

УДК 621.73.043.011

А.И. ДОЛМАТОВ¹, М.Н. БАГМЕТ¹, С.Е. МАРКОВИЧ¹, И.А. ЖДАНОВ²¹Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина²Научно-производственная корпорация «ФЭД», Харьков

ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ И КОНСТРУКТИВНЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ В ПРОЦЕССАХ ГИБКИ ТРУБ

В статье определены ограничения при использовании процесса гибки, такие как утонение и утолщение стенок, овальность сечения и высота складок, гофрообразование, которые появляются на сжатой стороне при гибке труб. Рассмотрено влияние относительной толщины заготовки на утонение и утолщение стенок труб, определен минимальный радиус изгиба трубы по заданному допуску на овальность. Приведена аналитическая модель для сечения изогнутой трубы и исследовано влияние радиуса штампа, радиуса трубы и толщины трубы на процесс образования гофров при гибке труб. Разработанные элементы системы прогнозирования характеристик качества позволяют перейти к созданию эффективного инструмента для инженеров-технологов цехового уровня и департаментов главных специалистов предприятий.

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

Введение

Минимально допустимые радиусы изгиба труб зависят от механических свойств металла, от величины допустимого утонения стенок, от угла изгиба, а также от допустимой величины волн на вогнутой стороне и допустимой овальности, что находится в зависимости от тех мер, которые принимаются для предотвращения потери устойчивости стенки и развития овальности. Изделия различного назначения имеют ограничения по различным параметрам; например, на изогнутых трубопроводах, работающих в условиях вибрационных нагрузок, не допускается волнистость, так как это влечет к концентрации напряжений. На трубопроводах высокого давления, работающих в статических условиях, опаснее чрезмерное утонение; во многих случаях на трубах необходимо после гибки сохранить площадь внутреннего отверстия, чтобы не уменьшать проходное сечение, и тогда необходим строгий допуск на овальность.

Для трубопроводов, работающих при высоких температурах, весьма нежелательна разностенность. Однако во всех случаях перечисленные требования предъявляются совокупно, и по всем параметрам ставятся довольно жесткие допуски, выполнение которых находится в прямой зависимости от величины радиуса и от освоения операции гибки; иногда поставленный на чертеже без особого обоснования малый размер радиуса вызывает очень большие затруднения на производстве по внедрению новых изделий и влечет за собой массовый брак.

В результате изгиба развивается осевое сжимающее напряжение в сечении трубы вблизи изгибного штампа. Таким образом, могут появиться местные гофры. Гофрообразование – это явление неустойчивого сжатия. Однако проблеме гофрообразования при изгибе труб не уделялось большого внимания. Текущая производственная практика является достаточной, чтобы в целом формировать технологические процессы, реализация которых не приведет к образованию гофров. Однако отсутствие единых технологических рекомендаций и эффективных инструментов прогнозирования характеристик качества трубопроводов после гибки приводит к тому, что внедрение новых объектов производства и оптимизация существующих технологий требует проведения ряда экспериментальных исследований и МКЭ моделирования, что приводит к дополнительным расходам ресурсов и рабочего времени, а самое главное, не гарантирует нахождения оптимального решения. Это подчеркивает актуальность разработки методик априорной оценки и оптимизации процессов гибки для различных условий нагружения.

1. Постановка задачи и цель исследования

Основной целью исследования является разработка элементов комплексной системы прогнозирования характеристик качества трубопроводных систем и оптимизации технологических процессов гибки.

Достижение данной цели требует решения ряда задач. Так на первом этапе планируется разработка

методики прогнозирования величин деформации поперечного сечения, изменения толщины стенок и оценки вероятности гофрообразования для условий гибки без наполнителей и дополнительных нагружений. Разработка данного модуля является первым шагом в создании комплексной системы прогнозирования характеристик качества трубопроводных систем и оптимизации технологических процессов гибки в условиях действия различных факторов, в том числе – комбинированного дополнительного нагружения.

2. Утонение и утолщение стенок

Утонение стенок трубы происходит на выпуклой стороне изделия вследствие значительных тангенциальных деформаций. Если принять, что диаметр трубы не изменяется и выполняется гипотеза плоских сечений, то тангенциальная деформация на крайнем наружном и крайнем внутреннем волокнах стенки заготовки будет соответственно равна

$$\delta_n = \frac{d_n}{2\rho}; \quad \delta_b = \frac{d_b}{2\rho}. \quad (1)$$

Разность между этими деформациями будет равна:

$$\frac{d_n - d_b}{2\rho} = \frac{S}{2\rho} = \frac{\bar{S}}{\bar{\rho}},$$

где $\bar{S}$ и $\bar{\rho}$ – относительная толщина стенки и относительный радиус изгиба трубы (отнесенные к диаметру). При относительных толщинах стенки $\bar{S}=10\%$ и $\bar{\rho}=5$ разность деформаций не превышает 1%, что составляет 10% от общей деформации, определяемой уравнениями (1); при больших радиусах разность деформаций будет еще меньше. Поэтому тангенциальную деформацию по толщине стенки можно принять равномерной и равной

$$\delta = \frac{d_{cp}}{2\rho} = \frac{d_n - S_0}{2\rho}. \quad (2)$$

При условии, что диаметр заготовки не изменяется, тангенциальная деформация из условия постоянства объема будет равна деформации в направлении толщины, которая, в свою очередь, может быть выражена уравнением

$$\delta = \frac{S_0 - S_{min}}{S_0}. \quad (3)$$

Из равенства (2) и (3) минимальная толщина стенки после деформации будет равна

$$S_{min} = S_0 \left(1 - \frac{1 - S_0}{2\rho} \right) \quad (4)$$

или в относительных величинах

$$S_{min} = S_0 \left(1 - \frac{1 - \bar{S}_0}{2\bar{\rho}} \right). \quad (5)$$

Из тех же предпосылок максимальная толщина стенки в сжатой зоне при условии отсутствия потери устойчивости определяется из уравнения

$$S_{min} = S_0 \left(1 + \frac{1 - \bar{S}_0}{2\bar{\rho}} \right). \quad (6)$$

Из уравнения (5) может быть определен минимальный относительный радиус изгиба при условии, если назначена минимально допустимая толщина стенки трубы:

$$\bar{\rho}_{min} = \frac{1 - \bar{S}_0}{2 \left(1 - \frac{S_{min}}{S_0} \right)}. \quad (7)$$

Так, если допускаемое утонение должно составлять 10%, то при относительной толщине 5% минимальный относительный радиус будет равен

$\bar{\rho}_{min} = 4,5$; если утонение допускается 20%, то

$\bar{\rho}_{min} = 2,5$.

На рис. 1 показана зависимость изменения толщин стенок изделий от относительного радиуса и исходной толщины стенки заготовки. Из этого графика можно определить допустимые радиусы изгиба в зависимости от утонения стенок или от перепада толщин; из графика также видно, что относительная толщина заготовки сравнительно мало влияет на утонение и утолщение стенок.

3. Овальность сечения

Овальность трубы, которая образуется при гибке, уменьшает площадь проходного сечения и момент инерции относительно нейтральной оси. Допуски на овальность для трубопроводов различного назначения лежат в пределах от +2% до +8% диаметра.

Овальность развивается не только в тех местах, где к заготовке прикладывается сосредоточенная сила, которая стремится смять трубу, но и в тех случаях, когда изгиб производится чистым моментом, т.е. когда изгибающий момент по длине заготовки постоянен и она принимает одинаковую кривизну на всех участках.

Образование овальности происходит в силу специфики механизма деформирования, будь то чистый изгиб или изгиб поперечной силой.

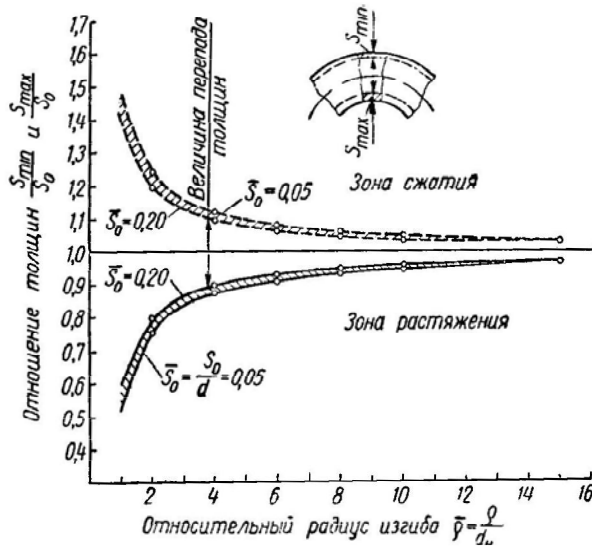


Рис. 1. Зависимость толщины стенки от радиуса изгиба трубы

На рис. 2 показан элемент трубы в промежуточной стадии ее изгиба. Напряжения растяжения и сжатия, неравномерные по высоте сечения, заменены соответственно силами N и Q и изгибающим моментом M .

Проекции сил N и Q на ось дают составляющие, направленные навстречу друг другу (их сумма равна нулю) перпендикулярно оси заготовки.

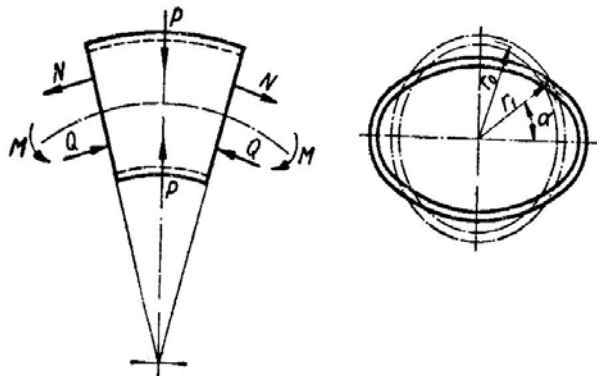


Рис. 2. Схема действия поперечных сил в процессе гибки

Эти поперечные силы P производят вредную деформацию, в результате чего сечение трубы сплющивается, превращаясь из круглого в овальное. В общем случае деформация сечения будет тем больше, чем больше силы N и Q , которые, в свою очередь, могут увеличиваться с увеличением кривизны изгибаемой заготовки. Из практики известно, что чем меньше относительный радиус изгиба, тем большую овальность приобретает заготовка.

Силы N и Q образуют изгибающие моменты, которые направлены на уменьшение кривизны сече-

ния трубы на участках, наиболее удаленных от нейтрального слоя.

Форму сечения трубы после гибки можно описать уравнением:

$$r_1 = r_n + C \cdot \cos 2\varphi, \quad (8)$$

где r_n — начальный наружный радиус трубы;

$C \cdot \cos 2\varphi$ — величина радиального перемещения срединной поверхности трубы от начального положения.

Перемещение при $\varphi = \frac{\pi}{4}$ меняет знак и, следовательно, в плоскости изгиба диаметр трубы уменьшается.

Из рассмотрения работы внутренних сил Ю.Н. Алексеев определил значение C :

$$C = \frac{\left(1 + \frac{\sqrt{3}\sigma_s}{\Pi}\right) r_{cp}}{1 + 1,5 \frac{S^2 \rho^2}{r_{cp}^4}}. \quad (9)$$

С учетом уравнения (9) минимальный радиус сечения трубы будет равен (при $\varphi = \frac{\pi}{2}$)

$$r_{min} = r_n - \frac{\left(1 + \frac{\sqrt{3}\sigma_s}{\Pi}\right) r_{cp}}{1 + 1,5 \frac{S^2 \rho^2}{r_{cp}^4}}$$

и максимальный (при $\varphi = 0$)

$$r_{max} = r_n + \frac{\left(1 + \frac{\sqrt{3}\sigma_s}{\Pi}\right) r_{cp}}{1 + 1,5 \frac{S^2 \rho^2}{r_{cp}^4}}$$

или, выражая вес через диаметры и относительные величины, наименьший (d_{min}) и наибольший (d_{max}) размеры осей овального сечения трубы после изгиба определяются уравнениями

$$d_{min} = d_n - \left(1 + \frac{\sqrt{3}\sigma_s}{\Pi}\right) \frac{d_n - S}{1 + 24 S^2 \rho^2}, \quad (10)$$

$$d_{max} = d_n + \left(1 + \frac{\sqrt{3}\sigma_s}{\Pi}\right) \frac{d_n - S}{1 + 24 S^2 \rho^2}. \quad (11)$$

Анализ уравнений (10) и (11) показывает, что для данного материала и определенных размеров заготовки овальность увеличивается с уменьшением относительного радиуса.

Исходя из уравнения (9), можно определить минимальный радиус изгиба по заданному допуску на овальность, которая может быть охарактеризована разностью d_n и d_{min} ; минимальный относительный радиус будет равен

$$\rho_{min} = \sqrt{\left[\frac{d_{cp} \left(1 + \frac{\sqrt{3}\sigma_s}{\Pi} \right)}{d_n - d_{min}} - 1 \right] \frac{1}{24S}}. \quad (12)$$

В тех случаях, когда овальность при изгибе по данному радиусу выходит за пределы допуска, гибку производят с наполнителем, который заполняет внутреннюю полость заготовки и сообщает дополнительную жесткость сечению. В качестве наполнителя чаще всего применяется сухой мелкий песок, реже – жидкость, канифоль или легкоплавкие металлы и сплавы.

В специальных приспособлениях и на станках гибку часто производят со стальной оправкой (дорном) или гибкой оправкой, вставленной во внутрь трубы. Если овальность лишь незначительно превышает допустимую, то гибка может производиться без наполнителя, а затем овальность устраняется калибровкой стальными шариками; диаметр последнего, калибрующего шарика должен быть равен внутреннему диаметру изделия. Шарик могут проталкиваться или протаскиваться через внутреннюю полость трубы в штампе или в специальном приспособлении. Наполнитель или калибровка шариками уменьшают или полностью предотвращают также гофры или волны, возникающие на вогнутой стороне трубы от потери устойчивости стенки.

4. Гофрообразование при гибке труб

Аналитическую модель для сечения изогнутой трубы между зажимным устройством и приспособлением давления или оправки (как показано на рис. 4) можно рассматривать как проблему чистого изгиба [1].

Для простоты, изменение толщины игнорируется, т.е. выход деформации плоскости $\varepsilon_z = 0$.

Таким образом, для больших деформаций изогнутой трубы, у нас есть деформация ε_α в направлении изгиба и окружная деформация ε_θ как

$$\varepsilon_\theta = -\varepsilon_\alpha = \ln(R/R_d) \quad (13)$$

Материал характеризуется как упруго-пластический материал, следующий закону упрочнения Войса $\bar{\sigma} = A - B \exp(-C\bar{\varepsilon})$. Критерий текучести Хилла используется для описания нормального анизотропного поведения материала и анизотропного пара-

метра R , определяемого как отношение пластической деформации в направлении ширины к пластической деформации через толщину в одноосном растяжении [2].

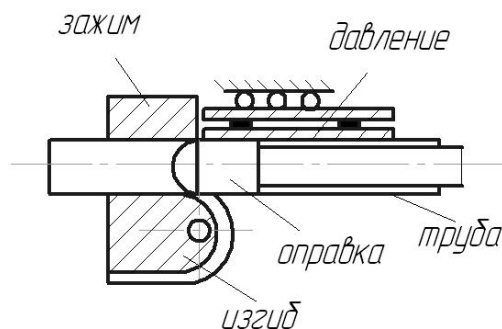


Рис. 3. Роторный изгиб с держателем (Стелсон, 1995)

Таким образом, распределение напряжений может быть получено как:

$$\sigma_\theta = \sqrt{\frac{1+R}{2}} \left(A - B \exp \left(-C \sqrt{\frac{2(1+R)}{1+2R}} \left| \ln(R/R_d) \right| \right) \right). \quad (14)$$

Из уравнения (13), видно, что спектр θ в эффективной области сжатия находится между $(0, \pi)$. Выбирая $\alpha_1 = 0$, мы имеем $\alpha_2 = \Delta\alpha$, который является углом изгиба. Кроме того, число волн m в окружном направлении принимается равным 1. Используя эти упрощения, мы получаем функционал энергии

$$F = \Delta U - \Delta T = I_{n4} n^4 + \left(I_{n2} + \frac{12}{t^2} I_{n0} \right) n^2 + \left(I_{n0} + \frac{12}{t^2} I_{n9} \right) = 0, \quad (15)$$

где

$$I_\theta = \int_0^\pi \frac{6R'\Delta\alpha}{r} \sin^2 2\theta \sigma_\theta d\theta, \quad (16, a)$$

$$I_\alpha = \int_0^\pi \frac{2\pi^2 r}{\Delta\alpha R'} (1 - \cos 2\theta)^2 \sigma_\alpha d\theta \quad (16, б)$$

$$I_{n4} = \int_0^\pi \left(\frac{8\pi^4 r}{R'^3 \Delta\alpha^3} (1 - \cos 2\theta)^2 \right) \bar{L}_{3333} d\theta, \quad (16, в)$$

$$I_{n2} = \int_0^\pi \left(\begin{aligned} & \left(-\frac{8\pi^2 \cos \theta}{R' r \Delta\alpha} (1 - \cos 2\theta) \sin 2\theta \cos \theta \right) \bar{L}_{3333} + \\ & + \left(\frac{16\pi^2}{r R' \Delta\alpha} \cos 2\theta (1 - \cos 2\theta) \right) \bar{L}_{2233} + \\ & + \frac{8\pi^2 r}{R' \Delta\alpha} \left(\frac{2}{r} \sin 2\theta + \frac{\cos \theta}{R'} (1 - \cos 2\theta) \right) \bar{L}_{2323} \end{aligned} \right) d\theta;$$

$$I_{n0} = \int_0^\pi \left[\left(\frac{24R'\Delta\alpha}{r^3} \cos^2 2\theta + \frac{18R'\Delta\alpha}{t^2 r} (1 - \cos 2\theta)^2 \right) \bar{L}_{2222} + \left(\frac{6R'\Delta\alpha \sin^2 2\theta \cos^2 \theta}{r^3} + \frac{18r\Delta\alpha (1 - \cos 2\theta)^2}{t^2 R'} \right) \bar{L}_{3333} + \left(\frac{12R'\Delta\alpha \cos \theta \sin 4\theta}{r^3} + \frac{18\Delta\alpha}{t^2} (1 - \cos 2\theta)^2 \right) \bar{L}_{2233} \right] d\theta.$$

Функция энергии в уравнении (15) является функцией радиуса штампа R_d , волновое число n , также как свойств материала, толщины и геометрических параметров, таких как местная кривизна. Критическое состояние на начало гофрообразования означает, что функция равенства энергии в формуле (15) имеет нетривиальное решение для волнового числа n , которое равно:

$$\Delta = \left(I_{n2} + \frac{12}{t^2} I_{\alpha} \right)^2 - 4I_{n4} \left(I_{n0} + \frac{12}{t^2} I_9 \right) \geq 0. \quad (17)$$

Уравнение (17) свыше $\Delta = 0$ дает минимальный радиус штампа R_{dcr} , выше которого складки во вре-

мя гибки труб не будут образовываться. Соответствующее число волн рассчитывается как критическое число волн:

$$n_{cr} = \sqrt{\left(I_{n2} + \frac{12}{t^2} I_{\alpha} \right) / 2I_{n4}}. \quad (18)$$

Критический радиус штампа во многом зависит от радиуса трубы и толщины, как показано на рис. 5. Минимальный радиус штампа увеличивается с увеличением радиуса трубы и уменьшением толщины трубы, как показано на рис. 5.

Понимание этих взаимоотношений будет полезным для предотвращения гофрообразования во время процессов гибки труб. Материал, используемый на рис. 5, AL5032-T4 с $R=0,92$ мм, и $A=418,66$ МПа, $B=293,6$ МПа и $C=7,112$ в законе Войса. Складки не наблюдались в изгибе труб с толщиной трубы 0,73 мм и радиусом трубы $r=4,4$ мм. Радиус штампа, который они использовали 28,7 мм. В нашем приближении, для такого случая, минимальный радиус штампа без складок должен быть приблизительно 14,1 мм, который проверяет их экспериментальное обнаружение [1].

Также обнаружено, что критическая длина волны почти независима от радиуса штампа, однако она в значительной степени зависит от толщины, как показано на рис. 6, где радиус трубы составляет 4,4 мм [3].

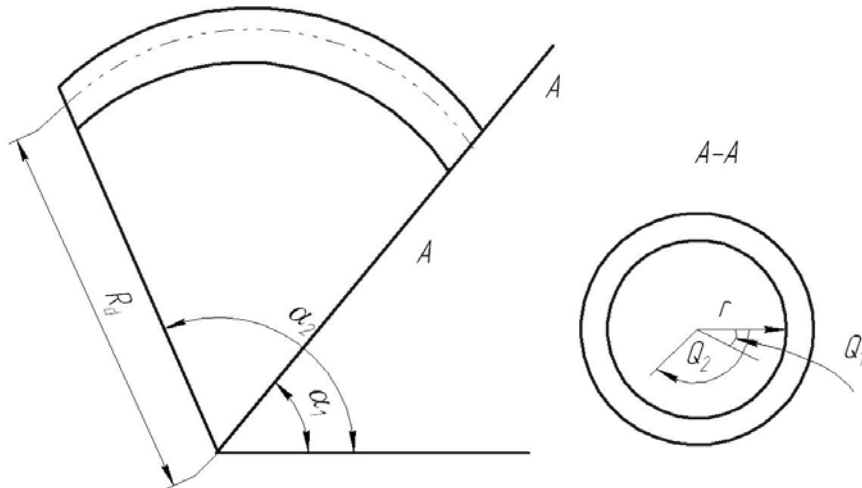


Рис. 4. Профиль минимального радиуса штампа

Заключение

Представленный модуль позволяет производить комплексную оценку характеристик качества трубопроводных систем после гибки, в частности, прогнозирования величин деформации поперечного сечения, изменения толщины стенок и оценки вероятности гофрообразования для условий гибки без наполнителей и дополнительных нагружений.

Проведенный анализ позволяет реализовать первый этап создания методики априорного прогнозирования характеристик качества трубопроводов и позволяет перейти к созданию эффективного инструмента для инженеров-технологов и конструкторов как цехового, так и заводского уровня для оценки правильности принятия решений и оптимизации технологических процессов гибки.

Литература

1. Cao, J. *An Analytical Model for Plate Wrinkling under Tri-axial Loading and Its Application [Text]* / J. Cao, X. Wang // *Int. J. Mech. Sci.* – 1999. – Vol. 42, No. 3. – P. 617 – 633.
2. Wang, C.T. *Wrinkling Criterion for an Anisotropic Shell with Compound Curvatures in Sheet Forming [Text]* / C.T. Wang, G. Kinzel, T. Altan // *Int. J. Mech. Sci.* – 1994. – Vol. 36 (10). – P. 945-960.
3. Stelson, K.A. *Tolerance Analysis of Three-dimensional Tube Bending: Worst Case and Statistical Methods [Text]* / K.A. Stelson, H. Lou // *Transactions of NAMRI, SME.* – 1995. – Vol. XXIII. – P. 293 – 298.

Поступила в редакцию 23.11.2011

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

ТЕХНОЛОГІЧНІ ТА КОНСТРУКТИВНІ ОБМЕЖЕННЯ В ПРОЦЕСАХ ГІБКИ ТРУБ

А.І. Долматов, М.М. Багмет, С.Є. Маркович, І.О. Жданов

У статті визначено обмеження при використанні процесу гнучкості, такі як утончення і стовщення стінок, овальність перетину та висота складок, гофрування, що з'являються на стиснутій стороні при гнучкості труб. Розглянуто вплив відносної товщини заготовки на утончення і стовщення стінок труб, визначений мінімальний радіус вигину труби по заданому допуску на овальність. Приведено аналітичну модель для перетину вигнутої труби і досліджений вплив радіуса штампа, радіуса труби і товщини труби на процес утворення гофрів при гнучкості труб. Розроблені елементи системи прогнозування характеристик якості дозволяють перейти до створення ефективного інструмента для інженерів-технологів цехового рівня й департаментів головних фахівців підприємств.

Ключові слова: гнучка, утончення і стовщення стінок, овальність перетину, висота стінок, гофрування, мінімальний радіус вигину.

DESIGN AND TECHNOLOGICAL LIMITATIONS AT TUBE BENDING PROCESSES

A.I. Dolmatov, M.N. Bagmet, S.E. Markovich, I.A. Gdanov

In papers limitations at bending process use are defined, such as decrease of width of a walls and swelling of walls, ovality of cross-section and altitude of folds, wrinkling which appear on the constricted part at the tube bending. Influence of relative width of a blank on decrease of width of a walls is observed and a swelling of walls of tubes, the minimum radius of a bending of a pipe on an established tolerance on ovality is defined. The analytical model for cross-section of the bent pipe is resulted and influence of radius of the press tool, radius of a tube and width of a tube on process of formation of wrinkles is examined at tube bending.

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.

Долматов Анатолий Иванович – д-р техн. наук, проф., заведующий кафедрой технологии производства двигателей летательных аппаратов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Багмет Мария Николаевна – канд. техн. наук, доц., доцент кафедры технологии производства двигателей летательных аппаратов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Маркович Сергей Евгеньевич – канд. техн. наук, доц., доцент кафедры технологии производства двигателей летательных аппаратов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Жданов Игорь Александрович – заместитель директора по коммерции, сбыту и ВЭД Научно-производственной корпорации «ФЭД», Харьков, Украина.

УДК 621.7.044

А.П. МЕЛЬНИЧУК

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

ПОВЫШЕНИЕ ТОЧНОСТИ ТОНКОСТЕННЫХ ДЕТАЛЕЙ ТРУБОПРОВОДОВ ВОЗДУШНЫХ СИСТЕМ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ, ИЗГОТАВЛИВАЕМЫХ ГИДРОДИНАМИЧЕСКОЙ ШТАМПОВКОЙ

Рассмотрен вопрос повышения точности изготовления тонкостенных деталей трубопроводов летательных аппаратов при гидродинамической штамповке. Определены характерные дефекты элементов трубопроводов, изготавливаемых гидроударными методами штамповки. Большая часть дефектов является следствием нарушения режимов технологических операций или наличия дефектов в заготовках. Наиболее трудноисправимыми являются дефекты, обусловленные пружинением материала заготовки. Рассмотрен метод обеспечения требуемой точности детали за счет изменения скорости соударения заготовки с поверхностью матрицы. Характеристикой, определяющей отклонение размеров детали после прекращения действия нагрузки, является пружинение материала. При достижении оптимальной скорости соударения величина пружинения минимизируется за счет пластической деформации заготовки при ударе о матрицу.

Ключевые слова: гидродинамическая штамповка, тонкостенный трубопровод, заготовка, матрица, скорость соударения, деформация, пружинение.

Введение

Конструкции трубопроводов воздушных систем летательных аппаратов изготавливаются преимущественно из титановых сплавов или коррозионно-стойких сталей.

Трубопроводы этих систем являются тонкостенными и изготавливаются методом сборки-сварки из набора унифицированных (прямолинейных и криволинейных) элементов и приварной арматуры (наконечников, переходников, вставок и т.д.) [1].

Одним из наиболее эффективных способов изготовления высокоточной приварной арматуры трубопроводов является гидродинамическая штамповка (ГДШ).

Формообразованием тонкостенных осесимметричных деталей энергией гидродинамического воздействия является процесс, при котором деформирование заготовок происходит под воздействием высокого давления гидродинамического нагружения, образующегося в жидкости при ударе о ее поверхность движущимся с большой скоростью снарядом (поршнем) [2].

Кратковременность процесса соответствует такому режиму скоростного деформирования, при котором пластические характеристики штампуемых материалов несколько повышаются по сравнению со статическими показателями. В ряде случаев положительную роль играют инерционные силы материала заготовки и режим гидродинамического

трения. В результате обуславливается возможность холодной обработки изделий из трудно-деформируемых и высокопрочных сплавов, а отштампованные детали имеют высокую точность и чистоту поверхности.

Основные дефекты тонкостенных деталей трубопроводов при ГДШ

Одной из основных причин, осложняющих интенсивное развитие в области ГДШ, является малая изученность динамических процессов, происходящих в энерготехнологических узлах установок гидроударного типа, отсутствие достаточно полных методик расчета параметров процессов и прочностных показателей штамповой оснастки. Это приводит к появлению дефектов при штамповке деталей.

Каждый из видов дефектов, характеризуется свойственными ему особенностями и причинами, вызвавшими его появление. В табл. 1 приведены наиболее распространенные дефекты тонкостенных осесимметричных деталей трубопроводов, изготавливаемых методами гидроударной штамповки, и перечислены основные причины, вызывающие их появление.

Такие дефекты, как образование гофров, складок, вмятин на поверхности деталей, недоштамповка элементов рельефа, разрушения в окружном и меридиональном направлениях, являются следствием нарушения режимов технологических операций или наличия дефектов в заготовках.

Таблица 1

Характерные дефекты в тонкостенных элементах трубопроводов воздушных систем ЛА при ГДШ

№	Вид дефекта	Возможные причины образования дефекта
1	Гофры, складки, вмятины	– попадание передающей жидкости в полость между матрицей и деталью; – воздушные пробки; – волновые процессы в передающей жидкости
2	Недоштамповка	– малая пластичность материала заготовки; – пружинение материала заготовки; – образование воздушных пробок; – попадание передающей жидкости между матрицей и деталью
3	Окружные и меридиональные разрывы	– не выполнена термообработка; – штамповка за один переход деталей с большой степенью вытяжки; – неправильное расположение волокон материала; – наличие концентраторов на заготовке (риски, царапины, вмятины, попадание посторонних частиц между заготовкой и матрицей); – при разрыве по шву – не выполнено упрочнение (усадка, проковка) сварного шва; – при разрыве в районе шва – не выполнена термообработка
4	Эллипсовидность	– эллипсность заготовки на этапе поставки; – разнотолщинность стенки заготовки по периметру; – неправильный выбор направления волокон в сварной заготовке; – раскрытие матрицы; – пружинение материала заготовки
5	Превышение размера отштампованной детали размеров матрицы	– недостаточная жесткость штамповой оснастки; – превышение допустимого значения внешней нагрузки; – неправильный зажим штампового блока; – пружинение материала заготовки
6	Отпечаток или разрыв по линии стыка полуматриц	– превышение допустимого значения внешней нагрузки; – недостаточная жесткость штамповой оснастки; – деформации силовых элементов оборудования; – неправильное зажатие штампового блока

Наиболее трудноисправимыми являются дефекты, обусловленные пружинением материала заготовки. Преодоление пружинения в деталях на производстве достигается путем увеличения формирующего импульса давления в гидравлической камере гидроударного оборудования. Однако, это зачастую приводит к образованию отпечатка стыка полуматриц на поверхности детали.

