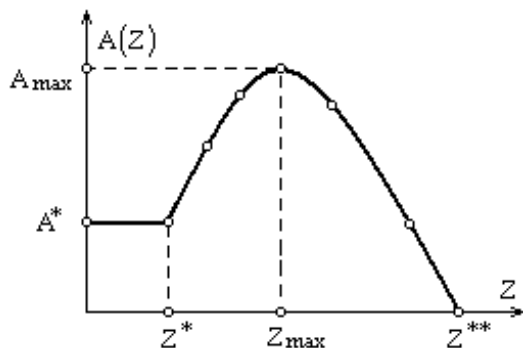


Рис. 2. Типичная зависимость амплитуды $A(Z)$ автоколебаний в трубе Рийке

Для трубы Рийке с электроспиралью, расположенной на ее входе волновое сопротивление $Z = 4\pi^{-1} c_t \rho_t d^{-2}$. Поэтому при значениях диаметра трубы d (рис.1), таких, что выполняется неравенство $Z \geq Z^{**}$ (рис.2) автоколебания в трубе (рис.1, а) не возбуждаются. При таком значении волнового сопротивления Z не имеет предельного цикла и уравнение интегральных кривых (5). С таким же расположением нагревателя, т.е. в узле давления, снижение волнового сопротивления Z достигается увеличением дополнительного объема

(рис.1, б), приводящего к увеличению суммарной акустической гибкости

$$C_a^{\Sigma} = C_a + C_a^{\text{доп}} = \rho_t^{-1} c_t^{-2} (V + V_{\text{доп}})$$

колебательного контура трубы Рийке. При этом регулированием положения поршня (рис.1, б) возможно снижение Z до значений $Z < Z^{**}$ (рис.2) при которых уравнение (5) имеет предельный цикл и соответствующая ему динамическая система имеет периодические решения, описывающие режим автоколебаний в трубе (рис.2, б). Если $Z \leq Z^*$ (рис.2) амплитуда автоколебаний феномена Рийке не зависит от величины Z . Автоколебания в этом случае становятся релаксационными и величина их амплитуды определяется S – образной веткой напорной характеристики $F(Q_t)$ трубы Рийке.

2. Динамическое демпфирование автоколебаний феномена Рийке

Определим снижение амплитуды автоколебаний Рийке динамическим проточным демпфером, который представляет собой пассивный $L_a C_a$ – колебательный контур [7]. При последовательном включении в трубу Рийке данного демпфера согласно [10] наблюдалось значительное снижение амплитуды автоколебаний поющего пламени при равенстве акустических параметров демпфера и основного колебательного контура. Труба Рийке с параллельным присоединением демпфирующего $L_a C_a$ – контура изображена на рис. 3, а и последовательным – на рис. 3, б.

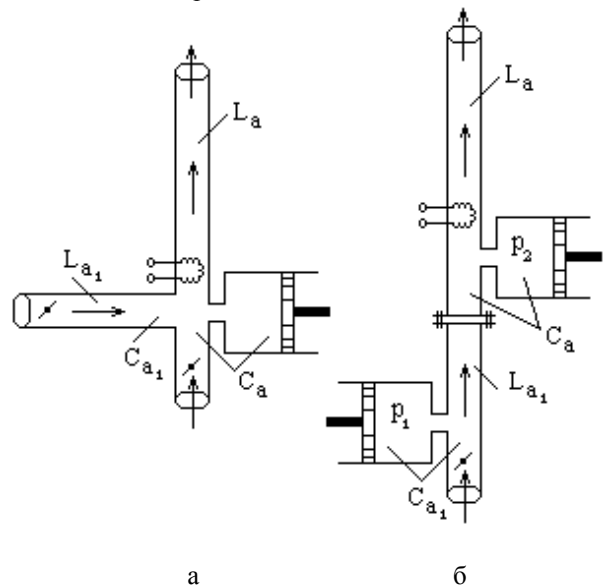


Рис. 3. Труба Рийке с присоединенным:
а – параллельно, б – последовательно
демпфирующим $L_{a1} C_{a1}$ – колебательным контуром

Уравнение изменения количества движения нагретого воздуха в трубе (рис. 3) имеет вид

$$L_a \frac{dQ_t}{dt} = F(Q_t) - P. \quad (6)$$

Построение напорной характеристики $F(Q_t)$ изложено в [9]. Уравнение изменения количества движения в демпфере является следующим

$$L_{a1} \frac{dQ_1}{dt} = P - \lambda \frac{\ell_1}{d} \rho_0 \frac{w_1^2}{2} - k_\varphi Q_1^2, \quad (7)$$

где λ – коэффициент гидравлических потерь по длине, k_φ – коэффициент гидравлических потерь на входном дросселе демпфера, w_1 – скорость движения воздуха в трубе демпфера.

Уравнение изменения массы в аккумулирующей емкости совместной с емкостью демпфера запишем в форме

$$(C_a + C_{a1}) \frac{dP}{dt} = Q_t - Q_1 - Q_{вх}, \quad (8)$$

где $Q_1 = \varphi_1(P)$ – объемный расход воздуха, входящий в демпфер. Акустической гибкостью C_{a2} объема нагретого воздуха, ввиду ее малости, пренебрегаем, поскольку $C_{a2} \ll C_a$.

Стационарный режим на характеристике $F(Q_t)$ определяется из условия совместности $F(Q_t) = h_c(Q_t)$, где характеристика сети $h_c(Q_t)$ рассматривается как сопротивление параллельных ветвей, перемещающих холодный воздух, к которым последовательно присоединена ветвь с нагретым воздухом.

При параллельном присоединении $L_{a1} C_{a1}$ – колебательного контура к трубе Рийке (рис.3, а), волновое сопротивление которого определяется

выражением $Z_1 = \sqrt{\frac{L_{a1}}{C_a + C_{a1}}}$, амплитуда авто-

колебаний достигает минимальной величины A^* когда $L_{a1} = L_a$, и при дальнейшем уменьшении L_{a1} остается неизменной (рис.4). При увеличении L_{a1} амплитуда автоколебаний возрастает и достигает максимального значения, когда $L_{a1} = +\infty$, а в дальнейшем, с увеличением акустической массы

L_a , волновое сопротивление $Z = \sqrt{\frac{L_a}{C_a + C_{a1}}}$ воз-

растает, и амплитуда автоколебаний уменьшается. При одновременном одинаковом изменении $L_{a1} = L_a = \text{var}$ характер изменения амплитуды автоколебаний от волнового сопротивления аналогичен, как приведено на рис.2 для случая трубы Рийке без подключенного к ней проточного динамического демпфера.

При последовательном присоединении акустического $L_{a1} C_{a1}$ – демпфера к трубе Рийке (рис.3, б) нестационарные движения определяются следующей системой уравнений [10]

$$\begin{cases} L_a \frac{dQ_t}{dt} = F(Q_t) - \tilde{P}, & C_a \frac{d\tilde{P}}{dt} = Q_t - \tilde{Q}, \\ L_{a1} \frac{d\tilde{Q}}{dt} = \tilde{P} - \tilde{P}_1, & C_{a1} \frac{d\tilde{P}_1}{dt} = \tilde{Q} - Q_{вх}, \end{cases} \quad (9)$$

где положено: $p_0 - p_2 = \tilde{P}$, $p_0 - p_1 = \tilde{P}_1$, $Q_{вх}$ – объемный расход воздуха входящий из атмосферы в проточный демпфер (рис. 3 - б), определяется из уравнения гидравлических потерь на дросселе

$$\tilde{P}_1 = k_{др} Q_{вх}^2. \quad (10)$$

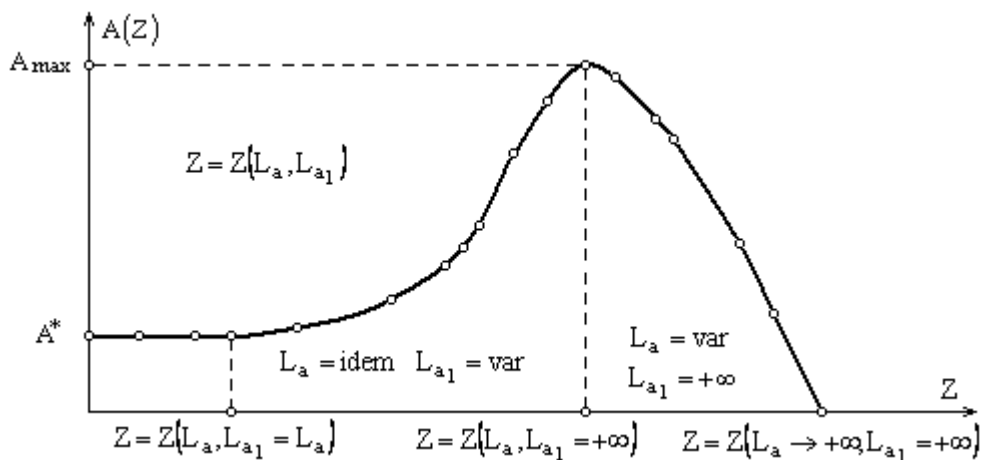


Рис. 4. Типичная зависимость амплитуды $A(Z)$ автоколебаний в трубе Рийке при параллельном присоединении к ней $L_{a1} C_{a1}$ – колебательного контура

Периодическое автоколебательное решение системы уравнений (9) – (10) имеет наименьшую амплитуду при выполнении условия $L_{a1} = L_a$ и $C_{a1} = C_a$, т.е. когда $Z_1 = Z$, что проиллюстрировано на рис. 5.

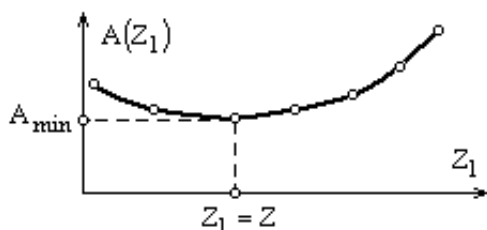


Рис. 5. Типичная зависимость амплитуды автоколебаний $A(Z_1)$ давления $\tilde{p}(t)$ в трубе Рийке (рис. 3, б) при изменении волнового сопротивления Z_1 последовательно присоединенного демпфера

Таким образом, при последовательном присоединении к трубе Рийке $L_{a1}C_{a1}$ – колебательного контура, наибольший эффект такого динамического демпфирования достигается при равенстве акустических параметров демпфера и трубы [10].

Выводы

1. Теплоподвод в трубе Рийке является постоянным, а согласно условиям гипотезы Рэлея подвод теплоты осуществляется периодически. Таким образом, параметры предельного цикла и автоколебательные решения уравнений феномена Рийке не связаны с периодичностью теплоподвода.

2. При расположении источника теплоподвода в пучности давления, т.е. на $1/4\ell$ от нижнего основания трубы, автоколебания самовозбуждаются из-за снижения волнового сопротивления трубы Рийке, что определяется акустической гибкостью C_a холодного воздуха участка трубы до электро-спирали.

3. Автоколебания при расположении нагревателя в узле давления, т.е. непосредственно на входе в трубу возникают при специальных условиях. Это обусловлено очень малой гибкостью объема нагретого воздуха участка трубы после электро-спирали, что в итоге значительно увеличивает волновое сопротивление колебательного контура. Однако при присоединении в этом случае к трубе Рийке достаточного дополнительного объема (рис. 1, б) происходит снижение волнового сопротивления, что способствует самовозбуждению автоколебаний.

4. Установлено, что при параллельном включении в трубу Рийке проточного динамического демпфера автоколебания феномена Рийке наиболее эффективно уменьшаются при равенстве $L_{a1} = L_a$ акустических параметров колебательного контура трубы Рийке и демпфирующего контура.

5. При последовательном включении проточного акустического $L_{a1}C_{a1}$ – динамического демпфера максимальное снижение амплитуды автоколебаний достигается при равенстве волновых сопротивлений $Z = Z_1$ трубы Рийке и демпфера.

Литература

1. Крокко, Л. Теория неустойчивости горения в жидкостных ракетных двигателях [Текст]: пер. с англ. / Л. Крокко, Чжен Синь-и. – М.: Изд-во иностр. лит-рат., 1958. – 351 с.
2. Раушенбах, Б.В. Вибрационное горение [Текст] / Б.В. Раушенбах. – М.: Физматгиз, 1961. – 500 с.
3. Гоцуленко, В.В. Об аналогии нестационарных режимов воздухонагревателя доменной печи (каупера) и трубы Рийке [Текст] / В.В. Гоцуленко // Системные технологии. – 1999. – № 8. – С. 24 – 26.
4. Гоцуленко, В.В. Математическая модель трубы Рийке и условия ее звучания [Текст] / В.В. Гоцуленко // Математичне моделювання. – 2000. – № 5. – С. 39 – 41.
5. Гоцуленко, В.В. Математическое моделирование особенностей феномена Рийке при изменении мощности теплового потока [Текст] / В.В. Гоцуленко // Математическое моделирование, РАН. – 2004. – Т. 16, № 9. – С. 23 – 28.
6. Гоцуленко, В.В. Автоколебания в трубе Рийке при ее собственном волновом сопротивлении [Текст] / В.В. Гоцуленко // Системные технологии. – 2004. – № 4'(33). – С. 45 – 51.
7. Гоцуленко, В.В. Демпфирование автоколебаний вибрационного горения проточными динамическими демпферами [Текст] / В.В. Гоцуленко, В.Н. Гоцуленко // Авиационно-космическая техника и технология. – 2011. – № 3(80). – С. 53 – 57.
8. Казакевич, В.В. Автоколебания (помпаж) в компрессорах [Текст] / В.В. Казакевич. – М.: Машиностроение, 1974. – 264 с.
9. Басок, Б.И. Теория феномена Рийке в системе с сосредоточенными параметрами [Текст] / Б.И. Басок, В.В. Гоцуленко // Акустический вестник. – 2010. – Т. 13, № 3. – С. 3 – 8.
10. Гоцуленко, В.В. Математическое моделирование снижения амплитуд колебаний вибрационного горения в крупных промышленных агрегатах [Текст] / В.В. Гоцуленко // Математическое моделирование, РАН. – 2005. – Т. 17, № 11. – С. 16 – 24.

Поступила в редакцию 12.04.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры электроники Б.С. Довгалоук, Днепродзержинский государственный технический университет, Днепродзержинск, Украина.

ЩОДО НЕЗАЛЕЖНОСТІ АВТОКОЛИВАНЬ ФЕНОМЕНУ РІЙКЕ ВІД УМОВ ГІПОТЕЗИ РЕЛЕЯ ТА ЇХ ДИНАМІЧНЕ ДЕМПФІРУВАННЯ

В.В. Гоцуленко, В.М. Гоцуленко

Теоретично встановлено, що при зменшенні хвильового опору труби Рійке автоколивання в ній можуть збуджуватися при безпосередньому розташуванні джерела теплопідводу на її вході, що не залежить від критерію Релея. Встановлено характер залежності амплітуди розглянутих автоколивань при зміні хвильового опору коливального контуру труби Рійке. Також розглянуто динамічне демпфірування автоколивань феномену Рійке за допомогою паралельного та послідовного приєднання до труби проточного акустичного LC-коливального контуру. Визначено характер залежності амплітуди автоколивань при зміні акустичних параметрів проточного акустичного LC-коливального контуру, як при паралельному, так і при послідовному приєднанні його до труби Рійке.

Ключові слова: труба Рійке, термоакустичні автоколивання, прямооточний демпфер, демпфірування автоколивань, хвильовий опір.

THE INDEPENDENCE OF OSCILLATIONS OF THE RIJKE PHENOMENON OF HYPOTHESES RAYLEIGH AND THEY DYNAMIC DAMPING

V.V. Gotsulenko, V.N. Gotsulenko

Theoretically found that with decreasing impedance tube Rijke oscillations it can be excited with the direct location of the heat source at its input that is independent of the Rayleigh criterion. The nature of the amplitude of oscillation considered when the characteristic impedance of the tank circuit Rijke tube. It is also considered a dynamic damping oscillation phenomenon Rijke with parallel and serial connection to the pipe flow of acoustic LC-oscillatory circuit. The character of the amplitude of oscillation when the acoustic parameters of acoustic flow LC-oscillating circuit, as in the parallel and sequential joining it to the Rijke tube.

Key words: Rijke tube, thermoacoustic oscillations, direct-flow damper, damping oscillations, the wave resistance.

Гоцуленко Владимир Владимирович – канд. техн. наук, старший научный сотрудник отдела теплофизических основ энергосберегающих теплотехнологий института технической теплофизики НАН Украины, Киев, e-mail: gosul@ukr.net.

Гоцуленко Владимир Николаевич – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры экономической кибернетики института предпринимательства “Стратегия”, Желтые Воды, Украина.

УДК 629.7.036.3

В.С. ЧИГРИН, А.М. ШОДЖАИ

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

ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ИНДУКЦИОННОГО ДАТЧИКА ЧАСТОТЫ ВРАЩЕНИЯ ДЛЯ АНАЛИЗА ДИСБАЛАНСА РОТОРА ГТД

Работа газотурбинных двигателей всегда сопровождается вибрациями, основными источниками которых являются быстровращающиеся роторы. Дисбаланс вращающихся масс ротора является одним из самых распространенных дефектов ГТД. Для выявления дисбаланса ротора используется информация, получаемая бортовой ЭВМ от внутреннего встроенного датчика вибрации и датчика фазового положения ротора относительно статора двигателя. В статье приведены результаты экспериментальных исследований и моделирования возможности определения величины и положения дисбаланса ротора по данным только одного штатного индукционного датчика частоты вращения. Показана принципиальная возможность определения дисбаланса и его положения на роторе ГТД без применения встроенного измерительного преобразователя вибрации, а только по сигналу с ДЧВ с использованием специального алгоритма обработки получаемой с него информации. ДЧВ в этом случае работает и в режиме счетчика импульсов, и в режиме проксиметра. Величина дисбаланса и его положение на роторе уверенно определяются на докритических частотах вращения ротора. Задача определения этих величин на закритических частотах вращения для «гибкого» ротора требует дальнейших исследований.

Ключевые слова: дисбаланс ротора, индукционный датчик частоты вращения, критическая частота вращения ротора, проксиметр, быстрое преобразование Фурье.

Введение

Работа газотурбинных двигателей всегда сопровождается вибрациями. Основными источниками вибраций ГТД являются быстровращающиеся роторы. Причиной повышенной вибрации двигателя является дисбаланс ротора – увеличение неуравновешенности ротора турбокомпрессора (ТК) или свободной турбины.

Взаимодействие роторов в многовальных двигателях между собой и с упругой системой корпусов и подвески двигателей порождает многочисленные резонансные явления, при которых уровень вибраций резко возрастает, возникает упруго-динамическая неустойчивость всей системы двигателя, приводящая к различным дефектам.

После проведения некоторой систематизации и обобщения, все многообразие причин появления повышенных вибраций двигателя можно свести в несколько основных групп [1]:

- дефекты изготовления вращающегося ротора или его элементов на заводе, на ремонтном предприятии, недостаточный выходной контроль предприятия-изготовителя оборудования, удары при перевозке, плохие условия хранения;
- неправильная сборка ротора или подшипниковых опор при первичном монтаже или после ремонта;

– разрушение деталей ротора (разрушение или обрыв рабочих лопаток компрессора или турбины), наличие на вращающемся роторе изношенных, сломанных, дефектных, недостающих, недостаточно прочно закрепленных и т. д. деталей и узлов;

– резонансные колебания ротора из-за нарушения режима работы упруго-демпферных опор и изменения жесткости системы ротор-корпус (их внешнее проявление в спектре вибрации аналогично неуравновешенности ротора);

– несоосность ротора и корпуса в проточной части (в этом случае возрастает амплитуда роторной вибрации соответствующего ротора на частоте $f = n_c$);

– овальность корпуса компрессора, или турбины (в этом случае возрастает амплитуда роторной вибрации соответствующего ротора на частоте $f = 2 n_c$);

– результат воздействия параметров технологических процессов и особенностей эксплуатации данного двигателя, приводящих к неравномерному нагреву и искривлению роторов;

– нарушения работы зубчатых зацеплений в коробках приводов агрегатов двигателя;

– повышенный износ или разрушение подшипниковых узлов.

Постановка задачи

Дисбаланс вращающихся масс ротора является одним из самых распространенных дефектов ГТД. Его появление обычно приводит к резкому увеличению вибраций. Причины возникновения дисбаланса в ГТД могут иметь различную природу, являться следствием многих особенностей конструкции и эксплуатации. В процессе проектирования двигателей проводятся специальные расчеты и экспериментальные исследования, чтобы заранее установить вероятность возникновения опасных вибраций и выявить их причины. При изготовлении и ремонте двигателей балансировка выполняется подбором и установкой специальных балансировочных грузиков.

Фирма Vibro-Meter (Швейцария), признанный всемирный лидер в анализе и измерении вибраций, устанавливает на двигателях самолетов A310/A330 и Boeing системы контроля вибрации, позволяющие выявлять во время полета дисбаланс ротора авиадвигателя и выполнять при подготовке самолета к следующему полету коррекцию балансировки вентилятора путем замены балансировочных грузиков (винтов) на коке вентилятора (рис. 1).

Для этого используется информация, получаемая бортовой ЭВМ от внутреннего встроенного датчика вибрации и датчика фазового положения ротора относительно статора двигателя. Бортовая ЭВМ рассчитывает уровень дисбаланса и формирует рекомендацию по замене балансировочного грузика в аэропорту после посадки самолета [3].