Повышения точности тонкостенных деталей трубопроводов при ГДШ

Процесс деформирования заготовки при импульсном нагружении можно разбить на три основных этапа [2]:

- ускоренное движение заготовки под действием импульса давления в передающей среде.
- свободное деформирование заготовки за счет приобретенной на первом этапе кинетической энергии.
- соударение заготовки с поверхностью матрицы и пружинение.

Заключительный, третий этап деформирования заготовки является калибровочным.

Операция калибровки, как правило, выполняется на той же оснастке и оборудовании, что и формовка. Отклонение профиля детали от профиля матрицы для классических схем импульсной калибровки является прямым следствием процесса упругой разгрузки (пружинения) материала заготовки. Это нежелательное явление в большей степени характерно для труднодеформируемых металлов и сплавов. Процесс упругой разгрузки материала заготовки описывается обобщенным законом Гука, из которого следует, что определяющими в данном процессе являются механические свойства материала заготовки, а также его напряженное состояние. Поэтому достижение заданной точности детали возможно либо посредством изменения схемы напряженного состояния материала детали, либо путем корректировки профиля матрицы.

Существует несколько способов интенсификации калибровочных процессов импульсной металлообработки, основанные на управлении напряженным состоянием материала трубчатой заготовки:

1. *Принудительная подача материала торцов заготовки* в зону деформирования. Этот способ наиболее эффективен при предельных значениях величины вытяжки материала заготовки. Недостатком данного приема является образование в деталях дефектов, вызванных влиянием инерционных сил торцевых частей заготовки – гофры, козырьки, складки. Кроме того сложным является процесс синхронизация торцевого воздействия и калибрующего импульса давления в гидравлической камере.

2. *Применения отражателей (центральных тел)* в процессах импульсной калибровки трубчатых деталей. Этот способ открывает хорошую возможность управления энергосиловыми потоками передающей жидкости в формирующих камерах. Наиболее эффективно использование центральных тел при получении деталей со сложным рельефом, малыми переходными радиусами, большой локальной вытяжкой. Применение данного способа требует проведения дополнительных расчетов при конструировании штамповой оснастки, что связано с необходимостью точного построения профиля центрального тела для создания максимального эффекта отражения.

3. *Гидродинамическая мультипликация давления*, основанная на уменьшении объема формирующей жидкости, сжимаемой до высоких давлений. Осуществляется этот процесс посредством дифференциального поршня, расположенного в гидравлической камере. Вследствие разности площадей поршня, величина давления в формирующей камере значительно превосходит давление в нагружающей камере. Область применения этого метода ограничивается габаритами калибруемых деталей, поскольку увеличение объема камеры высокого давления требует значительного увеличения объема камеры низкого давления, что в значительной мере увеличивает металлоемкость оснастки.

Однако ни в одном из описанных способов интенсификации не учитывается упругопластическая разгрузка предварительно напряженной заготовки.

В работе [3] реализован метод, где требуемая точность детали обеспечивается подбором оптимальной скорости соударения заготовки с рабочей поверхностью матрицы. Характеристикой, определяющей отклонение размеров детали после прекращения действия нагрузки, является пружинение материала. В данном случае величина пружинения сводится практически к нулю за счет пластической деформации заготовки при ударе о матрицу.

Скорость соударения заготовки с поверхностью матрицы в этом случае рассчитывается по формуле

$$v_p = 2,1 \frac{a_b \varepsilon_s}{k_c}, \quad (1)$$

где a_b – скорость волн упругой деформации в материале заготовки;

ε_s – величина упругой деформации заготовки;

k_c – коэффициент, учитывающий акустическое сопротивление заготовки и матрицы (табл. 2).

Таблица 2

Значения коэффициента k_c для различных материалов заготовки

Материал матрицы	Материал заготовки	k_c
Инструментальная сталь	Сталь	0,50
	Титановый сплав	0,63
	Алюминиевый сплав	0,74

Однако в формуле (1) не учтена упругая деформация матрицы, способствующая дополнительному перемещению заготовки с разгрузкой из растянутого положения. Расчет упругой деформации матрицы производится по формуле [4]

$$\varepsilon_m = \frac{J}{\rho_m \omega r_b^2 \ln \frac{r_h}{r_b}}, \quad (2)$$

где J – импульс давления;

ρ_m – плотность материала матрицы;

ω – частота собственных колебаний матрицы;

r_h, r_b – наружный и внутренний радиусы матрицы соответственно.

Величина частоты собственных колебаний матрицы определяется выражением

$$\omega = \sqrt{\frac{2G}{\rho_m} \cdot \frac{r_h^2 - r_b^2}{r_h^2 \ln \frac{r_h}{r_b}}}, \quad (3)$$

где G – модуль упругости второго рода материала матрицы.

Тогда при любой скорости соударения $v_c < v_p$ отклонение наружного диаметра детали от номинального диаметра матрицы определяется выражением [5]

$$\Delta D = 2r_b \left(-\varepsilon_s + k_c \rho \delta v_c^2 + \varepsilon_m \right), \quad (4)$$

где v_c – текущая скорость соударения заготовки и матрицы;

δ, ρ – толщина и плотность материала заготовки;

$$k_c = \frac{\varepsilon_s}{\rho \delta v_p^2}, \quad (5)$$

где v_p – расчетная по формуле (1) скорость соударения заготовки и матрицы;

Решая (4) относительно v_c определяется минимальная скорость соударения, при которой величина пружинения будет в пределах поля допуска

$$v_c = \sqrt{\frac{1}{k_{ср} \delta} \left(\frac{\Delta D}{2r_B} + \varepsilon_s - \varepsilon_m \right)}. \quad (6)$$

На рис. 1 представлены экспериментальная и теоретическая зависимости величины пружинения заготовки из алюминиевого сплава АК4-1 от скорости ее соударения с матрицей [3], где видно, что предельная величина скорости соударения, обеспечивающая требуемую точность детали, находится в диапазоне 170...210 м/с.

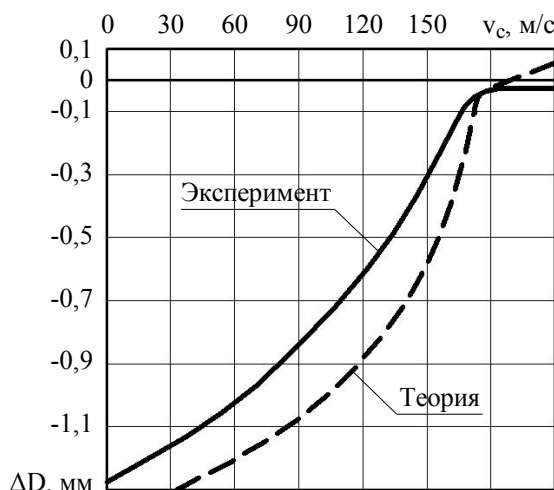


Рис. 1. Зависимость величины пружинения заготовки из алюминиевого сплава АК4-1 от скорости соударения с матрицей

Однако следует заметить, что при превышении скорости соударения свыше определенной предельной величины происходит “пластическое сращивание” заготовки с металлической матрицей. Поэтому

максимальная скорость подхода заготовки к поверхности матрицы не должна превышать $v_{пр}$. В работе [6] представлены экспериментально полученные значения предельных скоростей соударения заготовок из различных материалов со стальной матрицей (табл. 3).

Таблица 3

Значения предельной скорости соударения $v_{пр}$ для различных материалов заготовки

Материал матрицы	Материал заготовки	$v_{пр}$, м/с
Инструментальная сталь	Сталь	250
	Титановый сплав	320...350
	Алюминиевый сплав	200

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

Собственно процесс контакта заготовки с поверхностью матрицы, в свою очередь также можно разделить на три основных этапа (рис. 2):

- ускоренное движение заготовки под действием импульсного давления;
- пластический удар заготовки о поверхность матрицы;
- упругое восстановление (пружинение) детали.

Для удобства определения некоторых технологических параметров процессов ГДШ в работе [4] введены коэффициенты:

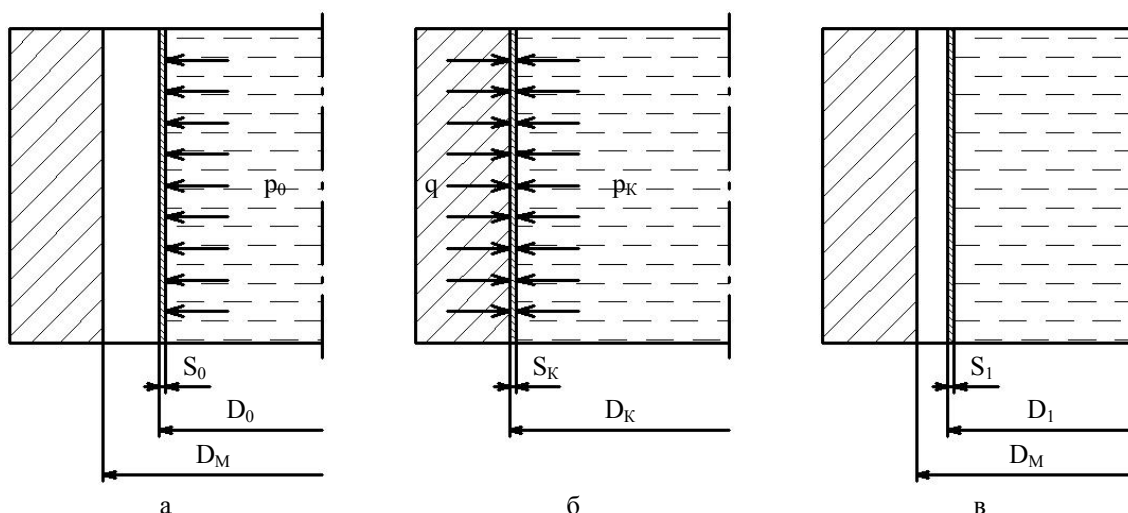


Рис. 2. Этапы контакта заготовки с поверхностью матрицы:

- а, б, в – ускоренное движение заготовки, пластический удар и пружинение соответственно;
 S_0, S_K, S_1 – толщина стенки заготовки до контакта, при ударе и после пружинения соответственно;
 D_0, D_M, D_K, D_1 – диаметр заготовки до контакта, номинальный диаметр матрицы, калибрующий диаметр матрицы при ударе и диаметр детали после пружинения соответственно;
 p_0, p_K, q – начальное давление в гидравлической камере, давление в момент контакта и силы реакции в матрице соответственно

$$K = \frac{D_K}{D_0}; \quad K_1 = \frac{D_1}{D_0}; \quad K_2 = \frac{D_K}{D_1}, \quad (7)$$

где K – коэффициент раздачи оболочки (рис. 3);

K_1 – коэффициент калибровки оболочки;

K_2 – коэффициент упругого ее восстановления.

Коэффициенты взаимосвязаны соотношением:

$$K = K_1 \cdot K_2. \quad (8)$$

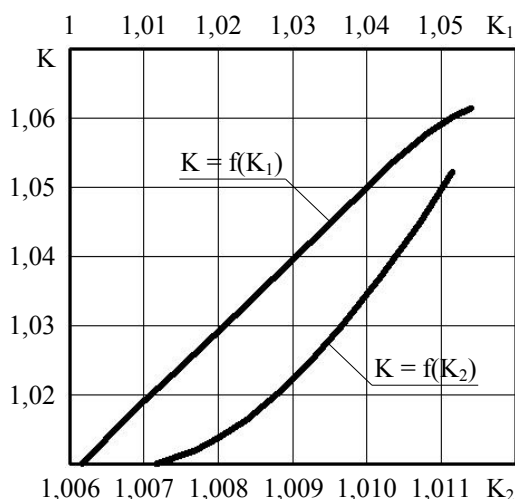


Рис. 3. Зависимость коэффициента раздачи оболочки K от коэффициентов калибровки K_1 и упругого восстановления K_2

Представленный способ повышения точности деталей, изготавливаемых ГДШ, дает возможность определения технологических параметров процесса штамповки в зависимости от механических свойств материала и геометрических размеров заготовки.

Экспериментальными исследованиями, представленными в работе [4] подтвержден сложный характер многоэтапного взаимодействия заготовки с матрицей при гидродинамической штамповке.

На рис. 4, а изображены экспериментальные зависимости влияния диаметра заготовки на значения остаточного его отклонения при ГДШ для различных материалов, где видно, что с ростом величины диаметра заготовки увеличивается и остаточное ее отклонение.

Рассмотрено влияние исходного зазора между матрицей и заготовкой на величину остаточного отклонения ее диаметра. На рис. 4, б показаны зависимости влияния исходного зазора на величину остаточного отклонения цилиндрических заготовок Ø100 мм, изготовленных из различных материалов. Здесь видно, что выбор оптимального исходного зазора заготовки способствует снижению величины ее остаточного отклонения.

Установлено, что увеличение импульса давления в гидравлической камере до определенного значения сопровождается уменьшением величины ос-

таточного отклонения детали, однако, при более высоких значениях давлений наблюдается увеличение остаточного отклонения. Для более пластичных материалов (АМг-2М, 12Х18Н10Т) диапазон оптимальных значений давлений значительно шире, чем для титанового сплава ПТ-7М (рис. 4, в).

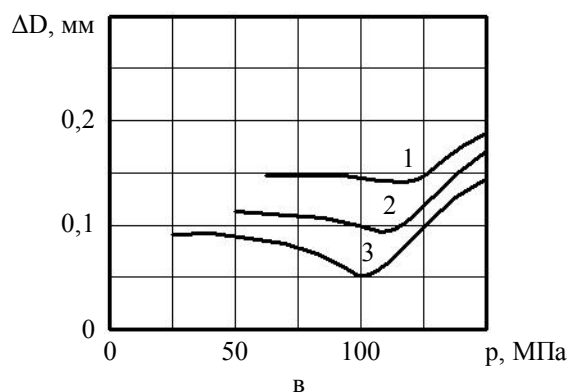
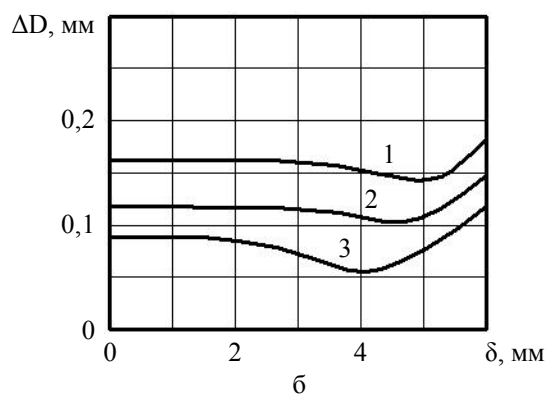
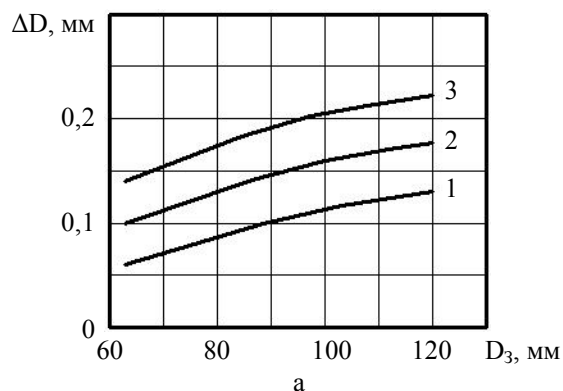


Рис. 4. Влияние некоторых параметров на величину остаточного отклонения диаметра оболочки:

а – зависимость остаточного отклонения от диаметра заготовки; б – влияние исходного зазора на величину остаточного отклонения; в – влияние давления в гидравлической камере на остаточное отклонение: 1 – титановый сплав ПТ-7М; 2 – сталь 12Х18Н10Т; 3 – алюминиевый сплав АМг2М

Выводы

Рассмотрен метод обеспечения требуемой точности детали при ГДШ за счет изменения скорости соударения заготовки с поверхностью матрицы. Ус-

тановлено, что при достижении оптимальной скорости соударения величина пружинения минимизируется за счет пластической деформации заготовки при ударе о матрицу.

Подтверждена зависимость точности изготовления деталей при ГДШ от механических свойств материала, геометрических параметров заготовки и величины силового воздействия на нее в гидравлической камере.

Литература

1. Мильченко, Е.И. Исследование, разработка и внедрение технологических процессов изготовления высокоресурсного особотонкостенного титанового трубопровода воздушных систем ЛА [Текст]: Дис. ... канд. техн. наук: 05.07.04 / Мильченко Евгений Иванович. – Х., 1981. – 149 с.
2. Мацукин, Ю.Г. Исследование гидродинамической штамповки на пресс-пушке [Текст]: Дис. ... канд. техн. наук: 05.07.04 / Мацукин Юрий Григорович. – Х., 1966. – 223 с.

3. Громова, А.Н. Исследование механизма калибровки кольцевых деталей при импульсных процессах штамповки [Текст] / А.Н. Громова, В.С. Сотников, А.М. Шахназаров. – М.: НИИТ, 1973. – 25 с.

4. Белобородов, Р.А. Исследование, разработка и внедрение процесса гидроударной калибровки высокоточных элементов трубопроводов воздушных систем летательных аппаратов в условиях серийного производства [Текст]: Дис. ... канд. техн. наук: 05.07.04 / Белобородов Роман Александрович. – Х., 1991. – 201 с.

5. Муравьев, С.Д. Разработка, исследование и внедрение технологических процессов калибровки и рельефной формовки на гидродинамических пресс-пушках с интенсификацией внешней нагрузки в формующих камерах [Текст]: Дис. ... канд. техн. наук: 05.07.04 / Муравьев Сергей Дмитриевич. – Х., 1985. – 184 с.

6. Завьялова, В.И. Теоретические и практические основы штамповки взрывом деталей авиационной техники [Текст] / В.И. Завьялова. – М.: НИИТ, 1971. – 42 с.

Поступила в редакцию 15.11.2011

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры технологии производства летательных аппаратов М.Е. Тараненко, Национальный аэрокосмический университет «ХАИ», Харьков.

ПІДВИЩЕННЯ ТОЧНОСТІ ТОНКОСТІННИХ ДЕТАЛЕЙ ТРУБОПРОВІДІВ ПОВІТРЯНИХ СИСТЕМ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ, ЩО ВИГОТОВЛЯЮТЬСЯ ГІДРОДИНАМІЧНИМ ШТАМПУВАННЯМ

О.П. Мельничук

Розглянуто питання підвищення точності виготовлення тонкостінних деталей трубопроводів літальних апаратів при гідродинамічному штампуванні. Визначено характерні дефекти елементів трубопроводів, що виготовляються гідроударними методами штампування. Більшість дефектів є наслідком порушення режимів технологічних операцій або наявності дефектів у заготовках. Найбільш важковиправними є дефекти, що обумовлені пружинінням матеріалу заготовки. Розглянуто метод забезпечення необхідної точності деталі за рахунок зміни швидкості співзіткнення заготовки з поверхнею матриці. Характеристикою, що визначає відхилення розмірів деталі після припинення дії навантаження, є пружиніння матеріалу. При досягненні оптимальної швидкості співзіткнення величина пружиніння мінімізується за рахунок пластичної деформації заготовки при ударі об матрицю.

Ключові слова: гідродинамічне штампування, тонкостінний трубопровід, заготовка, матриця, швидкість співзіткнення, деформація, пружиніння.

INCREASE OF PRECISION OF THIN-WALLED PIPELINE-PARTS FOR AIR SYSTEMS OF AIRCRAFTS MADE BY HYDRODYNAMIC STAMPING

A.P. Melnychuk

The question of increase of precision for thin-walled parts of pipelines was analyzed in the article. The typical defects of pipeline elements made by hydropercussion stamping methods were considered. The majority of defects is caused by breach of manufacturing operations routine or presence of defects in workpieces. The most hard-to-be-corrected are the defects which are caused by a springback effect. The required precision of parts guaranteeing method by change of workpiece impact velocity was analyzed. A springback effect is a property of material which determines the deviations of dimensions when the part is off-loaded. When an optimum impact velocity is reached, the springback is minimized due to plastic deformation of the workpiece during the impact to a die.

Key words: hydrodynamic stamping, thin-walled pipeline, workpiece, die, impact velocity, deformation, springback effect.

Мельничук Александр Петрович – канд. техн. наук, доцент кафедры технологии производства летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

УДК 629.7.002:624.016

А.В. КОНДРАТЬЕВ¹, В.А. КОВАЛЕНКО²¹ Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина² ГП «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля», Днепропетровск, Украина

СОСТОЯНИЕ ПРОБЛЕМЫ НАУЧНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ЭФФЕКТИВНОЙ ТЕХНОЛОГИИ ПРОИЗВОДСТВА АГРЕГАТОВ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ ИЗ ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ

Обсуждается проблема научного обеспечения эффективности технологии производства агрегатов ракетно-космической техники из полимерных композиционных материалов за рубежом и в Украине. Вскрыты определяющая роль информационных и компьютерных технологий на современном этапе состояния проблемы, а также пути ее решения на основе результатов квалификационных работ. Обсуждаются научные и промышленные результаты работ в области технологии производства агрегатов ракетно-космических конструкций из полимерных композиционных материалов. Сформулированы основные комплексные задачи научного обеспечения эффективности технологии производства отечественных агрегатов конструкций данного класса.

Ключевые слова: агрегаты конструкций ракетно-космической техники, полимерные композиционные материалы, технология производства, информационные и компьютерные технологии, проблема научного обеспечения.

Введение

В работе [1] проведен обзор и анализ состояния применения полимерных композиционных материалов (ПКМ) в конструкциях ракетно-космической техники (РКТ) как важного резерва повышения ее массовой и функциональной эффективности.

В работе [2] вскрыты мировые тенденции и проблемы расширения сферы реализации деталей, узлов и агрегатов РКТ из ПКМ и повышения уровня их ответственности.

В этих и других работах показана определяющая роль технологии в реализации эффективных проектных конструктивно-технологических решений (КТР) изделий этого класса. Однако в основе современного научно-технического обеспечения эффективности производства агрегатов РКТ из ПКМ, начиная с вопросов конструкторской и технологической его подготовки, выбора КТР и их реализации, лежат информационные и компьютерные технологии, получившие в последнее десятилетие особенно интенсивное развитие и применение, особенно за рубежом.

Анализ проблемы научного обеспечения технологии производства агрегатов РКТ из ПКМ

Еще в 80-х годах прошлого столетия за рубежом начала оформляться и интенсивно внедряться в аэрокосмическую отрасль CALS (Continuous Acquisition and Lifecycle Support)–технология – непрерывная информационная поддержка жизненного

цикла изделия [3 – 5], включающая в себя возникшие еще ранее в том числе в СССР различные системы автоматизированного проектирования (САПР), а также автоматизированные системы управления технологическими процессами (АСУ ТП).

В широком смысле слова CALS – это методология создания единого информационного пространства промышленной продукции, обеспечивающего взаимодействие всех промышленных автоматизированных систем (АС). Предметом CALS являются методы и средства как взаимодействия разных АС и их подсистем, так и сами АС с учетом всех видов их обеспечения. Практически символом CALS в этом смысле становится термин PLM (Product Lifecycle Management), широко используемый в последнее время ведущими производителями АС (рис. 1) [4]. Стратегия CALS предусматривает два этапа. На первом выполняется автоматизация отдельных процессов жизненного цикла (ЖЦ) изделия для создания данных о них в электронном виде, а на втором – происходит интеграция автоматизированных процессов и сведений, накопленных на протяжении ЖЦ.

В ракетной отрасли России лишь к 2000 г. завершен первый этап [6]. В Украине процесс внедрения CALS-технологий в авиастроение и РКТ происходит еще медленнее.

На начальном этапе развития CALS-технологии были ориентированы на производственные и пост-производственные процессы и лишь впоследствии стали охватывать весь ЖЦ изделия.

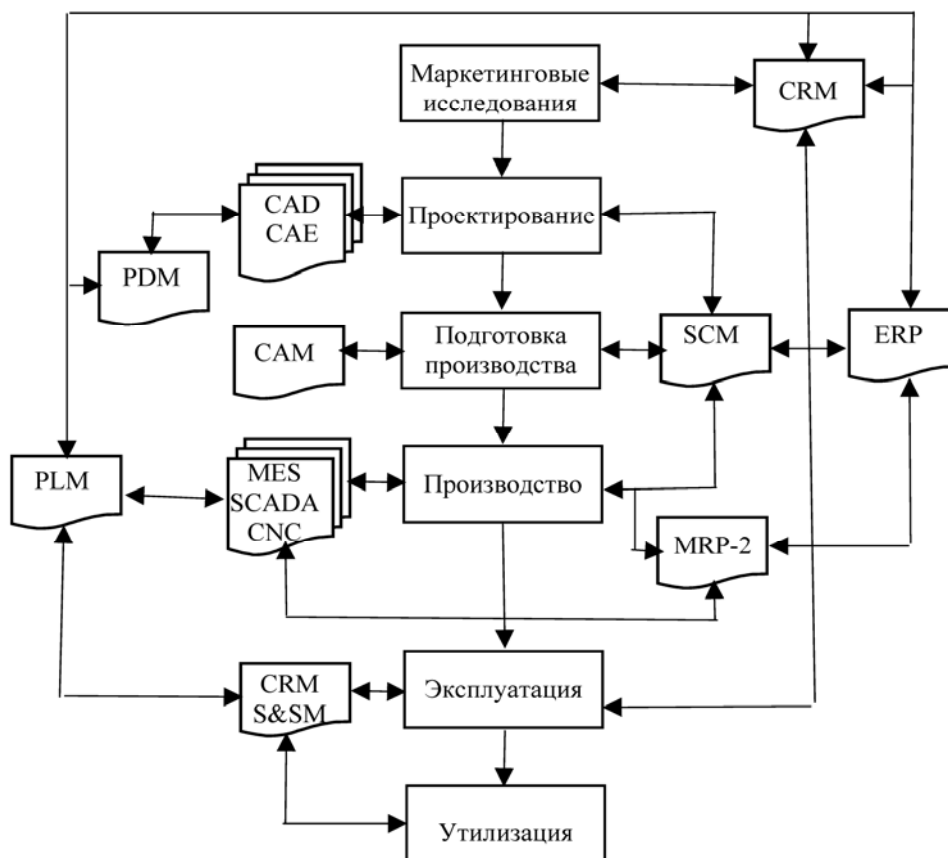


Рис. 1. Этапы жизненного цикла промышленных изделий и системы их автоматизации:

PLM – Product Lifecycle Management (управление жизненным циклом); PDM – Product Data Management (управление проектными данными); CAD – Computer Aided Design (автоматизированное проектирование); CAE – Computer Aided Engineering (автоматизированные расчеты и анализ); CAM – Computer Aided Manufacturing (автоматизированная технологическая подготовка производства); MES – Manufacturing Execution System (производственная исполнительная система); SCADA – Supervisory Control and Data Acquisition (диспетчерское управление производственными процессами); CNC – Computer Numerical Control (компьютерное числовое управление); CRM – Computer Relationship Management (управление взаимоотношениями с заказчиками); S&SM – Sales and Service Management (управление продажами и обслуживанием); SCM – Supply Chain Management (управление цепочками поставок); MRP-2 – Manufacturing (Material) Requirement Planning (планирование производства); ERP – Enterprise Resource Planning (планирование и управление предприятием)

Следовательно, процессы подготовки производства и само производство послужили базой для развития этих технологий. Первым шагом этого этапа является подготовка информации для автоматизированных систем технологической подготовки производства (ТПП) в процессе конструирования. Второй шаг в разработке системы ТПП – описание процесса производства в стандартах и форматах, воспринимаемых международными системами сертификации. Следующий шаг – это обеспечение информационного обмена с организационно-экономическими системами комплексного управления предприятием и осуществление информационного обмена между участвующими в проекте предприятиями через глобальные сети ЭВМ с использованием различных каналов телекоммуникаций [7].

В настоящее время, как уже отмечалось [1, 2] на ГП «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля», в значительной степени представляющем РКТ Украины, интенсивно решаются вопросы, связанные с двумя первыми шагами начального этапа освоения концептуальных принципов CALS-технологий, среди которых преобладают аспекты обеспечения эффективности КТР и реализации их в производстве агрегатов РКТ из ПКМ средствами информационных и компьютерных технологий.

В связи с этим представляет значительный интерес опыт ведущих предприятий ракетно-космической отрасли России и стран дальнего зарубежья.

Так в [8] рассматривается применение программных продуктов фирмы MSC Software для расчетов трех типов композитных конструкций:

– трехслойных конструкций, изготавливаемых методом выкладки, на примере крупногабаритных головных обтекателей (ГО) для ракеты-носителя (РН) «Протон-М»;

– сетчатых (изогридных) конструкций, изготавливаемых методом намотки, на примере адаптеров (переходных отсеков) для запуска космических спутников;

– интегральных высокостабильных конструкций, на примере платформы оптических приборов для космического аппарата «РАМОС».

С помощью намотки созданы сетчатые (изогридные) конструкции, превосходящие по характеристикам не только любые типы металлических, но и композитные трехслойные конструкции. Наибольший эффект достигается там, где не требуется сплошной поверхности конструкции, во внутренних конструктивных элементах РН, адаптерах космических аппаратов (КА), силовых конусах двигательных установок.

Одной из проблем, возникающих при расчетах изогридных конструкций, является задание правильной геометрии. Сетчатая конструкция определяется набором параметров [9]: количеством спиральных и кольцевых ребер, углом наклона спирального ребра к образующей, сечением спиральных и кольцевых ребер. Только последние два параметра можно оптимизировать в MSC.NASTRAN. Задача полной оптимизации изогрида до сих пор решается с помощью аналитических моделей.

ГКНПЦ им. М.В. Хруничева разрабатывает собственные КА. Одними из таких КА являются малые, создаваемые на базе унифицированной космической платформы «ЯХТА». Данные КА предназначены для выведения РН «Рокот». В связи с этим большое внимание уделяется научно-техническим вопросам проблемы совершенствования ТПП на основе информационных компьютерных технологий [9].*)

Проектирование технологических процессов в машиностроении включает в себя решение большого комплекса взаимосвязанных задач. Данные задачи базируются на единой системе ТПП (ЕСТПП), которая предусматривает широкое применение типовых процессов, стандартного оборудования и оснастки, средств автоматизации, инженерно-технических и управленческих работ.

*) Технологическое проектирование является основным звеном ТПП и составляет 30...60 % ее общей трудоемкости, меньшее значение соответствует условиям мелкосерийного производства, большее – массового [9]. Как показывает практика, трудоемкость технологического проектирования обычно в 2 – 3 раза превышает трудоемкость конструирования изделий РКТ.

Анализ опыта внедрения современных систем автоматизации ТПП показал, что на предприятиях ракетно-космической промышленности России используются самые разнообразные системы автоматизированного проектирования как отечественных, так и иностранных разработчиков. В последнем случае самое большее распространение получили САПР AutoCAD, SolidWorks и Pro/Engineering, созданные в США. В технологических САПР чаще используются отечественные системы.

Наибольшими возможностями обладают полномасштабные CAD/CAM/CAE системы. Обычно это сложные многофункциональные комплексы, в состав которых входит большой набор модулей различного функционального назначения.

В настоящее время на рынке программных средств, применяемых для автоматизированного проектирования конструкции изделий, технологических процессов и решения других задач автоматизации ТПП, прослеживается тенденция создания комплексных продуктов, которые позволяют решать широкий круг задач на одной информационной основе. Эти возможности явились главным критерием выбора программных продуктов для проведения анализа. Результаты анализа положительных особенностей, недостатков и распространенности программных продуктов на предприятиях Роскосмоса приведены в [9].

В последние годы (2010 и 2011 гг.) на базе Санкт-Петербургского государственного университета информационных технологий, механики и оптики компанией «Би Питрон» были проведены международные научно-практические конференции «Компьютерные технологии в проектировании и производстве конструкций из полимерных композиционных материалов (ПКМ)» [10, 11].

На II международной конференции (2010 г.), организованной компанией СП ЗАО «Би Питрон» при поддержке Национального исследовательского университета информационных технологий, механики и оптики, были освещены вопросы развития техники и технологий, позволяющих совершенствовать конструкции из ПКМ в плане повышения безопасности, надежности, улучшения характеристик, снижения стоимости изготовления и эксплуатации изделий.

Французская компания Dassault Systems, мировой лидер в области PLM-технологий, представила ряд решений на базе продуктов CATIA, DELMIA и SIMULIA проектирования и подготовки производства конструкций из слоистых материалов в единой интегрированной среде разработки. Были детально рассмотрены методы работы в программном продукте CATIA Composites Design 3 [12]. Этот продукт включает в себя инструменты для предварительного

и рабочего проектирования с учетом требований к технологии производства. Благодаря мощным механизмам синхронизации информации CATIA Composites Design 3 выступает в роли главного связующего элемента между этапами проектирования и физического производства.

Бельгийская компания SAMTECH представила набор программных средств для комплексного расчета конструкций из ПКМ. Особое внимание было уделено производству технологического оборудования для автоматизированной выкладки препрегов – Forest-Lint и Coriolis Composites, а также разработке программного обеспечения для моделирования технологических процессов изготовления – ESI Group. Представителем ESI Group предложены программные решения для выбора оптимальной технологии изготовления, подбора параметров технологического процесса, сокращения времени на разработку технологии и проектирования оснастки. В частности, был представлен продукт PAM-RTM for CATIA V5 для моделирования процессов пропитки армирующего материала связующими и оценки скорости заполнения формы, выбора температуры и давления, расположения инжекционных портов.

В докладе [13] представлены достаточно информативные блок-схемы интегрированного решения Dassault Systems для конструирования и производства изделий из ПКМ.

Основной темой III международной конференции было применение современных технологий и систем для проектирования и производства изделий из ПКМ в различных отраслях промышленности [11].

Отмечено, что основной проблемой в космической промышленности является разработка композитных корпусов и обтекателей ракет, размеро- и формостабильных конструкций антенн.

Неоднократно отмечалась необходимость скорейшего внедрения современных технологий проектирования и производства конструкций из ПКМ на отечественных предприятиях в целях сокращения технологического отставания от западных компаний и обеспечения конкурентоспособности изделий отечественного производства, особенно в авиационно-космической промышленности.

В [14] обсуждаются технологии виртуальной разработки конструкций из ПКМ, а в [15] представлена интегрированная система для проектирования и подготовки производства изделий из ПКМ (рис. 2).

В [16] публикуется сообщение о программном обеспечении проектирования изделий космической техники корпораций Vistagy Inc. и FiberSim для NASA, в котором излагаются цели и задачи создания отсека экипажа КА трехслойной сотовой конст-

рукции, состыкованного из верхних и нижних оболочек.*)

В 2007 году вышел в свет третий том серии «Космический вызов XXI века» [17], посвященный новым материалам и технологиям для РН, КА и космических экспедиций. В нем представлен комплексный анализ большого разнообразия научных и технологических проблем, связанных с разработкой, производством, тестированием и применением современных ПКМ для нужд РКТ. Рассмотрены экспериментальные и теоретические методы исследования материалов, физические и химические процессы, сопровождающие их синтез и функционирование. Определенное внимание уделяется вопросам применения нанокompозитов в РКТ.

В 2009 году появилась информативно емкая монография института космических исследований РАН (ИКИ РАН) [18], в которой отмечается, что создание современных конструкций РКТ из ПКМ сегодня немыслимо без использования информационных технологий. Ведущая роль среди них принадлежит CAD/CAM/CAE/PDM-комплексам, т.е. автоматизированным системам проектирования и конструирования, технологической подготовки производства и управления инженерными данными.

В Украине в течение многих лет проходит представительная ежегодная международная конференция «Композиционные материалы в промышленности» под эгидой Украинского информационного центра «Наука. Техника. Технология» при поддержке авторитетных организаций Украины и России (Национальное космическое агентство Украины, Российское космическое агентство, Отделение Международного общества авиакосмических материалов и технологий SAMPE «Россия-СНГ», Союз производителей композитов, АНТК «Антонов», ГКБ «Южное», ЗМКБ «Прогресс», ИХВС НАН Украины, ФГУП «ОНПП «Технология», ОАО «Комполит», ГК НПЦ им. М.В. Хруничева, ГНУ «ИММС» НАН Беларуси, ОАО «УкрНИИТМ», ОАО «УкрНИИАТ»), на которой представлены достаточно информативные доклады.

Так доклад [19] посвящен внедрению ПКМ в разработки КБ «Салют» (Россия). КБ «Салют» занимается разработкой конструкторской документации на «сухие» и приборные отсеки РН, РБ, корпуса

*) Слои ПКМ для создания внутреннего сотовидного «сэндвича» обшивки отсека экипажа NASA укладываются при помощи системы лазерной проекции, создаваемой пакетом программного обеспечения FiberSim, который автоматически генерирует лазерные файлы непосредственно из трехмерной модели композитной детали. Это значительно повышает производительность при снижении возможности ошибок, а также облегчает обновление и ведение информации лазерной проекции.



Рис. 2. Блок-схема интегрированной системы проектирования и подготовки производства изделий из ПКМ программного комплекса САПР

малых КА, а также корпусов переходных систем для адаптации КА и РН. Одновременно, применяя современные технологии и материалы, проводится их модернизация, что улучшает энергомассовые характеристики ранее разработанных конструкций. Отмечается, что за последнее десятилетие был выполнен большой объем новых разработок и модернизаций.

Сетчатые корпуса отсеков с 2006 г. проходят натурные испытания. Снижение массы отсеков по сравнению с конструкциями из алюминиевых сплавов составило ~ 20 %. В дальнейшем планируется провести модернизацию сетчатого углепластикового верхнего отсека второй ступени в части замены металлических деталей и сборок на углепластиковые и проектирование верхнего отсека третьей ступени трехслойной конструкции с обшивками из углепластика.

Опыт работ по созданию сетчатых углепластиковых переходных систем применен при создании корпусов КА связи «Экспресс-МД1», «Экспресс-МД2».

В книге [20] обобщены последние научные и промышленные результаты работ в области технологии производства композитных конструкций. Основное внимание уделяется вопросу производства авиационных композитных конструкций и их компонентов, дается обзор успешного применения этих высокотехнологичных методов в других областях промышленности.

Весьма информативный материал, касающийся современных проблем проектирования и технологии производства изделий РКТ из ПКМ содержится также в трудах международных конференций [21, 22].

Выше анализировались научные исследования коллективов и отдельных ученых без учета квалификационных работ, роль которых в решении обсуждаемой проблемы весьма значительна. Практически за каждым результатом анализируемых выше составляющих этой проблемы стоит одна или несколько диссертационных работ кандидатского или докторского уровня.

К типичным примерам последних работ по данной тематике следует отнести [23 – 35].

Необходимо коснуться квалификационных работ научной школы Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», истоки формирования которой относятся еще к 80-м годам прошлого столетия [36 – 38].

Из достижений научной школы ХАИ необходимо отметить принципы и методы проектирования рациональных конструктивно-силовых схем корпусов и крыльев ЛА из ПКМ; результаты исследований эффективности структуры ПКМ с целью унификации и типизации укладок слоев и углов армирования; методы и методики экспериментального

определения специфических свойств ПКМ, в том числе в условиях эксплуатации; новые КТР соединений высоконагруженных деталей и агрегатов ЛА; методики их проектирования, расчета на прочность и сертификации; алгоритмы и программные комплексы оптимизации параметров элементов конструктивно-силовых схем ЛА из ПКМ; научные основы технологии производства изделий из ПКМ и др.

В рамках сотрудничества с УкрНИИТМ, ГП «КБ «Южное» и РКК «Энергия» сформировалось научное направление, связанное с комплексной проблемой создания высокоэффективных сотовых заполнителей и конструкций, позволившее получить ряд новых научных результатов для авиакосмической техники.

В активе научной школы ХАИ 12 докторских и более 70 кандидатских диссертаций, в том числе [27 – 35].

Результаты работ научной школы ХАИ нашли отражение в докладах на международных конгрессах по аэронавтике [39 – 44].

Как уже отмечалось выше, для создания изделий ракетно-космического назначения в разработках ГП «КБ «Южное» широко используются ПКМ на основе угле-, органо-, базальто- и стекловолокон. Применение этих материалов позволяет разрабатывать изделия с минимальным весом и максимальными упруго-прочностными характеристиками, кроме того, обладающие рядом других ценных свойств [45]: стойкостью к воздействию агрессивных сред и циклическим нагрузкам, сохранением упруго-прочностных свойств в течение 25...30 лет, уникальными теплофизическими свойствами, высокой терморазмерностабильностью, высокой эрозионной стойкостью и многими другими.

Существующий задел, связанный с проектированием и технологией производства композитных агрегатов РКТ ГП «КБ «Южное» начального периода, охватывающего и начало 2000-х годов, содержится во втором томе комплексной монографии [46].

Краткий анализ созданных в ГП «КБ «Южное» различных типов агрегатов РКТ из ПКМ проведен в [47].

Выводы

Приведенная в [45 – 47] информация о состоянии проектирования и технологии производства изделий РКТ из ПКМ свидетельствует о достаточно высоком уровне решения обсуждаемой проблемы. Однако проведенный выше обзор и анализ состояния этой проблемы свидетельствует о необходимости решения ряда принципиально важных задач для обеспечения конкурентоспособности отечественных изделий РКТ на мировом рынке, охватывающих

ключевые аспекты научных основ технологии производства изделий этого класса.

К таким задачам следует отнести:

- выявление и обоснование фундаментальных свойств (характеристик) агрегатов РКТ из ПКМ в технологии их производства;

- разработку общих принципов создания агрегатов РКТ из ПКМ как объектов производства;

- разработку научных основ процессов производства агрегатов РКТ из ПКМ в современных условиях развивающихся информационных и компьютерных технологий.

- создание технологических основ производства деталей, узлов и агрегатов РКТ из ПКМ, основанных на концепции компьютерных технологий;

- разработку научных основ точности технологических процессов производства, учитывающих современные мировые достижения;

- совершенствование квалитметрии и модернизация системы управления качеством современного производства агрегатов РКТ из ПКМ на базе международных стандартов;

- реализация результатов решения сформулированных выше комплексных задач в отечественном производстве агрегатов РКТ из ПКМ в рамках международного сотрудничества.

Данная программа в значительной степени будет способствовать кардинальному повышению эффективности создаваемых в Украине агрегатов РКТ из ПКМ, обеспечивающему ее конкурентоспособность на мировом рынке путем разработки и внедрения научных основ технологии их производства, реализующей современные достижения в исследуемой области.

Литература

1. Коваленко, В.А. Применение полимерных композиционных материалов в изделиях ракетно-космической техники как резерв повышения ее массовой и функциональной эффективности [Текст] / В.А. Коваленко, А.В. Кондратьев // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2011. – № 5 (82). – С. 14–20.
2. 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»*. – № 3 (67). – Х.: ХАИ, 2011. – С. – 7 – 18.
3. Российская энциклопедия CALS. Авиационно-космическое машиностроение [Текст] / под ред. А.Г. Братухина. – М.: ОАО «НИЦ АСК», 2008. – 608 с.
4. CALS-технологии в технологической подготовке производства авиакосмической техники

[Текст] / В.Д. Костюков, Э.М. Годин, В.П. Соколов и др.; под ред. Э.М. Година. – М.: Изд-во МАИ, 2005. – 552 с.

5. Братухин, А.Г. CALS (Continuous Acquisition and Life cycle Support – непрерывная информационная поддержка жизненного цикла продукции) в авиастроении [Текст] / А.Г. Братухин, Ю.В. Давыдов, Ю.С. Елисеев и др. – М.: Изд-во МАИ, 2000. – 304 с.

6. Тишин, А.П. Внедрение CALS-технологий на предприятиях ракетно-космической промышленности Росавиакосмоса [Текст] / А.П. Тишин, Г.П. Шинкин // ИТПП. – 2000. – №3. – С. 11 – 16.

7. Давыдов, Ю.В. Система КРЕДО – современное средство конструирования и технологической подготовки изделий авиационной промышленности [Текст] / Ю.В. Давыдов // Технологические системы. – 2001. – № 7. – С. 45 – 52.

8. Полиновский, В.П. Применение программных продуктов фирмы MSC. Software для расчета новых изделий из композиционных материалов в ГКНПЦ им. М.В. Хруничева [Электронный ресурс.] / В.П. Полиновский // Тр. Рос. конф. пользователей систем MSC 2003 г. – М.: MSC.Software Corporation. – 5 с. – Режим доступа: http://www.mscsoftware.ru/document/conf/Moscow_conf/conf_2003/khrun2.zip. – 07.06.2011 г.

9. Жигаев, Е.В. Анализ систем автоматизации технологической подготовки производства ГКНПЦ им. М.В. Хруничева [Электронный ресурс] / Е.В. Жигаев. – Режим доступа: <http://lab18.ipu.rsi.ru/conf-2009/7.htm>. – 09.06.2011 г.

10. Подведение итогов 2-ой междунар. науч.-практич. конф. «Компьютерные технологии в проектировании и производстве конструкций из композиционных материалов» [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.ozakaz.ru/index.php/94-beepitron>. – 10.06.2011 г.

11. Подведение итогов 3-ой междунар. науч.-практич. конф. «Компьютерные технологии в проектировании и производстве конструкций из композиционных материалов» [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.bee-pitron.ru/mash>. – 10.06.2011 г.

12. Лэр, К. Применение программных комплексов «Dassault Systemes» (CATIA/DELMIA/SIMULIA). Обзор методов и средств. [Электронный ресурс] / К. Лэр // Тр. 3-й междунар. науч.-практич. конф. «Компьютерные технологии в проектировании и производстве конструкций из композиционных материалов». 20-21 апреля 2011 г. – СПб.: СП ЗАО «Би Питрон». – 25 с. – Режим доступа: <http://bp-us.com/kompozits2011>. – 15.06.2011 г.

13. Крысенков, Д.С. Проектирование и подготовка производства конструкций из композиционных материалов – программные решения «Dassault Systemes» [Электронный ресурс] / Д.С. Крысенков // Тр. 2-й междунар. науч.-практич. конф. «Компьютерные технологии в проектировании и производстве конструкций из композиционных материалов».

8 апреля 2010 г. – СПб.: СП ЗАО «Би Питрон». – 15 с. – Режим доступа: <http://www.bp-us.com/kompozits>. – 15.06.2011 г.

14. Слезкин, Д.В. MSC.Software: Технологии виртуальной разработки конструкций из композиционных материалов [Электронный ресурс] / Д.В. Слезкин. – Режим доступа: http://www.bee-pitron.ru/D2_01MSC_Composites_DS_2009_Beepitron_SpB.pdf. – 17.06.2011 г.

15. Шальнов, М.М. Проектирование изделий из КМ в среде САПР. «Би Питрон». [Электронный ресурс] / М.М. Шальнов // Тр. 3-ой междунар. науч.-практич. конф. «Компьютерные технологии в проектировании и производстве конструкций из композиционных материалов». 20-21 апреля 2011 г. – СПб.: СП ЗАО «Би Питрон». – 11 с. – Режим доступа: <http://bp-us.com/kompozits2011>. – 18.06.2011 г.

16. NASA Composite Crew Module FiberSIM [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.vistagy.com>. – 20.06.2011 г.

17. Космический вызов XXI века. – Т.3. Перспективные материалы и технологии для ракетно-космической техники [Текст] / Под ред. А.А. Берлина, И.Г. Ассовского. – М.: Торус Пресс, 2007. – 456 с.

18. Математическое моделирование в нелинейной механике (Обзор программных комплексов для решения задач моделирования сложных систем) [Текст] / Е. Н. Чумаченко, Т.В. Полякова, С.А. Аксенов и др. – М.: Институт космических исследований РАН, 2009. – 43 с.

19. Внедрение композиционных материалов в разработках КБ «Салют» [Текст] / Ю.О. Бахвалов, В.П. Молочев, Н.Н. Бобков, А.Ф. Разин // Композиционные материалы в промышленности. – Сб. материалов XXX междунар. конф., 7–11 июня 2010 г., Ялта. – К.: УИЦ «Наука. Техника. Технология», 2010 – С. 388 – 394.

20. Технология производства изделий и интегральных конструкций из композиционных материалов в машиностроении [Текст] / Под ред. А.Г. Братухина, В.С. Боголюбова, О.С. Сироткина. – М. Знание, 2003. – 516 с.

21. Теория и практика технологий производства изделий из композиционных материалов и новых металлических сплавов (ТПКММ) (Theory and Practice of Technologies of Manufacturing Products of Composite Materials and New Metal Alloys (TPCMM)) [Текст] / Под ред. К.В. Фролова, И.Ф. Образцова, О.С. Сироткина, В.С. Боголюбова. – М.: Знание, 2004. – 806 с.

22. Теория и практика технологий производства изделий из композиционных материалов и новых металлических сплавов. Корпоративные нано- и CALS-технологии в наукоемких отраслях промышленности [Текст] / Под ред. под ред. К.В. Фролова, О.С. Сироткина, В.С. Боголюбова. – М.: Знание, 2006. – 864 с.

23. Смердов, А.А. Разработка методов проектирования композитных материалов и конструкций ракетно-космической техники [Текст]: дис. ... д-ра

техн. наук: 05.07.02, 05.02.01 / Смердов Андрей Анатольевич. – Москва, 2007. – 410 с.

24. Бахвалов, Ю.О. Методология интегрирования композиционных корпусных элементов в конструкцию эксплуатируемых ракет-носителей [Текст]: дис. ... д-ра техн. наук: 05.07.02 / Бахвалов Юрий Олегович. – Москва, 2007. – 520 с.

25. Цырков, А.В. Система технологического проектирования изделий ракетно-космической техники [Текст]: дис. ... д-ра техн. наук: 05.07.04 / Цырков, Александр Владимирович. – Москва, 1999. – 398 с.

26. Кузнецов, В.Ю. Автоматизация технологий производства армированных композиционных материалов и покрытий для конструкций летательных аппаратов [Текст]: дис. ... канд. техн. наук: 05.13.06, 05.07.02 / Кузнецов Василий Юрьевич. – Красноярск, 2003. – 163 с.

27. Цопа, В.А. Основы технологии и создание ресурсосберегающего комплекса производства агрегатов ракетно-космической техники из полимерных композиционных материалов: автореф. дис. ... д-ра техн. наук: 05.07.04 / Цопа Виталий Андреевич; Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ». – Х., 1997. – 47 с.

28. Эрнандес Тамайо Хорхе Альберто Разработка и внедрение технологического обеспечения производства панельных несущих поверхностей солнечных батарей космического назначения из композиционных материалов [Текст]: автореф. дис. ... канд. техн. наук: 05.07.04 / Эрнандес Тамайо Хорхе Альберто; Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ». – Х., 2001. – 20 с.

29. Сливинский, В.И. Научные основы технологии производства сотовых заполнителей и конструкций летательных аппаратов и конверсионного назначения [Текст]: дисс. ... д-ра техн. наук: 05.07.04 / Сливинский Владимир Иванович. – Х., 2001. – 374 с.

30. Гайдачук, А.В. Научные основы безопасной технологии производства конструкций летательных аппаратов из полимерных композиционных материалов [Текст]: дис. ... д-ра техн. наук: 05.07.04 / Гайдачук Александр Витальевич. – Х., 2002. – 386 с.

31. Московская, Н.М. Способы повышения эффективности производства конструкций летательных аппаратов из полимерных композиционных материалов [Текст]: автореф. дис. ... канд. техн. наук: 05.07.04 / Московская Наталья Михайловна; Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ». – Х., 2004. – 19 с.

32. Мельников, С.М. Методы нормирования технологических допусков в производстве сотовых заполнителей для авиакосмической техники [Текст]: дис. ... канд. техн. наук: 05.07.04 / Мельников Сергей Михайлович. – Х., 2006. – 220 с.

33. Сливинский, М.В. Технологические методы повышения стабильности показателей качества и физико-механических свойств сотовых полимерных заполнителей для аэрокосмических конструкций [Текст]: автореф. дис. ... канд. техн. наук: 05.07.04 / Сливинский Михаил Владимирович; Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ». – Х., 2008. – 17 с.

34. Чесноков, А.В. Научные основы технологической подготовки производства деталей летательных аппаратов из углерод-углеродных композиционных материалов [Текст]: автореф. дис. ... д-ра техн. наук: 05.07.02 / Чесноков Алексей Викторович; Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ». – Х., 2011. – 37 с.

35. Кондратьев, А.В. Оптимальне проектування композитних корпусів літальних апаратів зі стільниковим заповнювачем на основі синтезу методу скінчених елементів і аналітичних моделей: автореф. дис. ... канд. техн. наук: 05.07.02 / Кондратьєв Андрій Валерійович; Нац. аерокосм. ун-т «ХАІ». – Х., 2009. – 20 с.

36. Развитие теории и практики создания авиакосмических конструкций из полимерных композиционных материалов в Харьковском авиационном институте [Текст] / В.Е. Гайдачук, А.В. Гайдачук, Я.С. Карпов, В.С. Кривцов // Междунар. семинар по истории машиноведения: сб. ст., Москва, 17 – 19 мая 2005 г. / МГТУ им. Н.Э. Баумана. – М., 2005. – С. 42 – 44.

37. Роль ХАИ в решении проблемы научного обеспечения внедрения композиционных материалов в авиационно-космическую технику: итоги и перспективы [Текст] / А.В. Гайдачук, В.Е. Гайдачук, Я.С. Карпов // Авиационно-космическая техника и технология. – 2005. – №7. – С. 21 – 39.

38. Тридцять років наукової школи з проблеми створення виробів авіаційно-космічної техніки з полімерних композиційних матеріалів [Текст] / В.С. Гайдачук, О.В. Гайдачук, Я.С. Карпов // Авиационно-космическая техника и технология. – 2010. – №2(69). – С. 12 – 19.

39. New possibilities of creating efficient honeycomb structures for rockets and spacecrafts / M. Slivinsky, V. Slivinsky, V. Gajdachuk, A. Gajdachuk, V. Kirichenko [Text] // 55th International Astronautical Congress 2004 – Vancouver, Canada. – IAC-04-1.3.a.10. – P. 1 – 7.

40. Weight optimization of honeycomb structures for space applications [Text] / V. Slyvyns'kyi, V. Gajdachuk, A. Gajdachuk, N. Slyvyns'ka // 56th International Astronautical Congress 2005 – Japan, Fukuoka. – IAC-05-C2.3.07. P. 1 – 10.

41. New concept for weight optimization of launcher nose firings made of honeycomb structures [Text] / V. Slyvyns'kyi, M. Slyvyns'kyi, A. Gajdachuk, V. Gajdachuk, N. Slyvynska, V. Kirichenko // 57th International Astronautical Congress 2006 – Valencia, Spain. – IAC-06-C2. – P.1.11. – P. 1 – 5.

42. Technological possibilities for increasing quality of honeycomb cores used in aerospace engineering [Text] / V. Slyvyns'kyi, M. Slyvyns'kyi, A. Gajdachuk, V. Gajdachuk, S. Melnikow, V. Kirichenko // 58th International Astronautical Congress 2007 – Hyderabad, India – IAC-07-C2.1.08. – P. 1 – 7.

43. Scientific fundamentals of efficient adhesive joint in honeycomb structures for aerospace applications [Text] / V. Slyvyns'kyi, M. Slyvyns'kyi, N. Polyakov, A. Gajdachuk V. Gajdachuk V. Kirichenko // 59th

International Astronautical Congress 2008 – Glasgow, Scotland – IAC-08.C2.1.13. – P. 1 – 8.

44. *Creation of energy-saving technologies of forming articles made of polymeric composite materials [Text] / V. Slyvyns'kyu, A. Gajdachuk, G. Tkachenko, V. Kirichenko, O. Karpikova, N. Verbitskaya // 60th International Astronautical Congress 2009 – Daejeon, South Korea – IAC-09.C2.4.9. – P. 1 – 8.*

45. *Перспективы создания размеростабильных прецизионных конструкций космического назначения [Текст] / В.А. Коваленко, А.М. Потапов, Л.П. Потапович и др. // Перспективы космических исследований Украины / Под научн. ред. О.П. Федорова. – К.: Академперіодика, 2011. – С. 202 – 205.*

46. *Материалы и покрытия в экстремальных условиях. Взгляд в будущее: в 3 т. – Т.2. Передовые технологии производства [Текст] / В.В. Скороход, Н.А. Никифоров, С.В. Резник и др.; под ред. С.В. Резника. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2002. – 296 с.*

47. *Композиционные материалы в разработках ГП «КБ «Южное» [Текст] / А.М. Потапов, Ю.Г. Артеменко В.Г. Тихий, В.А. Коваленко и др. // Композиционные материалы в промышленности. – Сб. материалов XXX междунар. конф., 7–11 июня 2010 г., Ялта. – К.: УИЦ «Наука. Техника. Технология», 2010 – С. 111 – 119.*

Поступила в редакцию 24.10.2011

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

СТАН ПРОБЛЕМИ НАУКОВОГО ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ЕФЕКТИВНОЇ ТЕХНОЛОГІЇ ВИРОБНИЦТВА АГРЕГАТИВ РАКЕТНО-КОСМІЧНА ТЕХНІКА З ПОЛІМЕРНИХ КОМПОЗИЦІЙНИХ МАТЕРІАЛІВ

А.В. Кондратьєв, В.О. Коваленко

Обговорюється проблема наукового забезпечення ефективності технології виробництва агрегатів ракетно-космічної техніки з полімерних композиційних матеріалів за кордоном і в Україні. Розкрити визначальна роль інформаційних та комп'ютерних технологій на сучасному етапі стану проблеми, а також шляхи її вирішення на основі результатів кваліфікаційних робіт. Обговорюються наукові та промислові результати робіт в галузі технології виробництва агрегатів ракетно-космічних конструкцій з полімерних композиційних матеріалів. Сформульовано основні комплексні завдання наукового забезпечення ефективності технології виробництва вітчизняних агрегатів конструкцій даного класу.

Ключові слова: агрегати конструкцій ракетно-космічної техніки, полімерні композиційні матеріали, технологія виробництва, інформаційні та комп'ютерні технології, проблема наукового забезпечення.

STATE OF RESEARCH SUPPORT UNITS EFFECTIVE MANUFACTURING SPACE ROCKET FROM POLYMER COMPOSITE MATERIALS

A.V. Kondratyev, V.A. Kovalenko

Discusses the problem of ensuring the effectiveness of scientific technology aggregates rocket and space technology of polymer composite materials abroad and in Ukraine. Revealed the decisive role of information and computer technology at the present stage of the problem and its solution on the basis of qualifying works. Discusses the results of scientific and industrial activities in the field of production technology units of rocket-space structures made of polymer composite materials. The basic complex problems of scientific technology, the effectiveness of domestic production of construction aggregates of the class.

Key words: aggregates structure of space-rocket technology, polymer composite materials, production technology, information and computer technologies, the problem of scientific support

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

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

УДК 621.9.048

А.В. МИЦЫК¹, В.А. ФЕДОРОВИЧ²¹ *Восточноукраинский национальный университет имени В. Даля, Луганск, Украина*² *Национальный технический университет «ХПИ», Харьков, Украина*

ПУТИ ИНТЕНСИФИКАЦИИ ВИБРАЦИОННОЙ ОТДЕЛОЧНО-ЗАЧИСТНОЙ ОБРАБОТКИ КОМБИНИРОВАНИЕМ СХЕМ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ ВОЗДЕЙСТВИЙ НА РАБОЧУЮ СРЕДУ И ДЕТАЛИ

Представлены пути интенсификации вибрационной отделочно-зачистной обработки корпусных и плоскостных типа тел вращения деталей номенклатуры авиационных и аэрокосмических летательных аппаратов, станков и установок технологического назначения, имеющих сложную форму с центральным сквозным отверстием, ниши, карманы и другие труднодоступные для гранул рабочей среды участки поверхности. Предложены вариативные схемы комбинирования энергетических воздействий на рабочую среду и детали, а также элементов технических решений для создания новых разновидностей способа вибрационной обработки, интенсивность которых возросла в 1,8...2,5 раза в сравнении с существующими аналогами.

Ключевые слова: *вибрационная обработка, резервуар вибростанка, приспособление с деталями, энергетические воздействия, интенсивность процесса.*

Введение

Отделочно-зачистная обработка деталей отраслей отечественного машиностроения, связанных с производством различного рода авиационных и аэрокосмических летательных аппаратов, станков и установок технологического назначения, двигателей и других исполнительных систем, является неотъемлемым процессом производственного цикла, внедрение которого сопряжено с решением совокупности производственных, экономических и социальных задач, имеющих функциональные, эргономические и эстетические корни [1].