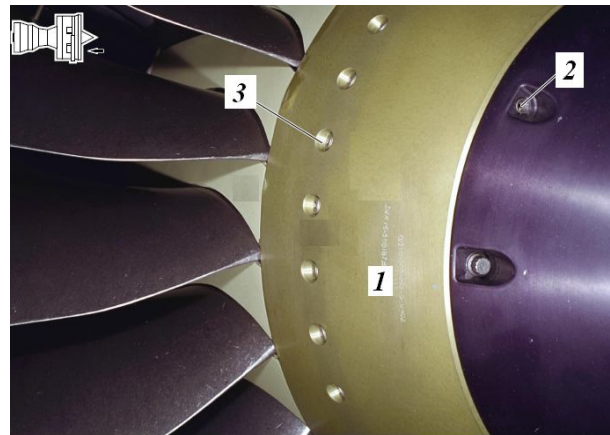


Рис. 1. Передний балансировочный пояс вентилятора ТРДД CFM-56 [2]:

- 1 – задняя часть кока вентилятора;
- 2 – винты крепления передней части кока;
- 3 – балансировочные винты

При отказе внутреннего датчика вибрации придется частично разобрать ГТД для его замены.

Нами экспериментально исследована возможность определения величины и положения дисбаланса ротора по данным только одного штатного индукционного датчика частоты вращения.

Индукционный датчик частоты вращения (ДЧВ) типа ДТА-10 (ДТА-15, VM-135, VM-151 и др.) – датчик генераторного типа, вырабатывающий электрический сигнал при прохождении зуба шестерни-индуктора около катушки, намотанной на магнитный сердечник (рис 2).



Рис. 2. Сигнал с одной обмотки ДЧВ ДТА-15

Определение дисбаланса ротора с помощью индукционного датчика частоты вращения

Для определения дисбаланса ротора по сигналам, полученным с ДЧВ, необходимо изменить ал-

горитм обработки сигнала таким образом, чтобы кроме частоты вращения ротора получить информацию о положении ротора относительно статора и расстоянии от датчика до кромки зуба шестерни-индуктора, которое изменяется при прогибе вала из-за вибрации ротора. ДЧВ в этом случае работает и в

режиме счетчика импульсов, и в режиме проксиметра. На рис. 3 приведен вариант установки на двигателе индукционного датчика частоты вращения и шестерни-индуктора. Для определения положения ротора относительно статора один из зубьев шестерни-индуктора выполняется короче остальных. Сигнал от него является началом отсчета положения ротора относительно датчика.

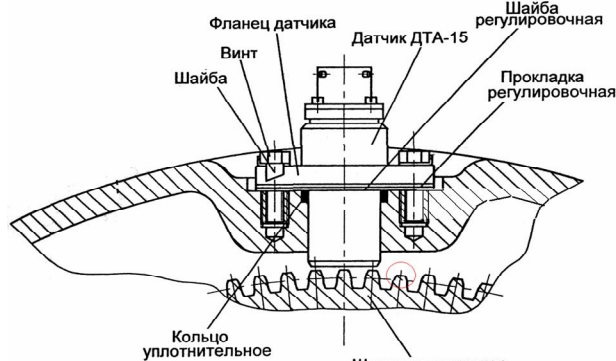


Рис. 3. Установка на двигателе индукционного датчика частоты вращения и индуктора

Экспериментальная проверка возможности определения дисбаланса ротора с помощью индукционного ДЧВ выполнена на лабораторной установке для исследования колебаний ротора [4]. Установка представляет собой полый вал с диском, установленный на двух подшипниках качения и приводимый во вращение электродвигателем.

Для проведения эксперимента на свободном конце вала был установлен индуктор, представляющий собой цилиндр с шестью болтами, имитирующими зубья шестерни. На статоре установлен индукционный датчик ДТА-10, сигнал с которого поступает на ЭВМ (рис. 4).



Рис. 4. Индуктор и индукционный датчик частоты вращения ротора

Один из болтов индуктора вывернут по сравнению с остальными, сигнал с него формирует начало

отсчета и позволяет определить положение ротора относительно статора. Дисбаланс ротора обеспечивается установкой балансирующего груза на диске.

Напряжение, генерируемое датчиком при прохождении зуба индуктора около катушки, прямо пропорционально скорости прохождения зуба (частоте вращения ротора) и обратно пропорционально величине зазора между зубом и катушкой. Экспериментально было определено влияние частоты вращения ротора на уровень электрического сигнала с датчика (рис. 5).

Зависимость имеет практически линейный вид, что позволяет при дальнейшей обработке достаточно просто корректировать уровень электрического сигнала датчика при различных частотах вращения ротора.

Запись и обработка сигналов датчика выполнялись на ЭВМ с помощью программы SpectroLAB, частота вращения ротора в экспериментах определялась обработкой сигнала БПФ – быстрым преобразованием Фурье (рис. 6).

Далее была выполнена запись сигнала ДЧВ при докритической частоте вращения 880 об/мин для хорошо сбалансированного ротора (рис. 7) и для ротора с дисбалансом на диске, расположенным напротив второго болтика относительно индуктора (рис. 8).

На экспериментальной установке балансирующий грузик на диске и индуктор находятся по разные стороны от опоры ротора. Поэтому увеличение прогиба ротора в плоскости вала вызывает уменьшение зазора между индуктором и катушкой датчика в противоположном направлении. На рис. 8 видно уменьшение уровня сигнала от второго болтика и увеличение от пятого болтика индуктора по сравнению с хорошо сбалансированным ротором.

Для уменьшения случайной погрешности сигналы ДЧВ были нормированы и были определены их математические ожидания по нескольким циклам. На рис. 9 показан сравнительный уровень нормированных сигналов ДЧВ для хорошо сбалансированного ротора и ротора с дисбалансом, осредненных по десяти циклам и приведенных к одинаковой частоте вращения ротора.

Из графика рис. 9 видна принципиальная возможность определения дисбаланса ротора и его положения относительно статора по отклонению уровня сигнала от эталонного значения для хорошо сбалансированного ротора.

Результаты экспериментальных исследований были подтверждены моделированием. Для этого была разработана в пакете SolidWorks-2009 твердотельная модель и выполнен модальный анализ для определения критической частоты вращения ротора (рис. 10).

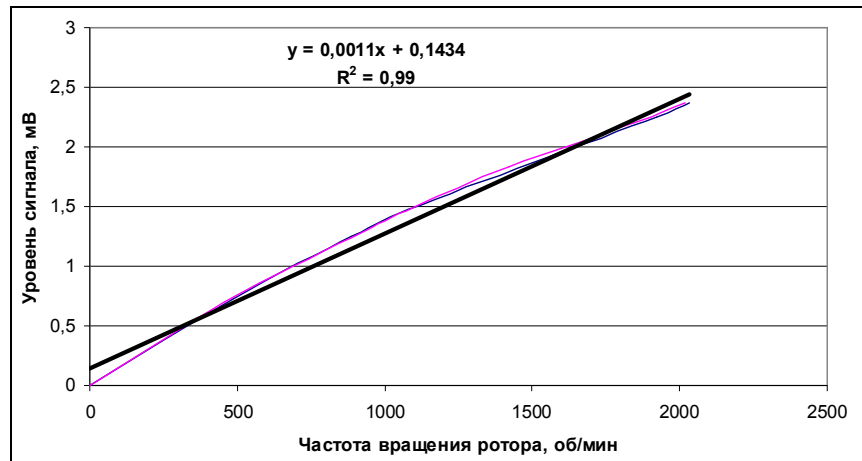


Рис. 5. Зависимость уровня электрического сигнала ДЧВ от частоты вращения ротора

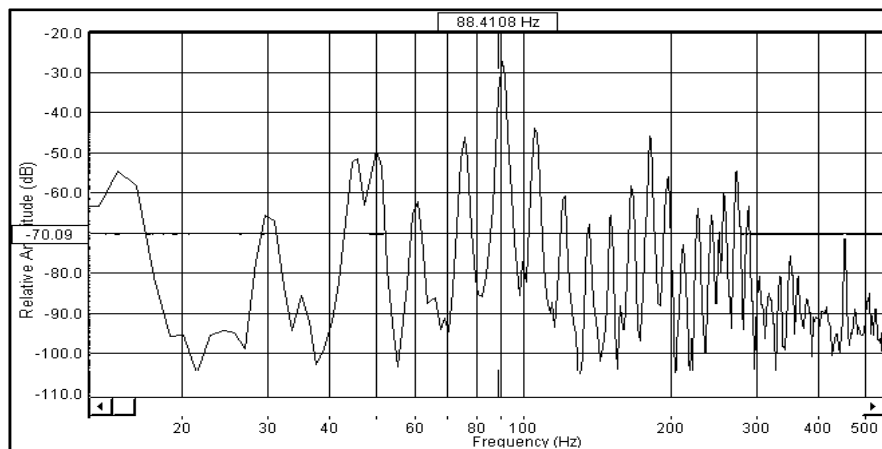


Рис. 6. БПФ сигнала с датчика, частота вращения ротора – 884 об/мин

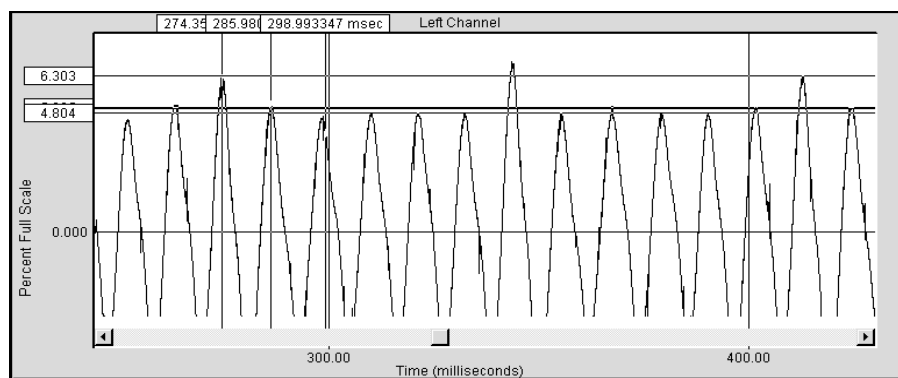


Рис. 7. Сигнал ДЧВ хорошо сбалансированного ротора

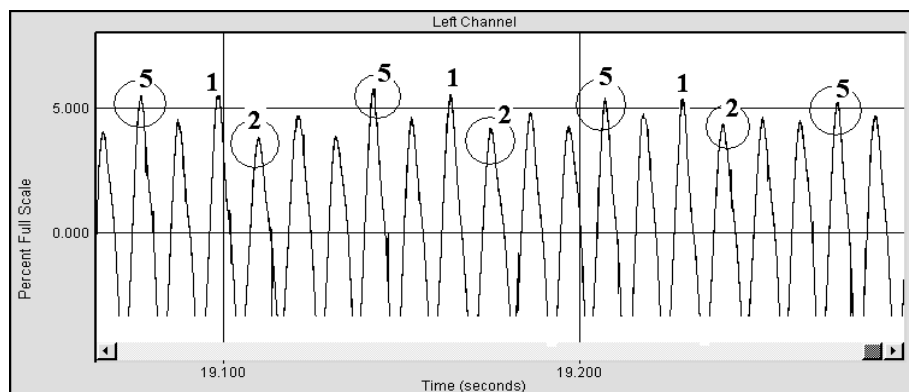


Рис. 8. Сигнал ДЧВ с дисбалансом ротора

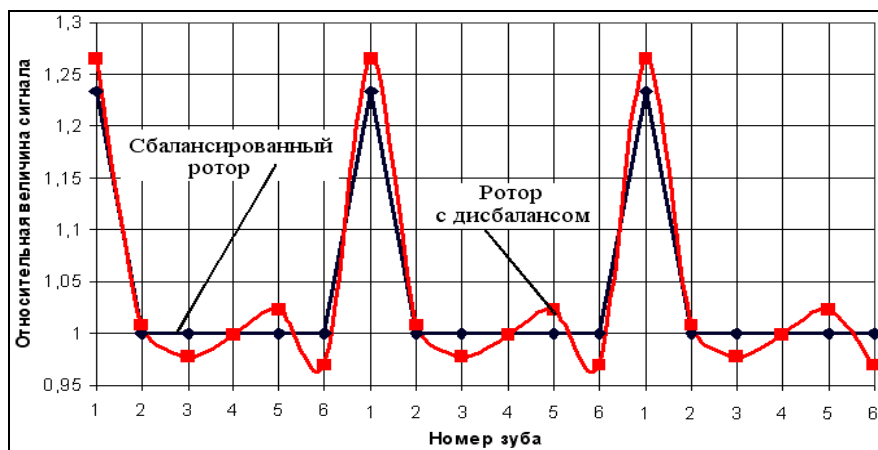


Рис. 9. Относительный уровень нормированного и осредненного сигнала ДЧВ

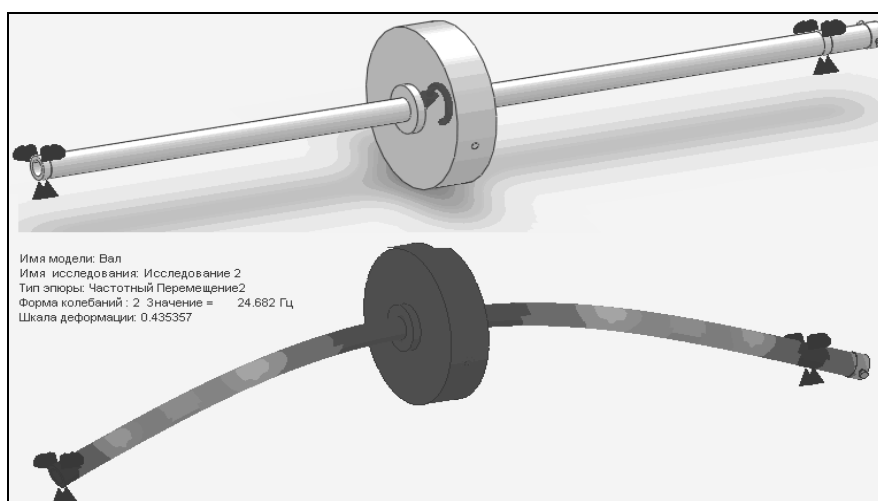


Рис. 10. Твердотельная модель ротора и первая форма изгибных колебаний

В результате модального анализа получена первая критическая частота вращения ротора, равная 24,68 Гц (1481 об/мин), что достаточно хорошо согласуется с экспериментом (24,5 Гц), погрешность составляет 0,7 %. Таким образом, модель адекватно описывает исследуемую конструкцию и может использоваться для дальнейших исследований.

Моделирование с имитацией вращения ротора на докритической частоте 1000 об/мин для хорошо сбалансированного ротора и ротора с дисбалансом показало, что при введении дисбаланса вал ротора прогнулся в плоскости диска на 0,2 мм, а в плоскости индуктора – в обратную сторону на 0,04 мм (рис. 11).

На рис. 12 приведена схема установки ДЧВ и шестерни-индуктора для определения частоты вращения ротора вентилятора ТРДД, позволяющая использовать ДЧВ для определения величины и положения дисбаланса в плоскости вентилятора.

Экспериментальные исследования, выполненные для «гибкого» ротора на закритической частоте вращения 1840 об/мин показали, что ротор с дисбалансом классически самобалансировался и вращался

устойчиво относительно собственного дисбаланса. При этом дисбаланс по сигналам ДЧВ диагностируется, а положение ротора относительно статора (фаза) – не определяется. Эта задача требует дополнительных исследований. В этой связи можно рекомендовать диагностирование величины и положения дисбаланса «гибкого» ротора на докритических режимах – на режиме раскрутки или на выбеге.

Выводы

Экспериментально и моделированием показана принципиальная возможность определения дисбаланса и его положения на роторе ГТД без применения встроенного измерительного преобразователя вибрации, а только по сигналу с ДЧВ с использованием специального алгоритма обработки получаемой с него информации.

Величина дисбаланса и его положение на роторе уверенно определяются на докритических частотах вращения ротора. Задача определения этих величин на закритических частотах вращения для «гибкого» ротора требует дальнейших исследований.

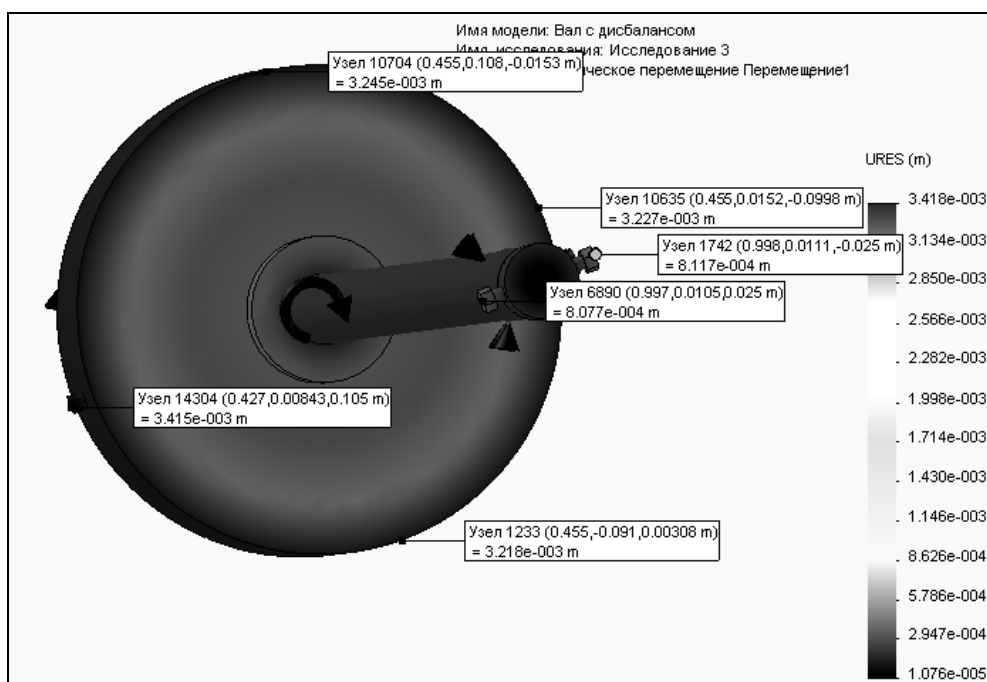


Рис. 11. Моделирование деформации ротора с дисбалансом

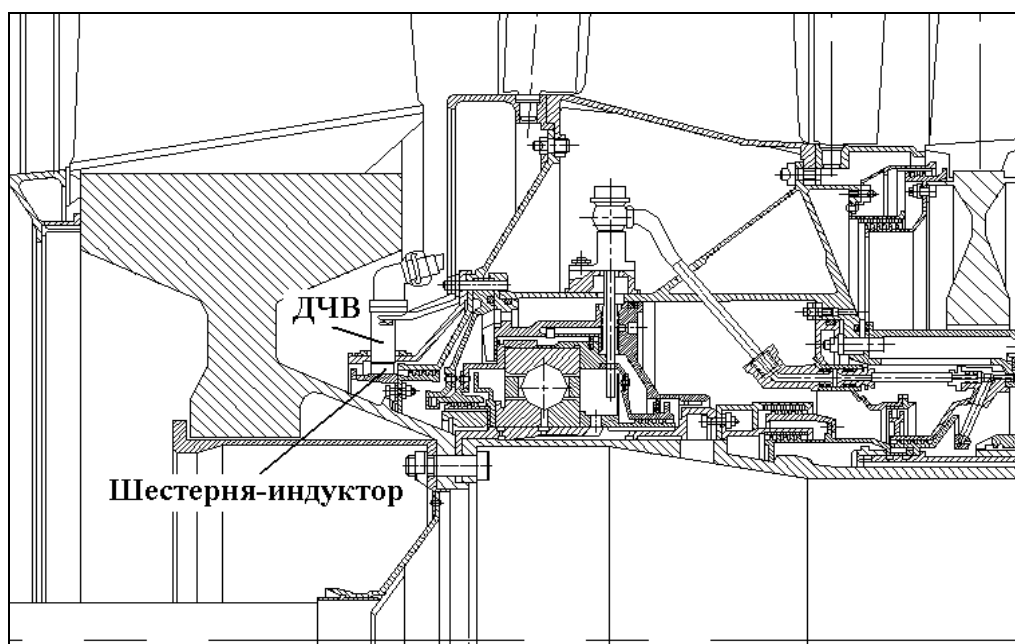


Рис. 12. Установка ДЧВ и индуктора на роторе вентилятора ТРДД

Литература

1. Чигрин, В.С. Віброакустика і вібродіагностика газотурбінних двигунів [Текст]: навч. посібник / В.С. Чигрин, С.І. Суховій. – Х. : Нац. аерокосм. ун-т ім. М.Є. Жуковського «ХАІ», 2012. – 264 с.

2. CFM56-7B: CFMI Customer Training Center Snecma Services - Snecma Group Direction de l'Aprus-

Vente Civile [Text]. – MELUN-MONTEREAU: Cedex-FRANCE – 2002. – 97 p.

3. Balanced engines: achieved EVM solutions [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.vibro-meter.com/pdf/aerospace/brochEngines.pdf>. – 27.04.2012 г..

4. Чигрин, В.С. Колебания [Текст]: учеб. пособие / В.С. Чигрин, А.И. Скрипка. – Х: Гос. Аэрокосмический ун-т ХАИ, 1999. – 36 с.

Поступила в редакцию 27.04.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. каф. проектирования авиационных двигателей С.В. Елифанов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ДОСЛІДЖЕННЯ МОЖЛИВОСТІ ВИКОРИСТАННЯ ІНДУКЦІЙНОГО ДАТЧИКА ЧАСТОТИ ОБЕРТАННЯ ДЛЯ АНАЛІЗА ДИСБАЛАНСУ РОТОРА ГТД

В.С. Чигрин, А.М. Шоджаї

Робота газотурбінних двигунів завжди супроводжується вібраціями, основними джерелами яких є ротори, що швидко обертаються. Дисбаланс мас, які обертаються, є одним з найбільш поширених дефектів ГТД. Для визначення дисбалансу ротора використовують інформацію, яка одержується бортовою ЕОМ від внутрішнього вмонтованого датчика вібрації та датчика фазового положення ротора відносно статора двигуна. В статті надано результати експериментальних досліджень і моделювання щодо можливості визначення величини і положення дисбалансу ротора за інформацією тільки одного штатного індукційного датчика частоти обертання (ДЧО). Наведено принципову можливість визначення дисбалансу та його положення на роторі ГТД без використання вмонтованого перетворювача вібрації, а тільки за сигналом з ДЧО за умов використання спеціального алгоритму обробки одержаної інформації. ДЧО в такому випадку працює одночасно в режимі рахування імпульсів і в режимі проксиметра. Величина дисбалансу та його положення на роторі впевнено визначаються на докритичних режимах обертання ротора. Завдання визначення цих величин на понадкритичних частотах обертання для «гнучкого» ротора потребує подальшого дослідження.