1. Характеристика деталей, подлежащих вибрационной обработке

Из всей, проблемной с точки зрения отделочно-зачистной обработки, номенклатуры деталей можно выделить значительную группу корпусных деталей приводных и распределительных механизмов, а также деталей типа тела вращения, таких, как диски, втулки, катушки, шкивы, зубчатые колеса и др., имеющих симметричную форму и центральные сквозные отверстия, которые возможно использовать для базирования и закрепления в приспособлениях рабочих органов вибростанков.

Форма деталей выделенной группы классифицируется, как сложная, объемная, образованная сочетаниями цилиндрических, конических и других криволинейных поверхностей. Конструкции деталей имеют ниши, карманы, уступы, лекальные переходы

элементов поверхности с малыми радиусами сопряжения, а также глухие и сквозные отверстия различного диаметра. Формообразование таких конструктивных особенностей связано с операциями обработки лезвийным инструментом на металлорежущих станках, а именно точением, фрезерованием, сверлением, что влечет за собой появление дефектов поверхностей в виде заусенцев, острых кромок, повышенной шероховатости, удаление которых необходимо согласно требованиям последующей сборки и эксплуатации [2, 3]. Повышение безотказности и ресурса регулирующих систем летательных аппаратов во многом зависит от качества обработки поверхностей деталей механизмов. Приобретенные от предшествующих операций дефекты поверхностей, например, в виде заусенцев, попадая в гидравлическую или пневматическую систему, переносятся по всей системе, нарушая работу наиболее чувствительных ее элементов, таких, как манжетные уплотнения золотниковых и плунжерных пар, подшипников, клапанов, зубчатых передач и др. [4].

2. Характеристика методов отделочно-зачистной обработки

Оценивая технологические и технические потребности металлообрабатывающих производств, становится очевидным, что проблема ускоренного развития машиностроения тесно связана с новыми научными разработками, направленными на модернизацию отделочно-зачистных операций по достижению высокого качества поверхности деталей и

изделий, в первую очередь на предприятиях приоритетных отраслей промышленности, которые в большинстве своем обеспечены отечественными технологиями и оборудованием для окончательной обработки, уже несоответствующим требованиям современного производства.

По своим классификационным признакам отделочно-зачистная обработка объединяет группу технологий, преследующих своей целью удаление различного рода дефектов поверхности деталей, полученных операциями обработки лезвийным инструментом, а также различными методами литья, горячей и холодной штамповкой [2, 5].

Среди других методов отделочно-зачистной обработки, к новым развивающимся технологиям, широко распространенным в мировой практике, следует отнести обработку свободными средами, возбуждаемыми различными видами энергетического воздействия, из которых, в силу укоренившихся традиций вибрационное воздействие считают достаточно разработанной и сформировавшейся областью техники. Это далеко не соответствует реальности, так как в настоящее время происходит обновление парка виброобрабатывающих технологий и оборудования, задействованных в металлообрабатывающих производствах. Такие технические реформы обусловлены в первую очередь научными достижениями в области физики, механики, механохимии, компьютерной техники и технологии [6].

Методы вибрационной отделочно-зачистной обработки, решая поставленные задачи с точки зрения получения требуемого технологического результата, по своему физическому содержанию существенно отличаются от традиционных методов обработки на металлорежущих станках. Такой нетривиальный подход к металлообработке позволяет создать технологические процессы новых разновидностей вибрационной обработки, характеризующихся высокой эффективностью, оригинальными качественными показателями, а также способствующих проектированию экологически чистых ресурсосберегающих технологий.

3. Предпосылки создания новых разновидностей способа вибрационной отделочно-зачистной обработки

К основным приемам создания новых разновидностей виброобработки следует отнести комбинирование схем энергетического воздействия на рабочие среды и обрабатываемые детали. При этом имеется в виду одновременное воздействие двух и более видов энергии, среди которых различают вибрационное, химическое, струйное механическое и другие виды воздействия [7].

Рассматривая научные и практические аспекты применения новых разновидностей виброобработки, можно отметить, что к числу физико-технологических особенностей схем энергетических воздействий на среду и обрабатываемые детали также относятся и конструктивные характеристики резервуара вибростанка, в котором размещается рабочая среда требуемой характеристики и состава, а также обрабатываемые детали. Режимы колебаний при виброобработке подвергаются варьированию, как и другие основные параметры технологии [8]. Обрабатываемым деталям сообщаются дополнительные виды колебательного и вращательного движения, путем их установки в приспособлениях и шпиндельных устройствах [9]. Комбинируя различные сочетания технологических и конструктивных параметров, возможно, значительно расширить область эффективного использования вибрационной отделочно-зачистной обработки на основе создания и внедрения ее новых разновидностей.

Что касается предмета труда для виброобрабатывающей техники и технологии, то практика показывает, что количество деталей машиностроительных производств, подвергаемых отделочно-зачистным операциям, составляет 85...95 % от общего количества изготавливаемых деталей. В связи с возрастающими требованиями к качеству выпускаемых изделий есть основание полагать, что процент деталей, подвергаемых отделочно-зачистным операциям, будет еще более высоким. Сейчас упомянутые операции на 60 % и более выполняются с применением маломеханизированного труда, что делает проблему интенсификации вибрационной отделочно-зачистной обработки весьма своевременной для технического и технологического перевооружения отечественной промышленности [10].

Промышленное использование существующих традиционных технологий и оборудования виброобработки на операциях доделочной, очистной и мочечной обработки, а также на операциях виброшлифования и виброполирования выделенной группы деталей на настоящее время является процессом нетехнологичным и экономически нецелесообразным по ряду причин. В том числе, фактор сложной поверхности с наличием труднодоступных мест для гранул рабочей среды с традиционно применяемыми размерами, находящимися в пределах 5...30 мм, препятствует достижению необходимого технологического результата виброобработки.

С другой стороны корректировка традиционной технологии в направлении уменьшения грануляции среды сопровождается повышением ее демпфирующих свойств, что в силу технических возможностей современных промышленных вибростанков не обеспечивает стабильную кинематику и

динамику гранул в циркуляционном движении рабочей среды, при котором за счет взаимного давления и относительного перемещения гранул обрабатываемых и деталей происходят процессы микрорезания и упругопластического деформирования, необходимые для эффективной виброобработки.

Кроме того, обработка корпусных деталей в колеблющемся резервуаре, производимая «внавал», связана с возникновением технологического брака в виде забоин и вмятин, приобретенных от взаимных соударений, увеличенных по габаритам и массе, деталей при их циркуляционном движении. Обработка плоскостных деталей по традиционной технологии неизменно сопровождается образованием сводов деталей, слипанием их в пакеты и взаимным перекрытием обрабатываемых поверхностей, что вызывает заклинивание содержимого резервуара и появление до 20 % брака.

4. Постановка задачи исследования

Приведенная информация о текущем состоянии вопроса указывает на нескрытые резервы и направления, связанные с управлением процессом виброобработки и расширением его технологических возможностей за счет привлечения номенклатуры обрабатываемых деталей, ранее принятых нетехнологичными для операции виброобработки. В этой связи рассмотрим и оценим с точки зрения технических возможностей и получаемой производительности принципиальные схемы процессов вибрационной отделочно-зачистной обработки, созданные на основе комбинирования воздействий на рабочую среду и обрабатываемые детали энергии вибрационных и центробежных сил, а также энергии струйного движения потоков жидкости.

5. Исследование интенсификации вибрационной отделочно-зачистной обработки

НИЛ «ОСА» ВНУ им. В. Даля предложена вариативная схема комбинирования конструктивных технических решений новых разновидностей способа виброобработки (рис. 1), состоящих из элементов «резервуара» (рис. 2) и «приспособления» (рис. 3), в которых возмущающая сила F вибровозбудителя определяется выражением $F = m r \omega^2$, где: m — масса дебалансных грузов вибровозбудителя; r — расстояние от центра масс дебалансных грузов до оси вращения вала вибровозбудителя; ω — угловая скорость вращения вала вибровозбудителя.

При реализации разновидностей способа, согласно вариантам аппаратурного оформления тех-

нологической системы «резервуар с рабочей средой — приспособление с обрабатываемыми деталями» (рис. 4), в резервуаре вибростанка формируется энергетическое воздействие, создающее общий циркуляционный характер циклонического движения гранул рабочей среды, свободно проникающих ко всем труднодоступным поверхностям обрабатываемых деталей, что приводит к высокой интенсивности обработки, управление которой осуществляется при выборе рациональных сочетаний значений амплитудно-частотных параметров колебательного движения резервуара и приспособления с обрабатываемыми деталями, а также скоростей вращательного движения шпинделя и импеллера вибростанка.

В рассматриваемых вариантах новых разновидностей способа виброобработки сделана попытка реализовать технологическую необходимость использования в качестве рабочих сред увлажненную химически-активным раствором мелкодисперсную рабочую среду в виде шлифзерна зернистостью 200...40 и шлифпорошков зернистостью 32...16, а также абразивных и металлических гранул размером до 2 мм, формообразующие свойства которых, обеспечивающие микрорезание и упругопластическое деформирование, проявляются при равномерном и стабильном контакте с обрабатываемой поверхностью любой сложности.

Более полное использование режущих свойств гранул рабочей среды в процессе виброобработки деталей со сложной объемной формой поверхности стало возможным за счет применения в новых разновидностях способа виброобработки элемента единого технического решения процесса, состоящего в том, что обрабатываемые детали поотдельности или пакетами базируют и закрепляют на, расположенных рядами или карусельно, установочных пальцах многоместного приспособления, смонтированного на виброплощадке или шпинделе с возможностью погружения в рабочую зону резервуара, заполненного рабочей средой, движущейся под влиянием различных схем энергетических воздействий.

Необходимо отметить, что принятый принцип установки обрабатываемых деталей в резервуаре способствует возникновению эффекта встречно-движущихся восходящих и нисходящих потоков рабочей среды с нейтральными слоями между ними, где и расположены установочные пальцы приспособления с обрабатываемыми деталями, выполняющими функции колеблющихся и вращающихся дефлекторов, создающих в рабочей среде зоны циклонического движения гранул со сложной несимметричной траекторией и большими вибрационными ускорениями, достигающими 25...30g, где g — ускорение силы земного притяжения [11].

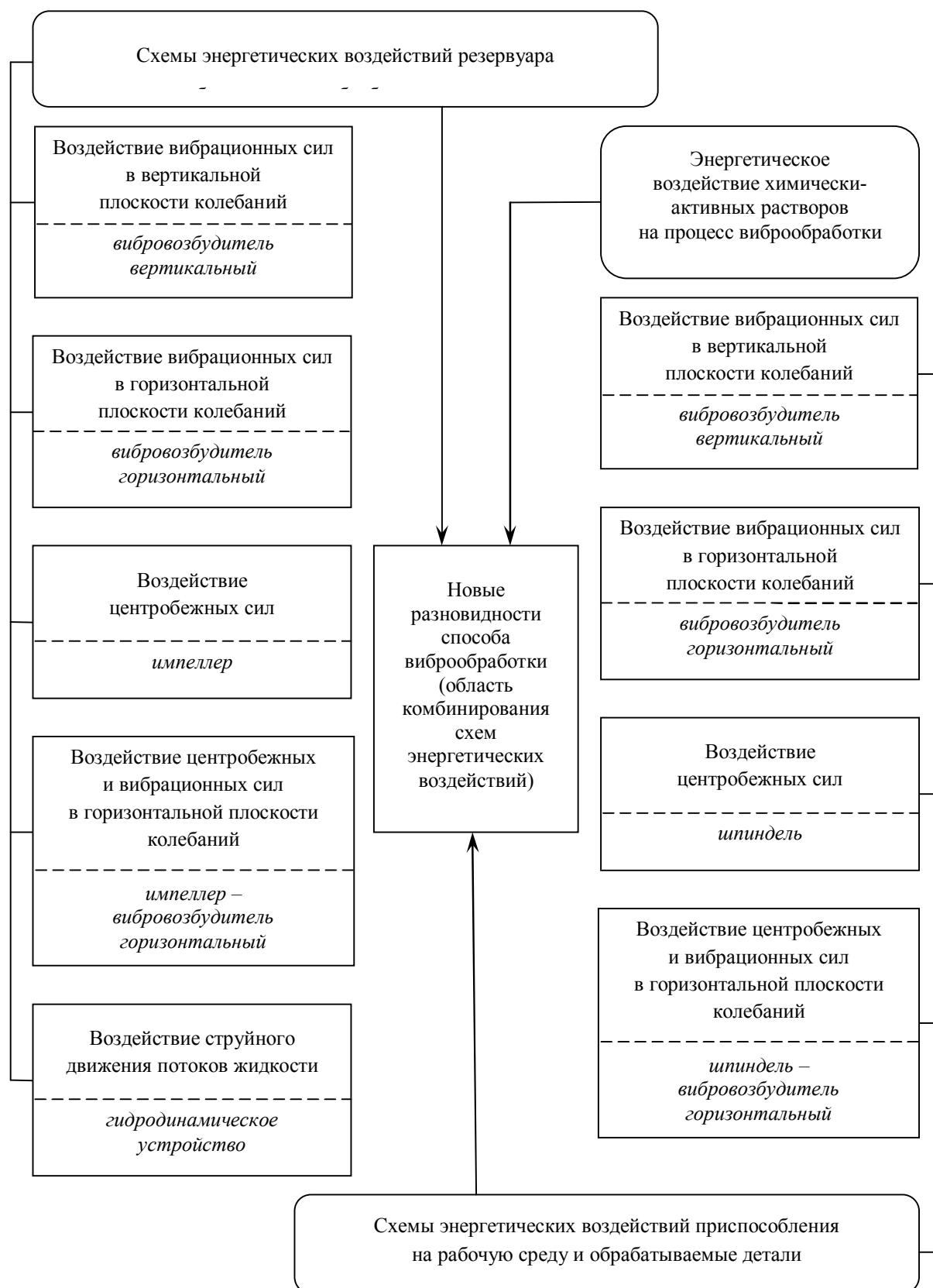
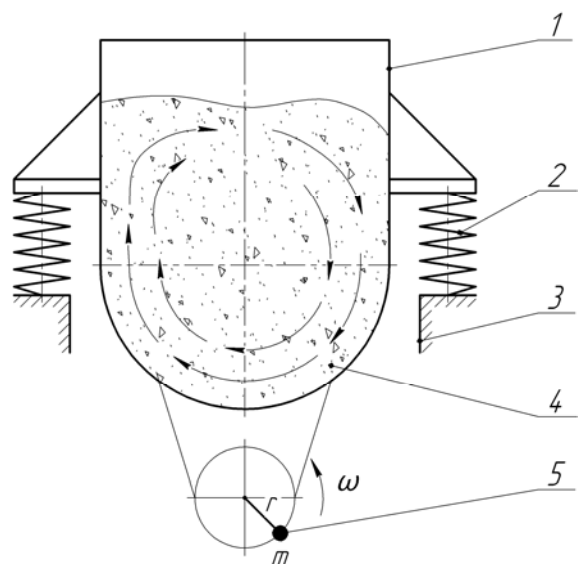
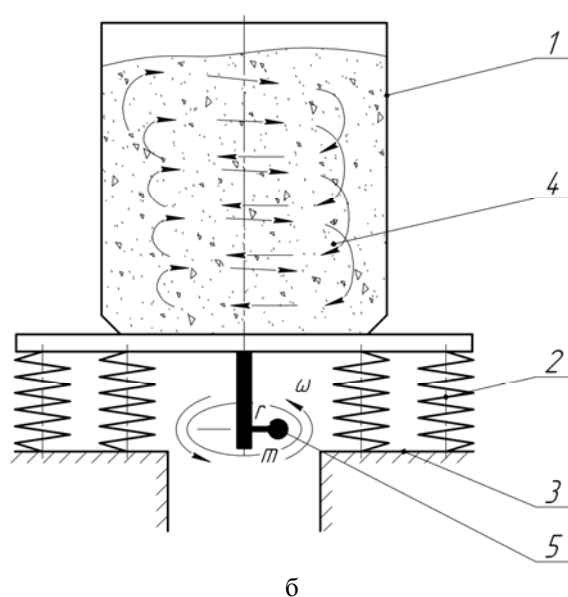


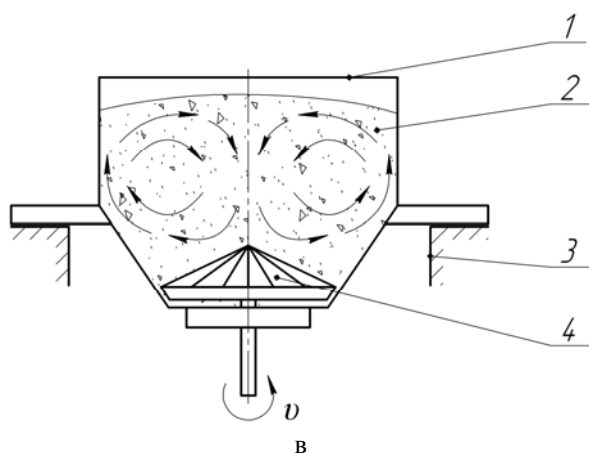
Рис. 1. Вариативная схема комбинирования энергетических воздействий и конструктивных элементов технических решений новых разновидностей способа виброобработки



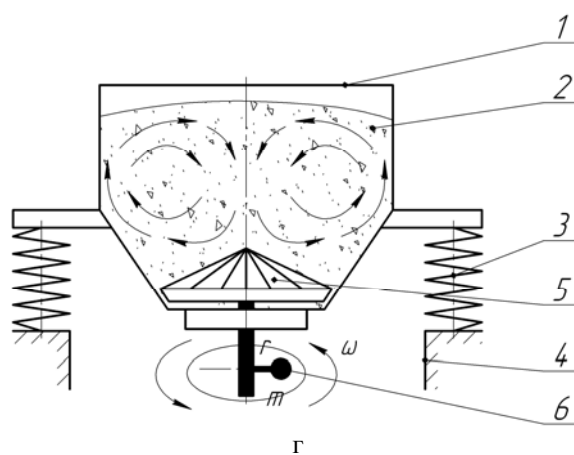
1 – резервуар, 2 – подвеска, 3 – опора, 4 – рабочая среда, 5 – вибровозбудитель вертикальный



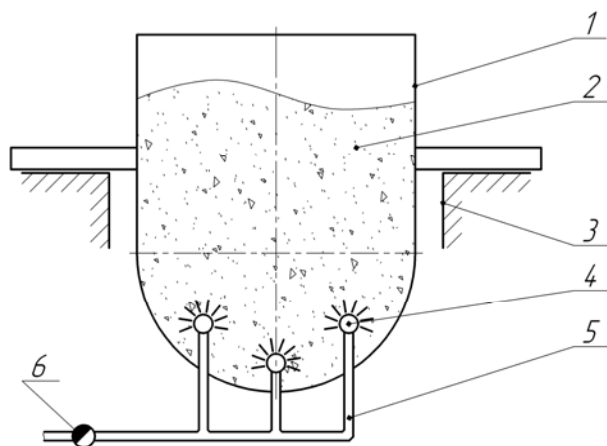
1 – резервуар, 2 – подвеска, 3 – опора, 4 – рабочая среда, 5 – вибровозбудитель горизонтальный



1 – резервуар, 2 – рабочая среда, 3 – опора, 4 – импеллер



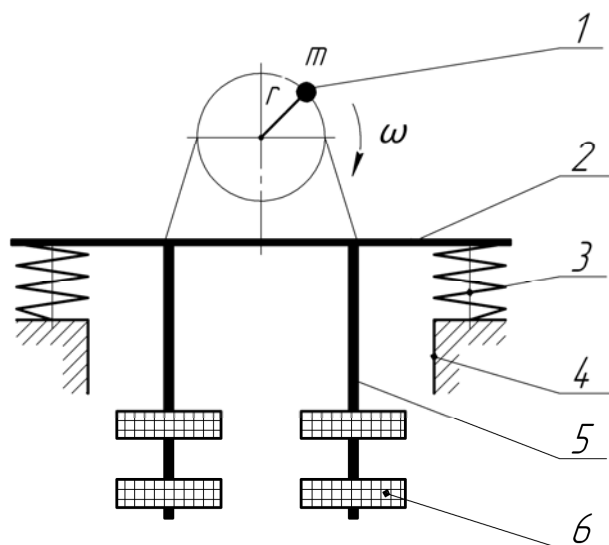
1 – резервуар, 2 – рабочая среда, 3 – подвеска; 4 – опора, 5 – импеллер, 6 – вибровозбудитель горизонтальный



1 – резервуар, 2 – рабочая среда, 3 – опора, 4 – гидродинамическое устройство, 5 – трубопровод, 6 – дроссель

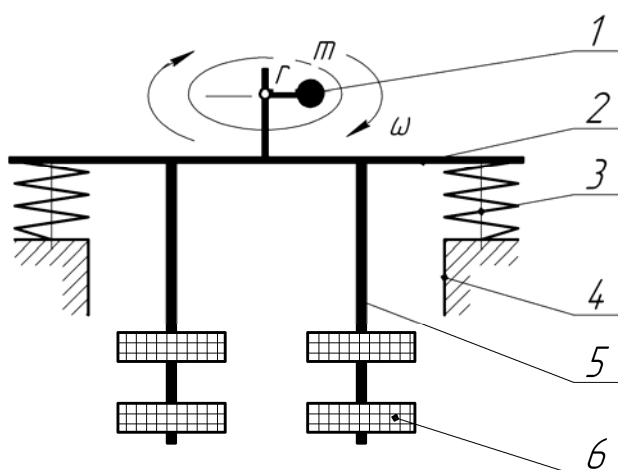
д

Рис. 2. Конструктивные варианты элемента «резервуар» технологической системы «резервуар с рабочей средой – приспособление с обрабатываемыми деталями»



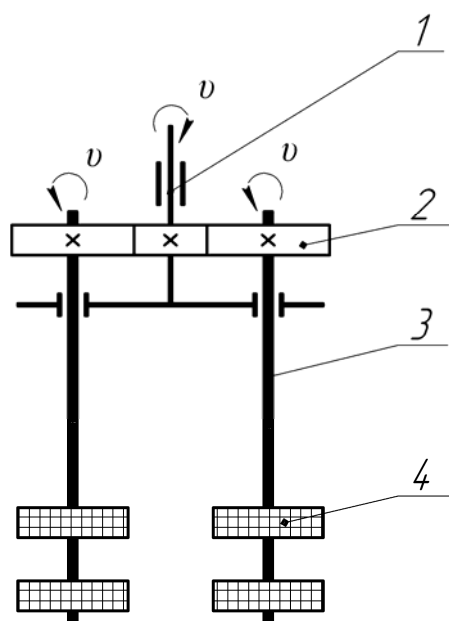
1 – вибровозбудитель вертикальный, 2 – приспособление, 3 – подвеска, 4 – опора, 5 – установочные пальцы, 6 – обрабатываемые детали

а



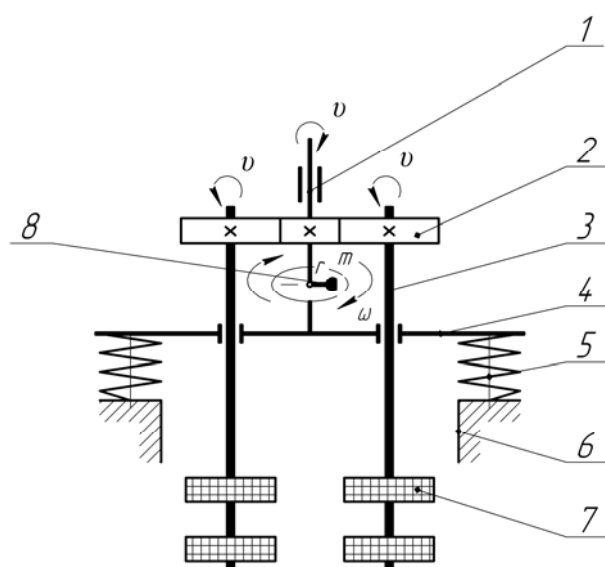
1 – вибровозбудитель горизонтальный, 2 – приспособление, 3 – подвеска, 4 – опора, 5 – установочные пальцы, 6 – обрабатываемые детали

б



1 – шпиндель, 2 – зубчатая передача, 3 – установочные пальцы, 4 – обрабатываемые детали

в



1 – шпиндель, 2 – зубчатая передача, 3 – установочные пальцы, 4 – приспособление, 5 – подвеска, 6 – опора, 7 – обрабатываемые детали, 8 – вибровозбудитель горизонтальный

г

Рис. 3. Конструктивные варианты элемента «приспособление» технологической системы «резервуар с рабочей средой – приспособление с обрабатываемыми деталями»

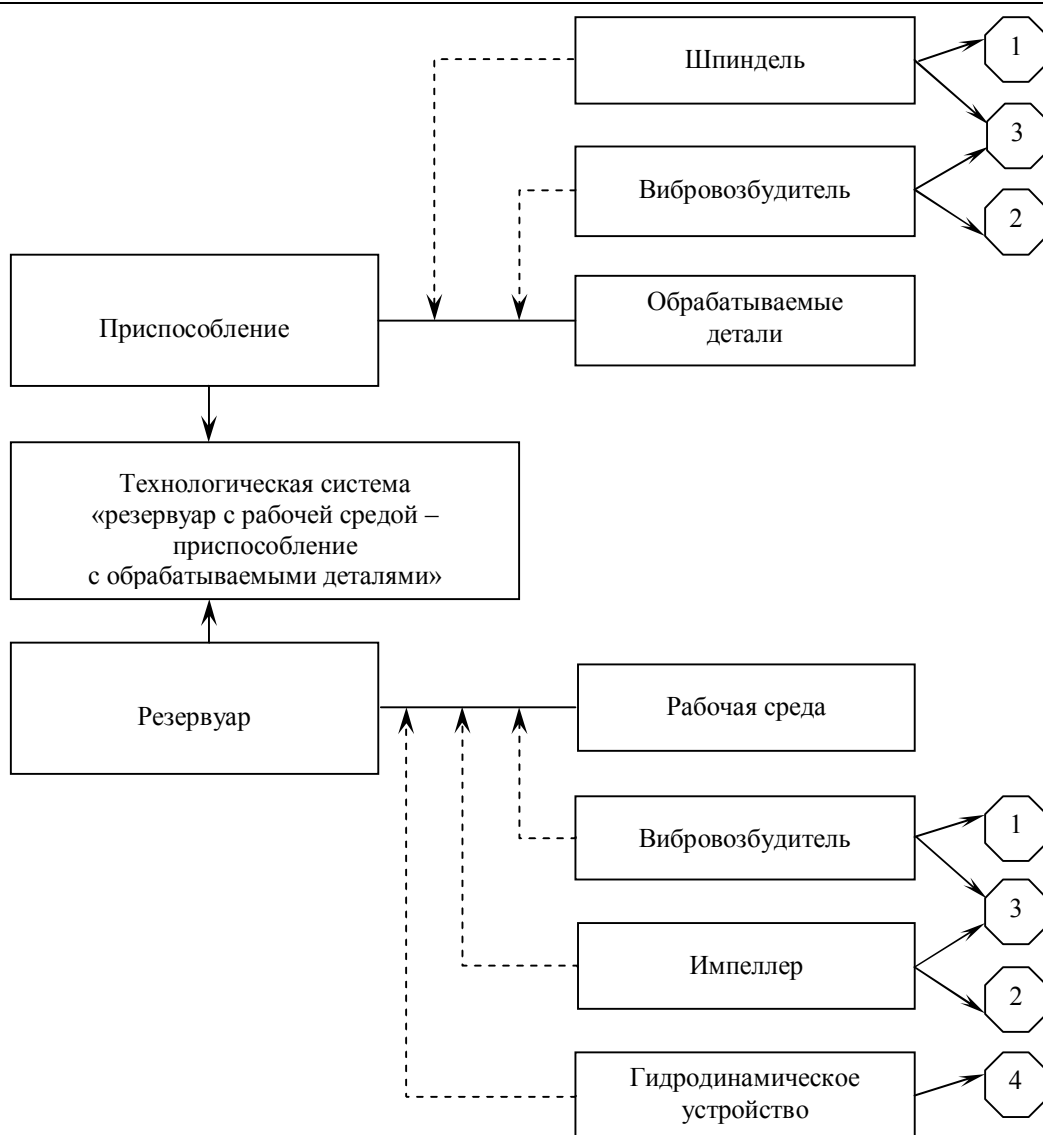


Рис. 4. Варианты аппаратного оформления технологической системы «резервуар с рабочей средой – приспособление с обрабатываемыми деталями»

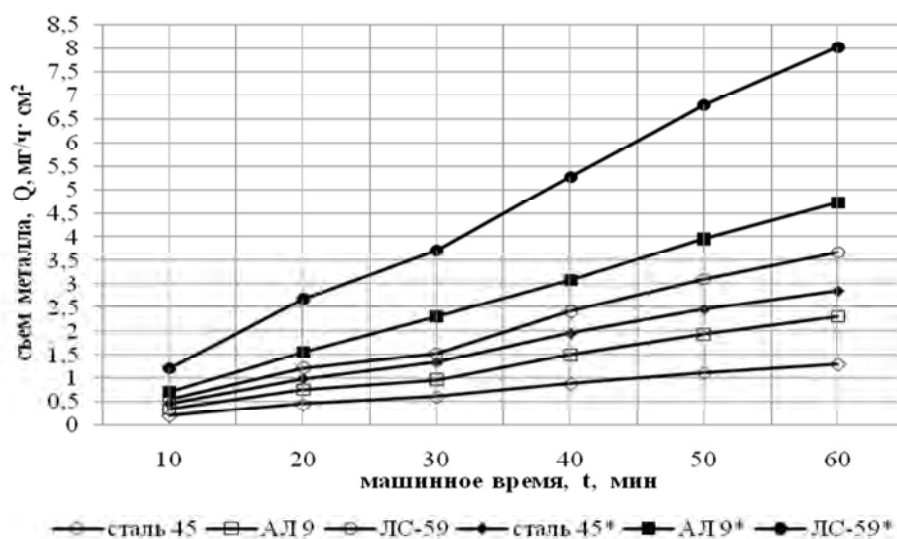


Рис. 5. Зависимость съема Q металла от машинного времени t при вибрационной обработке согласно традиционному способу и новым его разновидностям (*)

При этом в содержимом резервуара возрастают скорости относительного перемещения и взаимного давления гранул среды и деталей, что позитивно сказывается на активности обработки сложных поверхностей деталей с которых, при использовании энергии вибрационных и центробежных сил, а также воздействию струйного движения потоков жидкости, удаляется дефектный слой металла с одновременным уменьшением шероховатости.