Ключові слова: дисбаланс ротора, індукційний датчик частоти обертання, критична частота обертання ротора, проксиметр, швидке перетворювання Фур'є.

RESEARCH POSSIBILITY USE OF THE INDUCTION GAUGE FREQUENCY OF ROTATION FOR ANALYSIS UNBALANCE OF ROTOR'S JET ENGINES

V.C. Chigrin, A.M. Shojaei

In this paper results of experimental researches and modeling of possibility of definition of size and position unbalance a rotor by data only one regular induction gauge of frequency of rotation are resulted. Basic possibility of definition unbalance and its positions on rotor gas-turbine engine without application of the built in measuring converter of vibration, but only on a signal with rate of rotation speed sensor with use of special algorithm of processing of the information received from it is shown. Rate of rotation speed sensor in this case works and in a mode of the counter of impulses, and in a mode proximity sensor. Size unbalance and its position on a rotor are confidently defined on precritical frequencies rotation of a rotor. The problem of definition of these sizes on supercritical frequencies of rotation for a "flexible" rotor demands the further researches.

Keywords: unbalance a rotor, the sensor frequency of rotation, critical frequency rotation of rotor, Proximity sensor, Fast Fourier transformation(FFT).

Чигрин Валентин Семенович – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедри конструкції авіаційних двигателів Національного аерокосмічного університету ім. Н.Е. Жуковського «ХАИ», Харків, Україна, e-mail: chigrin_vs@rambler.ru

Шоджаї Амир Мохаммад – студент кафедри конструкції авіаційних двигателів Національного аерокосмічного університету ім. Н.Е. Жуковського «ХАИ», Харків, Україна, e-mail: ashojaei577@gmail.com

УДК 621.7.064.52

А.О. ДАВИДОВ

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

ТЕОРЕТИЧЕСКОЕ ОПИСАНИЕ И АНАЛИЗ МЕХАНИЗМОВ ПРОТЕКАНИЯ ДЕГРАДАЦИОННЫХ ПРОЦЕССОВ В ЭЛЕКТРОХИМИЧЕСКИХ АККУМУЛЯТОРАХ ПРИ ИХ ЭКСПЛУАТАЦИИ В ОБЪЕКТАХ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

В статье рассмотрены преимущества и недостатки аккумуляторов применяемых в объектах ракетно-космической техники: литиевых, щелочных никелевых и свинцово-кислотных. Приведены режимы работы электрохимических аккумуляторов в объектах ракетно-космической техники. Рассмотрены, теоретически описаны и проанализированы процессы, приводящие к деградации литиевых, никелевых и свинцово-кислотных аккумуляторов. Приведена классификация деградационных процессов по месту протекания, природе протекающих процессов, степени необратимости и возможности восстановления.

Ключевые слова: ракетно-космическая техника, литиевый аккумулятор, щелочной аккумулятор, свинцово-кислотный аккумулятор, деградационный процесс

Введение

В настоящее время сложно себе представить жизнь человека без участия объектов ракетно-космической техники: спутники связи (телевидение, радио, телефония, широкополосная связь, мобильная связь), навигационные спутники (глобальные системы позиционирования GPS и ГЛОНАСС), метеорологические спутники, геологоразведочные спутники, а также ракетоносители и вся инфраструктура, связанная с запуском и эксплуатацией этих объектов.

Как правило, основным компонентом объектов ракетно-космической техники является их система энергоснабжения. А, в связи с тем, что часть этих объектов являются автономными, а при эксплуатации остальных объектов не допускается перерывов в работе, основным компонентом систем энергоснабжения объектов ракетно-космической техники становятся электрохимические аккумуляторы.

Однако эксплуатация любого электрохимического аккумулятора всегда сопряжена с протеканием процессов приводящих к падению их эксплуатационных характеристик, с так называемыми, деградационными процессами.

В данной статье будут рассмотрены, теоретически описаны и проанализированы деградационные процессы, протекающие в электрохимических аккумуляторах, эксплуатируемых в объектах ракетно-космической техники. Также будет проведена классификация данных деградационных процессов по месту протекания, природе протекающих процессов, степени необратимости и возможности восстановления

1. Эксплуатация электрохимических аккумуляторов в объектах ракетно-космической техники

В настоящее время в объектах ракетно-космической техники используются аккумуляторы следующих электрохимических систем [1]:

- щелочные никелевые (никель-кадмиевые и никель-металлогидридные);
- литиевые (литий-ионные и литий-полимерные);
- свинцово-кислотные.

Основными достоинствами никель-кадмиевых аккумуляторов являются: быстрый и простой метод заряда; длительный срок службы (свыше тысячи циклов заряда/разряда при соблюдении правил эксплуатации и обслуживания); превосходная нагрузочная способность, даже при низких температурах; простое хранение и транспортировка; легкое восстановление после понижения емкости и длительного хранения; низкая чувствительность к неправильным действиям потребителя; доступная цена; широкий диапазон типоразмеров.

Среди недостатков никель-кадмиевых аккумуляторов можно отметить следующие: наличие «эффекта памяти»; высокий саморазряд (до 10 % в течение первых 24-х часов); аккумулятор содержит кадмий и требует специальной утилизации.

Никель-металлогидридные аккумуляторы обладают рядом преимуществ по сравнению с никель-кадмиевыми: большая удельная емкость (при тех же габаритных размерах значение емкости на 30% больше), меньший вес; меньшее влияние «эффекта

памяти»; в состав аккумулятора входит меньшее количество токсичных металлов.

К сожалению, никель-металлогидридные аккумуляторы обладают и рядом недостатков, по сравнению с никель-кадмиевыми: гораздо меньшее количество циклов заряда и разряда; более высокая цена; меньший температурный режим работы; низкая нагрузочная способность (не может отдавать большие токи); «боязнь» глубоких разрядов; более чем в 1,5 раза vyšший саморазряд; не любят больших зарядных токов.

Основные преимущества литиевых аккумуляторов: высокая плотность энергии и как следствие большая емкость при тех же самых габаритах по сравнению с аккумуляторами на основе никеля; низкий саморазряд; высокое напряжение единичного элемента (3,6 В против 1,2 В у Ni-Cd и Ni-MH); низкая стоимость обслуживания (эксплуатационных расходов).

Основные недостатки: необходимость встроеной схемы защиты; старение аккумулятора даже при отсутствии эксплуатации; более высокая стоимость по сравнению с никель-кадмиевыми аккумуляторами.

Достоинствами свинцово-кислотных аккумуляторных батарей являются: относительно невысокая стоимость; полное отсутствие «эффекта памяти»; низкий саморазряд; количество циклов может достигать 800-1000.

Недостатки свинцово-кислотных аккумуляторов: низкая удельная емкость; не держат глубоких циклов разряда.

Эксплуатация электрохимических аккумуляторов в объектах ракетно-космической техники происходит в следующих режимах [2]:

- буферный режим – режим, при котором аккумулятор всегда подключен к источнику постоянного тока. Целью эксплуатации аккумуляторов в буферном режиме является стабилизация напряжения питания в системе и компенсация энергопотребления при пиковых нагрузках, превышающих мощность основного генератора тока.

Примеры: космические спутники, сетевые блоки питания, источники бесперебойного питания, резервное питание различных приборов и устройств.

- циклический режим – режим работы, предполагающий последовательное (многократное) проведение заряда и разряда аккумулятора.

Пример: космические спутники.

- дежурный режим – режим работы аккумулятора, при котором он в процессе эксплуатации находится в режиме ожидания в заряженном состоянии.

Пример: стартовый комплекс во время дежурства.

Как правило, каждому из режимов эксплуатации электрохимических аккумуляторов характерно протекание своих деградационных процессов, интенсивность которых также зависит от режимов эксплуатации.

2. Основные деградационные процессы и дефекты, возникающие в щелочных аккумуляторах

В щелочных (никелевых) аккумуляторах протекают следующие деградационные процессы [3 – 5].

Накопление вредных примесей в электролите. В результате различных процессов в электролите никель-кадмиевых аккумуляторов происходит накопление веществ, оказывающих вредное действие на электроды. К их числу относятся: нитраты, хлор, аммиак, примеси соединений железа, магния, кремния, алюминия, цинка, а так же хлор, аммиак и органические вещества. В негерметичных, и частично, в герметичных аккумуляторах снижение емкости и увеличение внутреннего сопротивления может быть следствием загрязнения электролита карбонатами (рис. 1). Карбонаты образуются в электролите в результате поглощения углекислоты из газового объема или окисления графита.

Понижение уровня электролита. При работе никель-кадмиевых аккумуляторов, особенно при повышенных температурах, возможно частичное испарение или перераспределение электролита в блоке электродов. В результате этого происходит, во-первых - увеличение плотности электролита, во-вторых - обнажение части пластин, в-третьих - высыхание сепараторов, что приводит к снижению емкости аккумуляторов и росту его внутреннего сопротивления.

При недостатке электролита заряд положительного электрода происходит при более положительных значениях потенциала, скорость выделения кислорода увеличивается и зарядная емкость, сообщаемая аккумулятору, уменьшается.

При недостаточном количестве электролита, особенно при малых токах заряда и повышенной температуре аккумулятор может попасть в так называемый «тепловой разгон», когда из-за повышенной скорости ионизации кислорода аккумулятор начинает разогреваться. При ещё большем уменьшении количества электролита это сказывается на разрядных характеристиках аккумулятора (рис. 2).

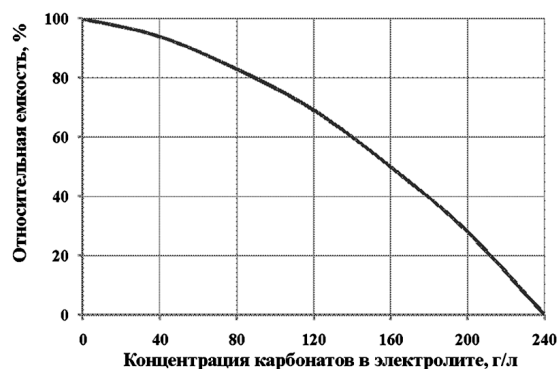


Рис. 1. Снижение емкости аккумулятора в зависимости от количества углекислого калия в электролите

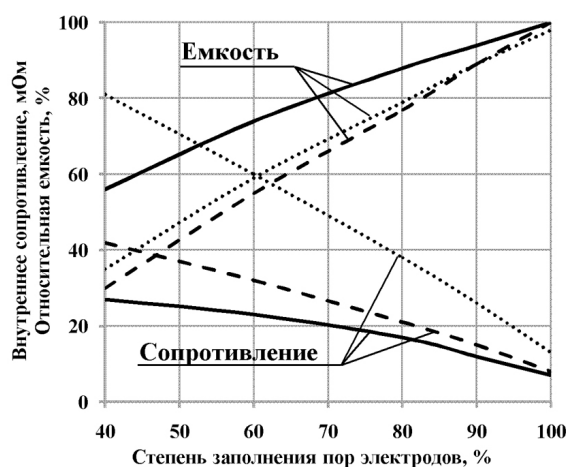


Рис. 2. Зависимость разрядной емкости и внутреннего сопротивления аккумуляторов от распределения электролита в порах электродов

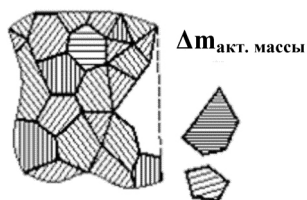


Рис. 3. Схема осыпания активной массы

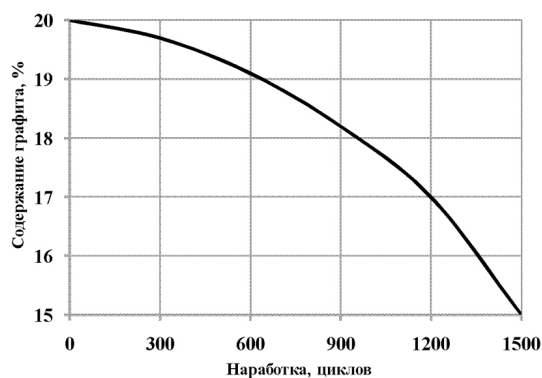


Рис. 4. Снижение содержания графита в активной массе окисно-никелевого электрода в процессе эксплуатации

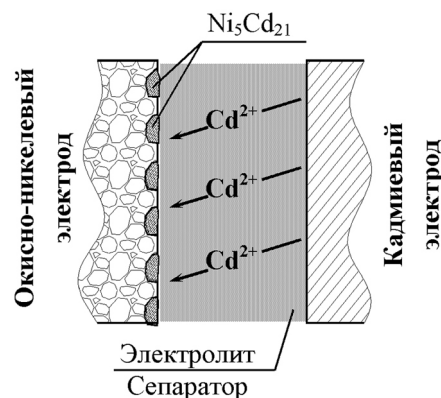


Рис. 5. Схема образования интерметаллидов

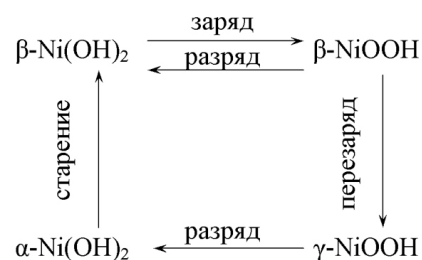


Рис. 6. Изменение вторичной структуры активной массы при эксплуатации

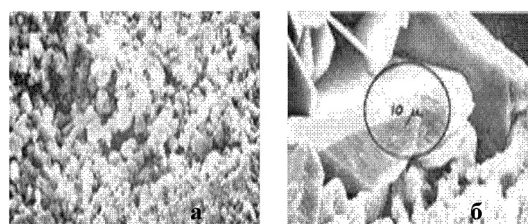


Рис. 7. Фотографии нормальной (а) и деградировавшей (б) активной массы окисно-никелевого электрода

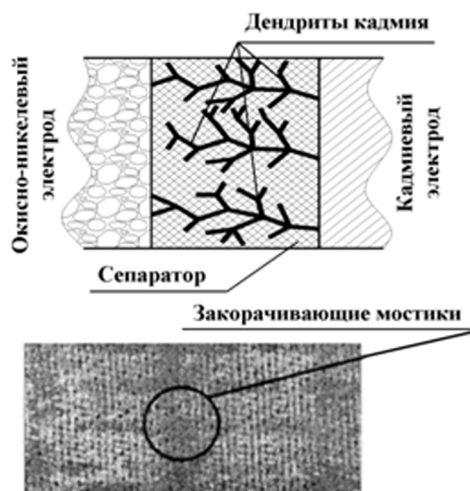


Рис. 8. Схема возникновения закорачивающих мостиков между электродами и фотография сепаратора после 15 лет эксплуатации

Механические потери активной массы. В результате большого числа зарядно-разрядных циклов, либо в результате неаккуратного обращения с никель-кадмиевыми аккумуляторами может происходить осыпание активной массы, в результате чего происходит необратимое падение емкости (рис. 3).

В результате циклического изменения плотности активных масс оксидно-никелевого электрода при длительном циклировании аккумуляторов имеет место набухание положительного электрода и снижается его механическая прочность. Ухудшение контакта между основой оксидно-никелевого электрода и активной массой приводит к уменьшению электрической проводимости электрода и снижению емкости аккумулятора.

Снижение механической прочности оксидно-никелевого электрода происходит в большей степени при регулярных перезарядках, что связано с эффектами от процесса выделения кислорода в поровом пространстве оксидно-никелевого электрода. При этом в спеченных металлокерамических электродах эти изменения существенно меньше, чем в электродах прессованных.

Окисление графита. В никель-кадмиевых аккумуляторах под действием кислорода воздуха или кислорода выделяющего при токообразующих реакциях возможно частичное окисление графита, который добавляется в активную массу для улучшения электропроводности (рис. 4). В результате окисления графита увеличивается активное сопротивление электродов и, как следствие, внутреннее сопротивление.

Образование интерметаллидов. Под действием электролита и в результате токообразующих реакций в никель-кадмиевых аккумуляторах происходит постепенный переход кадмия и железа, содержащихся в кадмиевом электроде, в раствор. Далее, в результате диффузии данные ионы достигают оксидно-никелевого электрода и вступают в реакцию с никелем с образованием интерметаллических соединений (рис. 5). Полученные соединения не участвуют в токообразующих реакциях, а, следовательно, уменьшается количество активной массы, участвующей в реакциях. В результате чего происходит падение емкости.

Образование интерметаллидов никеля и кадмия ($\text{Ni}_3\text{Cd}_{21}$), особенно интенсивно происходит при циклировании аккумуляторов с малой глубиной разряда и при повышенных температурах. В результате этого процесса происходит заметное снижение разрядного напряжения. Образование интерметаллидов приводит к образованию второй площадки на разрядной кривой герметичного аккумулятора, смещенной в сторону более низких напряжений примерно на 200 мВ.

Изменение вторичной структуры активной массы. При перезаряде никель-кадмиевых аккумуляторов образуется γ -фаза гидроксида никеля, имеющая больший объем. Заряд γ -NiOOH протекает с меньшей эффективностью, а коэффициент использования по току ниже, чем у β -формы (рис. 6).

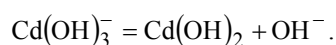
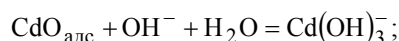
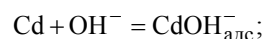
В результате увеличения объема электрода происходит деформация корпуса аккумулятора и возможно разрушение или повреждение сепаратора. Также при зарядно-разрядном циклировании аккумуляторов происходит постепенное укрупнение зерен кристаллов активной окисно-никелевого электрода (рис. 7).

Этот процесс ведет, во-первых, к росту внутреннего сопротивления (в результате уменьшения скорости токообразующей реакции), во-вторых, к уменьшению коэффициента использования активной массы (в результате роста зерен все большее количество активной массы оказывается незаряженным).

Прораствание сепаратора. Отдельные аккумуляторы после длительного хранения могут иметь э.д.с., равную нулю из-за повышенного саморазряда за счет образования в отдельных элементах закорачивающих мостиков между разноименными электродами (рис. 8).

Пассивация кадмиевого электрода. Кадмиевые электроды даже при непродолжительном хранении в окислительной атмосфере могут приобретать высокий положительный потенциал, обусловленный накоплением окислов кадмия. Затруднения в процессе катодного восстановления окислов кадмия на глубоко окисленном ламельном электроде, выражающиеся в сдвиге начального зарядного потенциала в сторону отрицательных значений, объясняются понижением электропроводности активной массы вследствие накопления окислов в электроде. Все это приводит к росту внутреннего сопротивления и уменьшению емкости.

Окисление металлического кадмия при анодной поляризации и непосредственном воздействии газообразного кислорода приводит к образованию продуктов коррозии и плотных пассивационных слоев оксидов, резко ограничивающих скорость анодного процесса:



Пассивация кадмиевого электрода газообразным кислородом становится особенно заметной в условиях неглубокого циклирования аккумулятора на верхнем уровне заряженности.