Управление процессом виброобработки производится при выборе рациональных сочетаний значений регулируемых параметров вибростанка, таких, как амплитуда и частота колебаний вибровозбудителя, изменяющихся в пределах 0,2...3,0 мм и 30...70 Гц, а также скорости вращения импеллера и шпинделя в пределах 31,5...1440 об/мин, назначаемых исходя из требований результата выполняемых технологических операций. Следует также отметить, что при всех прочих условиях немаловажную роль в интенсификации вибрационной отделочно-зачистной обработки играет размер гранул рабочей среды, а также эффективность химического воздействия применяемых рабочих растворов.

6. Оценка интенсивности новых разновидностей способа вибрационной отделочно-зачистной обработки

Качественная и количественная интенсификация наблюдается при реализации всех, определенных нами, новых прогрессивных разновидностях способа вибрационной отделочно-зачистной обработки, которые сформированы комбинированием схем энергетических воздействий на среду и обрабатываемые детали. Интенсивность удельного съема с образцов из различных металлов при экспериментальной вибрационной обработке согласно новым ее разновидностям возросла в 1,8...2,5 раза в сравнении с традиционной промышленной технологией [12]. В качестве иллюстрации (рис. 5) приведено графическое сравнение зависимостей съема металла от машинного времени при обработке образцов согласно классическому способу виброобработки и его новой разновидности с усилением энергии воздействия вибрационных сил, что достигается комбинирование конструктивных вариантов элементов «резервуар» (рис. 2, а) и «приспособление» (рис. 3, а) технологической системы «резервуар с рабочей средой – приспособление с обрабатываемыми деталями». Приведенное выше дает основание для дальнейшего научного изучения, технического и технологического проектирования и промышленного внедрения новых разновидностей вибрационной отделочно-зачистной обработки, полученных комбинированием схем энергетических воздействий.

Общие выводы

Таким образом, детальное изучение априорного теоретического и практического опыта интенсификации вибрационной отделочно-зачистной обработки показывает, что сопровождающие ее процессы микрорезания и упругопластического деформирования, обеспечивающие удаление дефектного слоя металла и уменьшение шероховатости поверхности при достижении различных технологических результатов, исследованы недостаточно, что не позволяет разрабатывать корректные технологические рекомендации для промышленного внедрения без дополнительных экспериментальных исследований. Для проведения таких исследований в НИЛ «ОСА» ВНУ им. В. Даля создан специальный стенд, позволяющий изучать особенности кинематики и динамики новых разновидностей вибрационной отделочно-зачистной обработки, разработанных комбинированием схем энергетических воздействий на рабочую среду и обрабатываемые детали.

Обобщение результатов экспериментов, проведенных на данном стенде, позволяет проводить физическое и математическое моделирование процесса виброобработки, реализуемых по предлагаемой в статье вариативной схеме комбинирования энергетических воздействий и конструктивных элементов технических решений, а также дает возможность достаточно обосновано подойти к прогнозированию условий эффективной отделочно-зачистной обработки деталей различной формы сложности, изготовленных из металлов с различными физико-механическими свойствами и, в конечном итоге, к интенсификации существующих и проектированию новых прогрессивных технологий, используемых на операциях виброобработки.

Литература

1. Лосева, О.А. Проблема скругления кромок [Текст] / О.А. Лосева // *Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. Тр. нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»*. – Вып. 45. – Х., 2006. – С. 122 – 128.
2. Gillespie, LaRoux, *Deburring and Edge Finishing Handbook*, SME, Dearborn, MI, 1999.
3. *Машиностроение. Энциклопедия* [Текст] / *Ред. совет: К.В. Фролов (пред.) и др.* – М.: *Машиностроение. Технология изготовления деталей машин Т. III – 3* / А.М. Дальский, А.Г. Суслов, Ю.Ф. Назаров и др. *Под общ. ред. А.Г. Суслова*. 2006. 840 с.
4. Жданов, А.А. Обеспечение качества гидротопливных агрегатов летательных аппаратов за счет новых технологий [Текст] / А.А. Жданов // *Технологические системы*. – 2002. – № 5. – С. 9 – 13.
5. Кулаков, Ю.М. *Отделочно-зачистная обработка деталей* [Текст] / Ю.М. Кулаков, В.А. Хрульков. – М.: *Машиностроение*, 1979. – 216 с.

6. Бабичев, А.П. Технологическое применение колебаний или ... вибрационные технологии [Текст] / А.П. Бабичев // Вестн. ДГТУ. – 2005. – Т. 5, № 3 (25). – С. 289 – 301.

7. Бабичев, А.П. Основы вибрационной технологии [Текст] / А.П. Бабичев, И.А. Бабичев. – Ростов н/Д: Издательский центр ДГТУ, 2008. – 694 с.

8. Мицык, В.Я. Исследование влияния частоты и амплитуды колебаний резервуара на эффективность процесса виброобработки. Определение рациональных режимных параметров [Текст] / В.Я. Мицык, В.В. Савин // Вибрации в технике и технологиях. – 2000. – № 3 (15). – С. 32 – 38.

9. Нечай, Е.В. Анализ финишных методов обработки деталей в броне свободных абразивов [Текст] / Е.В. Нечай, Н.И. Пичугин // Вибрации в техніці та технологіях. – 2010. – № 2 (58). – С. 152 – 167.

10. Мицык, А.В. Повышение эффективности обработки крупногабаритных плоскостных изделий активизацией движения рабочей среды в колеблющихся «U» - образных контейнерах [Текст]: дис. ... канд. техн. наук: 05.03.01; защищена 10.04.08; утв. 02.07.08 / Мицык Андрей Владимирович. – Х., 2008. – 331 с.

11. Мицык, В.Я. Развитие научных основ проектирования технологии и оборудования отделочно-зачистной и упрочняющей виброобработки [Текст] / В.Я. Мицык // Вібрації в техніці та технологіях. – 2010. – № 2 (58). – С. 141 – 151.

12. Обработка деталей свободными абразивами в вибрирующих резервуарах [Текст]: моногр. / И.Н. Карташов, М.Е. Шаинский, В.А. Власов и др. – К.: Вища школа, 1975. – 188 с.

Поступила в редакцию 5.12.2011

Рецензент: д-р техн. наук., проф., заведующий кафедрой «Технология машиностроения и инженерный консалтинг» В.А. Витренко, Восточноукраинский национальный университет имени Владимира Даля, Луганск.

ШЛЯХИ ІНТЕНСИФІКАЦІЇ ВІБРАЦІЙНОЇ ОЗДОБЛЮВАЛЬНО-ЗАЧИЩУВАЛЬНОЇ ОБРОБКИ КОМБІНУВАННЯМ СХЕМ ЕНЕРГЕТИЧНИХ ДІЙ НА РОБОЧЕ СЕРЕДОВИЩЕ ТА ДЕТАЛІ

А.В. Міцук, В.О. Федорович

Представлені шляхи інтенсифікації вібраційної оздоблювально-зачищувальної обробки корпусних та площинних типу тіл обертання деталей номенклатури авіаційних та аерокосмічних літальних апаратів, верстатів та установок технологічного призначення, що мають складну форму з центральним крізним отвором, ніші, кишені та інші труднодоступні для гранул робочого середовища ділянки поверхні. Запропоновані варіативні схеми комбінування енергетичних дій на робоче середовище та деталі, а також елементів технічних рішень для створення нових різновидів способу вібраційної обробки, інтенсивність яких зросла в 1,8...2,5 рази порівняно з існуючими аналогами.

Ключові слова: вібраційна обробка, резервуар віброверстата, пристрій з деталями, енергетичні дії, інтенсивність процесу.

THE WAYS OF INTENSIFICATION OF VIBRATION FINISHING-GRINDING TREATMENT BY COMBINING OF THE CIRCUITS OF ENERGETIC ACTIONS ON THE WORKING MEDIUM AND PARTS

A.V. Mitsyk, V.A. Fedorovich

The ways of intensification of vibration finishing-grinding treatment of stationary base members and plane bodies of revolution of aircraft and aero-space flying apparatus nomenclature, machine tools and plants of technological purpose, which have complex shape with the central through hole, recesses, pockets and other heavy for working medium granules the surface sections, are presented. The variative circuits of combining the energetic actions on the working medium and parts, as well as of combining the elements of technical solutions for creation of new varieties of the method of vibration treatment, the intensity of which increased in 1,8...2,5 time in the comparison with the existing analogues, are offered.

Key words: vibration treatments, reservoir of vibration machine, attachment with the parts, energetic actions, intensity of the process.

Мицык Андрей Владимирович – канд. техн. наук, доц. кафедры «Процессы обработки материалов, станки и инструменты» Восточноукраинского национального университета имени Владимира Даля, Луганск, Украина, e-mail: an_mitsyk@mail.ru

Федорович Владимир Алексеевич – д-р техн. наук, проф., проф. кафедры «Интегрированные технологии машиностроения» им. М.Ф. Семко Национального технического университета «Харьковский политехнический институт», Харьков, Украина.

УДК 551.509.615

А.В. КОРНЕВ¹, И.И. ПЕТУХОВ¹, В.П. БАХАНОВ², Б.Н. ЛЕСКОВ²¹ Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина² Украинский научно-исследовательский гидрометеорологический институт, Киев

КОНЦЕПЦИЯ АВТОМАТИЗИРОВАННОГО БЕСПИЛОТНОГО АВИАЦИОННОГО КОМПЛЕКСА АКТИВНОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ НА МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКИЕ ПРОЦЕССЫ В ЗОНЕ АЭРОПОРТОВ

Рассмотрены концептуальные положения и технико-экономические аспекты создания беспилотного авиационного комплекса (БАК) для рассеивания холодных туманов. В качестве средства доставки реагента используется беспилотный носитель с аэроупругим крылом. Такая система в части скорости засева требуемой площади уступает используемым для этих целей пилотируемым летательным аппаратам. Однако отсутствие риска потери экипажа и дорогостоящей техники при полётах в сложных метеоусловиях, "мягкое" крыло, а также низкая скорость полёта и лучшая манёвренность беспилотного носителя, малый общий вес, компактность конструкции, более высокое соотношение веса полезной нагрузки к взлётному весу являются неоспоримыми его преимуществами. Кроме того, применение такого носителя не требует использования для взлёта и посадки подготовленных площадок, специальных пусковых и посадочных устройств.

Ключевые слова: аэропорт, бесперебойная работа, безопасность, переохлажденный туман, активные воздействия, авиационный беспилотный комплекс, концепция.

Введение

Метеорологические условия в зоне взлёта и посадки самолётов и вертолётов являются одним из основных факторов, определяющих регулярность полётов. Прямые потери от простоев крупных аэропортов по метеоусловиям исчисляются сотнями тысяч долларов США. Значительная часть простоев происходит из-за тумана. В частности, по статистике для украинских аэропортов (Киев, Донецк, Харьков) простои в холодное время года из-за густого тумана составляют от 2-х до 4-х суток [1, 2].

Эта проблема актуальна во всём мире. Несмотря на оснащение современных авиалайнеров и аэропортов оборудованием "слепой посадки", на заключительном этапе приземления пилоты предпочитают видеть посадочную полосу собственными глазами. Поэтому только обеспечение в зоне аэропорта "окна" с требуемыми условиями видимости создаёт предпосылки для бесперебойной и безопасной работы авиатранспорта.

Отработанная методика и практический опыт реализации мероприятий по улучшению метеобстановки существует на Украине в Украинском научно-исследовательском гидрометеорологическом институте МЧС и НАН Украины (УкрНИГМИ г. Киев) [2, 3]. Основным механизмом воздействия на облака и туманы является распыление в них реагентов, являющихся ядрами кристаллизации. Вода облачных капель переходит на кристаллы и выпадает в виде осадков.

Широкому практическому использованию методов рассеяния переохлаждённых туманов для раскрытия аэропортов предшествовал длительный экспериментальный период. Эксперименты в природе были начаты сотрудниками Центральной Аэрологической Обсерватории (ЦАО) под руководством И.И. Гайворонского зимой 1951-1952 гг. Использовался оборудованный средствами воздействия самолёт ЛИ-2. Засевы туманов производились измельчённым твердым диоксидом углерода, йодистым серебром (AgI) и флороглюцином. В дальнейшем интенсивность экспериментальных работ нарастала. Основные работы, завершившие разработку практической методики для рассеяния облаков и туманов, были проведены в 1959-1963 гг. в зоне аэропортов Алма-Аты, Усть-Каменогорска и Минеральных Вод, где повторяемость переохлаждённых туманов была наибольшей. Это позволило подготовить (1964 г.) специальную инструкцию по рассеянию облаков и туманов над аэродромами [4]. В 1985 г. была подготовлена новая инструкция, учитывающая экспериментальные данные последних лет [3].

В зимние периоды 1963-1964 гг. началось масштабное внедрение разработанной методики. В основных аэропортах СССР при АМСГ (авиационная метеорологическая станция гражданская) была создана сеть подразделений по рассеянию переохлаждённых облаков и туманов (Внуково, Шереметьево, Алма-Ата, Минеральные Воды, Киев, Минск, Днепропетровск, Свердловск). В распоряжении этих под-

разделений были самолёты ЛИ-2, оборудованные средствами воздействия твёрдым CO_2 и по две наземные углекислотные установки ЖКУ-2 ЦАО, которые буксировались автомобилем ГАЗ-69. Организация работы групп предусматривала круглосуточные дежурства в дни, когда прогнозировались низкие облака и туманы. Работа этих подразделений оказалась исключительно эффективной. Например, только за один зимний сезон 1963-1964 (7 декабря – 17 марта) аэродром Алма-Аты раскрывался 41 раз, что расширило лётно-метеорологические условия на 126 часов. Это позволило дополнительно принять 90 и выпустить 263 самолёта. При этом самолёт ЛИ-2 был использован в 18 случаях и 23 раза рассеяния туманов проводились наземными установками.

Во Внуково и Шереметьево в зимнем сезоне 1963-1964 гг. работы велись со 2 января по 27 марта. При этом операции по рассеянию проводились 53 раза (35 случаев с низкими облаками и 18 случаев с туманами). Это значительно расширило лётно-метеорологические условия этих аэропортов, что позволило дополнительно выпустить 357 и принять 267 самолётов.

Специальные расчёты показали, что доходы от работ по открытию аэропортов превышают расходы, связанные с амортизацией материальной части, техобслуживанием и другими расходами почти в пять раз [5]. При этом большое значение имело также повышение уровня безопасности и регулярности полётов, а также культуры и комфорта обслуживания пассажиров.

Исключительно эффективным оказалось использование технологии рассеяния облаков при выполнении некоторых космических программ. Например, рассеяние сплошной облачности над Симеизской астрофизической обсерваторией, осуществлявшей мониторинг полётов космических аппаратов, позволило успешно завершить полёт автоматической космической станции «Луна-9» (посадка на Луну 3 февраля 1966 г.), а позже «Луна-17» с самоходным аппаратом «Луноход-1» (посадка на Луну 17 ноября 1970 г.). В этих случаях экономическая эффективность была исключительно высокой. Лунная программа Советского Союза исчислялась несколькими миллиардами рублей, а на эти две операции по рассеянию облаков было истрачено менее 20 тыс. рублей.

Эпизодически технологию рассеяния облаков можно использовать для повышения комфортности погодных условий в дни проведения праздничных мероприятий. Например, такие работы проводились в период проведения московской олимпиады 1980 г., в 1995 г. на праздновании 50-летия Победы, в 1998 г. в период открытия и закрытия Всемирных юношеских игр. В 2000–2008 гг. главная геофизическая обсерватория им. А.И. Воейкова (Санкт-Петербург) осуществляла работы по активным воздействиям (АВ) на об-

лачные системы с целью метеозащиты мегаполисов в периоды торжественных мероприятий в Ташкенте в 2002 – 2003 гг., саммита глав держав в дни празднования 300-летия Санкт-Петербурга в 2003 г.; в дни празднования 1000-летнего юбилея Казани и 15-летия Республики Татарстан в 2005 г., во время проведения в Санкт-Петербурге праздника «Алые Паруса» и встречи глав государств «Большой восьмёрки» в 2006 г.

Успешные работы по рассеянию мощной облачной системы фронта окклюзии были проведены в г. Киеве 9 мая 2010 г. для обеспечения комфортных погодных условий в момент проведения праздника в ознаменование 65-летия победы в Великой Отечественной войне. В операции было задействовано три самолёта (два АН-30 и один – АН-26). Эффект ослабления и рассеяния облачной системы был зафиксирован и со спутника.

В московском регионе эта техника регулярно используется при проведении всех крупных столичных праздников. В 2011 году на выполнение работ по метеозащите Москвы во время проведения праздничных мероприятий выделяется более 5 млн. долларов США [6].

Рассеяние плотных переохлажденных туманов может оказаться полезным для предотвращения обрывов линий электропередач, а также для улучшения видимости на автомагистралях и в акваториях морских портов.

Расширение масштабов использования методов АВ на облака и туманы сдерживается риском полётов в сложных метеоусловиях и высокими затратами при использовании пилотируемой авиатехники. Альтернативные методы в виде, например, применения ракетных установок [7, 8] в гражданском воздушном пространстве и над населёнными территориями, очевидно, неприемлемы. Также весьма проблематичным выглядит рассеивание туманов над аэродромами с помощью наземных газотурбинных теплоустановок. Это может дать эффект только при штилевых условиях и относительно тонком слое тумана.

Повысить эффективность АВ с земли можно за счёт организации сети стационарных средств воздействия, размещённых с учётом розы ветров в зоне конкретного раскрываемого объекта. Но более предпочтительным и эффективным в таком случае является применение мобильных установок, монтируемых на базе небольших манёвренных автомобилей повышенной проходимости. Однако задача осложняется тем, что с учётом скорости ветра и возможных его направлений радиус зоны воздействия может достигать нескольких десятков километров. Поэтому прокладка маршрутов воздействия и выдерживание режима движения при организации таких работ сопряжена с трудностями, вызванными особенностями ландшафта, наличием лесных массивов, хозяйственных угодий, населённых пунктов и дорог.

АВ с помощью авиационных средств технически в наименьшей степени зависят от характера подстилающей поверхности. Однако кроме высокой стоимости использования пилотируемой авиации необходимо учитывать, что взлёт летательного аппарата происходит в условиях плохой видимости. Толщина слоя тумана и низких облаков может достигать 600 м. Рациональным с точки зрения экономии реагента и повышения эффективности воздействия является воздействие непосредственно над верхним слоем тумана либо внутри него, на несколько метров ниже верхней границы. В связи с этим возникают дополнительные трудности полётов на малых и сверхмалых высотах и в условиях обледенения, что ещё больше ограничивает возможность применения пилотируемой техники.

Описанные выше обстоятельства и практический опыт УкрНИГМИ, наработки НИИ ПФМ ХАИ по созданию автоматизированных авиационных систем [9, 10, 11], а также научно-технический задел в области низкотемпературной техники кафедры аэрокосмической теплотехники Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ» послужили предпосылками к созданию автоматизированного комплекса для управления метеобстановкой, инициатором которого стал главный конструктор КБ-2 НИИ ПФМ ХАИ Белый В.Д.

1. Цель работы

Более безопасным и менее затратным для рассеивания переохлаждённых туманов представляется применение беспилотного авиационного комплекса (БАК). В части скорости засева требуемой площади он уступает пилотируемым летательным аппаратам. Однако отсутствие риска потери экипажа и дорогостоящей техники при полётах в сложных метеоусловиях и возможность применения независимо от времени суток являются неоспоримыми его преимуществами.

В данной работе рассмотрены концептуальные положения и технико-экономические аспекты создания БАК. Полученные данные послужат базой для предварительной оценки соотношения присущих этому рисков и затрат с получаемым экономическим эффектом.

2. Содержание работы

Приоритетной задачей БАК рассматривается рассеивание переохлаждённых туманов в зоне аэропортов с целью обеспечения удовлетворительных метеорологических условий для взлёта и посадки воздушных судов. Это локальные объекты, требующие меньших объёмов работ по улучшению метеобстановки и допускающие применение авиатехники меньшей грузоподъёмности. Основными составляющими указанной задачи являются:

- обеспечение видимости в зоне объекта, достаточной для поддержания его функционирования;

- визуальное наблюдение в оптическом диапазоне и реальном масштабе времени территории для возможности определения верхней границы тумана, а также результатов и масштабов воздействия;

- определение направления и скорости ветра на рабочей высоте.

В качестве смежных задач рассматриваются:

- мониторинг зоны аэропорта и прилегающих территорий в интересах службы безопасности;

- информационное обеспечение операций в интересах МЧС;

- обслуживание и мониторинг объектов в интересах Госпогранслужбы;

- обслуживание обсерваторий, автодорог, акваторий портов.

Концепция обеспечения безопасности в целом складывается из следующих положений [12]:

- учёта всех негативных последствий по причине ухудшения видимости из-за тумана;

- приоритета принципа сохранения жизни людей, зданий, сооружений и техники;

- учёта всех негативных последствий по причине отказа систем БАК;

- принятие риска, отличного от нуля;

- учёта приемлемого риска при выборе мер безопасности по принципу разумной достаточности соотношения между выгодами и затратами.

Наработанный опыт в области управления метеорологической обстановкой [2, 3] определяет выбор в качестве средства воздействия на переохлаждённые туманы жидкой углекислоты ввиду её доступности, экологической чистоты и взрывобезопасности, а также простоты оборудования, предназначенного для хранения на борту и распыления реагента. В перспективе целесообразней будет в качестве реагента использовать жидкий азот, технология использования которого в природных условиях разработана в УкрНИГМИ [13].

При составлении и анализе схем движения летательного аппарата учитывалось, что современные средства навигации и разработанная система автоматического управления позволяют прокладывать и выдерживать маршрут с точностью до нескольких метров и совершать "точечную" посадку.

В качестве несущей системы беспилотного летательного аппарата (БЛА) рассматривается аэроупругое крыло высокого аэродинамического качества. Диапазон скоростей такого БЛА составляет 20÷60 км/ч, что достаточно для АВ при скорости ветра до 5 м/с. Большие значения скорости ветра не характерны для условий существования холодного тумана. Преимуществами аппарата такой схемы являются низкая скорость взлёта, полёта и планирования, высокая манёвренность, малый общий вес, компактность конструкции. Это крайне важно с точки зрения безопасности применения комплекса, поставленной во главу решения проблемы.

Выполненные расчёты показывают, что для БЛА с аэроупругим крылом соотношение веса полезной нагрузки к взлётному весу достигает $0,5 \div 0,65$. Этот показатель в $1,2 \div 3,5$ раз выше такового для беспилотных летательных аппаратов крыльевых схем, что важно с точки зрения экономичности системы.

В совокупности отмеченные преимущества БЛА с аэроупругим крылом дают возможность создания достаточно простой и эффективной системы. При её эксплуатации могут использоваться для взлёта и посадки неподготовленные площадки ограниченной площади без специальных пусковых и посадочных устройств. БЛА способен осуществлять "точечную" посадку, управляться в автоматическом режиме или дистанционно. Всё это позволяет снизить стоимость работ по активным воздействиям и повысить безопасность их выполнения.

В настоящее время проект находится на стадии изготовления "демонстратора технологии", разработки тактико-технических требований и формирования технического предложения. Проведено определение, разработка и обоснование структуры, состава и тактико-технических характеристик (ТТХ) составных частей и БАК в целом, а также:

- разработан алгоритм определения параметров воздействия;
- проведён расчёт параметров АВ применительно к раскрытию аэропортов Харьков и Борисполь (Киев);
- проведена адаптация методики воздействия к условиям применения БАК;
- определены ТТХ БЛА;
- разработаны ТТХ БАК.

Технико-экономические характеристики серии БЛА различной грузоподъёмности представлены в табл. 1. Использование БЛА32 предполагается для небольших объектов и в зоне аэропорта при близких к штитовым условиям. Он же является базовым в составе экспериментального образца комплекса на этапах отработки принципиальных конструкторско-технологических решений, методики применения и взаимодействия со службами аэропорта, отладки наземной части комплекса. Этим обусловлен выбор одномоторной силовой установки, при отказе которой, в большинстве случаев, летательный аппарат (ЛА) способен достичь зоны для безопасного приземления за счёт аэродинамических свойств несущей системы.

БЛА большей грузоподъёмности являются предметом опытного проектирования, предназначены для отдалённых полётов над населёнными территориями. Поэтому с целью повышения надёжности полётов жизненно важные системы комплекса дублируются и резервируются, в том числе БЛА оборудуются двухдвигательной силовой установкой, способны совершать горизонтальный полёт и маневрирование с одним

работающим двигателем. В случае аварийной посадки на большом удалении от аэропорта БЛА приводится в ближайшую из заранее определённых при планировании маршрутов зону эвакуации в автоматическом (программном) либо программно-корректируемом режиме. Повышение уровня пассивной безопасности при боковом и лобовом столкновении с препятствием достигается за счёт соответствующей компоновки оборудования и применения в конструкции деформируемых ударопоглощающих элементов.

Таблица 1

Технические и экономические характеристики серии БЛА различной грузоподъёмности *

Параметры	Обозначение компоновки		
	БЛА32	БЛА40	БЛА67
Объём ёмкости для хранения реагента на борту, л	32	40	67
Запас реагента на борту, кг	23,04	28,8	48,24
Расход реагента, кг/км	$0,5 \pm 0,25$		
Диапазон температур при применении, °С	$-4 \div -20$		
Скорость ветра при применении, м/с	$0 \div 1$	$0 \div 5$	$0 \div 5$
Скорость полёта, км/ч	50		
Время полёта по маршруту максимальное, мин	37	61	101
Время подлёта-отлёта максимальное, мин**	3,7	9	10,3
Максимальная продолжительность полёта с учётом времени подлёта-отлёта, +20% навигационного запаса, ч	1	2	2,8
Двигательная установка (тип, количество $\times$ мощность)	ПД 1 $\times$ 15 л.с	ПД 2 $\times$ 10 л.с	ПД 2 $\times$ 15 л.с
Удельный расход ГСМ, кг/л.с. $\times$ ч	0,25		
Расход ГСМ, кг/ч	7,2	11,5	14
Объём топливного бака, л	6,5	16	34,5
Вес полезной нагрузки, кг	50	60	110
Взлётный вес, кг	95	$110 \div 115$	$170 \div 180$
Ограничения применения по времени суток	нет		
Цена ГСМ, у.е./кг	1,3		
Затраты на ГСМ, у.е./ч	9,36	14,95	18,2
Цена жидкого CO ₂ (сорт 1 ГОСТ 8050-85), у.е./кг	0,5		
Затраты на CO ₂ , у.е./ч	11,52	14,4	24,12
Обслуживающий персонал	1 оператор, 2 механика		
Суммарный объём з/пл. обслуживающего персонала, у.е.	1200		
Затраты по з/пл. в час***, у.е.	6,25		
Суммарные эксплуатационные расходы одного часа воздействия, у.е.	27,13	35,60	48,57

* для применения в составе БАК обеспечения метеоминимума в зоне аэропортов, использующих в качестве реагента жидкий CO₂.

** время подлёта-отлёта определено из предположения, что стартовая и посадочная позиции находятся в зоне аэропорта.

*** из расчёта 8-ми часовой смены, 24-х рабочих дней в месяц.

Типовой состав комплекса включает в себя от одной до четырёх беспилотных платформ, грузоподъёмности

ёмность которых соответствует классу обслуживаемого объекта, мобильный пункт контроля, управления (МПКУ) и передачи информации, запас реагента и топлива. В состав комплекса входит транспортное средство обеспечения реагентами и топливом, которое может быть задействовано для буксировки МПКУ, а также в качестве разгонной платформы и для эвакуации ЛА после нештатной посадки. Для этих целей вполне подходит, например, малолитражный автомобиль повышенной проходимости типа УАЗ-пикап.

Комплекс обслуживается персоналом средней квалификации, состоящим из трёх человек: техник-оператор, механик-электрик, механик-водитель. При выполнении своих функций метеорологический комплекс интегрируется в структуру управления воздушным движением в зоне аэропорта под контролем пункта управления БАК и служб аэропорта.

При планировании работ по АВ пунктом управления БАК и расчёте текущих задач, соответствующих оперативной метеоситуации, с учётом температуры воздуха, направления и скорости ветра, для согласования с руководителем полётов, а также информирования диспетчерской службы аэропорта, определяются следующие параметры:

- 1) параметры маршрута одного БЛА;
- 2) количество одновременно задействованных БЛА;
- 3) лётное пространство;
- 4) время воздействия;
- 5) полётное время;
- 6) размеры «окна»;
- 7) расчётное время раскрытия/закрытия "окна" над объектом;
- 8) количество реагента и ГСМ, необходимых для заправки.

Заключение

В ходе работы обоснована концепция и основные тактико-технические характеристики системы активного воздействия на метеоусловия в зоне аэропорта, использующей в качестве средств доставки и распыления реагента беспилотные летательные аппараты с аэроупругим крылом. По сравнению с пилотируемыми самолётами и вертолётами беспилотные летательные аппараты в 10 – 30 раз дешевле в производстве и эксплуатации, и их применение полностью снимает риск потери экипажа и дорогостоящей техники при выполнении работ в сложных метеоусловиях, в том числе и полётах непосредственно в тумане и облачности.

Проведённые расчёты параметров АВ показали принципиальные возможности открытия в слое тумана за 30 – 40 мин таких аэропортов как Харьков и Борисполь (Киев) и поддержания их работоспособности в течение длительного времени при использо-

вании БАК, независимо от времени суток, в диапазоне температур от - 4°С и ниже при скорости ветра от 0 до 5 м/с. Индивидуальный подход к созданию системы БАК обеспечения метеорологического минимума для каждого конкретного объекта позволяет снизить затраты на дальнейшее содержание, обслуживание и эксплуатацию. При планировании схем маршрутов и всего комплекса работ по рассеиванию туманов, с учётом местных особенностей, применение беспилотного комплекса позволяет гибко оптимизировать его структуру, исходя из нужд обслуживаемого объекта, а также его конфигурацию при решении текущих задач. Применение АБК позволяет снизить расходы аэропорта и авиатранспортных компаний вследствие простоев по погодным условиям и минимизировать как риски так и затраты при производстве работ по АВ.

Литература

1. Половина, И.П. О результатах работ по рассеянию переохлаждённых облаков и туманов и возможностях проведения их над аэропортами Украины [Текст] / И.П. Половина // Тр. УкрНИГМИ. – 1969. – Вып. 74. – С. 32 – 34.
2. Половина, И.П. Рассеяние переохлаждённых облаков и туманов [Текст] / И.П. Половина. – Л.: Гидрометеиздат, 1980. – 214 с.
3. Лесков, Б.Н. Рассеяние переохлаждённых облаков и туманов с самолёта: методические указания [Текст] / Б.Н. Лесков. – М.: Гидрометеиздат, 1985. – 36 с.
4. Инструкция по рассеянию переохлаждённых облаков и туманов над аэродромами [Текст] / И.И. Гайворонский, К.И. Коненков, Л.И. Красновская, Б.Н. Лесков // Спецвыпуск ГУГМС ЦАО, 1964. – 40 с.
5. Гайворонский, И.И. Опыт регулярного применения методов искусственного рассеяния переохлаждённых облаков и туманов над аэродромами [Текст] / И.И. Гайворонский, Б.Н. Лесков, Ю.А. Серегин // Труды ЦАО. – М.: Гидрометеиздат, 1965. – С. 3 – 8.
6. Московская традиция: разгон облаков [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.tatmognia.ru/news/fts/1563943>. - 03.05.2011 г.
7. Пат. 2086103 Российская Федерация, А01G15/00. Способ внесения активного реагента гидрометеорологическим реактивным снарядом [Текст] / Борисов О.Г.; Обозов Л.И.; Проскурин Н.М. Заявитель и патентообладатель Государственное научно-производственное предприятие "Сплав" – №95118330 / 13; заявл. 25.10.1995; опубл. 10.08.1997
8. Пиротехнические составы и технические средства воздействия на облака [Текст] / Н.А. Силин, А.И. Сидоров, П.А. Несмеянов [и др.] // Взрывчатые материалы и пиротехника: сб. тр. – М.: МОП РФ, 1993. – Вып. 1-2.
9. Летательные аппараты НИИ ПФМ ХАИ [Текст] / С.А. Бычков, Л.А. Малащенко, В.Н. Кобрин [и др.] // Они покоряли небо / Под ред. В.С. Кривоцова,

М.Н. Федотова. – Х.: Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», 2005. – С. 254 – 340.

10. Автоматизированный авиационный комплекс пожарной охраны лесных массивов [Текст] / В.Д. Белый, А.Г. Гребеников, В.О. Черановский, В.П. Максимов [и др.] // Труды Межд. НТК «Проектирование и производство самолётов и вертолёт». – Харьков - Рыбачье, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», 2003. – С. 8 – 10.

11. Белый, В.Д. Расширение функций патрульного беспилотного летательного аппарата пожарной охраны лесных массивов [Текст] / В.Д. Белый, А.В. Корнев // Тези доповідей Міжнар. НТК «Пробле-

ми створення та забезпечення життєвого циклу авіаційної техніки». – Х.: Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», 2007. – С. 98.

12. Кобышева, Н.В. Современное состояние и перспективы развития работ в области прикладной климатологии [Текст] / Н.В. Кобышева // Труды Главной геофизической обсерватории им. А. И. Воейкова; под ред. В.М. Катцова, В.П. Мелешко. – СПб., 2009. – Вып. 560. – С. 51 – 67.

13. Баханова, Р.А. Натурні випробування нового холодоагенту для впливу на переохолоджені хмари [Текст] / Р.А. Баханова, Б.Н. Лесков // Наук. праці УкрНДГМІ. – 2002. – Вип. 250. – С. 92 – 99.

Поступила в редакцию 11.11.2011

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

КОНЦЕПЦІЯ АВТОМАТИЗОВАНОГО БЕЗПІЛОТНОГО АВІАЦІЙНОГО КОМПЛЕКСУ АКТИВНОГО ВПЛИВУ НА МЕТЕОРОЛОГІЧНІ ПРОЦЕСИ В ЗОНІ АЕРОПОРТІВ

О.В. Корнев, І.І. Петухов, В.П. Баханов, Б.Н. Лесков

Розглянуті концептуальні положення та техніко-економічні аспекти створення безпілотного авіаційного комплексу (БАК) для розсіювання холодних туманів. У якості засобу доставки реагенту використовується безпілотний носій з аеропружним крилом. Ця система за швидкістю засіву потрібної площі поступається використовуваним для цих цілей пілотованим літальним апаратам. Але відсутність ризику втрати екіпажу та дорогої техніки при польотах у важких метеороумовах, "м'яке" крило, а також низька швидкість польоту та більша маневреність безпілотного носія, мала загальна вага, компактність конструкції, більш високе співвідношення ваги корисного навантаження до злітної ваги є незаперечними його перевагами. До того ж, застосування такого носія не потребує використання для злету й посадки підготовлених площадок, спеціальних пускових і посадочних пристроїв.

Ключові слова: аеропорт, безперебійна робота, безпека, туман, активні впливи, авіаційний безпілотний комплекс, концепція.

KONCEPTION OF AUTOMATED UNMANNED AVIATION COMPLEX FOR ACTIVE EFFECT ON METEOROLOGICAL PROCESSES OVER AIRPORT ZONES

A.V. Korniev, I.I. Pietukhov, V.P. Bakhanov, B.N. Lieskov

The state-of-the-art review of conceptual, technical and economical facets of unmanned aviation complex (UAC) generation for cool fog dispersal. Delivery vehicle of a reagent is unmanned carrier with airo-elastic wing. This system is worse of manned aircrafts usable for such application in dispersion rate of spatial requirement. But absence of crew loss risk and an expensive technique loss during flight in difficult meteorological conditions, and such properties as "soft" wing, low flight speed and higher maneuverability of unmanned vehicle, light weight, compact structure, higher ratio of payload to takeoff weight are advantages. In addition the using of such carrier doesn't require prepared ground for takeoff and landing, special takeoff and landing devices.

Key words: airport, nonstop work, safety, fog, active effect, aviation unmanned complex, conception.

Корнев Алексей Владимирович – м.н.с. научно-исследовательского отдела проектно-конструкторских работ НИИ Проблем физического моделирования режимов полёта самолётов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: koralv11@rambler.ru

Петухов Илья Иванович – канд. техн. наук, с.н.с., доцент, доцент кафедры аэрокосмической тепло-техники Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: k205@d2.khai.edu

Баханов Владимир Петрович – канд. физ.-мат. наук, с.н.с., начальник отдела физики атмосферы Украинского научно-исследовательского гидрометеорологического института, Киев, Украина, e-mail: vrb@zeos.net

Лесков Борис Никонорович – канд. географ. наук, с.н.с. отдела физики атмосферы Украинского научно-исследовательского гидрометеорологического института, Киев, Украина, e-mail: brisleskv@rambler.ru.

УДК 629.7-182.31.023

Б.Н. ВИРСКИЙ, Т.Б. БОГАЧЕВА

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

ВЫБОР СХЕМЫ ГИБКОГО ОГРАЖДЕНИЯ ЛЕГКОГО АМФИБИЙНОГО АППАРАТА НА ВОЗДУШНОЙ ПОДУШКЕ

Проведен сравнительный анализ конструктивных особенностей ограждений легких амфибийных аппаратов на воздушной подушке. Предложена схема комбинированного гибкого ограждения воздушной подушки, исходя из условий проходимости и остойчивости. Приведены соотношения размеров отдельных частей гибких ограждений и способ крепления к баллону навесных элементов. Выбраны коэффициенты перепада давления между баллоном-ресивером и областью воздушной подушки для разных частей гибкого ограждения аппарата.

Ключевые слова: аппарат на воздушной подушке, гибкое ограждение воздушной подушки, соотношения размеров.

Введение

Развитие аппаратов на воздушной подушке (АВП) берет начало с 1960 года, когда для повышения проходимости по периметру жесткого корпуса было применено гибкое ограждение (ГО) области воздушной подушки (ВП), что привело к резкому снижению энергозатрат на создание ВП, повышению проходимости над неровностями твердой и водной поверхностями. Это позволило выделить АВП как самостоятельный вид транспорта.

В последующие годы разработано и запатентовано множество разнообразных конструкций ГО как для создания крупных лайнеров, так и для создания легких АВП, под которыми будем понимать аппараты, полезная нагрузка которых менее 1000 кг [1].

Подходы к выбору конструкции ГО

Если для крупных судов ГО представляет собой сложную многотонную систему с большим коли-

чеством элементов, применение которых вызвано стремлением создания высокоэффективной системы, то к ГО легких АВП выдвигаются иные требования:

- простота конструкции;
- дешевизна материалов;
- обеспечение остойчивости в статике и в движении.

Самое простое из часто применяемых – баллонное ГО (рис. 1, а). Корпус 1 опирается на два продольных надувных баллона 2. Под корпусом образуется воздушная подушка с давлением P_{Π} . В носу и корме имеются заслонки из гибкого материала для удержания давления ВП. При достаточном расходе воздух станет истекать из-под АВП, сопротивление движению снизится. Однако, такое ГО не обеспечивает остойчивости, АВП касается поверхности то одним, то другим баллоном. Для предотвращения износа к баллонам приформовывается протектор 3, что существенно усложняет изготовление и увеличи-

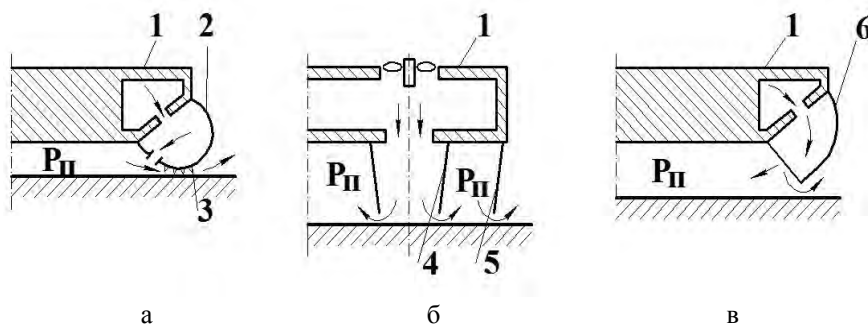


Рис. 1. Типы ГО:

- а – баллонное; б – многокамерное; в – ковшеобразные навесные элементы (НЭ);
1 – корпус АВП; 2 – баллон надувной; 3 – протектор; 4 – коническая камера;
5 – общая гибкая юбка; 6 – НЭ

чивает сопротивление движению. Такой аппарат оставляет следы на опорной поверхности, не может двигаться над бетоном, асфальтом, твердым грунтом, и его правильнее называть не амфибийный АВП, а аэроглизсер.

Иногда ставят третий надувной баллон в диаметральной плоскости, однако это не повышает проходимости ввиду высокой жесткости нижней части баллона – протекторов.

Хорошей остойчивостью обладают АВП с многокамерной системой ГО (рис. 1, б), у которой под жестким корпусом размещены несколько конических камер из гибкого материала [2], обладающих собственной устойчивостью формы и окруженных по периметру общей гибкой юбкой 5, имеющей наклон под корпус аппарата. Однако такое ГО имеет повышенное сопротивление при преодолении высо-

ких местных препятствий ввиду значительной жесткости конических камер.

Часто легкие АВП имеют ограждение в виде ковшеобразных [1] поперечно расчлененных НЭ (рис. 1, в), которые прекрасно пропускают препятствия (ветки, пеньки, волны и т.п.). В случае порыва НЭ соседние элементы закрывают образовавшуюся брешь и предотвращают выход сжатого воздуха из ВП. К недостаткам такого ГО следует отнести недостаточную остойчивость системы и необходимость замены НЭ при износе нижней его части.

Полученные результаты

Для легкого АВП представляется целесообразным применение комбинированного ГО, изображенного на рис. 2.

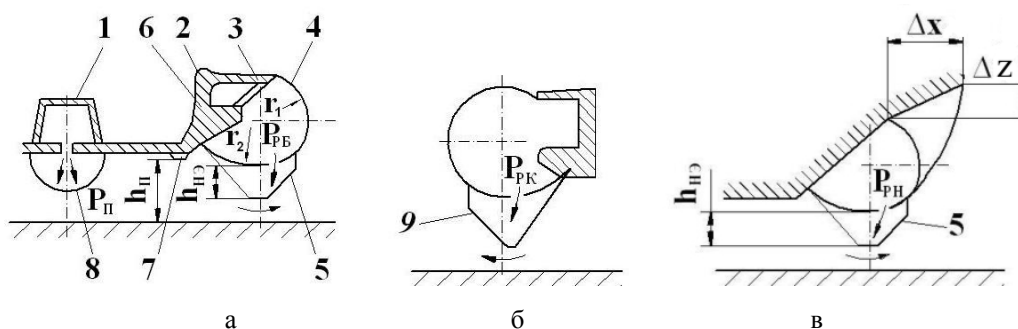


Рис. 2. Рекомендуемое ГО:

- а – сечение по миделю; б – сечение по корме; в – сечение по носу;
1 – продольный воздуховод; 2 – корпус; 3 – борт; 4 – периферийный баллон-ресивер;
5 – НЭ с истечением; 6 – отсек плавучести; 7 – посадочный брус;
8 – надувной баллон без истечения; 9 – НЭ кормовой без истечения

ГО состоит из общего периферийного баллона-ресивера 4, на который навешены поперечно – расчлененные НЭ (в носу и по бортам применены НЭ с истечением воздуха 5, а в корме – НЭ закрытого типа 9 без истечения воздуха). Баллон изготавливается из ткани более плотной и жесткой, чем НЭ так как, имеет значительные размеры и внутреннее давление P_p , а, следовательно, и большие внутренние напряжения в ткани.

Периферийный баллон выполняет функцию ресивера для всех НЭ. Соотношение радиуса части баллона, соприкасающейся с атмосферным давлением r_1 к радиусу части баллона r_2 , соприкасающейся с ВП, находится в зависимости

$$\frac{r_1}{r_2} = \frac{k_p - 1}{k_p},$$

где $k_p = \frac{P_p}{P_{\Pi}}$ – коэффициент перепада давлений между баллоном-ресивером и областью ВП.

Для облегчения вхождения на волну и снижения замыкания ГО волной верхнюю линию крепления баллона-ресивера, высота которого составляет $h_p = 2r_1$, в носовой части (рис. 2, в) необходимо: сместить вперед на $\Delta x = (1,0 \dots 1,5)h_p$ и поднять вверх на $\Delta z = (0,5 \dots 1,0)h_p$ относительно ее положения в бортовом сечении.

Для уменьшения качки на волне выбраны [3] следующие k_p для разных частей баллона:

- носовой $k_{pH} = 1,3 \dots 1,5$;
- бортовых $k_{pB} = 1,2 \dots 1,4$;
- кормовой $k_{pK} = 1,1 \dots 1,2$.

Кроме того, в кормовой части длину образующей баллона следует несколько увеличить, что позволит снизить вертикальную жесткость баллона для плавного пропускания волны.

Учитывая незначительную высоту парения h_{Π} высота НЭ принимается равной $h_{HЭ} = (0,9 \dots 1,0)h_{\Pi}$.

При эксплуатации такой комбинации ГО баллон практически не изнашивается. Замена же НЭ при износе требует значительно меньшего количества ткани.

С внешней стороны НЭ крепятся к гибкой ленте, пришитой к баллону, с внутренней стороны – эластичными стяжками к петлям на баллоне. Прочность стяжек подбирается так, чтобы при встрече с препятствием рвалась стяжка, а НЭ не повреждался.

Продольная остойчивость обычно выше поперечной. Но если после оценки общей остойчивости аппарата поперечной остойчивости недостаточно, то простым решением ее повышения может быть расположение в диаметральной плоскости аппарата надувного баллона, который на расчетном режиме почти касается опорной поверхности. По этому баллону воздух от кормового баллона-ресивера, расположенного непосредственно за нагнетателем, подается в носовую оконечность периферийного баллона для более быстрого его заполнения после прохождения волны.

Заключение

Ввиду неизученности износа НЭ предполагается провести эксперимент по износу, используя несколько типов тканей, оценить их срок службы и выработать рекомендации по использованию.

Литература

1. Fitzgerald, C. *Light hovercraft design* [Текст] / Christopher Fitzgerald, Robert Wilson. – The Hoverclub of America Inc. – 1987-1995. – 50 p.
2. Особенности проектирования судов с новыми принципами движения [Текст] / А.Б. Колызаев, А.И., Косоруков, В.А. Литвиненко, Г.И. Попов. – Л.: Судостроение, 1974. – 326 с.
3. Демешко, Г.Ф. Проектирование судов. Амфибийные СВП: учебник в 2-х кн. Кн. 2. [Текст] / Г.Ф. Демешко. – СПб.: Судостроение, 1992. – 329 с.

Поступила в редакцию 20.11.2011

Рецензент: д-р техн. наук, проф. М.Е. Тараненко, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Харьков, Украина.

ВИБІР СХЕМИ ГНУЧКОГО ОГОРОДЖЕННЯ ЛЕГКОГО АМФІБІЙНОГО АПАРАТУ НА ПОВІТРЯНОЇ ПОДУШЦІ

Б.М. Вирский, Т.Б. Богачева

Проведено аналіз найбільш поширених конструкцій гнучкого огородження повітряної подушки амфібійних апаратів на повітряній подушці. Обґрунтовано вибір комбінованого гнучкого огородження для легкого апарату. Наведені співвідношення розмірів окремих частин гнучких огороджень та спосіб кріплення до балону навісних елементів. Вибрані коефіцієнти перепаду тиску між баллоном-ресивером та зоною повітряної подушки для різних частин гнучкого огородження апарату.

Ключові слова: апарат на повітряній подушці, гнучке огородження повітряної подушки, співвідношення розмірів.

CHOICE OF FLEXIBLE CUSHION SKIRT TYPE FOR LIGHT HOVERCRAFT

B.N. Virskiy, T.B. Bohachova

It is made comparative analysis of construction peculiarity of light hovercraft skirts. Proposed combined scheme of flexible cushion skirt proceed from conditions of passing and stability. It given out dimensions correlations of component parts of skirt and fastening made of detachable elements to balloon. It made choice of pressure coefficients in balloon-receiver over air cushion zone for different parts of flexible skirt.

Key words: hovercraft, flexible cushions skirt, relative dimensions.

Вирский Борис Николаевич – старший научный сотрудник НИЛ ОСКБ, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Харьков, Украина.

Богачева Татьяна Борисовна – научный сотрудник НИЛ ОСКБ, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Харьков, Украина, e-mail: vp_oskb@khai.edu.

УДК 629.7.062

В.М. ВАРТАНЯН, В.О. ЧЕРАНОВСКИЙ, АЛЬ ДАХЕРИ АЛИ МОХАМЕД*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина***ОЦЕНКА РОБАСТНОЙ УСТОЙЧИВОСТИ БАЗОВОЙ МОДЕЛИ
БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА**

Рассмотрены вопросы оценки устойчивости семейства беспилотных летательных аппаратов (БЛА), создаваемых на основе базовой модели и имеющие различные массогабаритные и аэродинамические характеристики, связанные с особенностями их применения. Приведена методика оценки робастной устойчивости, опирающаяся на исследование гурвицевости интервального характеристического уравнения замкнутой системы. Данная методика позволяет для параметров математической модели, содержащей интервальные данные, которые характеризуют диапазоны изменения исходных характеристик, получать области устойчивости для всего сочетания таких изменений, что дает возможность на этапе проектирования оценить робастные свойства рассматриваемой конструкции БЛА.

Ключевые слова: летательный аппарат, робастная устойчивость, интервальные параметры, характеристическое уравнение, области устойчивости.

1. Постановка задачи

При проектировании линейки беспилотных летательных аппаратов, предназначенных для выполнения определенных функций, что связано с различным весом полезной нагрузки, изменением аэродинамических характеристик, возникает вопрос о сохранении устойчивости и управляемости базовой модели летательного аппарата. При этом могут быть рассмотрены две задачи:

1. Сохраняется ли устойчивость той или иной модификации беспилотного летательного аппарата (БЛА) при заданных интервалах изменения исходных параметров математической модели базового БЛА (обладает ли исходная модель свойством робастной устойчивости).

2. Каковы запасы устойчивости рассматриваемой модификации БЛА относительно тех или иных аэродинамических характеристик.

В конечном счете, можно говорить о выборе конструктивных параметров базовой модели, обеспечивающих робастную устойчивость всей линейке беспилотных летательных аппаратов. Математическим инструментарием решения первой задачи является аппарат интервального анализа, когда отдельные параметры математической модели БЛА задаются интервальными числами. В этом случае об устойчивости интервального характеристического полинома судят по корням угловых полиномов [1 – 3].

2. Метод решения

Рассмотрим объект управления с динамикой, описываемой системой линейных дифференциальных уравнений

$$\dot{x}' = Ax + Bu, \quad (1)$$

где x – вектор состояния;

u – вектор входов,

$$A = \|a_{ij}\|, \quad B = \|b_{ik}\| - (n \times n), (n \times r) - \text{матрицы,}$$

элементы которых неизвестны и могут быть любыми числами из интервалов

$$a_{ij} \in [\underline{a}_{ij}, \overline{a}_{ij}]; \quad b_{ik} \in [\underline{b}_{ik}, \overline{b}_{ik}];$$

$$i, j = \overline{1, n}; \quad k = \overline{1, r}. \quad (2)$$

Один из способов описания объекта с неопределенными параметрами – его символьная запись в виде линейной системы

$$\dot{x}' = [A]x + [B]u \quad (3)$$

с интервальными матрицами $[A]$ и $[B]$. Элементы матриц $[A]$ и $[B]$ – интервальные числа, удовлетворяющие условиям (2).

В качестве расчетных данных будем использовать характеристики серии БЛА изготавливаемых фирмой ADCOM. Примеры изделий фирмы и их массо-габаритные и аэродинамические характеристики представлены на рис. 1.

По результатам расчетов аэродинамических характеристик математическая модель продольного возмущенного движения изделия Я-Р-М принята следующей:

$$[\dot{X}] = A \times X + B \times U,$$

где $X = [Wz, Tang, Alfa, V]$; Wz – вариация угловой скорости тангажа [градус/с]; $Tang$ – вариация угла тангажа [градус]; $Alfa$ – вариация угла атаки [градус]; V – вариация скорости полета [м/с]; U – вектор входов.

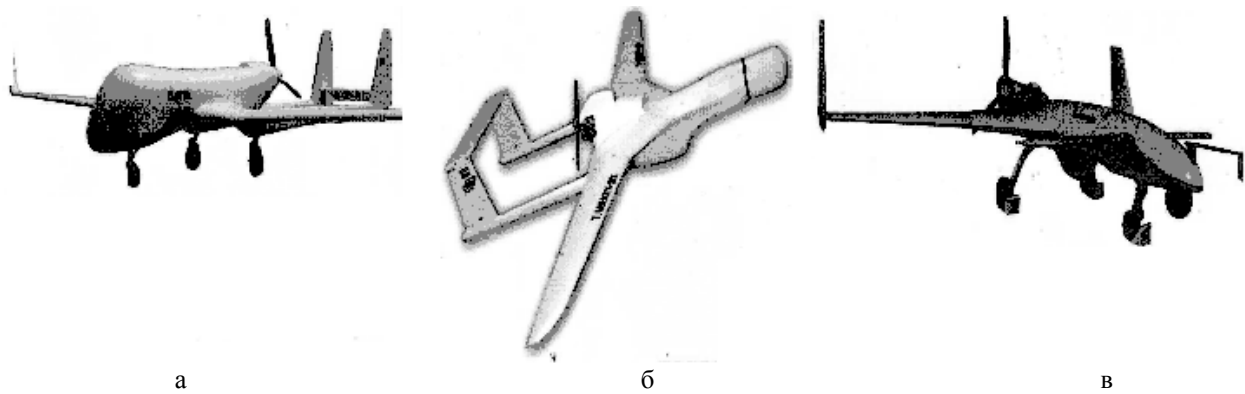


Рис. 1. Примеры изделий фирмы ADCOM и их массо-габаритные и аэродинамические характеристики:

а - YABHON SMART EYE-UAV: длина 8,2 м; размах крыльев 21 м; высота 2,35 м; пустой вес 450 кг; максимальный взлетный вес 1200 кг; вес полезной нагрузки 70- 550 кг; запас топлива 900 литров; мощность силовой установки 80/100/115 л.с.; максимальная скорость 200 км/час; скорость сваливания 55 км/час; продолжительность полета 100 часов; высота полета 7000 метров;

б - YABHON-RX: длина 3,75 м; высота 1 м; размах крыльев 5,8 м; пустой вес 70 кг; максимальный взлетный вес 160 кг; мощность силовой установки 50 л.с.; объем топлива 50 литров; вес полезной нагрузки 50 кг; скорость сваливания 72 км/час; посадочная скорость с выпущенными закрылками 90 км/час; экономическая скорость 200 км/час; максимальная скорость 240 км/час; скороподъемность на уровне моря 5 м/с; высота полета 5500 м; продолжительность полета - 6 часов;

в - YABHON-R: размах крыльев 6,5 м; длина 5 м; высота 2 м; площадь крыльев 8 м²; длина фюзеляжа 4 м; пустой вес 270 кг; максимальный взлетный вес 570 кг; вес полезной нагрузки 60-210 кг; запас топлива 240 литров; мощность силовой установки 80/100 л.с.; скорость сваливания 90 км/час; продолжительность полета 27 часов; высота полета 6700 метров

Коэффициенты матрицы А и В рассчитываются по следующим формулам:

$$A(1,1) = 57,3 \times (S \times (Ba)^2 \times Q / (V_0 \times Izz) \times (MZALFAT + MZWZ);$$

$$A(1,2) = 0;$$

$$A(1,3) = 57,3 \times \left(\begin{array}{l} -S \times (Ba)^2 \times Q / (V_0 \times Izz) \times \\ \times MZALFAT \times S \times Q / (M \times V_0) \times \\ \times CYALFA + S \times Ba \times Q_0 / Izz \times \\ \times MZALFA; \end{array} \right);$$

$$A(1,4) = 57,3 \times \left(\begin{array}{l} -S \times (Ba)^2 \times Q / (V_0 \times Izz) \times \\ \times MZALFAT \times Ro \times S / M \times CY \end{array} \right);$$

$$A(2,1) = 1; A(2,2) = 0; A(2,3) = 0; A(2,4) = 0.$$

$$A(3,1) = 1; A(3,2) = 0;$$

$$A(3,3) = -S \times Q / (M \times V_0) \times CYALFA;$$

$$A(3,4) = -Ro \times S / M \times CY;$$

$$A(4,1) = 0; A(4,2) = -g / 57,3;$$

$$A(4,3) = -1/57,3 \times (CXALFA \times S \times Q / M - g);$$

$$A(4,4) = 1/(M) \times (PdV - S \times Q_0 / V_0 \times 2 \times CX);$$

$$B(1,1) = -MZDRV \times S \times Ba \times Q_0 / Izz.$$

$$B(2,1) = B(3,1) = B(4,1) = 0,$$

где g – ускорение свободного падения, 9,8 м/с.

Описание физических величин, входящих в расчетные формулы для определения коэффициентов матрицы А, а также рекомендуемые величины вариаций этих величин приведены в табл. 1. Структурная схема продольного канала с автопилотом стабилизации высоты полета приведена на рис. 2, 3.