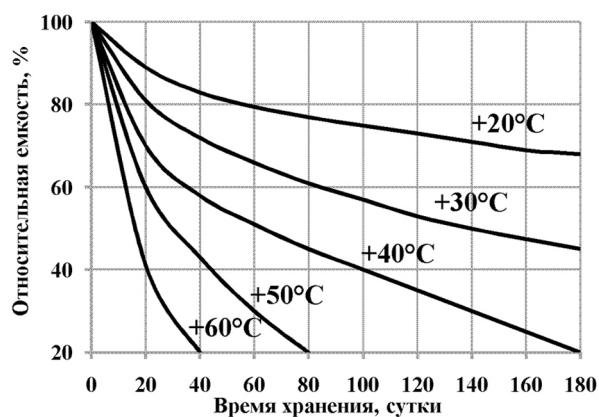


Рис. 9. Саморазряд Ni-Cd аккумуляторов при различных температурах

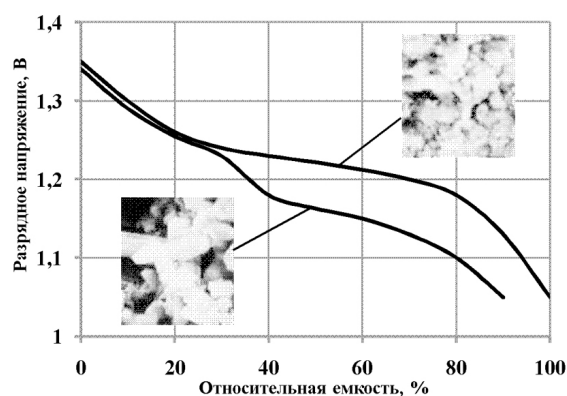


Рис. 10. Разрядные кривые нового (а) и подвергнутого эффекту памяти (б) аккумуляторов

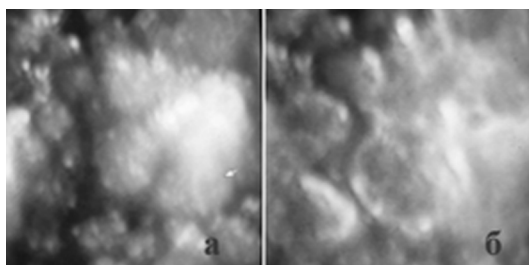


Рис. 11. Фотография анода до (а) и после (б) металлизации лития

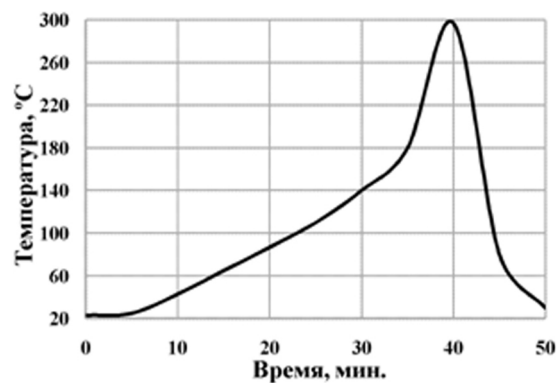


Рис. 12. Изменение температуры при заряде



Рис. 13. Фотографии расплавленного анода

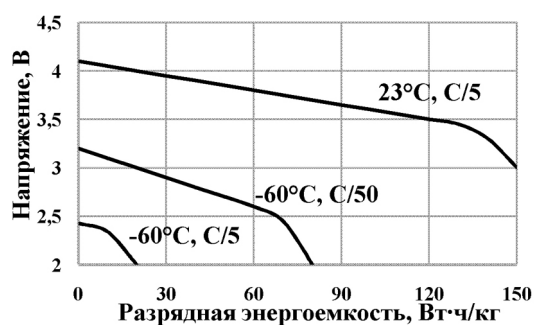


Рис. 14. Разрядные характеристики литий-ионных аккумуляторов при низких температурах

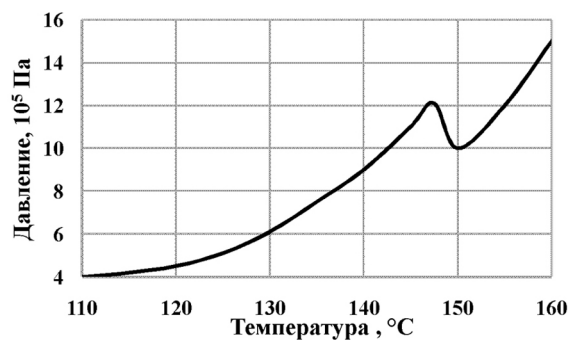


Рис. 15. Зависимость давления газов внутри литиевого аккумулятора от его температуры

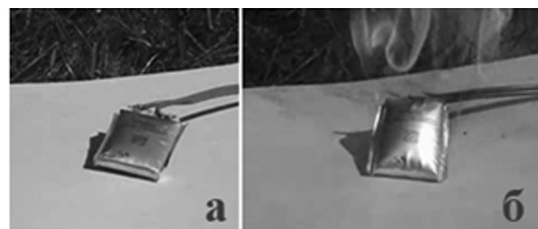
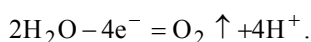
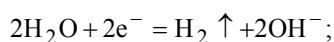


Рис. 16. Фотография нормального и загоревшегося аккумулятора

Пассивация металлического кадмия под действием кислорода в верхней части электродных пластин, освобожденных от избытка электролита за счет стекания, ведет к увеличению неравномерности заряженности по высоте пластин и дополнительной потере емкости при эксплуатации в герметичном состоянии. Проведение достаточно глубоких разрядов при циклировании ведет к разрушению пассивационных слоев, возникающих в ходе окисления кадмия газообразным кислородом, и к образованию рыхлых продуктов коррозии.

Переполюсовка аккумулятора в батарее. В случае попадания в последовательно включенную цепь аккумуляторов одного элемента, имеющего несколько заниженную емкость, при разряде батареи он может разрядиться до нуля, что при дальнейшем разряде батареи, приведет к переполюсовке этого аккумулятора, в результате чего произойдет интенсивное газовыделение на электродах, на кадмиевом электроде кислорода, а на окисно-никелевом – водорода:



В случае негерметичного аккумулятора это приведет только к некоторому снижению разрядного напряжения батареи, а в случае герметичного аккумулятора к резкому повышению давления внутри корпуса, его деформации, разрыву сварных швов и выходу батареи из строя.

Саморазряд. Явление самопроизвольной потери емкости аккумуляторов при разомкнутой цепи нагрузки. Саморазряд никель-кадмиевых аккумуляторов происходит как в результате саморазряда катода, так и анода. Однако основной вклад в общий саморазряд вносит саморазряд окисно-никелевого электрода. Саморазряд окисно-никелевого электрода обусловлен двумя основными причинами: протеканием на поверхности активного материала анодного процесса выделения кислорода и окислением металла электродной основы.

Процесс саморазряда ведет не только к утрате емкости, но и к общему снижению напряжения (на 30-50 мВ) (рис. 9). Это связано как с постепенным выравниванием уровня заряженности поверхностных и глубинных слоев электродов, так и с частичной пассивацией их активных масс.

Эффект памяти. Обратимая потеря ёмкости никелевых аккумуляторов, имеющая место при подзарядке не полностью разрядившегося аккумулятора.

Причиной проявления эффекта памяти является укрупнение кристаллических образований активной массы аккумулятора и уменьшение площади активной поверхности электродов (рис. 10). Крупные и острые кристаллы также значительно умень-

шают расстояние между электродами, что приводит к большему саморазряду элемента. Такие кристаллы могут также проткнуть сепаратор, что приведёт к необратимому повреждению гальванического элемента.

3. Деградиационные процессы, протекающие в литиевых аккумуляторах

В литиевых аккумуляторах протекают следующие деградиационные процессы [6-7].

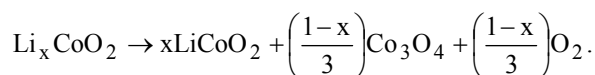
Металлизация лития. При излишнем токе заряда ионы лития не могут достаточно быстро разместиться между слоями внедрения анода и ионы лития накапливаются на поверхности анода, где и осаждаются в виде металлического лития (рис. 11).

В результате этого снижается количество свободных ионов лития и, следовательно, происходит необратимая потеря емкости. Также, в связи с тем, что покрытие не всегда однородно, а имеет форму дендритов, это может привести к короткому замыканию между электродами. Металлизация лития также может быть вызвана низкой рабочей температурой.

Перегрев. При излишнем токе заряда возможно увеличение омического нагрева аккумулятора, сопровождаемого повышением температуры (рис. 12.).

Изменения на аноде. Разряд аккумуляторов ниже 2В может привести к растворению медного токоприемника анода в электролите (рис. 13). Это увеличивает скорость саморазряда и может привести к короткому замыканию между электродами.

Изменения на катоде. Хранение аккумуляторов в течение длительного времени при напряжении ниже 2В приводит к постепенному разрушению катода в течение многих циклов с выделением кислорода из катодного материала и, как следствие, к потере мощности (для оксидов лития с кобальтом и марганцем):



В случае литий-железо-фосфатных аккумуляторов, это может произойти через несколько циклов.

Снижение рабочей температуры приводит к уменьшению скорости, с которой преобразуются активные химические вещества в аккумуляторе. Это приводит к снижению допустимой нагрузки по току аккумулятора как для заряда так для и разряда. Другими словами, снижается его пропускная емкость.

Кроме того, при низких температурах, замедляется снижение скорости реакции (и, возможно сжатие электродных материалов), и еще более затрудняется внедрение ионов лития в слои внедрения.

Как и при работе с перенапряжением, когда электроды не могут обеспечить электрический ток, происходит снижение мощности и металлизация лития на аноде с необратимой потерей мощности (рис. 14).

Работа при высоких температурах может привести к тепловому разгону аккумуляторов:

- на первом этапе происходит распад тонкого пассивирующего слоя на аноде. Распад начинается при относительно низкой температуре в 80°C, а затем этот слой нарушенного электролита вступает в реакцию с углеродом анода при более высокой, неконтролируемой, температуре. Эта экзотермическая реакция повышает температуру еще больше;

- при увеличении температуры, тепло, выделяющееся при анодной реакции, вызывает разрушение органических растворителей, используемых в электролите и выделение горючих углеводородных газов (этан, метан и др.). Такие изменения обычно начинаются при 110°C, но некоторые электролиты могут быть подвержены и при 70°C. Газ выделяющийся из-за разрушения электролита повышает давление внутри аккумулятора (рис. 15);

- примерно при 135°C полимерный сепаратор начинает плавиться, что приводит к короткому замыканию между электродами;

- далее происходит разрушение материала катода из оксида металла, приводящее к выделению кислорода и возгоранию и электролита и газов внутри аккумуляторов (рис. 16). Разрушение катода приводит к дополнительному повышению температуры и давления.

4. Деградиационные процессы, протекающие в свинцово-кислотных аккумуляторах

В свинцово-кислотных аккумуляторах протекают следующие деградиационные процессы [8-9].

Коррозия решеток. Как правило коррозия решеток – наиболее частый дефект батарей, эксплуатируемых в буферном режиме. Скорость коррозии зависит как от состава сплава так и от конструкции и условий отливки. В качественно отлитых решетках из сплава Pb-Ca-Sn скорость коррозии низка, но в плохо отлитых – отдельные участки подвергаются коррозии. Что вызывает локальный ее рост и деформацию. Деформация решеток может привести к короткому замыканию разнополярных пластин (рис. 17).

Деградация отрицательного электрода, связанная с коррозией на токоведущих деталях, которые находятся выше уровня электролита и на борне. Поскольку продукты коррозии имеют больший объем, чем свинец, могут иметь место выдавливания компаунда, герметизирующего вывод, и повреждение

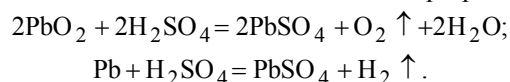
борна, крышки и даже бака.

Потеря воды. Потеря воды происходит при открывании клапана для сброса лишнего давления газа. Происходит осушение сепаратора и увеличение внутреннего сопротивления источника тока. В основном это происходит в буферном режиме. В гелевых аккумуляторах уменьшение количества электролита менее критично, чем в аккумуляторах из стекловолокна. Для всех систем батарей, электролит которых содержит воду, реакция разложения воды является побочной реакцией, которая может вызвать помехи, т.к. из-за нее может измениться объем электролита, его состав и концентрация (рис. 18).

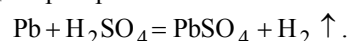
Сульфатация пластин. Сульфатация пластин происходит, как правило, при хранении аккумулятора в недозаряженном состоянии. Образующийся при этом плохо растворимый в воде сульфат свинца ограничивает емкость аккумулятора и способствует выделению водорода при заряде, а в перспективе к тому, что батарею впоследствии не удастся зарядить.

Внутреннее короткое замыкание. Короткие замыкания между электродами внутри аккумулятора происходят при попадании между разнополюсными пластинами аккумулятора какого-либо токопроводящего предмета (рис. 20). В результате, внутри аккумулятора появляются уравнивающие токи (так как все одноименные пластины соединены между собой), постепенно разряжающие элемент через место короткого замыкания. Чем меньшим сопротивлением обладает место короткого замыкания и чем дольше продолжается это замыкание, тем глубже идет разряд, тем больше падает напряжение и плотность кислоты и резче выступает чрезмерная сульфатация.

Чрезмерный саморазряд. Случается иногда, что совершенно новый элемент не держит заряда или же батарея, работавшая раньше вполне исправно, вдруг начинает капризничать и в течение нескольких суток ее напряжение резко падает. Если не будет обнаружено утечки тока или короткого замыкания (внешнего или внутреннего), причина потери емкости обычно лежит в повышенном саморазряде:



Вредные примеси. Особенно опасными для аккумуляторов примесями в электролите являются соли более благородных, чем свинец, металлов. Во время заряда металлы, выделяясь на катоде, образуют ряд маленьких короткозамкнутых элементов (губчатый свинец — серная кислота — металл), которые и в разомкнутом состоянии аккумулятора производят разряд катода, переводя губчатый свинец в сульфат с выделением водорода, уходящего в окружающее пространство:



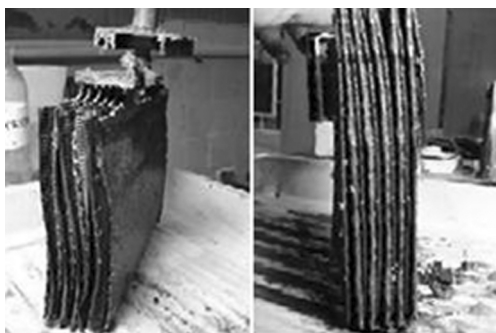


Рис. 17. Фотографии деформированных электродов

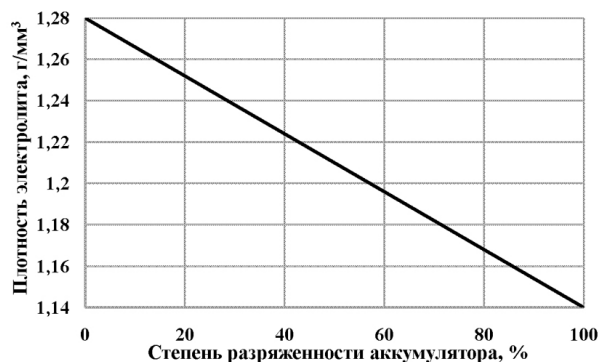


Рис. 18. Зависимость разрядности аккумулятора от плотности электролита

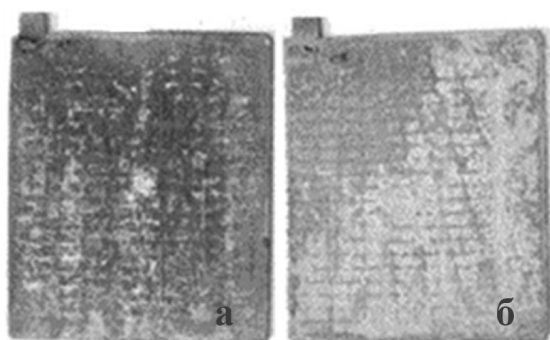


Рис. 19. Внешний вид сульфатированных положительного (а) и отрицательного (б) электродов

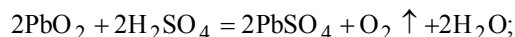
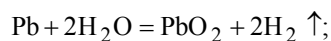


Осыпавшаяся активная масса

Рис. 20. Фотографии закороченных электродов

Очень вредно действует хлор, соляная, уксусная кислота, алкоголь, все соединения азота, например, аммиак, азотная кислота и т. д.

Переполюсовка аккумуляторов. При переполюсовке активная масса отрицательных пластин переходит частично до диоксида свинца, а аноды сульфатируются и нередко восстанавливаются в губчатый свинец:



Аккумулятор, подверженный переполюсовке, снижает общее напряжение батареи приблизительно на 4 В.

Сурьмяное отравление аккумулятора. Процесс сурьмяного отравления происходит при циклической работе аккумуляторов с большим содержанием сурьмы в материале решетки. Сурьма переходит в раствор в результате коррозии положительного электрода. Осаждаясь на активной массе отрицательного электрода сурьма способствует выделению водорода и увеличивает скорость коррозии свинца (рис. 21). При использовании кальциевых решеток осыпание активной массы и внутреннее сопротивление аккумулятора несколько больше, чем в случае свинцово – сурьмяных. Разрушение пластин происходит при заряде аккумулятора и является одним из важнейших факторов ограничивающих ресурс аккумулятора.

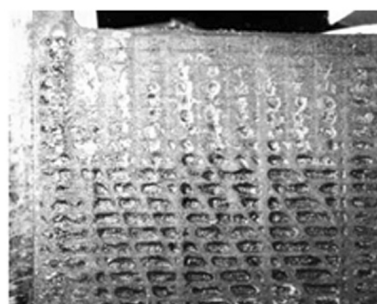


Рис. 21. Отрицательный электрод, имеющего признаки газовыделения

Перезаряд аккумуляторной батареи. При очень длительном заряде аккумуляторной батареи или заряде повышенной силой тока быстро увеличивается температура и плотность электролита, происходит электролиз воды на кислород и водород (выкипание воды). В результате быстро уменьшается уровень электролита. Кислород окисляет решетки положительных электродов и вызывает их коррозию. Происходит разбухание активной массы и образование на поверхности окисной пленки вследствие коррозии металла. В порах активной массы электродов накапливается большое количество кислорода и водорода. Давление газов в порах увеличивается, что вызывает разрыхление и выкрашивание активной массы (рис. 20 и 22).

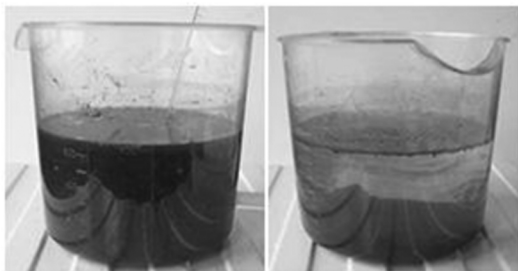


Рис. 22. Раствор осыпавшейся активной массы до и после осаждения

5. Анализ и классификация деградационных процессов, протекающих в электрохимических аккумуляторах

Как видно из приведенной выше информации в электрохимических аккумуляторах, работающих в объектах ракетно-космической техники, протекает большое количество разнообразных процессов, приводящих к деградации их характеристик.

Для простоты анализа этих процессов проведем их классификацию по разным признакам:

- по месту протекания;
- по обратимости и ремонтпригодности;
- по природе протекающих процессов.

По месту протекания все деградационные процессы можно разделить на протекающие: в электролите, на электродах и на сепараторе (рис. 23).

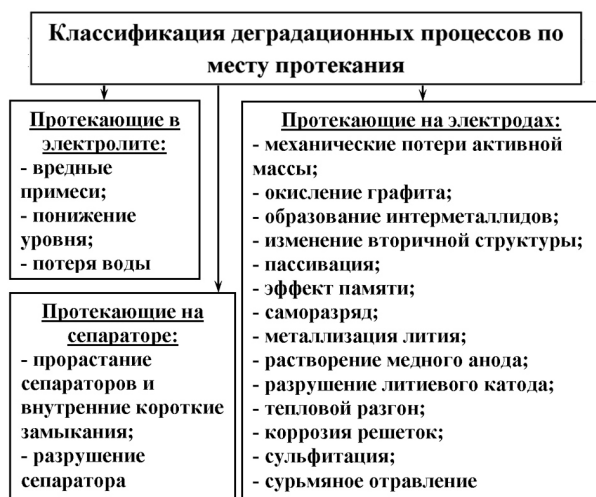


Рис. 23. Классификация деградационных процессов по месту протекания

По обратимости и ремонтпригодности все деградационные процессы можно разделить на: обратимые, не обратимые и условно обратимые (рис. 24).

По природе протекающих процессов все деградационные процессы можно разделить на: электрохимические, химические и механические (рис. 25).

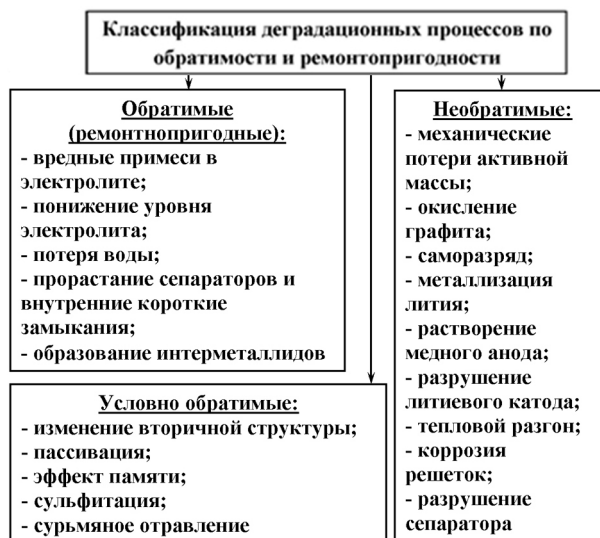


Рис. 24. Классификация деградационных процессов по обратимости и ремонтпригодности

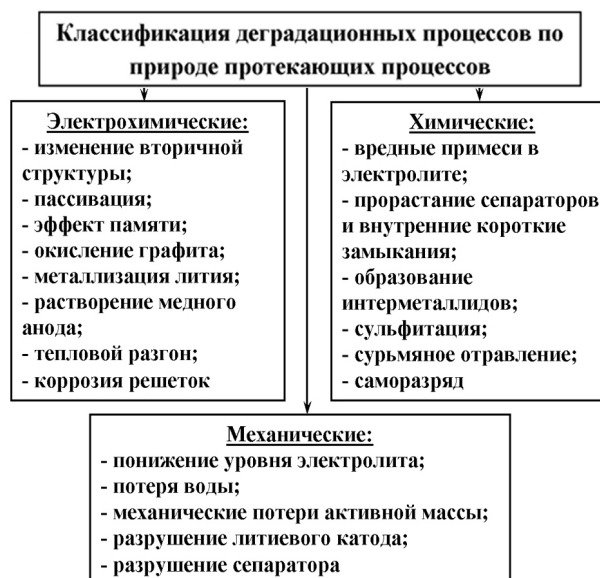


Рис. 25. Классификация деградационных процессов по природе протекающих процессов

Заключение

Как видно из вышесказанного, падение эксплуатационных характеристик электрохимических аккумуляторов при их эксплуатации в объектах ракетно-космической техники вызвано широким спектром деградационных процессов, протекающих в электрохимических аккумуляторах. Причем, интенсивность протекания каждого из них зависит как от режимов, так и от условий эксплуатации.

Литература

1. Варыпаев, В.Н. Химические источники тока [Текст]/ В.Н. Варыпаев, М.А. Дасоян, В.А. Никольский. М.: Высшая школа, 1990. - 238 с.

2. Азарнов, А.Л. Влияние режимов эксплуатации электрохимических аккумуляторов в составе энергоустановок ракетно-космических аппаратов на их ресурс [Текст]/ А.Л. Азарнов, С.В. Ширинский, К.В. Безручко // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. - 2009. - № 10 (67). - С. 175–180.

3. Jayaraman, T.R. Premature failure in Ni-Cd batteries [Text]/ T.R. Jayaraman // *Current science*. - 1989. - vol. 58(17). - P. 944-945.

4. Picciano, N. Battery Aging and Characterization of Nickel Metal Hydride and Lead-Acid Batteries [Text]/ N. Picciano // *The Ohio State University. Department of Mechanical Engineering Honors Theses*. - 2007. - 148 p.

5. Безручко, К.В. Анализ причин снижения ресурса электрохимических аккумуляторов энергоустановок ракетно-космической техники [Текст] / К.В. Безручко, А.О. Давидов, С.В. Синченко, С.В. Ширинский. // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. - 2008. - № 8(55). - С. 145 - 149.

6. Ageing mechanisms in lithium-ion batteries [Text] / J. Vetter, P. Novák, M.R. Wagner, C. Veit,

K.C. Möller, J.O. Besenhar, M. Winter, M. Wohlfahrt-Mehrens, C. Vogler, A. Hammouch // *Journal of Power Sources*. - 2005. - Vol. 147 (1–2). - P. 269 – 281.

7. Main aging mechanisms in Li-ion batteries [Text]/ M. Broussely, Ph. Biensan, F. Bonhomme, Ph. Blanchard, S. Herreyre, K. Nechev, R.J. Staniewicz // *Journal of Power Sources*. - 2005. - Vol. 146 (1–2). - P. 90 – 96.

8. Картуков, А.Г. О проблемах разрушения положительных электродов свинцовых кислотных аккумуляторов [Текст]/ А.Г. Картуков // 65-ая Международная научно-техническая конференция "Приоритеты развития отечественного автотракторостроения и подготовки инженерных и научных кадров". - Москва, 2009. - С. 53 – 61.

9. Кочуров, А.А. О противоречиях в теории работы свинцового кислотного аккумулятора [Текст]/ А.А. Кочуров // 65-ая Международная научно-техническая конференция "Приоритеты развития отечественного автотракторостроения и подготовки инженерных и научных кадров". - Москва, 2009. - С. 169 – 179.

Поступила в редакцию 11.05.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. каф. 202 В.Н. Доценко, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е.Жуковского «ХАИ», Харьков.

ТЕОРЕТИЧНИЙ ОПИС ТА АНАЛІЗ МЕХАНІЗМІВ ПРОТІКАННЯ ДЕГРАДАЦІЙНИХ ПРОЦЕСІВ В ЕЛЕКТРОХІМІЧНИХ АКУМУЛЯТОРАХ ПРИ ЇХ ВИКОРИСТАННІ В ОБ'ЄКТАХ РАКЕТНО-КОСМІЧНОЇ ТЕХНІКИ

А.О. Давидов

В статті розглянуто переваги та недоліки акумуляторів, які використовуються в об'єктах ракетно-космічної техніки: літєвих, лужних нікелевих та свинцево-кислотних. Приведено режими роботи електрохімічних акумуляторів в об'єктах ракетно-космічної техніки. Розглянуто, теоретично описані та проаналізовані процеси, які призводять до деградації літєвих, нікелевих та свинцево-кислотних акумуляторів. Приведено класифікацію деградаційних процесів за місцем протікання, природою процесів, що відбуваються, ступенем необоротності та можливості відновлення.

Ключові слова: ракетно-космічна техніка, літєвий акумулятор, лужний акумулятор, свинцево-кислотний акумулятор, деградаційний процес.

THE THEORETICAL DESCRIPTION AND ANALYSIS OF THE MECHANISMS OF DEGRADATION PROCESSES IN ELECTROCHEMICAL BATTERIES FOR USE IN OBJECTS OF SPACE-ROCKET HARDWARE

A.O. Davidov

The advantages and shortcomings batteries used in objects of space-rocket hardware (lithium, nickel-alkaline, lead-acid) discusses in article. Operating modes of electrochemical batteries in objects of space-rocket hardware are given. The processes causing degradation of lithium, nickel and lead-acid batteries are presented, theoretically described and analyzed. A classification of degradation processes at the point of origin, the nature of the proceeding processes, the degree of irreversibility and the restoration possibility are presented.

Keywords: space-rocket hardware, lithium battery, alkaline battery, lead-acid battery degradation process.

Давидов Альберт Оганезович – канд. техн. наук, вед. науч. сотр., Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков.

УДК 621.3:681.34

А.Н. ЗЕМЛЯЧЕНКО, Р.А. КОЖЕМЯКИН, С.К. АБРАМОВ, В.В. ЛУКИН

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

АВТОМАТИЧЕСКОЕ СЖАТИЕ ИЗОБРАЖЕНИЙ ПРИ СИГНАЛЬНО-ЗАВИСИМЫХ ПОМЕХАХ В ОКРЕСТНОСТИ ОПТИМАЛЬНОЙ РАБОЧЕЙ ТОЧКИ

Проанализированы подходы к сжатию с потерями изображений, искаженных сигнально-зависимыми помехами. Проведено сравнение эффективности сжатия в соответствии с несколькими критериями при прямом применении кодеров к изображениям и при использовании гомоморфных вариационно-стабилизирующих преобразований. Показано, что при высоком уровне помех применение вариационно-стабилизирующих преобразований даёт небольшое преимущество. Даны рекомендации по выбору параметров методов сжатия на практике для обеспечения сжатия изображений в окрестности оптимальной рабочей точки.

Ключевые слова: сжатие изображений с потерями, сигнально-зависимый шум.

Введение

Во многих приложениях сжатие изображений рассматривается в предположении, что помехи отсутствуют [1]. Однако на практике помехи с большим или меньшим уровнем присутствуют на любых изображениях, хотя на некоторых типах изображений (например, цифровых фотографиях высокого качества) шум может быть визуально незаметен [2, 3]. Для гиперспектральных данных дистанционного зондирования (ДЗ) с аэрокосмических носителей помехи хорошо заметны для изображений в каналах с малым отношением сигнал-шум (ОСШ) и практически не видны для изображений в других каналах [4]. Однако в любом случае присутствие помех вынуждает использовать специальные подходы к их учету при сжатии изображений. В частности, при использовании сжатия без потерь присутствие помех резко снижает достигаемые коэффициенты сжатия (КС) [5]. В связи с этим целесообразно использовать сжатие с потерями, которое, во-первых, позволяет обеспечить гораздо более высокие значения КС, и, во-вторых, характеризуется рядом других достоинств.

Одним из этих достоинств является эффект фильтрации, достигаемый при определенном образом устанавливаемых параметрах алгоритмов сжатия с потерями. Этот эффект был впервые отмечен в работах [6 – 8], причем он наблюдается для методов сжатия, основанных на использовании различных ортогональных преобразований [6 – 9]. Важной задачей при этом является выбор параметров кодера таким образом, чтобы сжатие осуществлялось в окрестности оптимальной рабочей точки (ОРТ) [6, 10 – 14], то есть таким образом, чтобы декодированное

изображение было «максимально похожим» на истинное в соответствии с выбранным критерием. Существование ОРТ было продемонстрировано для разных типов помех [6, 10, 13, 14], методов сжатия на основе дискретного косинусного преобразования (ДКП) [11, 13, 14] и вейвлетов [8, 12], традиционных критериев среднеквадратической ошибки (СКОш) и пикового отношения сигнал-шум (ПОСШ) [7, 13, 14], а также метрик, учитывающих визуальное качество [13], в частности PSNR-HVS-M [15] и MSSIM [16]. Однако проблемой остается автоматическое обеспечение сжатия в окрестности ОРТ при сложных видах сигнально-зависимых помех [17].

В принципе, эта проблема успешно решена для аддитивных помех [10 – 12], причем если предложенные сначала процедуры были итеративными [10], то позднее для кодеров на основе ДКП удалось разработать метод определения шага квантования и последующего сжатия без итераций [11, 12]. Ситуация для простых видов сигнально-зависимых помех – мультипликативного и пуассоновского шума – является более сложной. Однако для изображений, искаженных этими типами помех, существуют вариационно-стабилизирующие гомоморфные преобразования, позволяющие после соответствующего прямого преобразования получить изображения, искаженные аддитивными помехами [13, 14, 18, 19]. Это позволяет выполнять сжатие с автоматическим обеспечением компрессии в окрестности ОРТ благодаря многоэтапной процедуре обработки, включающей применение прямого вариационно-стабилизирующего преобразования и последующее сжатие на этапе кодирования, декомпрессию и обратное преобразование на этапе декодирования.

Вместе с тем, реализация автоматического сжатия в окрестности ОПТ для изображений, искаженных сигнально-зависимыми помехами более сложного вида [17, 20] остается проблематичной. Во-первых, по-прежнему неясно, можно ли обойтись без выполнения вариационно-стабилизирующих преобразований. Во-вторых, не изучены особенности сжатия при использовании сложных вариационно-стабилизирующих преобразований типа обобщенного преобразования Энскомба [21].

Отметим, что рассмотрение случая сложной сигнальной зависимости характеристик помех становится все более важным для практики. Такие модели в последнее время признаны более адекватными, особенно для изображений, формируемых сенсорами на основе ПЗС [20-23], в частности, гиперспектральными системами дистанционного зондирования нового поколения. Поэтому **целью данной статьи** является исследование характеристик сжатия с потерями изображений, искаженных помехами со сложной сигнально-зависимой структурой, а также разработка алгоритмов обеспечения сжатия в окрестности ОПТ.

1. Модель изображений и помех

В современных системах формирования изображений (СФИ) на основе ПЗС-матриц основными источниками шумов являются фотонный шум, возникающий в результате дискретной природы света (принцип формирования изображения основан на подсчете количества детектированных фотонов), который подчиняется пуассоновской статистике и тепловой шум (возникающий в результате нагрева аппаратуры), подчиняющийся гауссовой статистике. В результате, шум, искажающий изображение, имеет сложную природу и описывается моделью одновременно присутствующих сигнально-зависимой (квази-пуассоновской) и аддитивной сигнально-независимой (гауссовой) компонент:

$$I_{ij} = n_{ij}^{\text{пуас}}(I_{ij}^{\text{ист}}, k) + n_{ij}^{\text{адд}}(g, \sigma_a^2), \quad (1)$$

где I_{ij} – значение зашумленного изображения в ij -м пикселе;

$n_{ij}^{\text{пуас}}$ – пуассоновская компонента шума;

$I_{ij}^{\text{ист}}$ – истинное значение незашумленного изображения;

k – коэффициент коррекции динамического диапазона изображения;

$n_{ij}^{\text{адд}}$ – аддитивная компонента шума с дисперсией σ_a^2 и математическим ожиданием g , которое полагается равным нулю.

Тогда дисперсия помех для ij -го пикселя равна $\sigma_{ij}^2 = k I_{ij}^{\text{ист}} + \sigma_a^2$. Шумы для компонент полагались независимыми и пространственно-некоррелированными.

Исследование проводилось по тестовым изображениям Baboon, Barbara, Goldhill, Airfield, Lenna, Peppers, на которые накладывался искусственно сгенерированный шум согласно модели (1) с параметрами $k=0,2; 0,4; 1$ и $\sigma_a^2=20$.

На рис. 1 представлено исходное (а) и зашумленное (б) изображение Airfield.



а



б

Рис. 1. Исходное (а), зашумленное (б) с параметрами $k=1$ и $\sigma_a^2=20$ тестовое изображение Airfield (б).

2. Методы контроля эффективности при сжатии с потерями

Особенностью сжатия с потерями является эффект подавление помех при задании определенных управляющих параметров, позволяющих сжимать изображения в окрестности ОПТ.

Для контроля эффективности сжатия и подавления помех будем использовать как упомянутые ранее традиционные критерии качества СКОш и ПОСШ, так и метрики, учитывающие визуальное качество, PSNR-HVS-M [15] и MSSIM [16].

Особенностью применения данных критериев является то, что для набора тестовых изображений, искаженных искусственно сгенерированным шумом, имеется возможность сравнить декодированное зашумленное изображение $I_{ij}^{дек}$ и исходное незашумленное $I_{ij}^{ист}$.

СКОш^{ЭТ} рассчитывается для эталонного $\{I_{ij}^{ист}\}$ и декодированного $\{I_{ij}^{дек}\}$ изображений как

$$СКОш^{ЭТ} = \sum_{i=1}^I \sum_{j=1}^J (I_{ij}^{ист} - I_{ij}^{дек})^2 / IJ, \quad (2)$$

где I, J – количество пикселей в строках и столбцах изображений.

ПОСШ при 8-битном представлении истинного изображения определяется как

$$ПОСШ^{ЭТ} = 10 \lg(255^2 / СКОш^{ЭТ}). \quad (3)$$

Координаты минимума метрики СКОш^{ЭТ} и максимума метрики ПОСШ^{ЭТ} являются ОПТ. Ее можно характеризовать коэффициентом сжатия КС_{ОПТ}, $bpr_{ОПТ}$ и шагом квантования ШК_{ОПТ}, поскольку эти параметры взаимосвязаны.

Метрика PSNR-HVS-M учитывает особенности зрительной системы человека, в её основе лежит дискретное косинусное преобразование (ДКП). Значения метрики PSNR-HVS-M измеряются в децибелах, большие значения соответствуют лучшему визуальному качеству.

Метрика MSSIM основана на вейвлет-преобразовании, диапазон изменения ее значений лежит в пределах от 0 (очень плохое качество) до 1 (отличное качество).

3. Рассматриваемые методы и процедуры сжатия

В данной работе исследования проводились с применением кодеров AGU [24] и ADCT [25].

В основе кодера ADCT лежит алгоритм сжатия на основе ДКП. Кодер использует адаптивное разбиение изображения на блоки различного размера и контекстное кодирование.

Кодер AGU использует несколько другую схему обработки коэффициентов ДКП и работает с блоками изображения фиксированного размера 32x32 пикселя. Как и для ADCT, используется контекстное кодирование квантованных ДКП-коэффициентов, а также деблокинг после декомпрессии.

Для определения оптимального шага квантования (ШК), который является управляющим параметром для данных кодеров, при котором проявляется эффект подавления помех, рассмотрим сжатие тестовых изображений в диапазоне изменения ШК от 1 до 120 с шагом 1 (рис. 2, 3).

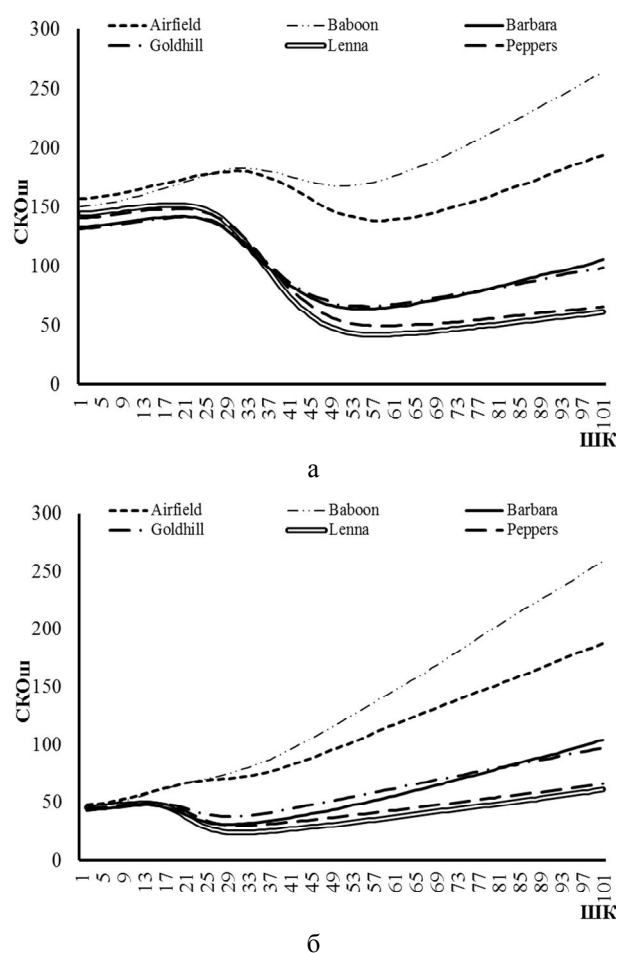


Рис. 2. Зависимости СКОш от ШК для тестовых изображений, сжатых кодером AGU, при $\sigma_a^2=20$, $k=1$ (а) и $\sigma_a^2=20$, $k=0,2$ (б)

Как видно из зависимостей, приведенных на рис. 2, СКОш изменяется в широких пределах, при этом увеличение ШК приводит в большинстве случаев к росту СКОш за исключением диапазона ШК (окрестность ОПТ) в котором наблюдается частич-

ное подавление помех, характеризующееся уменьшением СКОш.

При этом для изображений с малым количеством текстурных участков (Lenna, Peppers) значения СКОш значительно ниже, чем для высоко-текстурных (Airfield, Baboon). Соответственно для них эффект фильтрации больше. При больших значениях параметров шума (рис.2, а) ОПТ имеет выраженный характер для всех тестовых изображений, но с уменьшением интенсивности шума (рис. 2, б) ОПТ выражена менее явно или даже отсутствует. Для таких изображений желательно выполнять сжатие с потерями так, чтобы они были невелики.

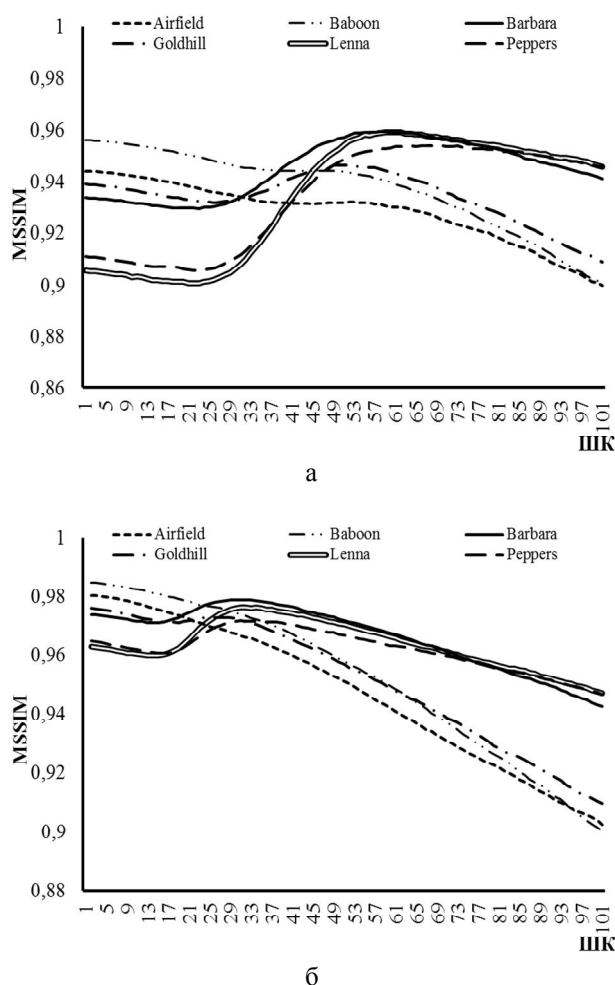


Рис. 3. Зависимости значений метрики MSSIM от ШК для тестовых изображений, сжатых кодером AGU при $\sigma_a^2=20$, $k=1$ (а) и $\sigma_a^2=20$, $k=0,2$ (б)

Согласно метрике MSSIM (рис. 3, а) координаты максимумов практически совпадают с соответствующими координатами минимумов метрики СКОш. ОПТ более выражена для простых изображений (Peppers, Lenna, Barbara). С увеличением количества текстурных объектов и границ на изображении ОПТ имеет менее выраженный характер (Ba-

boon, Airfield). Для ситуации при $k=0,2$ (рис. 3, б) характер изменения кривых остался тот же, но эффекты фильтрации проявляются в меньшей степени.

4. Предлагаемые процедуры автоматического сжатия в окрестности ОПТ

В табл. 1 и 2 представлены значения шага квантования для ОПТ ($\text{ШК}_{\text{ОПТ}}$) и полученные для ОПТ значения КС ($\text{КС}_{\text{ОПТ}}$). При $k=1$, $\sigma_a^2=20$ (табл. 1) значения $\text{ШК}_{\text{ОПТ}}$ лежат в пределах от 51 до 58, а при $k=0,2$, $\sigma_a^2=20$ (табл. 2) значения $\text{ШК}_{\text{ОПТ}}$ существенно меньше и лежат в пределах от 24 до 31. Поэтому можно предположить, что $\text{ШК}_{\text{ОПТ}}$ зависит как от свойств самого изображения (в меньшей степени), так и от свойств (уровня) помех. При чисто аддитивных помехах в работах [17] было предложено устанавливать шаг квантования как $4,5\sigma_a$. При сигнално-зависимых помехах можно для тестовых изображений рассчитать эквивалентную дисперсию помех в виде

$$\begin{aligned}\sigma^2 &= \sum_{i=1}^I \sum_{j=1}^J (I_{ij} - I_{ij}^{\text{нб}})^2 / IJ = \\ &= \sigma_a^2 + \sum_{i=1}^I \sum_{j=1}^J (I_{ij}^{\text{нб}} \cdot k) / IJ.\end{aligned}\quad (4)$$

Рассчитаем ШК_B как $4,5\sigma$ и проверим, какие значения КС (КС_B) при этом получаются. Значения σ^2 , ШК_B и КС_B представлены в табл. 1 и 2. Как показывает анализ, вычисленные значения параметра ШК_B и полученные значения КС_B с небольшой погрешностью соответствуют оптимальным параметрам сжатия. С возрастанием интенсивности шума (табл. 1) для простых изображений наблюдаются несколько заниженное ШК_B относительно $\text{ШК}_{\text{ОПТ}}$, но при этом условие попадания в окрестность ОПТ соблюдается. Так как в предложенном методе ШК зависит от уровня помех, то соответственно с их увеличением КС тоже увеличивается.