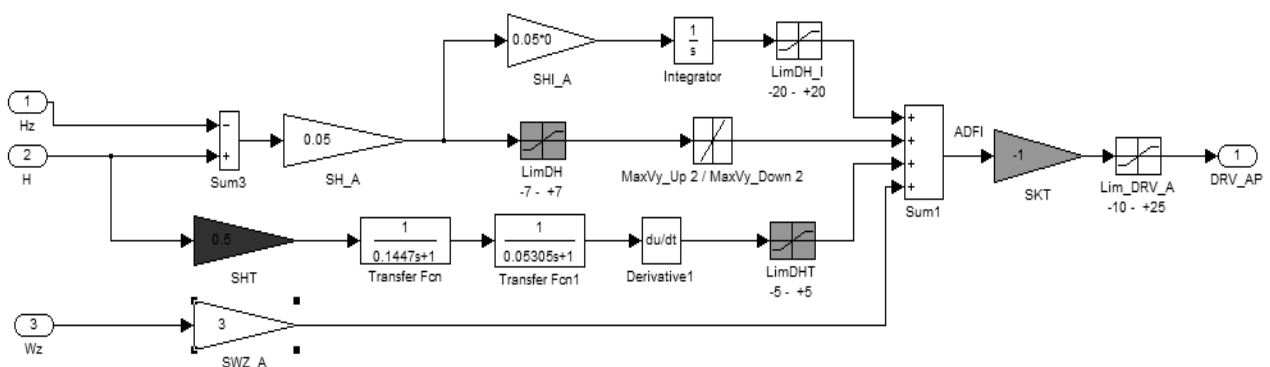


Рис. 2. Структурная схема автопилота стабилизации высоты полета

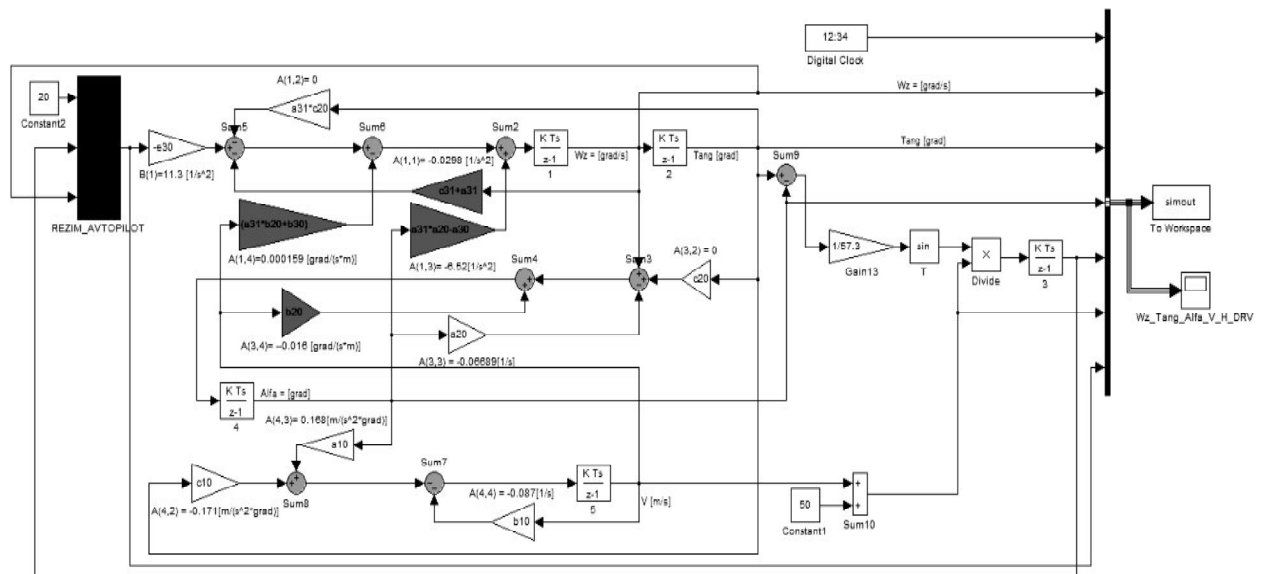


Рис. 3. Структурная схема продольного канала с автопилотом стабилизации высоты полета

Таблица 1

Описание физических величин, определяющих коэффициенты матрицы A

Параметр	Физическая величина	Значение номинальное	Вариация	Значение интервальное
S	Площадь крыла, м.	9,2	Совместно с Ba	—
M	Масса изделия, кг.	520	-200+100	[320; 620]
PdV	Производная тяги двигателя от скорости полета, Н×с/м.	-20	±50%	[-10; 30]
Ro	Плотность воздуха, кг/м ³ на высоте 500 м.	1,165	Определяется выбранным режимом полета	—
Ba	Средняя аэродинамическая хорда эквивалентного крыла, м.	1,02	±10%	[0,918; 1,122]
Izz	Момент инерции изделия по угловой скорости тангажа, кг×м ² .	1800	±15%	[1530; 2070]
Q	Скоростной напор, н/м ² .	1450	Определяется выбранным режимом полета	—
CX	Коэффициент лобового сопротивления.	0,0475	Нет	—
CXALFA	Производная аэродинамического коэффициента лобового сопротивления по углу атаки в градусах	0,0056	Нет	—
CY	Коэффициент подъемной силы	0,7763	Нет	—
CYALFA	Производная аэродинамического коэффициента подъемной силы по углу атаки в градусах	0,08227	Нет	—
MZALFA	Производная продольного аэродинамического момента по углу атаки в градусах	-0,015	±20%, в зависимости от центровки.	[-0,012; -0,018]
MZWZ	Коэффициент аэродинамического демпфирования по угловой скорости тангажа в градусах/с.	-0,00224	±20%, в зависимости от центровки.	[-0,00179; -0,0026]
MZALFAT	Коэффициент аэродинамического демпфирования по скорости изменения угла атаки в градусах/с.	-0,00112	±20%, в зависимости от центровки.	[-0,00089; -0,001344]
MZDRV	Аэродинамический коэффициент эффективности руля высоты по отклонению в градусах	0,026	±20%, в зависимости от центровки.	[0,0208; 0,0312]
V ₀	Скорость, м/с	50	Нет	—

В контуре расчета вертикальной скорости применены два последовательно стоящие фильтра для уменьшения влияния шумов датчика высоты на дифференцирование сигнала.

Для иллюстрации методики оценки робастности БЛА рассмотрим управление по линейным стационарным обратным связям. В матричное уравнение $\dot{X} = A \times X + B \times U$, где $X = [Wz, Tang, Alfa, V]$ подставим

$$U = K \times X;$$

$$K = [k_1 \quad k_2 \quad k_3 \quad k_4]^T.$$

Характеристическое уравнение замкнутой системы $\det[I\lambda - (A + BK)] = 0$,

где λ – комплексное число;

I – единичная матрица, в данном случае размерности 4×4 ,

$$I = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

в аналитическом виде примет вид

$$\begin{aligned} &\lambda^4 - ((M^2 \times V^2 \times S \times Ba \times Q \times MZWZ - M^2 \times V^2 \times \\ &\times MZDRV \times S \times Ba \times Q \times k_1 - M \times V \times Izz \times S \times Q \times \\ &\times CYALFA + M^2 \times V^2 \times S \times Ba \times Q \times MZALFAT - \\ &- 0,01745 \times M^2 \times V^2 \times Izz \times g))\lambda^3 / (Izz \times M^2 \times V^2) - \\ &- ((S \times Ba \times Q \times M^2 \times V^2 \times MZALFA - S \times Ba \times Q \times \\ &\times M^2 \times V^2 \times MZDRV \times k_4 - S \times Ba \times Q \times M^2 \times V^2 \\ &\times MZDRV \times k_3 - S^2 \times Ba \times Q \times M \times V^2 \times MZALFAT \times \\ &\times Ro \times CY - M \times V \times MZDRV \times S^2 \times Ba \times Q^2 \times k_1 \times \\ &\times CYALFA - 0,01745 \times M^2 \times V^2 \times MZDRV \times S \times \\ &\times Ba \times Q \times k_1 \times g - 0,017452 \times M \times V \times Izz \times g \times S \times \\ &\times Q \times CYALFA + 0,01745 \times M^2 \times V^2 \times S \times Ba \times Q \times \\ &\times MZALFAT \times g + M \times V \times S^2 \times Ba \times Q^2 \times MZWZ \times \\ &\times CYALFA + 0,01745 \times M^2 \times V^2 \times S \times Ba \times Q \times \\ &\times MZWZ \times g))\lambda^2 / (Izz \times M^2 \times V^2) - ((2 \times S^2 \times Ba \times \\ &\times Q^2 \times MZDRV \times k_2 \times CX \times M \times V - 0,01745 \times M \times \\ &\times V \times MZDRV \times S^2 \times Ba \times Q^2 \times k_1 \times g \times CYALFA + \\ &+ 0,1745e-1 \times S^2 \times Ba \times Q^2 \times M \times V^2 \times MZDRV \times \\ &\times k_2 \times CXALFA - 0,01745 \times S \times Ba \times Q \times M^2 \times \\ &\times V^2 \times MZDRV \times k_2 \times g - 0,01745 \times S \times Ba \times Q \times \\ &\times M^2 \times V^2 \times g \times MZDRV \times k_3 \times g - 0,01745 S^2 \times \\ &\times Ba \times Q^2 \times M \times V \times MZDRV \times k_4 \times CYALFA - \\ &- S^2 \times Ba \times Q \times M \times V^2 \times Ro \times CY \times MZALFA + \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} &+ S^2 \times Ba \times Q \times M \times V^2 \times Ro \times CY \times MZDRV \times k_3 - \\ &- S \times Ba \times Q \times MZDRV \times k_2 \times PdV \times V^2 \times M - \\ &- 0,01745 \times S^2 \times Ba \times Q \times M \times V^2 \times g \times MZALFAT \times \\ &\times Ro \times CY - 0,01745 \times S \times Ba \times Q \times M^2 \times V^2 \times g \times \\ &\times MZDRV \times k_4 + 0,01745 \times S \times Ba \times Q \times M^2 \times V^2 \times \\ &\times g \times MZALFA + 0,01745 \times M \times V \times S^2 \times Ba \times Q^2 \times \\ &\times MZWZ \times g \times CYALFA))\lambda / (Izz \times M^2 \times V^2) - \\ &- ((0,01745 \times S^2 \times Ba \times Q \times MZDRV \times k_2 \times Ro \times CY \times \\ &\times V^2 \times g \times M - M^2 \times V^2 \times g \times Ro \times CY \times MZALFA \\ &+ 0,01745 \times M \times V \times S^2 \times Ba \times Q^2 \times MZWZ \times g \times \\ &\times CYALFA))\lambda / (Izz \times M^2 \times V^2) - ((0,1745e-1 \times \\ &\times S^2 \times Ba \times Q \times MZDRV \times k_2 \times Ro \times CY \times V^2 \times g \times \\ &\times M - 0,01745 \times S^2 \times Ba \times Q \times M \times g \times MZDRV \times k_4 + \\ &+ 0,01745 \times S \times Ba \times Q \times M^2 \times V^2 \times g \times MZALFA + \\ &+ 0,01745 \times M \times V \times S^2 \times Ba \times Q^2 \times MZWZ \times g \times \\ &\times CYALFA))\lambda / (Izz \times M^2 \times V^2) - ((0,01745 \times S^2 \times \\ &\times Ba \times Q \times MZDRV \times k_2 \times Ro \times CY \times V^2 \times g \times M - 4 + \\ &+ 0,01745 \times S \times Ba \times Q \times M^2 \times V^2 \times V^2 \times g \times Ro \times CY \times \\ &\times MZALFA + 0,01745 \times S^2 \times MZDRV \times k_3 - 0,01745 \times \\ &\times S^3 \times Ba \times Q^2 \times MZDRV \times k_2 \times Ro \times CY \times V^2 \times \\ &\times CXALFA + 2 \times S^3 \times Ba \times Q^3 \times MZDRV \times k_2 \times CX \times \\ &\times CYALFA - 0,01745 \times S^2 \times Ba \times Q^2 \times M \times V \times g \times \\ &\times MZDRV \times k_4 \times CYALFA - S^2 \times Ba \times Q^2 \times MZDRV \times \\ &\times k_2 \times PdV \times V \times CYALFA)) / (Izz \times M^2 \times V^2). \end{aligned}$$

Для номинальных значений параметров

$$\begin{aligned} &\lambda^4 + (11,2558 \times k_1 + 1,458)\lambda^3 + (11,2558 \times k_3 + 2,4 \times \\ &\times k_1 + 11,2558 \times k_4 + 6,74)\lambda^2 + (1,012 + 2,4 \times k_4 + \lambda^4 \\ &+ (11,2558 \times k_1 + 1,458)\lambda^3 + (11,2558 \times k_3 + 2,4 \times k_1 + \\ &+ 11,2558 \times k_4 + 6,74)\lambda^2 + (1,012 + 2,4 \times k_4 + 1,74498 \times \\ &\times k_3 - 0,69275 \times k_2 + 0,081259 \times k_1)\lambda - 0,01778 - \\ &- 0,0308 \times k_3 + 0,081259 \times k_4 - 0,04605 \times k_2. \end{aligned}$$

Получим коэффициенты стандартного характеристического полинома $(\lambda + \eta)^4$ со степенью устойчивости $\eta = -4$ и приравняв соответствующие коэффициенты уравнения определим k_1, k_2, k_3, k_4 :

$$\begin{aligned} &k_1 = 1,2919; \quad k_2 = 2924,8; \\ &k_3 = -3453,32; \quad k_4 = 3460,97. \end{aligned}$$

Для приведенных значений коэффициентов обратных связей характеристический полином примет вид:

$$\begin{aligned}
& \lambda^4 - ((M^2 \times V^2 \times S \times Ba \times Q \times MZWZ + M^2 \times V^2 \times \\
& \times S \times Ba \times Q \times MZALFAT - 1,2919 \times M^2 \times V^2 \times S \times \\
& \times Ba \times Q \times MZDRV - M \times V \times Izz \times S \times Q \times CYALFA - \\
& - 0,01745 \times M^2 \times V^2 \times Izz \times g)) \lambda^3 / (2 \times V^2) - ((-1 \times \\
& \times S^2 \times Ba \times Q \times M \times V^2 \times MZALFAT \times Ro \times CY - \\
& - 0,017452 \times M \times V \times Izz \times g \times S \times Q \times CYALFA - \\
& - 7,654 \times M^2 \times V^2 \times S \times Ba \times Q \times MZDRV - 0,022546 \times \\
& \times V^2 \times S \times Ba \times Q \times MZWZ \times g + 0,017452 \times M^2 \times \\
& \times V^2 \times S \times Ba \times Q \times MZALFAT \times g - 1,2919 \times S^2 \times \\
& \times Ba \times Q^2 \times M \times V \times MZDRV \times CYALFA + 1,0 \times S \times \\
& \times Ba \times Q \times M^2 \times V^2 \times MZALFA)) \lambda^2 / (Izz \times M^2 \times V^2) - \\
& - ((-2924,82 \times S \times Ba \times Q \times MZDRV \times PdV \times V^2 \times \\
& \times M - 51,177 \times S \times Ba \times Q \times M^2 \times V^2 \times MZDRV \times \\
& \times g - 0,017452 \times S^2 \times Ba \times Q \times M \times V^2 \times g \times MZALFAT \times \\
& \times Ro \times CY + 51,04398 \times S^2 \times Ba \times Q^2 \times S \times Ba \times Q \times M^2 \times \\
& \times V^2 \times MZDRV \times g + M \times V \times S^2 \times Ba \times Q^2 \times MZWZ \times \\
& \times CYALFA + 0,017452 \times M^2 \times M \times V^2 \times MZDRV \times \\
& \times CXALFA + 0,017452 \times S \times M \times V^2 \times MZDRV \times \\
& \times MZALFA + 5849,64 \times S^2 \times Ba \times Q^2 \times MZDRV \times CX \times \\
& \times M \times V - S^2 \times Ba \times Q \times M \times V^2 \times Ro \times CY \times MZALFA - \\
& - 3453,32 \times S^2 \times Ba \times Q \times MZDRV \times Ro \times CY \times V^2 \times \\
& \times M - 3460,97 \times S^2 \times Ba \times Q^2 \times M \times V \times MZDRV \times \\
& \times CYALFA - 0,02254 \times S^2 \times Ba \times Q^2 \times M \times V \times g \times \\
& \times MZDRV \times CYALFA + 0,017452 \times M \times V \times S^2 \times \\
& \times Ba \times Q^2 \times MZWZ \times g \times CYALFA)) \lambda / (Izz \times M^2 \times V^2) - \\
& - ((5849,64 \times S^3 \times Ba \times Q^3 \times MZDRV \times CX \times CYALFA - \\
& - 60,4 \times S^2 \times Ba \times Q^2 \times M \times V \times g \times MZDRV \times CYALFA - \\
& - 2924,82 \times S^2 \times Ba \times Q^2 \times MZDRV \times PdV \times V \times \\
& \times CYALFA - 0,017452 \times S^2 \times Ba \times Q \times M \times V^2 \times g \times \\
& \times Ro \times CY \times MZALFA - 9,22339 \times S^2 \times Ba \times Q \times \\
& \times MZDRV \times Ro \times CY \times V^2 \times g \times M - 51,044 \times S^3 \times \\
& \times Ba \times Q^2 \times MZDRV \times Ro \times CY \times V^2 \times CXALFA)) / \\
& / (Izz \times M^2 \times V^2).
\end{aligned}$$

Дальнейшее исследование связано с получением характеристического уравнения

$$D(\lambda) = \lambda^n + \sum_{i=1}^n [a_{n-i}, \bar{a}_{n-i}] \lambda^{n-i}$$

для интервальных значений входящих в него параметров. Подстановка вместо всех интервальных параметров их числовых значений зачастую является

нерациональной, так как приводит после преобразований к характеристическому уравнению с очень широкими интервалами коэффициентов. Для иллюстрации метода примем $PdV = [-10; 30]$, параметры Ba , $MZDRV$ оставим символьными, а для остальных возьмем их номинальные значения. Тогда

$$\begin{aligned}
& \lambda^4 + (9,5146 \times MZDRV \times Ba + 1,22 \times Ba + 0,21324) \lambda^3 + \\
& + (58,767 \times MZDRV \times Ba + 6,6064 \times Ba + 0,007219) \lambda^2 + \\
& + (0,992 \times Ba + 1001,588 \times MZDRV \times Ba + Ba[-1042,23 \times \\
& \times MZDRV - 625,214 \times MZDRV]) \lambda + Ba[-43,989 \times \\
& \times MZDRV - 26,393 \times MZDRV] - 0,01743 \times Ba + \\
& + 201,734 \times MZDRV \times Ba.
\end{aligned}$$

Составим 4 уравнения для угловых полиномов:

$$d_1(\lambda) = \bar{a}_0 + \bar{a}_1 \lambda + \bar{a}_2 \lambda^2 + \bar{a}_3 \lambda^3 + \bar{a}_4 \lambda^4 + \dots;$$

$$d_2(\lambda) = \bar{a}_0 + \bar{a}_1 \lambda + \bar{a}_2 \lambda^2 + \bar{a}_3 \lambda^3 + \bar{a}_4 \lambda^4 + \dots;$$

$$d_3(\lambda) = \bar{a}_0 + \bar{a}_1 \lambda + \bar{a}_2 \lambda^2 + \bar{a}_3 \lambda^3 + \bar{a}_4 \lambda^4 + \dots;$$

$$d_4(\lambda) = \bar{a}_0 + \bar{a}_1 \lambda + \bar{a}_2 \lambda^2 + \bar{a}_3 \lambda^3 + \bar{a}_4 \lambda^4 + \dots,$$

для которых выпишем условия устойчивости.

Уравнения границ условий устойчивости по критерию Ляпуна–Шипара для рассматриваемого случая системы четвертого порядка определяются уравнениями:

$$G_{11} = a_3 = 0,$$

$$G_{i2} = a_0 a_1 a_2 - a_3^2 a_2 - a_1^2 = 0.$$

Полный набор уравнений границ G_{ij} для четырех угловых полиномов составит 8 условий: G_{11} , G_{12} , G_{21} , G_{22} , G_{31} , G_{32} , G_{41} , G_{42} , причем $G_{11} = G_{21} = G_{31} = G_{41}$. Здесь $i = \overline{1, 4}$ – порядковый номер углового полинома, $j = \overline{1, 2}$ – порядковый номер уравнения границы области устойчивости по критерию Ляпуна–Шипара.

Для системы уравнений 5-го порядка

$$G_{11} = a_4 = 0;$$

$$G_{i2} = a_4 a_3 a_2 + a_4 a_0 - a_4^2 a_1 - a_2^2 = 0;$$

$$\begin{aligned}
G_{i3} = & a_0 (a_4 a_3 a_2 a_1 + 2 a_4 a_1 a_0 - a_4 a_3^2 a_0 - \\
& - a_4^2 a_1^2 - a_2^2 a_1 - a_0^2 + a_3 a_2 a_0) = 0.
\end{aligned}$$

Для системы уравнений 6-го порядка

$$G_{11} = a_5 = 0;$$

$$G_{i2} = a_5 a_4 a_3 + a_5 a_1 - a_5^2 a_2 - a_3^2 = 0;$$

$$\begin{aligned}
G_{i3} = & a_5 a_1 (a_4 a_3 a_2 + a_2 a_1 + a_5 a_4 a_0 - a_3 a_0 - a_5 a_2^2 - a_4^2 a_1) - \\
& - a_1 (a_3^2 a_2 + a_1^2 - a_4 a_3 a_1 - a_5 a_2 a_1) - a_3 a_0 (a_5 a_4 a_3 + a_5 a_1 - \\
& - a_5^2 a_2 - a_3^2) + a_5 a_0 (a_5 a_4 a_1 - a_5^2 a_0 - a_3 a_1) = 0.
\end{aligned}$$

Построим графически все границы в плоскости параметров Ba , $MZDRV$ и найдем область, где для всех уравнений

$$\begin{aligned}
d_1(\lambda) &= \\
&= 175,32 \times \text{MZDRV} \times \text{Ba} - 0,01743 \times \text{Ba} + (0,992 \times \\
&\times \text{Ba} + 376,316 \times \text{MZDRV} \times \text{Ba})\lambda + (58,767 \times \text{MZDRV} \times \\
&\times \text{Ba} + 6,606 \times \text{Ba} + 0,0072)\lambda^2 + (9,5746 \times \text{MZDRV} \times \\
&\times \text{Ba} + 1,22 \times \text{Ba} + 0,21324)\lambda^3 + \lambda^4; \\
d_2(\lambda) &= \\
&= 175,32 \times \text{MZDRV} \times \text{Ba} - 0,01743 \times \text{Ba} + \\
&+ (0,992 \times \text{Ba} - 40,53 \times \text{MZDRV} \times \text{Ba})\lambda + (58,767 \times \\
&\times \text{MZDRV} \times \text{Ba} + 6,6064 \times \text{Ba} + 0,0072)\lambda^2 + (9,5746 \times \\
&\times \text{MZDRV} \times \text{Ba} + 1,2206 \times \text{Ba} + 0,21324)\lambda^3 + \lambda^4; \\
d_3(\lambda) &= \\
&= -157,7248 \times \text{MZDRV} \times \text{Ba} - 0,01743 \times \text{Ba} + \\
&+ (0,992 \times \text{Ba} + 376,31 \times \text{MZDRV} \times \text{Ba})\lambda + (58,761 \times \\
&\times \text{MZDRV} \times \text{Ba} + 6,6064 \times \text{Ba} + 0,0072)\lambda^2 + (9,5746 \times \\
&\times \text{MZDRV} \times \text{Ba} + 1,22 \times \text{Ba} + 0,21324)\lambda^3 + \lambda^4; \\
d_4(\lambda) &= \\
&= 157,72 \times \text{MZDRV} \times \text{Ba} - 0,01743 \times \text{Ba} \times \\
&\times (0,992 \times \text{Ba} + 376,31 \times \text{MZDRV} \times \text{Ba})\lambda + (58,767 \times \\
&\times \text{MZDRV} \times \text{Ba} + 6,6064 \times \text{Ba} + 0,007219)\lambda^2 + (9,5746 \times \\
&\times \text{MZDRV} \times \text{Ba} + 1,22 \times \text{Ba} + 0,21324)\lambda^3 + \lambda^4.
\end{aligned}$$

Корни имеют отрицательную вещественную часть, а затем сопоставим их с интервалами:

$$\text{Ba} = [0,918; 1,122],$$

$$\text{MZDRV} = [1,1912; 1,7868].$$

Это позволит сделать вывод относительно робастных свойств БЛА по отношению к исследуемому параметру и возможности сохранения устойчивости при заданных интервалах его изменения.

Последовательный анализ робастных свойств, выполненный для всего набора исследуемых параметров, составит полное описание особенностей той или иной конструктивной схемы БЛА для принятия решения о ее целесообразности применения для реализации перечня полетных заданий.

Как было отмечено:

$$G_{11} = G_{12} = G_{13} = G_{14} = 0.$$

Математически это приводит к кривой, описываемой уравнением:

$$\text{Ba} = \frac{0,21324}{9,5746 \times \text{MZDRV} + 1,22061} = 0.$$

Границы устойчивости по условиям G_{11} , G_{12} , G_{13} , G_{14} приведены на рис. 4, где выделена область заданного изменения исследуемых параметров.

На рис. 4–7 выделена область заданных вариаций исследуемых параметров в соответствии с данными табл. 1.

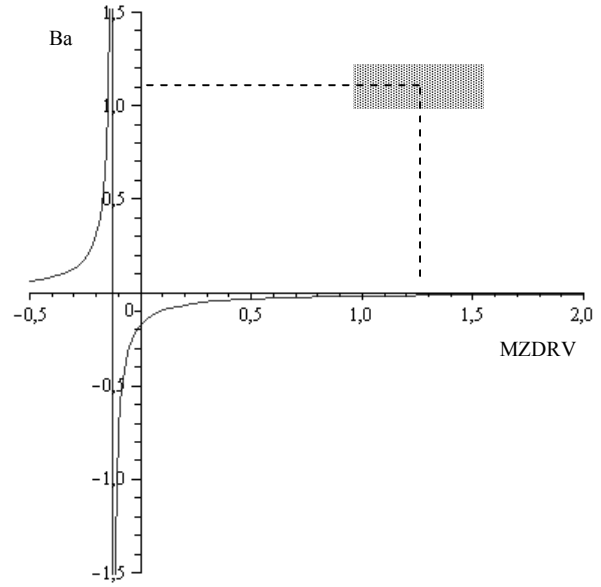


Рис. 4. Границы устойчивости по условию G_{11}

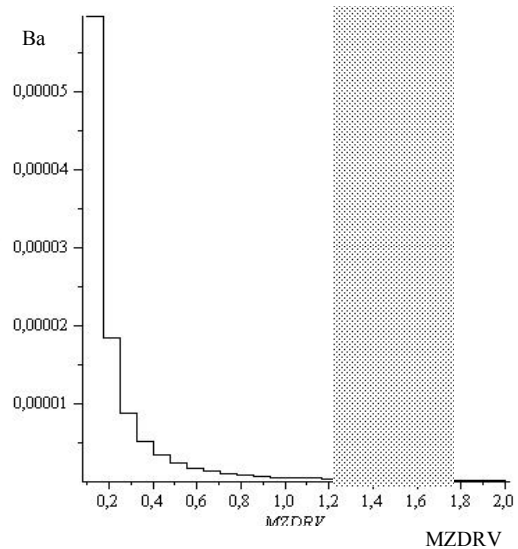


Рис. 5. Границы устойчивости по условию G_{21}

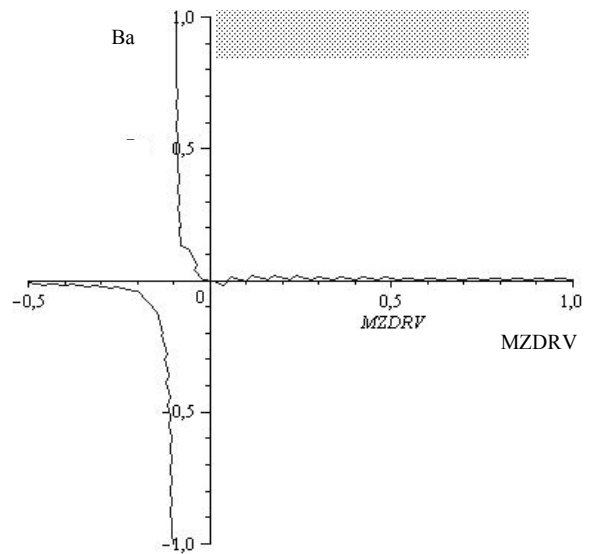
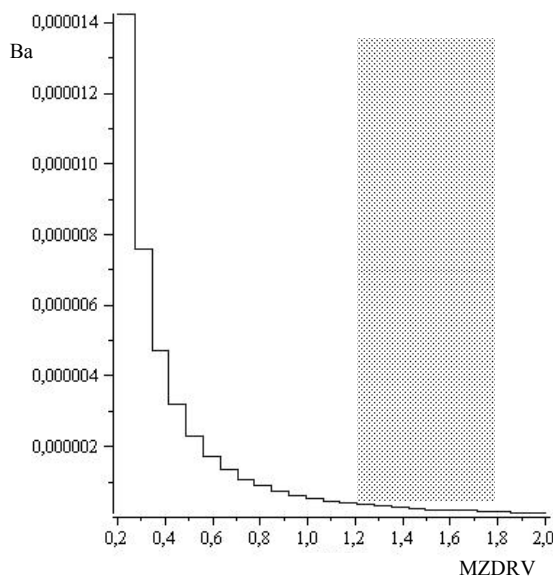


Рис. 6. Границы устойчивости по условию G_{22}

Рис. 7. Границы устойчивости по условию G_{23}

$$G_{21} = 4,43723 \times 10^5 \times MZDRV^2 \times Ba^3 + 862,967 \times MZDRV \times Ba^3 + 690,284 \times MZDRV \times Ba^2 + 3,8718 \times 10^6 \times MZDRV^3 \times Ba^3 + 1,41848 \times 10^5 \times MZDRV^2 \times Ba^2 - 9,957 \times Ba^3 - 2,465 \times Ba^2 - 2,7017 \times MZDRV \times Ba - 0,30416 \times Ba - 0,32827 \times 10^{-3} = 0.$$

$$G_{22} = -38663,47 \times MZDRV^2 \times Ba^3 + 910,972 \times MZDRV \times Ba^3 - 136,9 \times MZDRV \times Ba^2 - 4,23 \times 10^5 \times MZDRV^3 \times Ba^3 + 1351,13 \times MZDRV^2 \times Ba^2 - 9,957 \times Ba^3 - 2,465 \times Ba^2 - 2,7017 \times MZDRV \times Ba - 0,30416 \times Ba - 0,328 \times 10^{-3} = 0.$$

$$G_{23} = G_{24} = 3,9895 \times 10^5 \times MZDRV \times Ba^3 + 747,62 \times MZDRV \times Ba^3 + 690,158 \times MZDRV \times Ba^2 + 3,48 \times 10^6 \times MZDRV^3 \times Ba^3 + 1,418 \times 10^5 \times MZDRV^2 \times Ba^2 - 9,957 \times Ba^3 - 2,465 \times Ba^2 - 2,7017 \times MZDRV \times Ba - 0,30416 \times Ba - 0,32827 \times 10^{-3} = 0.$$

Общая область, где совместно выполняются все условия устойчивости и будет являться областью устойчивости в плоскости рассматриваемых параметров. Вполне понятно, что это будут те участки ее границ, которые непосредственно окружают их номинальные значения

$$Ba = 1,02; MZDRV = 0,026.$$

Аналитический вид исходных и промежуточных данных позволяет исследовать любые совокуп-

ности параметров как в двумерном так и в трехмерном пространстве. Пример графического изображения границ устойчивости включающей дополнительно скорость БЛА приведен на рис. 8.

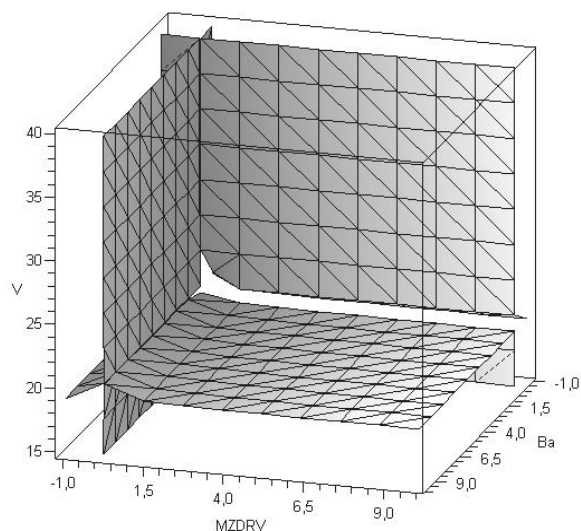


Рис. 8. Границы устойчивости в пространстве параметров Ba, MZDRV, V

При формировании и преобразовании исходных в аналитической форме записи, графическом моделировании областей устойчивости, а также получении интервальных математических моделей использован интегрированный математический пакет MAPLE-11, с библиотекой программ, поддерживающих интервальные вычисления.