Таблица 1
Сжатие кодером AGU в области ОПТ
при $k=1$, $\sigma_a^2=20$

Изобр.	$I_{\text{ср}}$	σ^2	КС_B	$\text{КС}_{\text{ОПТ}}$	ШК_B	$\text{ШК}_{\text{ОПТ}}$
Airfield	143	163	12,25	12,5	57,45	58
Baboon	129	149	9,27	8,10	54,93	51
Barbara	112	132	18,00	20,8	51,70	55
Goldhill	112	132	20,90	26,0	51,70	56
Lenna	124	144	31,11	35,0	54,00	57
Peppers	120	140	25,95	33,6	53,24	58

Таблица 2
Сжатия кодером AGU в области ОПТ
при $k=0,2$, $\sigma_a^2=20$

Изобр.	I_{cp}	σ^2	KC_B	KC_{OPT}	$ШК_B$	$ШК_{OPT}$
Airfield	143	163	6,61	6,5	31,39	31
Baboon	130	150	5,71	4,58	30,50	24
Barbara	112	132	11,81	11,60	29,33	29
Goldhill	112	132	11,54	11,29	29,31	29
Lenna	124	144	18,01	19,15	30,13	31
Peppers	120	140	24,83	16,06	29,88	31

Таким образом, имеется возможность сжимать изображения в окрестности ОПТ, если имеются достаточно точные оценки σ^2 . Оценить эту величину можно как $\sigma^2 = \hat{\sigma}_a^2 + \sum_{i=1}^I \sum_{j=1}^J (I_{ij} \cdot \hat{k}) / IJ$, где $\hat{\sigma}_a^2$ и $\hat{k}$ - оценки параметров сигнально-зависимых помех. Поэтому возникает необходимость их определения непосредственно по обрабатываемому изображению и, желательно, в автоматическом режиме.

Для случая смеси пуассоновского и аддитивного шума существует метод [26], позволяющий вычислять параметры шума автоматически. Он основан на вписывании регрессионной прямой по скаттерограмме пар локальных оценок дисперсии и среднего, вычисленных по детектированным однородным участкам изображения. Ордината точки пересечения вписанной прямой с осью Y определяет оценку дисперсии аддитивной компоненты σ_a^2 , а наклон прямой коэффициент усиления пуассоновского шума k .

Сложность изображения влияет на KC_{OPT} , который для более простых изображений принимает большее значение в сравнении со значениями для высоко-текстурных изображений. С увеличением уровня помех $ШК_{OPT}$ увеличивается, что соответственно приводит к увеличению KC_{OPT} .

Существует еще один подход к методу сжатия изображений в окрестности ОПТ. Перед сжатием к изображению применяется гомоморфное преобразование на основе обобщенного преобразования Энскомба (ОПЭ), разработанное специально для случая наличия на изображении сложных помех:

$$I_{ij}^{энс} = 2 / k \cdot (k I_{ij} + 3 / 8 \cdot k^2 + \sigma_a^2)^{1/2}. \quad (5)$$

Применение ОПЭ позволяет на основе имеющихся или полученных автоматически оценок параметров смешанного шума преобразовать смесь пуассоновского и аддитивного шума в чисто аддитивный с фиксированной дисперсией, равной 1. Однако применение ОПЭ к изображению приводит к уменьшению его динамического диапазона и к до-

полнительным ошибкам квантования, поскольку используемые кодеры разработаны таким образом, что сжимаемые изображения должны быть представлены как массив 8-битных целых чисел. Чтобы минимизировать ошибки, обусловленные квантованием при выполнении прямого и обратного ОПЭ, нами применялась операция приведения динамического диапазона изображения к 8-битному (0-255) виду:

$$G_{ij}^p = \left[X \cdot (I_{ij}^{энс} - I_{мин}^{энс}) \right], \quad (6)$$

где $X = 255 / (I_{макс}^{энс} - I_{мин}^{энс})$;

$I_{макс}^{энс}$, $I_{мин}^{энс}$ - максимальное и минимальное значения динамического диапазона изображения после ОПЭ;

$[\bullet]$ - операция округления до ближайшего целого числа.

Как отмечалось ранее, после применения прямого ОПЭ $\sigma^2 \approx 1$. Поэтому после последующего растяжения динамического диапазона (6) имеем $\sigma_{OPT}^2 \approx X^2$. Значение ШК при последующем сжатии в окрестности ОПТ определяется как $4,5X$. После декодирования к изображению применялась операция, обратная (6):

$$G_{ij}^{ip} = \left[G_{ij}^p / X + I_{мин}^{энс} \right]. \quad (7)$$

Для возвращения динамического диапазона изображения в исходные пределы применялось обратное ОПЭ:

$$I_{ij}^{энс.обр} = (G_{ij}^{ip} / 2)^2 \cdot k - 3 / 8 \cdot k - \sigma_a^2 / k. \quad (8)$$

Анализ показал, что незначительные ошибки, возникающие в результате нелинейности преобразований и операций округления, не приводят к существенным искажениям.

При данном подходе обеспечивается попадание $ШК_B$ в окрестность $ШК_{OPT}$ для разных значений интенсивности шума (табл. 3,4).

Таблица 3
Сжатие кодером AGU в области ОПТ
с применением ОПЭ при $k=1$, $\sigma_a^2=20$

Изобр.	X	KC_B	KC_{OPT}	$ШК_B$	$ШК_{OPT}$
Airfield	10,55	11,39	10,15	47,49	45
Baboon	10,55	8,97	6,96	47,49	40
Barbara	11,01	18,48	17,7	49,54	49
Goldhill	10,84	20,07	20	48,79	48
Lenna	10,65	28,78	30,12	47,93	52
Peppers	10,55	24,83	32,65	47,49	54

Таблица 4
Сжатие кодером AGU в области ОПТ
с применением ОПЭ при $k=0,2$, $\sigma_a^2=20$

Изобр.	X	КС _В	КС _{ОПТ}	ШК _В	ШК _{ОПТ}
Airfield	6,45	6,47	6,76	29,03	30
Baboon	6,85	5,66	5,61	30,81	30
Barbara	6,86	11,81	11,00	30,88	29
Goldhill	6,71	11,13	10,42	30,20	29
Lenna	7,13	17,28	18,55	32,11	33
Peppers	6,67	13,25	15,40	30,03	31

Сравнение данных методов, проведенное с уче-

том визуального качества и достигаемых КС, может быть выполнено на основе данных, приведенных в табл. 5, 6.

Метод без использования ОПЭ обозначен БВС, соответственно с применением ОПЭ – ВС.

Исходя из анализа данных полученных для кодера AGU (табл. 5), методы БВС и ВС обеспечивают сравнимые результаты в плане значений КС и метрик СКОш, MSSIM, PSNR-HVS-M при малых интенсивностях шума. С увеличением интенсивности шума наблюдается небольшое преимущество метода ВС согласно метрикам СКОш, MSSIM и PSNR-HVS-M при небольшом снижении КС.

Таблица 5
Сравнение эффективности предлагаемых подходов методов сжатия
в окрестности ОПТ для кодера AGU

Изображение	Параметры шума	Метод	ШК _{рек}	СКОш	КС	MSSIM	PSNR-HVS-M
Airfield	k=0,2	БВС	31,39	71,57	6,61	0,967	32,01
		ВС	29,03	70,50	6,47	0,966	32,02
	k=0,4	БВС	39,57	93,37	8,19	0,955	30,03
		ВС	34,94	91,85	7,89	0,955	30,07
	k=1	БВС	57,48	138,67	12,27	0,931	27,00
		ВС	47,49	134,34	11,39	0,932	27,15
Baboon	k=0,2	БВС	30,50	76,81	5,71	0,974	32,59
		ВС	30,81	75,63	5,66	0,974	32,66
	k=0,4	БВС	38,15	105,01	6,76	0,965	30,48
		ВС	35,13	103,11	6,63	0,965	30,52
	k=1	БВС	55,06	168,93	9,31	0,943	27,17
		ВС	47,49	164,76	8,97	0,944	27,35
Barbara	k=0,2	БВС	29,33	31,06	11,81	0,979	34,07
		ВС	30,88	30,93	11,81	0,979	34,11
	k=0,4	БВС	36,27	40,70	13,89	0,972	32,38
		ВС	36,24	40,47	13,85	0,973	32,44
	k=1	БВС	51,79	65,24	18,05	0,958	29,65
		ВС	49,64	62,22	18,48	0,961	29,74
Goldhill	k=0,2	БВС	29,31	37,45	11,54	0,973	33,13
		ВС	30,20	36,88	11,13	0,974	33,25
	k=0,4	БВС	36,25	47,07	14,48	0,964	31,34
		ВС	35,65	45,62	13,77	0,966	31,57
	k=1	БВС	51,74	67,28	20,93	0,946	28,84
		ВС	48,79	64,01	20,07	0,949	29,03
Lenna	k=0,2	БВС	30,13	23,70	18,01	0,976	34,47
		ВС	32,11	23,16	17,28	0,977	34,61
	k=0,4	БВС	37,55	29,78	21,92	0,969	32,79
		ВС	37,11	28,86	20,56	0,971	32,97
	k=1	БВС	54,02	42,96	31,13	0,957	30,29
		ВС	47,93	40,70	28,78	0,960	30,58
Peppers	k=0,2	БВС	29,88	29,76	14,49	0,971	34,05
		ВС	30,03	29,49	13,95	0,972	34,09
	k=0,4	БВС	37,16	36,69	18,45	0,965	32,52
		ВС	34,94	35,65	17,33	0,966	32,58
	k=1	БВС	53,33	51,67	26,05	0,951	30,00
		ВС	47,49	49,51	24,83	0,953	30,03

Рассмотрим результаты для второго кодера. Для ADCT характер зависимостей СКОш от ШК (рис. 4) не изменился. Отличительной особенностью являются более низкие значения СКОш_{ОПТ}, расширение окрестности ОПТ, в которой значения СКОш практически не отличаются, а также смещение ШК_{ОПТ} относительно рекомендаций, данных для кодера AGU. Исходя из зависимостей, приведенных на рис. 4 и предложенной выше методики выбора ШК_{рек} для обеспечения автоматического сжатия кодером ADCT в области ОПТ, ШК_{рек} рекомендуется устанавливать равным $3,5X$ для метода на основе ОПЭ и равным $3,5\sigma$ для метода без использования вариационно-стабилизирующего преобразования. Результаты сжатия приведены в табл. 6.

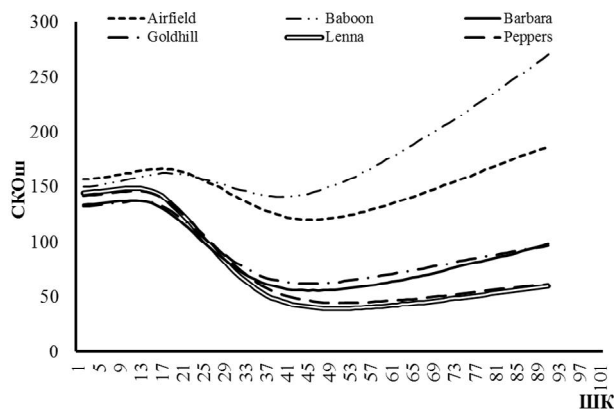


Рис. 4. Зависимости СКОш от ШК для тестовых изображений, сжатых кодером ADCT, при $\sigma_a^2=20$, $k=1$

Таблица 6

Сравнение эффективности предлагаемых подходов методов сжатия в окрестности ОПТ для кодера ADCT

Изображение	Параметры шума	Метод	ШК _{рек}	СКОш	КС	MSSIM	PSNR-HVS-M
Airfield	k=0,2	БВС	24,42	59,02	6,01	0,972	33,24
		ВС	22,58	58,48	5,87	0,972	33,20
	k=0,4	БВС	30,78	78,09	7,23	0,962	31,21
		ВС	27,17	76,56	6,95	0,962	31,24
	k=1	БВС	44,71	119,85	9,90	0,940	28,08
		ВС	36,94	115,61	9,39	0,941	28,23
Baboon	k=0,2	БВС	23,72	61,83	5,02	0,979	34,02
		ВС	23,96	60,89	4,98	0,979	34,08
	k=0,4	БВС	29,67	85,75	5,86	0,971	31,76
		ВС	27,32	83,91	5,77	0,971	31,85
	k=1	БВС	42,82	141,75	7,79	0,951	28,39
		ВС	36,94	138,12	7,54	0,953	28,54
Barbara	k=0,2	БВС	22,81	26,39	9,92	0,982	35,31
		ВС	24,02	26,14	9,89	0,983	35,39
	k=0,4	БВС	28,21	35,06	11,39	0,977	33,57
		ВС	28,19	34,72	11,35	0,977	33,58
	k=1	БВС	40,28	57,60	14,14	0,963	30,66
		ВС	38,61	55,40	14,24	0,965	30,78
Goldhill	k=0,2	БВС	22,80	32,84	9,18	0,976	34,24
		ВС	23,49	32,19	9,05	0,977	34,40
	k=0,4	БВС	28,19	42,71	10,94	0,968	32,39
		ВС	27,73	40,65	10,76	0,970	32,61
	k=1	БВС	40,24	63,89	14,61	0,950	29,64
		ВС	37,95	59,35	14,34	0,955	29,93
Lenna	k=0,2	БВС	23,43	21,93	13,28	0,978	35,38
		ВС	24,98	21,30	12,90	0,979	35,54
	k=0,4	БВС	29,21	28,32	15,32	0,972	33,77
		ВС	28,87	26,92	14,82	0,974	33,98
	k=1	БВС	42,02	43,00	19,45	0,959	31,22
		ВС	37,28	39,79	19,12	0,962	31,44
Peppers	k=0,2	БВС	23,24	26,24	11,64	0,976	35,14
		ВС	23,35	25,49	11,36	0,976	35,29
	k=0,4	БВС	28,90	33,09	13,88	0,970	33,53
		ВС	27,17	31,63	13,33	0,971	33,67
	k=1	БВС	41,48	50,05	17,42	0,955	30,88
		ВС	36,94	46,31	16,93	0,959	31,14

Из анализа приведенных в табл. 5 и 6 данных видно, что кодер ADCT обеспечивает лучшее визуальное качество в сравнении с AGU при небольшом снижении КС. Причем для сложных изображений обеспечивается более лучшее визуальное качество согласно метрикам PSNR-HVS-M (улучшение до 1,5 дБ) и MSSIM (до 0,08), чем для простых изображений (увеличение PSNR-HVS-M до 1 дБ и MSSIM до 0,04). Значение СКОШ, полученные для кодера ADCT, меньше на 5-17% по сравнению с соответствующими значениями для кодера AGU.

Заключение

Рассмотрены зависимости значений метрик качества от ШК. Проанализированы подходы к сжатию изображений с и без использования гомоморфных преобразований. Предложены методы автоматического сжатия изображений, искаженных сигнально-зависимыми помехами, в окрестности ОПТ. Показано, что при большом уровне помех целесообразно использовать подход, основанный на автоматическом вариационно-стабилизирующем преобразовании.

В дальнейшем планируется применить данные методы для кодеров, учитывающих визуальное качество изображений [27].

Литература

1. Bovik, A. *Handbook of Image and Video Processing [Text]* / A. Bovik. – Academic Press. – USA, 2000. – 1429 p.
2. Филтрація кольорових зображень: коли вона необхідна? [Текст] / В.В. Лукин, Д.В. Феєралеєв, Н.Н. Пономаренко, С.К. Абрамов // *Радіоелектронні та комп'ютерні системи*. – 2010. – Вып.4 (44). – С. 65 – 74.
3. Noise estimation from a single image [Text] / C. Liu, W.T. Freeman, R. Szeliski, S.B. Kang // *Proceedings of IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition*. – June 2006. – P. 901–908.
4. Сжатие изображений дистанционного зондирования без визуально заметных искажений [Текст] / С.С. Кривенко, В.В. Лукин, М.С. Зряхов, А.А. Зеленский // *Радіотехніка*. – 2009. – Том 159. – С. 248 – 254.
5. Bo, L. *Remote – Sensing Image Compression Using Two – Dimensional Oriented Wavelet Transform [Text]* / L. Bo, Y. Rui // *Geoscience and Remote Sensing*. – 2011. – Vol. 49(1). – P. 236 – 250.
6. Al – Chaykh, O.K. *Lossy compression of noisy images [Текст]* / O.K. Al – Chaykh, R.M. Mersereau // *IEEE Transactions on Image Processing*. – Dec. 1998. – vol. 7 (12). – P. 1641 – 1652.
7. Shahnaz, R. *Image Compression in Signal – Dependent Noise [Text]* / R. Shahnaz, J.F. Walkup, T.F. Krile // *Applied Optics*. – 1999. – Vol. 38. – P. 560 – 5567.
8. Chang, S.G. *Adaptive wavelet thresholding for image denoising and compression [Text]* / S.G. Chang, B. Yu, M. Vetterli // *IEEE Trans. on Image Processing*. – Vol. 9 (9). – Sep. 2000. – P. 1532 – 1546.
9. Lim, S.H. *Characterization of Noise in Digital Photographs for Image Processing [Text]* / S.H. Lim // *Proceedings of Digital Photography I*. – SPIE 6069. – 10 Feb. 2006. – P. 219 – 228.
10. *Lossy compression of images with additive noise [Text]* / N. Ponomarenko, V. Lukin, M. Zriakhov, K. Egiazarian etc. // *Proceedings of International Conference on Advanced Concepts for Intelligent Vision Systems*. – Antwerpen, Belgium, Sept. 2005. – P. 381 – 386.
11. *Estimation of accessible quality in noisy image compression [Text]* / N. Ponomarenko, V. Lukin, M. Zriakhov, K. Egiazarian, J. Astola // *EUSIPCO*. – Italy, 2006. – 4 p.
12. *Lossy Compression of Noisy Images Based on Visual Quality: a Comprehensive Study [Text]* / N. Ponomarenko, S. Krivenko, V. Lukin, K. Egiazarian, J. Astola // *Open access paper in: EURASIP Journal on Advances in Signal Processing*. – 2010. – Article ID 976436. – 13 p.
13. *Quasi – optimal compression of noisy optical and radar images [Text]* / V. Lukin, N. Ponomarenko, M. Zriakhov, A. Zelensky etc. // *Proc. SPIE Conf. Image and Signal Proc. for Remote Sensing XII*. – Sweden, 2006. – SPIE Vol. 6365. – 12 p.
14. *An Automatic Approach to Lossy Compression of Images Corrupted by Poisson Noise [Text]* / V.V. Lukin, M.S. Zriakhov, N.N. Ponomarenko, A. Kaarna // *Proc. Microwaves, Radar and Remote Sensing Symposium MRRS – 2008*. – Kiev. – Sept 2008. – P. 139 – 142.
15. *On between – coefficient contrast masking of DCT basis functions [Text]* / N. Ponomarenko, F. Silvestri, K. Egiazarian, M. Carli, J. Astola, V. Lukin // *Proc. of the Third Int. Workshop on Video Processing and Quality Metrics, USA*. – 2007. – Vol. 3. – 4 p.
16. Wang, Z. *Multi – scale structural similarity for image quality assessment [Text]* / Z. Wang, E.P. Simoncelli, A.C. Bovik // *IEEE Asilomar Conference on Signals, Systems and Computers*. – 2003. – Vol. 6. – 5 p.
17. Особенности сжатия изображений при сигнально – зависимых помехах [Текст] / М.С. Зряхов, С.С. Кривенко, С.К. Абрамов, Н.Н. Пономаренко, В.В. Лукин // *Авиационно – космическая техника и технология*. – 2011. – Вып.2(79). – С. 87 – 95.
18. Anscombe, F.J. *The Transformation of Poisson, Binomial and Negative – Binomial Data [Text]* / F.J. Anscombe // *Biometrika*. – 1948. – Vol. 35 (3–4). – P. 246 – 254.
19. *Denoising of single – look SAR images based on variance stabilization and non – local filters [Text]* / M. Makitalo, A. Foi, D. Fevraleev, V. Lukin // *CD – ROM Proceedings of MMET*. – Ukraine. – Sept. 2010. – 4 p.

20. Foi, A. *Pointwise Shape – Adaptive DCT Image Filtering and Signal – Dependent Noise Estimation [Text]* / Foi Alessandro. – Tampere, Finland. – 2007. – 194 p.

21. Murtagh, F. *Astronomical image and signal processing [Text]* / F. Murtagh, J.L. Starck // *Signal Processing Magazine, IEEE*. – 2001. – Vol. 18 (2). – P. 30–40.

22. Kerekes, J.P. *Hyperspectral Imaging System Modeling [Text]* / J.P. Kerekes, J.E. Baum // *Lincoln Laboratory Journal*. – 2003. – Vol. 14. – P. 117 – 130.

23. *Local Signal – Dependent Noise Variance Estimation from Hyperspectral Textural Images [Text]* / M.Uss, B. Vozel, V. Lukin, K. Chehdi // *IEEE Journal of Selected Topics in Signal Processing*. – Vol. 5(2). – P. 469 – 486.

24. *DCT Based High Quality Image Compression [Text]* / N.N. Ponomarenko, V.V. Lukin, K.Egiazarian,

J. Astola // *Proceedings of 14th Scandinavian Conference on Image Analysis*. – Joensuu, Finland. – June 2005. – Vol. 14. – P. 1177 – 1185.

25. *ADCT: A new high quality DCT based coder for lossy image compression [Электронный ресурс]* / N. Ponomarenko, V. Lukin, K. Egiazarian, J. Astola // *CD ROM Proceedings of LNLA*. – Switzerland. – 2008. – 6 p. – Режим доступа к журн.: <http://www.lnla.com/2008>. – 01.04.2012 г.

26. Абрамов, С.К. *Проблемы и методы автоматического определения характеристик помех на изображениях [Текст]* / С.К. Абрамов, А.А. Зеленский, В.В. Лукин // *Радиоелектронні і комп'ютерні системи*. – 2009. – № 2 (36). – С. 25 – 34.

27. *Visual Quality of Lossy Compressed Images [Text]* / N. Ponomarenko, S. Krivenko, V. Lukin, K. Egiazarian // *Proceedings of CADSM2009, Svalyava*. – Feb. 2009. – P. 137 – 142.

Поступила в редакцію 13.04.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. каф. «Проектирование радиоэлектронных систем летательных аппаратов» В.К. Волосюк, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", Харьков.

АВТОМАТИЧНЕ СТИСНЕННЯ ЗОБРАЖЕНЬ ПРИ СИГНАЛЬНО-ЗАЛЕЖНИХ ЗАВАДАХ В ОКОЛИЦІ ОПТИМАЛЬНОЇ РОБОЧОЇ ТОЧКИ

О.М. Земляченко, Р.О. Кожемякін, С.К. Абрамов, В.В. Лукін

Проаналізовано підходи до стиснення з втратами зображень, які спотворено сигнально-залежними завадами. Проведено порівняння ефективності стиснення відповідно до кількох критеріїв якості при прямому застосуванні кодерів до зображень і при використанні варіаційно-стабілізуючих перетворень. Показано, що при високому рівні завад застосування варіаційно-стабілізуючих перетворень дає невелику перевагу. Дано рекомендації щодо вибору параметрів методів стиснення на практиці для забезпечення стиснення зображень в околі оптимальної робочої точки.

Ключові слова: стиснення зображень з втратами, сигнально-залежний шум.

AUTOMATIC IMAGE COMPRESSION FOR SIGNAL-DEPENDENT NOISE IN THE NEIGHBORHOOD OF OPTIMAL OPERATION POINT

A.N. Zemliachenko, R.A. Kozhemyakin, S.K. Abramov, V.V. Lukin

The approaches of lossy compression of images corrupted by signal-dependent noise are analyzed. The efficiency of compression for coders applied directly to images and using variance-stabilizing transformations is compared. It is shown that for high level of noise the use of variance-stabilizing transformations is advantageous. Recommendations on the choice of the parameters of compression methods for the neighborhood of optimal operation point in practice are given.

Keywords: lossy image compression, signal-dependent noise.

Земляченко Александр Николаевич – инженер каф. «Приема, передачи и обработки сигналов», Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: hagriel@ukr.net.

Кожемякин Руслан Александрович – инженер каф. «Приема, передачи и обработки сигналов», Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: Arctic818@gmail.com.

Абрамов Сергей Клавдиевич – канд. техн. наук, доцент, доцент каф. «Приема, передачи и обработки сигналов», Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: ask379@mail.ru.

Лукин Владимир Васильевич – д-р техн. наук, проф., проф. каф. «Приема, передачи и обработки сигналов», Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: lukin@ai.kharkov.com.

УДК 528.8.04 (045)

А.М. КОЗУБ, Н.О. СУВорова

Національний авіаційний університет, Київ, Україна

ОПТИМІЗАЦІЯ КОМПЛЕКТУ ЗАСОБІВ ОПТИКО-ЕЛЕКТРОННОГО СПОСТЕРЕЖЕННЯ ДЛЯ АЕРОКОСМІЧНОГО МОНІТОРИНГУ ЛІСОВИХ МАСИВІВ

Проведено постановку задачі векторної оптимізації комплекту засобів оптико-електронного спостереження для аерокосмічного моніторингу лісових масивів для подальшого визначення на практиці методів її вирішення, що ґрунтуються на багатому альтернативному виборі варіантів, або на спеціальних алгоритмах. Постановка задачі в цілому на методичному рівні дозволяє обґрунтовувати раціональний комплект засобів аерокосмічного моніторингу та способів їх застосування при здійсненні інформаційного забезпечення народногосподарських завдань. Зроблені висновки щодо практичного вирішення задачі раціонального комплекту засобів спостереження лісових масивів з метою виявлення пожеж

Ключові слова: засоби оптико-електронного спостереження, аерокосмічний моніторинг, оптимізація, комплексування, комплект засобів, ефективність

Вступ

Лісовий покрив є однією з найбільш важливих й динамічних компонент наземних екосистем. Лісами зайнято близько третини суші земного шару. Оцінку стану лісів та їх ресурсів доцільно здійснювати як контактними наземними так і аерокосмічними методами. Основними видами діяльності в лісовому господарстві, де можливе застосування даних аерокосмічного моніторингу є: лісоведення, лісорозведення й лісовідновлення, лісоустрій, охорона й захист лісів, екологія лісу й моніторинг лісових екосистем, використання лісових ресурсів, агро меліорація й рекультивація лісів.

1. Постановка проблеми

Дійсний час характеризується активним розвитком в Україні аерокосмічної галузі [1, 2]. Здійснено запуск вітчизняного космічного апарату дистанційного зондування Землі (ДЗЗ) СІЧ-2М. Це обумовило необхідність формування концептуальних основ застосування засобів аерокосмічного спостереження та обробки іконічної інформації для вирішення завдань визначення стану об'єктів моніторингу в умовах жорстких вимог до оперативності отримання, передачі та обробки іконічної інформації. Одним з пріоритетних напрямків цих досліджень в Україні є моніторинг лісів з метою виявлення пожеж. Для досягнення потрібних показників ефективності аерокосмічного моніторингу (забезпечення високої розрізняювальної здатності, потрібної полоси огляду, оперативності отримання іконічної інформації за умови мінімізації економічних витрат) постає актуа-

льне завдання з вироблення наукових підходів до комплексування космічних та авіаційних засобів оптико електронного спостереження (ОЕСп) при виконанні аерокосмічного моніторингу лісових масивів. При цьому виникає необхідність обґрунтувати оптимальний (раціональний) за сукупністю різномірних показників комплект комплексів ОЕСп, носіями яких є космічні засоби, літаки, вертольоти, безпілотні літальні апарати (БПЛА) дирижаблі, вільні та прив'язані аеростати, мотодельтоплани, тощо [3]. Відмітимо, що при проведенні досліджень комплект засобів аерокосмічного моніторингу доцільно розглядати як складну систему організаційного типу. Тоді завдання обґрунтування комплекту засобів аерокосмічного моніторингу є випадком розвитку теорії багатокритеріальної (векторної) ресурсної оптимізації в галузь обґрунтування рішень щодо побудови і керування складними системами надання аерокосмічних послуг.

2. Аналіз останніх досліджень і публікацій

Питання постановки задач векторної оптимізації та оцінки основних показників якості функціонування аерокосмічних засобів ОЕСп досить повно розглянуті та досліджені в наукових роботах [2, 3].

Однак отримані результати не конкретизовані до вирішення завдань оптимізації комплекту засобів аерокосмічного моніторингу та обґрунтування способів їх застосування. Зокрема, не проведена постановка задачі оптимізації з урахуванням основних показників та критеріїв якості функціонування засобів отримання, передачі та обробки видової інфор-

мації в умовах обмеження на часові показники функціонування складних систем моніторингу лісів з метою виявлення пожеж. Не визначені критерії оптимальності комплексу, основні змінні задачі, що здійснюють суттєвий вплив на обрані критерії, обмеження на змінні, не встановлений взаємозв'язок між критеріями, змінними і обмеженнями при вирішенні задачі оптимізації комплексу засобів аерокосмічного моніторингу.

3. Формулювання цілей статті

Провести постановку задачі векторної оптимізації комплексу засобів аерокосмічного моніторингу для створення основи подальшого визначення на практиці методів її вирішення, що основані або на багато альтернативному виборі варіантів, або на спеціальних алгоритмах.

4. Виклад основного матеріалу

Рішення завдання векторної оптимізації у практиці обґрунтування комплексу засобів аерокосмічного моніторингу має за мету визначення оптимального (раціонального) кількісного і якісного складу оптико-електронних засобів космічного спостереження, засобів пілотованих та безпілотних літальних апаратів, що забезпечує досягнення потрібного рівня ефективності аерокосмічних робіт за сукупністю показників «ефективність – вартість – складність виконання аерокосмічних робіт». Зауважимо, що вирішення задачі у такій постановці має не тільки прикладний характер (оптимізація аерокосмічних робіт), а є по суті основною для вироблення технології організації аерокосмічного моніторингу.

Нехай, процес обґрунтування оптимального (раціонального) комплексу засобів аерокосмічного моніторингу формалізований у вигляді:

$$S_{\text{опт}}^{\text{акм}} = \arg \left\{ \begin{array}{l} P_{\text{інф.засб}}^{\text{пож}}(S_i^{\text{акм}}) \rightarrow \max \\ R_{E_i}^{\text{акм}}(S_i^{\text{акм}}) \rightarrow \min \\ P_{\text{свз}}(S_i^{\text{акм}}) \rightarrow \min \end{array} \right.$$

$$\left\{ \begin{array}{l} P_{\text{вз}_i}^{\text{у}}(S_i^{\text{акм}}) \geq P_{\text{вз}_i}^{\text{у.потр}} \\ D_i(S_i^{\text{акм}}) \geq D_{\text{потр}} \\ P_i^{\text{виявл}}(S_i^{\text{акм}}) \geq P_i^{\text{виявл.потр}} \\ U^{\text{акм}}(S_i^{\text{акм}}) \geq U_{\text{потр}}^{\text{акм}} \\ \bar{P}_i^{\text{соі}}(S_i^{\text{акм}}) \geq \bar{P}_{\text{шотр}}^{\text{соі}} \end{array} \right\} i \in I = \{1, \dots, \xi\}, \quad (1)$$

де ξ – кількість варіантів складу $S_i^{\text{акм}}$ засобів аерокосмічного моніторингу, що розглядаються під час проведення досліджень;

$P_{\text{інф.засб}}^{\text{пож}}(S_i^{\text{акм}})$ – ймовірність повного виконання завдань з інформаційного забезпечення органу, що ліквідує пожежу інформацією про стан об'єктів моніторингу;

$P_{\text{свз}}(S_i^{\text{акм}})$ – складність виконання завдань з моніторингу об'єктів $S^{\text{акм}}$ при застосуванні i -го варіанту комплексу аерокосмічних засобів;

$R_{E_i}^{\text{акм}}$ – ресурсні (економічні) затрати, що пов'язані із застосуванням i -го варіанту комплексу засобів аерокосмічного моніторингу при виконанні робіт;

$P_{\text{вз}_i}^{\text{у}}(S_i^{\text{акм}}), P_{\text{вз}_i}^{\text{у.потр}}$ – ймовірність вирішення у повному обсязі завдань з управління комплектом засобів аерокосмічного моніторингу та її потрібний рівень відповідно;

$D_i(S_i^{\text{акм}}), D_{\text{потр}}$ – достовірність аерокосмічної інформації про об'єкти моніторингу при реалізації i -го варіанту комплексу засобів та її потрібний рівень відповідно;

$U^{\text{акм}}(S_i^{\text{акм}}), U_{\text{потр}}^{\text{акм}}$ – функціональна стійкість складу сукупності засобів аерокосмічного моніторингу при реалізації i -го варіанту складу комплексу $S_i^{\text{акм}}$ та її мінімально необхідний рівень;

$P_i^{\text{виявл}}(S_i^{\text{акм}}), P_i^{\text{виявл.потр}}$ – ймовірність правильного виявлення (пошуку) випромінювань засобів передачі інформації космічних апаратів, безпілотних літальних апаратів, пілотованих повітряних суден (типу АН-30, НАРП-1, МІ-8) наземними засобами прийому іконічної інформації та її потрібне значення відповідно;

$\bar{P}_i^{\text{соі}}(S_i^{\text{акм}}), \bar{P}_{\text{шотр}}^{\text{соі}}$ – середня при застосуванні i -го варіанту комплексу засобів аерокосмічного моніторингу ймовірність своєчасного отримання та обробки іконічної інформації органами обробки та аналізу та її мінімально припустиме значення відповідно.

Припустимо, що для повного досягнення мети аерокосмічного моніторингу необхідно одночасно або послідовно вирішити Z_j часткових завдань $Z_1, Z_2, \dots, Z_{m-1}, Z_m$, $j = 1, 2, \dots, m$ з викриття стану об'єктів $Q^{\text{оакм}}$. Наприклад, виявлення та оцінка

розмірів, темпів збільшення осередків лісових пожеж у відповідних зонах (районах), при цьому осередок пожежі може розпізнаватись як об'єкт відповідного типу (наприклад, великої, середньої або малої інтенсивності). Тоді, при вирішенні кожного j -го завдання необхідно викрити n_j типів об'єктів моніторингу $Q_{jzk}^{\text{оакм}} = \{Q_{jn_1}^{\text{оакм}}, \dots, Q_{jn_j}^{\text{оакм}}\}$, $j = 1, 2, \dots, m$ загальною кількістю для кожного типу $Z_{n_1} \dots Z_{n_j}$ відповідно, у загальному випадку $Z_{n_j} = 1, 2, \dots, \infty$. Припустимо, що об'єкти аерокосмічного моніторингу функціонально незалежні.

Відповідно до сформованої множини об'єктів моніторингу $\{Q_{jn_1}^{\text{оакм}}, \dots, Q_{jn_j}^{\text{оакм}}\}$ для вирішення завдань з добування аерокосмічної інформації визначений набір $H_3^{\text{оес}} = \{3^{\text{оес}}_1, \dots, 3^{\text{оес}}_f, \dots, 3^{\text{оес}}_{n_j}\}$, засобів оптико-електронного спостереження f типів, $f \in \{1, \dots, F\}$, які гіпотетично можуть виконувати відповідні завдання з викриття стану об'єктів (явищ). Кожний f -й тип засобів оптико-електронного спостереження характеризується відповідною матрицею ймовірностей $\|P_{fj}^{\text{викр}}\|$ вірного викриття (розпізнавання) об'єктів аерокосмічного моніторингу, як функції від їх типу, часу $\tau_{\text{обр}}$ обробки аерокосмічних знімків відповідним програмно-технічним комплексом та старіння $\tau_{\text{інф}}^{\text{стар}}$ інформації про обстановку.

Сформована матриця $\|C_{jn_jf}\|$ економічних витрат що характеризує ресурси необхідні для вирішення завдань з ведення аерокосмічного моніторингу кожного об'єкту n_j -го типу відповідним засобом ОЕСп f -го типу. Елементи матриці $\|C_{jn_jf}\|$ формуються із врахуванням складності викриття відповідного об'єкту, де $C_{jn_jf} = C_f \cdot M_{jm_jf}$; C_{jn_j} , M_{jm_j} – відповідно вартість одного засобу моніторингу m -го типу та їх кількість, яка необхідна для викриття об'єкту відповідного n_j -го типу при виконанні j -го завдання з визначеними показниками оперативності (своєчасності обробки) $P_{n_j \text{потр}}^{\text{соі}}$.

Для вирішення часткових завдань $Z_1, Z_2, \dots, Z_m$ з отримання та обробки даних моніторингу особа, що приймає рішення на інформаційне забезпечення ліквідації лісової пожежі, повинно сформулювати оп-

тимальний набір $S_{\text{опт}}^{\text{акм}} = \|3^{\text{оес}}_{jn_jf}(Q_{jzf})\|$ різнотипних аерокосмічних засобів оптико-електронного спостереження за сукупністю критеріальних функцій виду (1).

Особливістю постановки задачі є ускладнення оптимізації розподілу різнорідних засобів аерокосмічного моніторингу тільки за економічними критеріями. Зокрема, з одного боку, необхідно максимізувати показники ефективності вирішення задач за призначенням (викриття об'єктів моніторингу), а з іншого екстремізувати показники, що характеризують створений комплект засобів $S_{\text{опт}}^{\text{акм}}$, як розподілену підсистему обміну інформацією та складність виконання завдань $P_{\text{свз}}(Q_{jzf}^{\text{оакм}})$ при наданні аерокосмічних послуг.

Тому, кожний з класів засобів аерокосмічного моніторингу під час вирішення j -го завдання характеризуємо сукупністю вагових коефіцієнтів $A_{jzf}^{\text{свз}} \{a_{jzf}^{\text{кз}}, a_{jzf}^{\text{бпла}}, a_{jzf}^{\text{піл}}\}$, що враховують практичні складності виконання моніторингу відповідних об'єктів (явищ) z -го типу, $z = 1, 2, \dots, \infty$. Зокрема, космічні засоби – $a_{jzf}^{\text{кз}}$, засоби на БПЛА – $a_{jzf}^{\text{бпла}}$, пілотовані засоби моніторингу – $a_{jzf}^{\text{піл}}$. По суті коефіцієнти практично враховують при вирішенні задачі (1) працевтрати на реалізацію аерокосмічної зйомки, передачі та обробки іконічної інформації, правові аспекти організації моніторингу (оформлення дозвільних документів).

Введені коефіцієнти складності виконання завдання з моніторингу об'єктів можуть бути узагальнені у вигляді матриць «працевтрат» з виконання завдань космічними засобами $\|a_{jzf}^{\text{кз}}\|$, БПЛА $\|a_{jzf}^{\text{бпла}}\|$, пілотованими засобами $\|a_{jzf}^{\text{піл}}\|$ відповідно класам об'єктів моніторингу.

Акцентуючи увагу на тому, що при застосуванні сформований комплект засобів аерокосмічного моніторингу повинен забезпечити визначений замовником аерокосмічних послуг, рівень інформаційного забезпечення органів боротьби з пожежею про стан об'єктів моніторингу.

При вирішенні (1), є доречним використати метод пониження мірності сукупності критеріальних функцій. При цьому, застосовуючи метод переводу ряду показників задачі векторної оптимізації (1) у ранг обмежень, математична трактовка (1) може бути конкретизована до двукритеріальної задачі мінімізації функцій вигляду:

$$S_{\text{опт}}^{\text{акм}} \left(3^{\text{оес}} \cdot j n_j f (Q_{jzf}) \right) = \left\{ \begin{aligned} & R_{E_i}^{\text{акм}} \left(Q_{jzf} \left(P_{\text{інфзаб}}^{\text{позж}} (S_i^{\text{акм}}) \right) \right) = \\ & = \sum_{j=1}^m \sum_{z=1}^{n_j} \sum_{f=1}^F C_{jzf} \cdot Q_{jzf} \rightarrow \min \\ & = P_{\text{свз}} (Q_{jzf}) = \sum_{j=1}^{m_{\text{акм}}} \left\langle a_{jzf}^{\text{кз}} \cdot Q_{jzf}^{\text{кз}} (Q_{jzf}) + \right. \\ & \quad + a_{jzf}^{\text{бпла}} \cdot Q_{jzf}^{\text{бпла}} (Q_{jzf}) + \dots \\ & \quad \left. \dots + a_{jzf}^{\text{піл}} \cdot Q_{jzf}^{\text{піл}} (Q_{jzf}) \right\rangle \rightarrow \min \end{aligned} \right. \quad (2)$$

Враховуючи, що вираз для визначення ймовірності $P_{\text{інфзаб}}^{\text{позж}} S_i^{\text{акм}}$ має вигляд

$$P_{\text{інфзаб}}^{\text{позж}} (S_i^{\text{акм}}) = 1 - \frac{\sum_{j=1}^m \sum_{z=1}^{n_j} \sum_{f=1}^F (1 - \bar{P}_{jzkf}^{\text{соі}}) \cdot (1 - \bar{P}_{jzf}^{\text{викр}})}{Q_{jzf}}, \quad (3)$$

сукупність обмежень при обмеженнях на параметри критеріальних функцій (2) може бути записана у вигляді:

$$P_{\text{взс}}^y (S_i^{\text{акм}}) \geq P_{\text{взс}}^y \text{потр}, \quad (4)$$

$$P_i^{\text{соі}} (S_i^{\text{акм}}) \geq P_{\text{постр}}^{\text{соі}}, \quad (5)$$

$$\bar{P}_{\text{fn}_j}^{\text{викр}} \geq P_{\text{потр}}^{\text{викр}}, \quad (6)$$

$$D_i (S_i^{\text{акм}}) \geq D_{\text{потр}}, \quad (7)$$

$$P_{\text{звз}}^{\text{акм}} \geq P_{\text{зад}}^{\text{акм}}, \quad (8)$$

$$C_{j n_j f} \geq 0, f = 1, 2, \dots, F, \quad (9)$$

де $P_i^{\text{соі}} (S_i^{\text{акм}})$, $P_{\text{постр}}^{\text{соі}}$ – ймовірність своєчасного отримання та обробки іконічної інформації органами обробки та аналізу при застосуванні i -го варіанту комплекту засобів аерокосмічного моніторингу та її мінімально припустиме значення відповідно;

$P_{\text{fn}_j}^{\text{викр}}$ – ймовірність викриття j -го типу об'єктів моніторингу органами обробки та аналізу при реалізації i -го варіанту комплекту засобів аерокосмічного моніторингу та її мінімально припустиме значення відповідно;

$P_{\text{звз}}^{\text{акм}}$ – ймовірність зв'язності структури підсистеми аерокосмічного моніторингу.

Порядок формування вартісної критеріальної функції складності не викликає. Формалізація функції стійкості може бути проведена за методологією [6]. При цьому при вирішенні задачі оцінки стійкості

управління аерокосмічними засобами необхідно розглянути телекомунікаційну мережу системи моніторингу лісових пожеж у вигляді неорієнтованого графу G . Вершинами графу G є засоби добування та пункти обробки інформації, а його ребра – лінії інформаційного обміну між ними. Тоді, як показано в [6], основним показником стійкості структури аерокосмічного моніторингу є ймовірність $P_{\text{звз}}^{\text{акм}}$ зв'язності між засобами ОЕСп та пунктами обробки (управління). Ймовірність зв'язності по суті є ймовірністю того, що інформація про об'єкти буде передана за час $t \leq t_{\text{зад}}$ з кількістю помилок не більш заданої [6].

Аналіз виразів (1)...(9) дозволяє зробити висновки, що при вирішенні двохкритеріальної задачі мінімізації (2) необхідно обрати метод мінімізації кожної з двохкритеріальних функцій (2) та зробити математичні методи оцінки сукупності обмежень (3)...(8). При цьому, задача обґрунтування раціонального комплекту засобів аерокосмічного моніторингу лісів з метою виявлення пожеж по суті є векторною зворотною задачею оптимального розподілу різномірного ресурсу засобів аерокосмічного моніторингу по об'єктах (явищах) спостереження з метою забезпечення потрібного рівня ефективності виконання аерокосмічних робіт.

Методологічні основи вирішення задач векторної оптимізації досить повно розроблені у вітчизняній та закордонній літературі [2, 5, 7].

Аналіз відомих методів вирішення задач векторної оптимізації типу (2)...(9) показав, що для практичного вирішення задачі обґрунтування раціонального комплекту засобів аерокосмічного моніторингу доцільно обирати адаптивні методи прийняття рішення [2, 7].

Висновки та перспективи подальших досліджень

Таким чином, постановка задачі (1)...(9) в цілому на методичному рівні дозволяє обґрунтовувати раціональний комплект засобів аерокосмічного моніторингу та способів їх застосування при здійсненні інформаційного забезпечення народногосподарських завдань.

Подальші дослідження щодо розвитку результатів (2)...(5) у практичну площину їх вирішення при плануванні аерокосмічних робіт потребують формалізації наступних етапів:

- визначення меж області «не гірших варіантів» раціонального комплекту засобів (області Парето);
- визначення схеми компромісів особи що приймає рішення (ОПР);

- нормалізації часткових критеріїв ефективності (3) та (4) вирішення завдань аерокосмічного моніторингу та врахування їх пріоритетів.

Найбільш складним питанням є формалізація схеми компромісів особи, що приймає рішення для остаточного вибору раціонального варіанту комплексу засобів та структури підсистеми аерокосмічного моніторингу з множини, так званих, «не гірших варіантів». Причому функція, яка моделює компроміси повинна бути такою, що адаптується до умов обстановки. Одним з пріоритетних напрямків подальших досліджень цього питання є застосування концепції нелінійної схеми компромісів [7].

Література

1. Манойлов, В.П. Дистанційне зондування Землі із космосу: науково-технічні основи формування й обробки видової інформації [Текст]: моногр. / В.П. Манойлов, В.В. Омельчук, В.В. Опанюк. – Житомир: ДЖТУ, 2008. – 384 с.
2. Лебедев, А.А. Космические системы наблюдения: синтез и моделирование [Текст] / А.А. Лебе-

дев, О.П. Нестеренко. – М.: Машиностроение, 1991. – 224 с.

3. Воздушная разведка наземных целей беспилотными летательными аппаратами [Текст] / Л.М. Артюшин, Ю.К. Ребрин, В.Б. Толубко, Ю.А. Уваров, Ю.М. Черных. – К.: НАОУ, 2004. – 244 с.

4. Сложные технические и эргатические системы: методы исследования. [Текст] / А.Н. Воронин, Ю.К. Зиятдинов, А.В. Харченко, В.В. Остащевский. – Х.: Факт, 1997. – 400 с.

5. Большие технические системы: проектирование и управление [Текст] / Л.М. Артюшин, Ю.К. Зиятдинов, И.А. Попов, А.В. Харченко; под. общ. ред. И.А. Попова. – Х.: Факт, 1997. – 400 с.

6. Барабаш, О.В. Построение функционально устойчивых распределенных информационных систем [Текст] / О.В. Барабаш. – К.: НАОУ, 2004. – 226 с.

7. Сложные технические и эргатические системы: методы исследования [Текст] / А.Н. Воронин, Ю.К. Зиятдинов, А.В. Харченко, В.В. Остащевский. – Х.: Факт, 1997. – 240 с.

Поступила в редакцію 29.02.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. каф. організації авіаційних робіт і послуг Р.Г. Мнацаканов, Національний авіаційний університет, Київ.

ОПТИМИЗАЦИЯ КОМПЛЕКТА СРЕДСТВ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОГО НАБЛЮДЕНИЯ ДЛЯ АЭРОКОСМИЧЕСКОГО МОНИТОРИНГА ЛЕСНЫХ МАССИВ

А.Н. Козуб, Н.А. Суворова

Проведена постановка задачи векторной оптимизации комплекта средств оптико-электронного наблюдения для аэрокосмического мониторинга лесных массивов для последующего определения на практике методов ее решения, основанные на много альтернативном выборе вариантов, или на специальных алгоритмах. Постановка задачи в целом на методическом уровне позволяет обосновывать рациональный набор средств аэрокосмического мониторинга и способов их применения при осуществлении информационного обеспечения народнохозяйственных задач. Сделаны выводы относительно практического решения задачи рационального комплекта средств наблюдения за лесными массивами с целью выявления пожаров.

Ключевые слова: средства оптико-электронного наблюдения, аэрокосмический мониторинг, оптимизация, комплексирование, комплект средств, эффективность.

OPTIMIZATION SET OF OPTICAL-ELECTRONIC SURVEILLANCE FOR AEROSPACE MONITORING FOREST

A.N. Kozub, N.A. Suvorova

Place setting of the problem of vector optimization of set of opto-electronic observation for aerospace monitoring of forests for the subsequent determination, in practice the methods of its solution, based on a lot of choosing alternative options, or on special algorithms. Formulation of the problem as a whole at the methodological level, allows to justify a rational set of aerospace monitoring and methods of their use in the implementation of information management problems of national economy. The conclusions concerning the practical solution of a rational set of monitoring forests in order to detect fires.

Key words: means of opto-electronic surveillance, aerospace monitoring, optimization, integration, a set of resources, efficiency.

Козуб Андрій Миколайович – канд. техн. наук, старший науковий співробітник, доцент кафедри організації авіаційних робіт і послуг, Національний авіаційний університет, Київ, Україна.

Суворова Наталія Олександрівна – асистент кафедри організації авіаційних робіт і послуг, Національний авіаційний університет, Київ, Україна, e-mail: suv_nat@bigmir.net.

УДК 658.012.23-629.78.064

В.Н. КРАСНИКОВ, Е.В. СОКОЛОВА, И.Б. ТУРКИН

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

УПРАВЛЕНИЯ РИСКАМИ СЛОЖНЫХ ПРОЕКТОВ АВИАЦИОННО-КОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ

Предложен энтропийный подход с целью выявления рискованных ситуаций на этапе планирования или прогнозирования сложных научно-технических проектов, учитывающий вероятности перехода от одного состояния проекта к последующему. Изложенный метод позволяет эффективно управлять финансовыми средствами и надежно планировать временные ресурсы при решении сложных задач, которые характеризуются сложными взаимосвязями и редко могут быть описаны односторонними причинно-следственными отношениями. Рассмотрен пример модели реализации проекта с несколькими схемами реализации, который иллюстрирует применение энтропийного подхода, позволяющего дать оценку выбора того или иного пути для лица, принимающего решение.

Ключевые слова: проект, управление рисками, вероятность, энтропия, прогнозирование, планирование ресурсов, принятие решения, оценка неопределенности.

Введение

Начиная с отдельных исследований околоземного пространства, передовые в техническом отношении страны перешли к реализации крупномасштабных проектов и программ научного и специального назначения. В настоящее время действуют спутниковые системы телевидения, навигации, связи, мониторинга Земли и многое другое.

Общегосударственная целевая научно-техническая космическая программа Украины (ЗКПУ) на 2008-2012 годы является четвертой космической программой независимой Украины и третьей, которая имеет статус Закона Украины [1]. Ее достижение будет обеспечиваться участием в перспективных и актуальных научных программах и международных исследовательских проектах; модернизацией имеющихся и разработкой перспективных ракет-носителей и космических аппаратов, опережающими разработками систем ракетно-космической техники, приборов, наземных программно-аппаратных комплексов, информационной технологии и материалов, а также реализацией целевых проектов эффективного использования информации, которая непрерывно будет поступать от космической системы.

Выполнение программы позволит:

- создать современные национальные космические системы, в том числе «Сичь» для наблюдения Земли и геофизического мониторинга, спутниковые телекоммуникационные сети связи и вещания общего пользования, специальные телекоммуникационные сети, с использованием национального

спутника связи, системы геоинформационного обеспечения, как составной части европейской системы GMES и мировой GEOSS, системы координатно-временного и навигационного обеспечения Украины при участии Российской Федерации и ЕС;

- обеспечить производство РН («Зенит», «Циклон», «Днепр»), разработку перспективных космических ракетных комплексов и КА нового поколения;

- модернизировать технические средства Национального центра управления и испытаний космических средств в г. Евпатории для использования их в международной космической программе;

- создать условия для коммерческого использования перспективных украинских РН в проектах «Циклон-4», «Наземный старт», «Днепр-М»;

- провести космические исследования в области астрофизики, космической биологии и материаловедения, в частности в пределах международных проектов «СПЕКТР-Р», «Международная космическая станция», Exploration, Aurora;

- обеспечить Вооруженные Силы, другие военные формирования и правоохранительные органы современными космическими средствами и информацией.

Общая тенденция развития космической деятельности требует активного поиска Украиной своего места на космических рынках и в международном разделении труда. Украина объективно принадлежит к космическим державам мира не только по формальной характеристике космического потенциала, но и по доказанной возможности практически реализовывать современные космические про-

екты, примером которых являются уникальные международные проекты «Морской старт», EgyptSat-1.

На пути реализации таких сложных проектов неизбежны риски, которые могут существенно повлиять на время, затраченное на достижение поставленных целей и, следовательно, привести к увеличению сметной стоимости по достижению результатов проекта. Возникновение неблагоприятных для выполнения проекта событий обусловлено неполнотой исходной информации, особенно в случае новейших научных разработок и их вероятностным характером.

Принятие управленческих решений в подобных ситуациях всегда является непростой задачей в силу действия непрерывно меняющихся во времени многих как зависимых, так и независимых событий. Сложность решений задач в подобных условиях обусловлена совокупным влиянием большого числа различных факторов, действующих совместно и порождающих неопределенность.

При планировании работ проекта трудно предусмотреть заранее все возможные неблагоприятные события и разработать меры по снижению и парированию объективно имеющих место рисков. Поскольку известные количественные методы анализа рисков не всегда можно с успехом применять, то проектный менеджмент из методов управления рисками охотнее всего использует самострахование и страхование рисков, причем на основе качественного их анализа. Такая стратегия приводит к дополнительному росту издержек при выполнении проекта.

Обычно при реализации проектов в ситуации неопределенности менеджмент вынужден опираться на собственный практический опыт, часто лишенный возможности использовать надежные математические модели и методы, что приводит к неадекватной реакции на риск от предположений причинности.

Анализ существующих публикаций в области разработки надежных количественных методов оценки неопределенности ситуации при выполнении проектов и связанных с ней рисков позволяет утверждать, что для достижения поставленных целей сложных научно-технических проектов необходимо разработать метод оценки и регулярного мониторинга текущего состояния проекта с целью выявления рискованных ситуаций на этапе планирования или прогнозирования. Решение этой задачи позволит эффективно управлять финансовыми средствами и надежно планировать временные ресурсы.

Решение задачи

Рассмотрим модель реализации проекта. В простейшем случае предположим, что возможно шесть

состояний его реализации (рис. 1). Состояние «0» считаем исходным, например, проект на стадии его инициации либо отказ выполнения проекта. Состояние «1» означает первую фазу выполнения действий по проекту, состояние «2» – вторую, а фаза «3» означает успешное завершение намеченного плана.

Рассматриваемая модель предполагает возможность остановки действий по проекту вне намеченного плана с переходом в состояние 1', или 2' (доработка, замораживание и т.п.) или возвращение в исходное состояние.

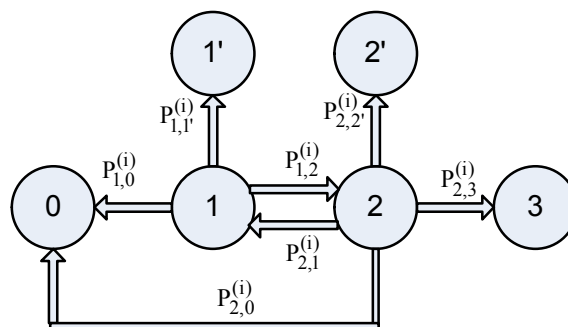


Рис. 2. Пример возможных состояний реализации проекта

Считаем известными следующие параметры:

- $P_{1,0}^{(i)}$ – вероятность срыва при условии, что проект находился в момент срыва в состоянии 1 и пребывал в этом состоянии ровно i раз;
- $P_{1,2}^{(i)}$ – вероятность перехода из состояния 1 в состояние 2 при условии, что проект находился в состоянии 1 ровно i раз;
- $P_{1,1'}^{(i)}$ – вероятность остановки выполнения действий по проекту при условии, что проект находился в состоянии 1' и пребывал в этом состоянии ровно i раз;
- $P_{2,0}^{(i)}$ – вероятность срыва при условии, что проект находился в момент срыва в состоянии 2 и пребывал в этом состоянии ровно i раз;
- $P_{2,3}^{(i)}$ – вероятность успешного завершения проекта при условии, что проект находился в состоянии 2 ровно i раз;
- $P_{2,2'}^{(i)}$ – вероятность выполнения действий по проекту при условии, что проект находился в состоянии 2' и пребывал в этом состоянии ровно i раз;
- $P_{2,1}^{(i)}$ – вероятность перехода из состояния 2 в состояние 1 при условии, что проект находился в состоянии 2 ровно i раз;
- N – ограничение на число возможных пребываний в состояниях 1 и 2 ($i = \overline{1, N}$).

Полагаем, что переходы из состояния 1 в состояние 2 не могут повторяться бесконечно.

Вероятности $\{P_{k,j}^{(i)}\}$ переходов могут быть определены непосредственными расчетами, исходя из статистических данных относительно средств реализации проектов (например, наработка на отказ применяемых машин-механизмов и т.п.).

Естественными являются следующие вопросы: какова вероятность достижения успеха? Какова вероятность полного срыва плановых заданий? Какова вероятность остановки выполнения действий по проекту вне намеченного плана в состоянии 1' и 2'?

Пусть P_1 – вероятность успешного выполнения задания, P_2 – вероятность полного срыва плановых заданий, P_3 – вероятность остановки выполнения действий по проекту в состоянии 1' и P_4 – вероятность остановки выполнения действий в состоянии 2'.

Используя стандартные методы теории вероятностей [2], получаем следующие формулы для вычисления величин P_1, P_2, P_3 и P_4 :

$$P_1 = \sum_{S=1}^N P_{1,2}^{(S)} \cdot P_{2,3}^{(S)} \cdot \prod_{K=1}^{S-1} P_{1,2}^{(K)} \cdot P_{2,1}^{(K)}, \quad (1)$$

$$P_2 = \sum_{S=1}^N \left(P_{1,0}^{(S)} + P_{1,2}^{(S)} \cdot P_{2,0}^{(S)} \right) \cdot \prod_{K=1}^{S-1} P_{1,2}^{(K)} \cdot P_{2,1}^{(K)} + \prod_{K=1}^N P_{1,2}^{(K)} \cdot P_{2,1}^{(K)} \cdot P_{1,0}^{(N+1)}; \quad (2)$$

$$P_3 = \sum_{S=1}^N \left(1 - P_{1,2}^{(S)} - P_{1,0}^{(S)} \right) \cdot \prod_{K=1}^{S-1} P_{1,2}^{(K)} \cdot P_{2,1}^{(K)} + \prod_{K=1}^N P_{1,2}^{(K)} \cdot P_{2,1}^{(K)} \cdot \left(1 - P_{1,0}^{(N+1)} \right); \quad (3)$$

$$P_4 = \sum_{S=1}^N P_{1,2}^{(S)} \cdot \left(1 - P_{2,0}^{(S)} - P_{2,3}^{(S)} - P_{2,1}^{(S)} \right) \times \prod_{K=1}^{S-1} P_{1,2}^{(K)} \cdot P_{2,1}^{(K)}. \quad (4)$$

В работе [3] предлагается использовать идентификатор алгебраической энтропии (ИАЭ), который может быть вычислен при наличии полученных значений вероятностей $P_1 \div P_4$. Так, например, если для одного проекта имеются две схемы (два пути) его реализации, обладающих неопределенностью, то проект с большим показателем ИАЭ будет выбран как более предпочтительный по сравнению с другими, поскольку это будет свидетельствовать о меньшей неопределенности благоприятного развития событий (работ) при выполнении проекта, т.е. меньшим объективно обладающим для данного случая риском.

Отметим, что при выполнении сложных научно-технических проектов может быть несколько схем их реализации и в этом случае ИАЭ позволит дать оценку выбора того или иного пути для лица, принимающего решение (ЛПР). Если схема реализации работ по проекту имеет ИАЭ, не превосходящий нуля, то использование этой схемы реализации проекта следует считать нецелесообразной, в связи с высоким уровнем рисков (см. рис.2 в [3]).

Пусть имеем две схемы реализации проекта, причем относительно первой известно, что:

$$\begin{aligned} N=1, \\ P_{1,0}^{(1)} = 0,05, P_{1,2}^{(1)} = 0,9, \\ P_{2,0}^{(1)} = 0,02, P_{2,1}^{(1)} = 0,08, \\ P_{2,3}^{(1)} = 0,8, P_{1,0}^{(2)} = 0,3. \end{aligned}$$

Используя формулы (1) – (4), получаем значения:

$$P_1 = 0,72; P_2 = 0,1184; P_3 = 0,0716 \text{ и } P_4 = 0,09.$$

Естественно, считаем позитивным исходом успешное завершение работ по проекту, а полный срыв, остановку в состояниях 1' или 2' – негативным исходом, рассчитываем ИАЭ:

$$\rho = 1 - \frac{H_m}{\ln m} = 1 + \frac{\sum_{i=1}^4 P_i \cdot \ln P_i}{\ln 4} = 0,354645.$$

Оценим уровень неопределенности второй схемы реализации проекта. Пусть:

$$\begin{aligned} N=1, \\ P_{1,0}^{(1)} = 0,01, P_{1,2}^{(1)} = 0,98, \\ P_{2,0}^{(1)} = 0,01, P_{2,1}^{(1)} = 0,01, \\ P_{2,3}^{(1)} = 0,9, P_{1,0}^{(2)} = 0,9. \end{aligned}$$

Тогда $P_1 = 0,882; P_2 = 0,02862, P_3 = 0,01098, P_4 = 0,0784$, что дает значение $\rho = 0,53804$.

Таким образом, вторую схему реализации работ по проекту следует считать более предпочтительной по сравнению с первой.

Уместно заметить, использование ИАЭ даёт возможность сравнения схем различной структуры и сложности (с большим числом связей и самих объектов) и дать оценку объективно имеющей место неопределенности, а, следовательно, и связанной с ней риском.

Выводы

Предлагаемый подход к оценке рисков сложных научно-технических проектов позволяет разрешить проблему количественной их оценки в ситуации неопределенности. Необходимо отметить, что изложенный в работе подход даёт надёжные

результаты при решении сложных задач, которые никогда не существуют изолировано и редко могут быть описаны односторонними казуальными отношениями.

Литература

1. Горбулин, В.П. Збереження статусу ракетно-космічного господарства – національне завдання України [Текст] / В.П. Горбулин, А.И. Шевцов //

Стратегические приоритеты. – 2008. – № 1 (6). – С. 144 – 152.

2. Гнеденко, Б.В. Курс Теории вероятностей [Текст] / Б.В. Гнеденко. – М.: Наука, 1988. – 447 с.

3. Красников, В.Н. Энтропийный анализ проектных рисков [Текст] / В.Н. Красников, В.А. Макаричев // *Радіоелектронні і комп'ютерні системи.* – 2009. – № 1 (35). – С. 100 – 104.

Поступила в редакцию 25.04.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф. зав. каф. «Информационные технологии проектирования ЛА» Е.А. Дружинин, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

УПРАВЛІННЯ РИЗИКАМИ СКЛАДНИХ ПРОЕКТІВ АВІАЦІЙНО-КОСМІЧНОЇ ГАЛУЗІ

В.М. Красніков, Є.В. Соколова, І.Б. Туркин

Запропоновано ентропійний підхід з метою виявлення ризикових ситуацій на етапі планування або прогнозування складних науково-технічних проектів, що враховує ймовірність переходу від одного стану проекту до подальшого. Викладений метод дозволяє ефективно управляти фінансовими коштами і надійно планувати часові ресурси при вирішенні складних завдань, які характеризуються складними взаємозв'язками і рідко можуть бути описані односторонніми причинно-наслідковими відносинами. Розглянуто приклад моделі реалізації проекту з кількома схемами реалізації, який ілюструє застосування ентропійного підходу, що дозволяє дати оцінку вибору того чи іншого шляху для особи, яка приймає рішення.

Ключові слова: проект, управління ризиками, вірогідність, ентропія, прогнозування, планування ресурсів, прийняття рішення, оцінка невизначеності.

RISK MANAGEMENT OF COMPLEX PROJECTS AEROSPACE INDUSTRY

V.N. Krasnikov, E.V. Sokolova, I.B. Turkin

Proposed entropy approach to identifying risk situations in the planning stage or predict the complex scientific and technical projects, taking into account the probability of transition from one state of the project to the next. The method allows to efficiently manage financial resources to plan and secure temporary resources to solve complex problems, which are characterized by complex relationships and rarely can be described by one-way causal relationship. An example of a model project with the implementation of several schemes, which illustrates the application of the entropy approach, which allows to evaluate the choice of a path for the decision maker.

Key words: project management, risk, probability, entropy, forecasting, planning of resources, decision making, evaluation of uncertainty.

Красников Владимир Николаевич – канд. техн. наук, доцент, доцент каф. менеджмента, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

Соколова Евгения Витальевна – канд. техн. наук, доцент каф. инженерии программного обеспечения, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

Туркин Игорь Борисович – д-р техн. наук, проф., зав. каф. инженерии программного обеспечения, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.