Выводы

Предложена методика оценки робастности устойчивости базового варианта БЛА, позволяющая для параметров математической модели, содержащей интервальные данные, которые характеризуют диапазоны изменения исходных характеристик, получать области устойчивости для всего сочетания таких изменений, что дает возможность на этапе проектирования оценить робастные свойства рассматриваемой конструкции БЛА.

Литература

1. Аль Дахери, Али Мохамед Обеспечение робастной устойчивости на этапе проектирования конфигурации беспилотного летательного аппарата [Текст] / Аль Дахери Али Мохамед, В.М. Вартамян // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2010. – № 6 (73). – С. 37-43.
2. Вартамян, В.М. Применение метода физического моделирования для создания новых образцов беспилотной техники [Текст] / В.М. Вартамян, В.О. Черановский, Аль Дахери Али Мохамед // *Авиа-*

ционно-космическая техника и технология. – 2010. – № 3 (70). – С. 51-56.

3. Жабко, А.П. Необходимые и достаточные условия устойчивости линейного семейства поли-

номов [Текст] / А.П. Жабко, В.Л. Харитонов // Автоматика и телемеханика. – 1994. – № 10. – С. 125-134.

Поступила в редакцию 2.11.2011

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. каф. менеджмента, декан ф-та экономики и менеджмента И.В. Чумаченко, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ОЦІНКА РОБАСТНОЇ СТІЙКОСТІ БАЗОВОЇ МОДЕЛІ БЕЗПІЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ

В.М. Вартамян, О.В. Черановський, Аль Дахері Алі Мохамед

Розглянуто питання оцінки стійкості сімейства безпілотних літальних апаратів (БЛА), створюваних на основі базової моделі і мають різні масо-габаритні та аеродинамічні характеристики, пов'язані з особливостями їх застосування. Наведено методику оцінки робастної стійкості, яка ґрунтується на дослідженнях гурвіцевості інтервального характеристичного рівняння замкнутої системи. Дана методика дозволяє для параметрів математичної моделі, яка містить інтервальні дані, які характеризують діапазони зміни вихідних характеристик, отримувати області стійкості для всього поєднання таких змін, що дає можливість на етапі проектування оцінити робастні властивості аналізованої конструкції БЛА.

Ключові слова: літальний апарат, робастна стійкість, інтервальні параметри, характеристичне рівняння, області стійкості.

EVALUATION OF BASIC MODEL ROBUST STABILITY OF UNMANNED AERIAL VEHICLES

V.M. Vartanyan, O.V. Cheranovskiy, Al Daheri Ali Mohamed

The problem of assessing the sustainability of the family of unmanned aerial vehicles that are created on the basis of the basic model and have different weight, size and aerodynamic characteristics associated with the peculiarities of their application is examined. The method for assessing robust stability, based on research of Hurwitz interval characteristic equation of closed system is given. This method allows to obtain the stability areas for the combination of changes of output characteristics of interval data for parameters of the mathematical model, that enables to evaluate the robust properties of unmanned aerial vehicle design at the design phase.

Key words: aircraft, robust stability, interval parameters, the characteristic equation, the stability areas.

Вартамян Василий Михайлович – д-р техн. наук, проф., зав. каф. экономики и маркетинга, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: vartanyan_vm@ukr.net.

Черановский Валерий Олегович – канд. техн. наук, начальник отдела НИИ ПФМ, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ».

Аль Дахери Али Мохамед – аспирант НИИ ПФМ, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ».

УДК 533.6.04: 533.69.043 + 533.6.054

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

ВОЗМОЖНОСТЬ ПРОВЕДЕНИЯ ИССЛЕДОВАНИЙ УПРАВЛЕНИЯ КРУТКОЙ, ТОЛЩИНОЙ И КРИВИЗНОЙ ПРОФИЛЯ НА ОСНОВЕ КРЫЛА СОВРЕМЕННОГО ДЕЛЬТАПЛАНА

В конструкциях современных летательных аппаратов принято влиять на аэродинамические свойства их крыльев с помощью разнообразных средств механизации. При этом не применяются используемые ещё на заре авиации средства искривления профиля и не исследованы возможности по непосредственному управлению толщиной и кривизной профиля. Дельтаплан, проходя этапы развития как летательный аппарат, сохранил некоторую ограниченную гибкость своего крыла. Это даёт возможность, применив специальные средства изменения крутки крыла, его толщины и кривизны средней линии профиля, использовать дельтапланерное крыло для выполнения комплекса исследований по влиянию непосредственного управления профилировкой на его аэродинамические свойства.

Ключевые слова: аэродинамическая труба, дельтаплан, крутка крыла, управление профилем.

Введение

Само появление дельтаплана, как вида летательного аппарата довольно любопытно – он появился как конверсия космической разработки NASA. NASA объявил конкурс на лучшее средство приземления космических аппаратов, вернувшихся с орбиты. Конкурс выиграл американский инженер польского происхождения Френсис Мелвин Рогалло, который с 1936 года работал в научном центре в Лэнгли, в группе аэродинамических исследований (рис. 1).



Рис. 1. Френсис Мелвин Рогалло за работой в аэродинамической трубе в NASA

В 1951 г. на основании этих работ он получает патент на изобретение “Змей Рогалло”, который представлял собой крыло треугольной, или “дельтавидной” формы. При исследованиях змей был переименован в “крыло Рогалло”. Его продували в аэродинамической трубе, сбрасывали с грузом с разных высот, буксировали за вертолетом с посадочным модулем космического аппарата “Джемини” [1].

Исследованием свойств крыла Рогалло в течение нескольких лет занимались NASA и ряд американских фирм по заказам армии и ВМС США.

Исследования и разработки шли по различным направлениям - испытывались: свободно несущее крыло с надувными балками, буксировочные варианты, радиоуправляемые модели, пилотируемые моторные варианты. Первые дельтапланы (рис. 2) имели простую однослойную обшивку, натянутую на боковые трубы (Рогалло, SK-4 и т.п.). Передняя кромка крыла не имела того, что сейчас называется лобиком профиля. Сам профиль представлял собой слабоизогнутую дугу с нулевой толщиной. Радиус закругления передней кромки был равен радиусу боковой трубы, т.е. примерно 20 мм;



Рис. 2. Крыло Рогало на буксире

Первые дельтавидные крылья применялись в качестве змеев, буксируемых за водными катерами, они были призваны заменить коробчатые и пятиугольные буксирные змеи, которые не могли продолжить стабильный полёт при отсутствии тяги буксира, например при обрыве фала. Собственно дельтапланы как самостоятельные летательные аппараты были способны совершать полёт с качеством 3-4 единицы.

Развитие гибкого крыла

В своём развитии дельтапланерное крыло довольно далеко ушло от своего родоначальника – змея Рогалло. Так, постепенно увеличивался угол при вершине крыла, (уменьшалась стреловидность), увеличивался размах при одновременном уменьшении хорды, то есть росло удлинение крыла, и вероятно самое заметное – крыло обрело нижнюю поверхность, то есть из мембранного крыла нулевой толщины с малым искривлением поверхности превратилось фактически в обычное летающее крыло – бесхвостку с углом при вершине около 130° (стреловидностью по передней кромке 25°) и геометрической круткой.

В ходе эволюции дельтапланерного крыла росла его жёсткость. Применение труб диаметром 60...62 мм и стенкой 0,9 мм из сплава В-95, вместо применяемых в 70-х труб 40...45 мм, и применяемых в восьмидесятые годы труб 48...45 мм со стенками 1,5 мм. Применение углепластиковых (карбоновых) лонжеронов.

Для придания крылу, сформированному из сильно натянутых полиэфирных тканей, необходимой аэродинамической гладкости поверхности на первых 20...30% хорды применяется аэродинамическая накладка – обтекатель, под которую вставляются плёнки из материалов ПЭТФ, или Астролон, а на дельтапланах высокого спортивного уровня для устранения провалов и отсасывания обшивки по лобикю применяются вставки из листа углепластика.

Постепенно росла нагрузка на крыло и достигла средних значений $8...10 \text{ кг/м}^2$ для спортивных крыльев и $25...40 \text{ кг/м}^2$ у моторных дельтапланов.

В “крыльях Рогалло”, и в построенных на их основе первых дельтапланах начала 70-х совершенно отсутствовало латирование. У дельтапланов конца 70-х (рис. 2) уже латировалась задняя кромка, что отдаляло порог флатерного пикирования. В дельтапланах начала 80-х (рис. 3) латирование крыла достигло передней кромки, но жёсткость лат была не высокой, и профиль всё ещё создавался за счёт разности давлений под и над крылом и особенностями кроя паруса. Но уже с середины 80-х в классе спортивных крыльев все дельтапланы имели жёсткое латирование, строго задающее аэродинамический профиль крыла, в очень слабой зависимости от скорости полёта и нагрузки на крыло. Современные дельтапланерные (рис. 4) крылья имеют 10...13 жёстких профилированных лат на крыле, что делает бессмысленным рассуждения о формировании профиля под действием набегающего потока и о купольности крыла.

Жёсткие латы, тем не менее, не закрепляются к каркасу намертво, а лишь вставлены в латкарманы. Таким образом, передние края профилизирующих элементов крыла закреплены в передней кромке крыла подвижно, и имеют возможность поворота в вертикальной плоскости, а гибкость задней кромки крыла

позволяет переустанавливать профили по размаху на разные углы, то есть в полёте принудительно и контролируемо менять геометрическую крутку крыла.

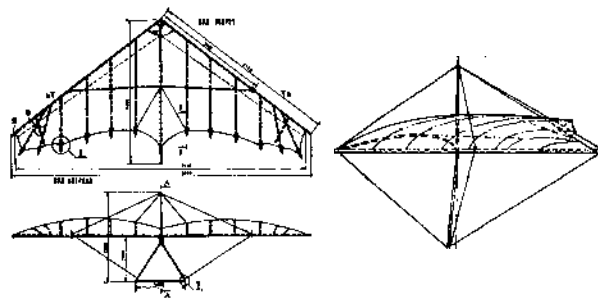


Рис. 3. Дельтаплан начала 80-х



а



б

Рис. 4. Спортивные дельтапланы середины 90-х:
а – дельтаплан с гибкими законцовками крыла;
б – дельтаплан с жестким краем крыла

Жёсткость труб каркаса, поддерживающих переднюю кромку крыла, уменьшается по мере удаления от корня крыла. Это свойство вместе с подвижным креплением профилей по передней кромке приводит к переустановке профилей в сторону уменьшения их местных углов атаки по мере возрастания аэродинамической нагрузки. То есть, резко возникшая вследствие турбулентности или энергичного маневрирования аэродинамическая нагрузка как бы сбрасывается с концевых частей крыла, местные углы атаки, которых под действием этой нагрузки уменьшаются. Причём, чем дальше находится каждый конкретный профиль от корня крыла, тем на больший угол он переустанавливается. На прежних, (задаваемых вектором воздушной скорости) углах атаки остаётся только корень крыла, явление переустановки профилей под нагрузкой на меньшие углы атаки отодвигает достижение предельных перегрузок и повышает комфортность пилотирования.

Дельтапланерное крыло, обладая одновременно свойствами и жёсткого и гибкого крыла, имеет свой-

ство заданным образом деформироваться (рис. 5, 6) как под воздействием аэродинамических нагрузок, так и принудительно с помощью специальных механизмов, поэтому современное дельтапланерное крыло за счёт контролируемой гибкости адаптивно по своей сути. Причём имеется возможность менять как аэродинамическую так и геометрическую крутку крыла управляя в полёте кривизной средней линии профиля, и углом отклонения его хвостового участка - задней кромки (рис 6).

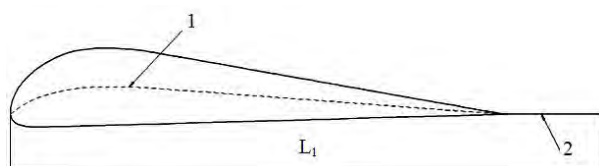


Рис. 5. Профиль дельтаплана с 80% двойной обшивкой до искривления: 1 – средняя линия; 2 – хвостовой участок с одинарной обшивкой; L_1 – длина до искривления

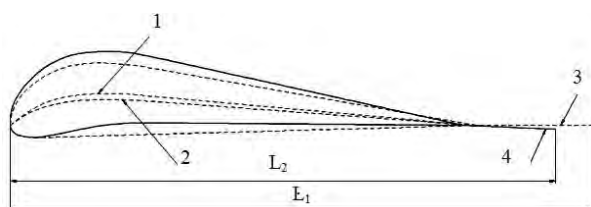


Рис. 6. Профиль дельтаплана с 80% двойной обшивкой после искривления: 1 – средняя линия после искривления; 2 – средняя линия до искривления; 3 – хвостовой участок с одинарной обшивкой до отклонения; 4 – хвостовой участок с одинарной обшивкой, отклонённый вниз; L_1 – длина до искривления; L_2 – длина после искривления

Так, уже в течение последнего десятилетия применяются системы по управлению круткой крыла. Системы управления круткой непосредственно воздействуют на натяжение паруса вдоль задней кромки крыла. Натяжение задней кромки вместе с аэродинамической нагрузкой устанавливает некое значение угла атаки для каждого элементарного профиля. Величина местного угла атаки зависит от соотношения местной нагрузки на крыло, и натяжения паруса вдоль задней кромки. Причём уменьшение натяжения задней кромки ведёт к уменьшению углов атаки по мере удаления от корня крыла. (рис. 7).

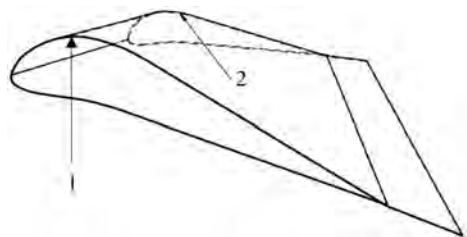


Рис. 7. Профиль дельтаплана с геометрической круткой после принудительного искривления: 1 – корневой профиль; 2 – концевой профиль;

Поскольку свойства дельтапланерного крыла формируется из симбиоза свойств каркаса с заданным характером распределения жёсткости и свойств ткани, которая по определению может изгибаться, то имеется возможность управлять геометрическими характеристиками крыла, не прибегая к использованию ставшей общепринятой механизации крыла самолётного типа. В дельтапланерном клубе НАКУ «ХАИ» проведены натурные испытания пары дельтапланов по исследованию влияния распределённой геометрической крутки на лётные характеристики крыла. Результаты исследований отражены в актах испытаний и освещены в [2].

Сегодня настала пора активного управления толщиной профиля, первые механизмы, непосредственно влияющие на толщину профиля, уже проходят свою апробацию, но в целом непосредственное управление толщиной профиля является ещё не исследованным. Задача как теоретического, так и практического исследования осложняется тем, что изменение толщины профиля при сохранении длин его верхней и нижней поверхностей неизбежно приводит к изменению кривизны средней линии профиля и смещению фокуса крыла (рис. 6, L_1 , L_2).

Австралийской фирмой Airborne в 2010 г. был создан дельтаплан Revolution со специальным механизмом, уменьшающим толщину профиля крыла, работающий совместно с механизмом управления круткой (рис. 8). В этом дельтаплане уменьшение толщины профилей происходит за счёт движения поперечной балки назад одновременно с уменьшением геометрической крутки крыла. Т. е. механизмы изменения крутки крыла и изменения его толщины являются связанными, или по сути одним механизмом двойного действия [3].



Рис. 8. Фрагмент механизма управления толщиной профиля дельтаплана Revolution австралийской фирмы Airborne

Такое объединение является эффективным решением с конструкторской точки зрения, так как увеличение геометрической крутки и увеличение толщины профилей крыла, а также искривление средней линии его профилей ведут к одному и тому

же – улучшению взлетно-посадочных характеристик. Но в то же время, такое объединение мешает исследованию влияния управления круткой крыла и управления толщиной профиля на несущие свойства крыла по отдельности.

Применение механизации по управлению толщиной профиля и кривизной его средней линии может быть применено с целью ещё большего расширения диапазона скоростей летательного аппарата, то есть увеличения скорости полёта и аэродинамического качества на крейсерских режимах и уменьшение скорости и значительного снижения качества на режиме посадки за счёт увеличения углов атаки, на которых крыло сохраняет несущие свойства и стабильность.

Заключение

Для проведения исследований в аэродинамической трубе требуется постройка специализированного дельтаплана, который даёт возможность провести ряд исследований адаптивного крыла: по определению влияния изменения толщины профиля и кривизны его средней линии на взлётно-посадочные характеристики крыла, на диапазон скоростных характеристик, изменение аэродинамического качества, устойчивости и управляемости, сохранение его устойчивости как на обоих крайних положениях толщины профиля, так и на промежуточных – переходных режимах.

Задачи эксперимента:

- подбор пар профилей “тонкий – толстый” с заданным перемещением ЦД при изменении толщины и кривизны, исходя из равенства длин верхних и нижних поверхностей профиля до их искривления и после (эксперимент с моделью прямоугольной секции крыла);
- выбор зоны крыла, в которой производится манипулирование толщиной профиля и кривизной средней линии (эксперимент с моделью полу-крыла или всего крыла);
- согласование изменения толщины профиля и кривизны хорды с изменением крутки (эксперимент с моделью полу-крыла или всего крыла).

Литература

1. Сайт NASA [Электронный ресурс]. – Режим доступа: http://www.nasa.gov/audience/forstudents/k-4/home/glider_feature_k4.html. – 25.11.2011 г.
2. Тиховский, А.Н. Экспериментальное исследование влияния величины геометрической крутки и поперечного “V” на аэродинамическое качество, устойчивость и управляемость летающего крыла. / А.Н. Тиховский [Текст] // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2009. - №5/62. – С. 12-20.
3. Сайт Фирмы Аирборн, Австралия [Электронный ресурс]. – Режим доступа: http://www.airborne.com.au/pages/hg_rev.php. – 25.11.2011 г.

Поступила в редакцию 29.11.2011

Рецензент: д-р техн. наук, проф. М.Е. Тараненко, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Харьков, Украина.

МОЖЛИВІСТЬ ПРОВЕДЕННЯ ДОСЛІДЖЕНЬ КЕРУВАННЯ АЕРОДИНАМІЧНОЮ КРУТКОЮ ТОВЩИНОЮ ТА КРИВИЗНОЮ ПРОФІЛЮ НА ОСНОВІ КРИЛА СУЧАСНОГО ДЕЛЬТАПЛАНА

О.М. Тиховський

У конструкціях сучасних літальних апаратів прийнято впливати на аеродинамічні властивості їх крил за допомогою різноманітних засобів механізації. При цьому не вживають засоби скривлення профілю, які використовували на початку авіації. Дельтаплан проходячи етапи розвитку як літальний апарат зберіг деяку обмежену керованість свого крила. Це дає можливість, використав спеціальні засоби зміни крутки крила, його товщини та профілю використовувати дельтапланерне крило для виконання комплексу досліджень по впливу безпосереднього керування профілюванням крила на його аеродинамічні властивості.

Ключові слова: аеродинамічна труба, дельтаплан, крутка крила, керування профілем.

POSSIBILITY OF LEADTHROUGH OF RESEARCHES OF CONTROL TWIST AND CURVATURE OF TYPE THICK ON BASIS OF WING OF MODERN HANG-GLIDER

A.N. Tykhovskiy

In the constructions of modern aircrafts it is accepted to influence on aerodynamic properties of their wings by various facilities of mechanization. Thus the in-use are not used yet on sunset the aviation of mean of curvature of type and possibilities are not investigational on a direct management a thickness and curvature of type. A hang-glider, passing the stages of development as aircraft, saved some limited flexibility of the wing. It enables, applying the special facilities of change of twist covered, his thicknesses and curvatures of middle line of type, to use hang-gliders covered for implementation of complex of researches on influence of direct control profiling on his aerodynamic properties

Key words: wind tunnel, hang-glider, twist wing, control profiling.

Тиховський Алексей Николаевич – инженер 1 кат. ОСКБ Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Украина, e-mail: ant_xai@mail.ru.

УДК 629.7.036

А.Г. НАРЫЖНЫЙ, В.Н. ПАВЛЕНКО, С.П. СВЕТЛИЧНЫЙ

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

АНАЛИЗ ФАКТОРОВ, СВЯЗАННЫХ СО СЛУЧАЯМИ ПОПАДАНИЯ ПТИЦ В АВИАЦИОННЫЙ ДВИГАТЕЛЬ

Проблема столкновения самолета с птицами является актуальной технической задачей, решаемой на этапе разработки и введения в эксплуатацию новых образцов авиационной техники в рамках концепции обеспечения надежности и безопасности полетов. Досрочный съем двигателей по причине попадания в них птицы нарушает регулярность рейсов и приводит к дополнительной загрузке завода-изготовителя и ремонтных предприятий внеплановым ремонтом двигателей, что в конечном итоге выражается в расходе дополнительных материальных средств на устранение неисправностей, возникших в ходе летного происшествия. Кроме того, повреждение лопаток двигателя снижает эксплуатационную надежность и безопасность полетов. Проанализированы важные факторы, связанные со случаями попадания птиц в авиационный двигатель, а также рассмотрены методы оценки птицестойкости лопаток двигателя.

Ключевые слова: *птицестойкость лопаток двигателя, столкновение самолета с птицами, лопатка, натурный эксперимент, компьютерное моделирование.*

Проблема столкновения самолета с птицами является актуальной технической задачей, решаемой на этапе разработки и введения в эксплуатацию новых образцов авиационной техники в рамках концепции обеспечения надежности и безопасности полетов [1 – 7].

В рамках рассматриваемой проблемы можно выделить два направления:

1. Проблема столкновения птицы с отдельными частями летательного аппарата (ЛА).
2. Проблема попадания птиц в газозавоздушный тракт (ГВТ) двигателя.

Целью данной работы является анализ важных факторов, связанных со случаями попадания птиц в авиационный двигатель, а также обзор методов оценки птицестойкости лопаток двигателя.

Для достижения поставленной цели проведен анализ и обобщение статистических данных по рассматриваемой проблеме, а также рассмотрены существующие методы оценки птицестойкости лопаток двигателя. Попадание птиц в воздухозаборники авиационных двигателей представляет собой реальную угрозу безопасности полета, приводящую к ряду летных происшествий с человеческими жертвами (рис. 1).

Вероятность попадания птицы в двигатель зависит от типа самолета. Так согласно данным статистики для самолетов гражданской авиации примерно 40% столкнувшихся с ними птиц попадает в двигатель, для военных самолетов статистика иная: двигатель – 55% столкновений [8]. Согласно дан-

ным, приведенным в работе [9], повреждение двигателей, вызванные попаданием в него птицы составляют 28% от общего числа случаев, зарегистрированных для воздушных судов (ВС) в Австралии. Реактивные двигатели особо подвержены опасности попадания птицы в ГВТ двигателя при взлете, когда двигатель работает на повышенных оборотах (предельный режим, плохая управляемость) и самолет находится на малой высоте, где чаще всего встречаются птицы. По данным, приведенным в отчете Австралийского бюро по безопасности на воздушном транспорте, приблизительно 60% случаев (169 случаев из 296) произошли при заходе на посадку и посадке. 30% случаев попадания птиц в двигатель произошли при взлете [9].



Рис. 1. Последствия попадания стаи птиц в двигатель

Опасность для ВС представляют отдельные виды птиц, которые совершают перелеты на высотах до 3 тыс. м, а также основная масса птиц, совершающая свои полеты в диапазоне высот от 100 м до 500 м в районе аэродрома в секторах взлета/посадки ВС (рис. 2, 3).



Рис. 2. Случаи столкновения самолета с птицами на посадке

Был подсчитан риск столкновений ВС с птицами в зависимости от высоты полета [7]: до 100 м риск составляет 45,8%; 101-400 м – 28%; 401-1000 м – 12,7%; 1001-2000 м – 7,5%; 2001-5000 м – 5,2%; выше 5000 м – 0,8%.

Очевидно, что наиболее «птицепасным» этапом полета является нахождение ВС на высоте Круга (400 м), при выполнении которого полет происходит длительное время на высотах возможного скопления птиц.

Досрочный съем двигателей по причине попадания в них птицы нарушает регулярность рейсов и приводит к дополнительной загрузке завода-изготовителя и ремонтных предприятий внеплановым ремонтом двигателей, что в конечном итоге выражается в расходовании дополнительных материальных средств на устранение неисправностей, возникших в ходе летного происшествия. Кроме того, повреждение лопаток двигателя снижает эксплуатационную надежность и безопасность полетов.

В 1992 году самолет ВАе 146 столкнулся со стаей розовых какаду при взлете из аэропорта Аделаиды. Птицы одновременно попали в два двигателя. Стоимость ремонта двигателей составила 230 тыс. долларов США [9]. Эта сумма включает затраты на демонтаж двигателя, замену деталей и оплату труда.

По оценкам авиакомпании Qantas столкновение самолета А300 с птицей в 1995 году обошлось авиакомпании в 8 млн. долларов США [9]. Эта сумма включает затраты на замену двигателей, простой и изменение в расписании.

По статистике, столкновение с птицей как причина летного происшествия стоит на третьем

месте после отказов техники и человеческого фактора [3].

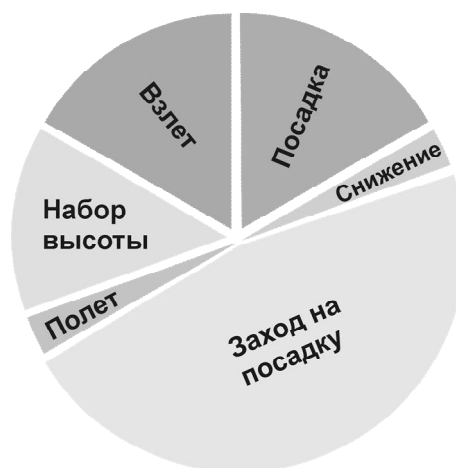


Рис. 3. Соотношение числа столкновений с птицами на различных режимах полета

Годовой ущерб, вызванный столкновениями с птицами, только в США оценивается в 400 млн. долларов США и до 1,2 млрд. долларов США для коммерческих воздушных судов в мире [5,6].

Для оценки масштабов угрозы, которую представляют птицы для самолета и двигателя, рассмотрим данные статистики [1, 5-7]. В период с 1990 года по 2003 год в одних только Соединенных Штатах Америки было зафиксировано 52493 случаев столкновения самолетов с птицей [5, 10]. С 1988 года в мире погибло свыше 219 человек в результате столкновений самолета с птицей [5]. Согласно данным, приведенным в работе [9], в Австралии в период с 2002 по 2006 годы зарегистрировано 296 случаев попадания птицы в двигатель.

Как видно из рис. 4 наблюдается рост числа столкновений с птицами в течение анализируемого периода времени [11]. Аналогичная тенденция прослеживается в России и других странах СНГ [1]. Причем на данном рисунке приведено только лишь число регистрируемых столкновений. Анализ статистики показал, что число регистрируемых случаев столкновения составляет около 20% от общего числа фактически происходящих столкновений [5]. Это означает что реальный ущерб гораздо выше ущерба, приведенного в статистике. Учитывая факт, что численность авиационного парка увеличивается с каждым годом и двигатели совершенствуются, становясь малолетными, можно сделать вывод о том, что столкновение с птицами представляет собой реальную угрозу, масштабы которой нельзя недооценивать.

Решение данной проблемы не может оставаться без внимания со стороны эксплуатирующих организаций, инженеров и ученых.

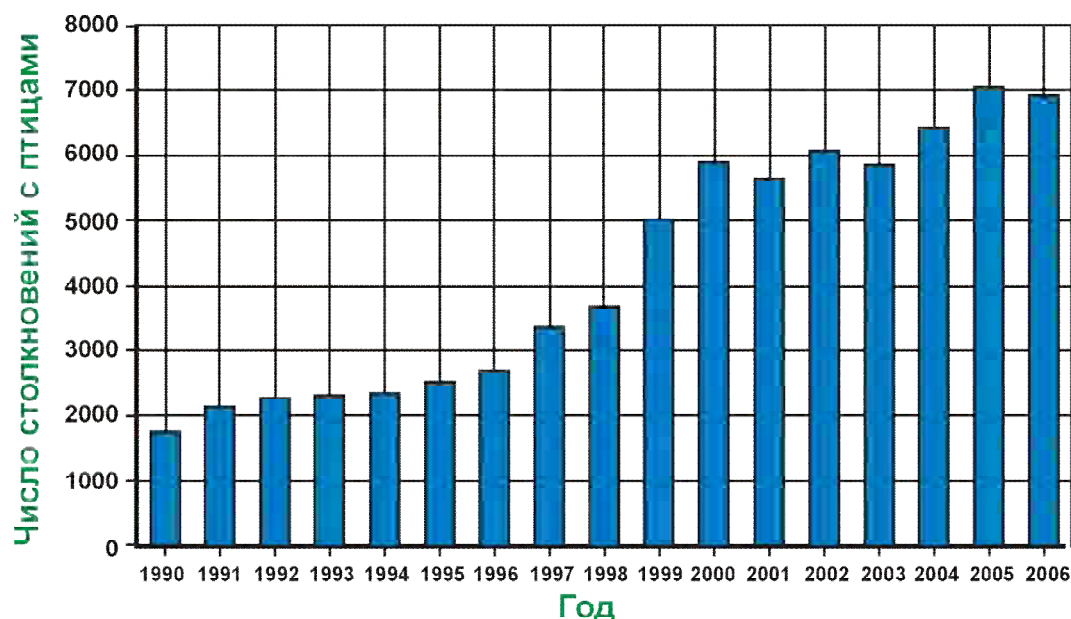


Рис. 4. Количество столкновений с птицами в США в период с 1990 по 2006 годы

Из рассматриваемого статистического материала можно выделить факторы, влияющие на повреждение лопаток двигателя, вызванные столкновением с птицей:

1. Факторы внешней среды (виды птиц, масса и размеры птицы, географическое местоположение).

По видам птиц случаи столкновений распределяются следующим образом (данные ГосНИИ ГА): голуби – 26,2%; чайки – 19,1%; водоплавающие (гусеобразные, гагары и др.) – 14,0%; воробьи – 13,4%; дневные хищные птицы – 13,1%; врановые – 6,2%; стрижи – 3,2%; совы – 2,5%; журавли, аисты, цапли – 2,0% [7].

Следует отметить, что приведенная статистика по видам птиц носит территориальный характер и может существенно меняться в зависимости от географического местоположения, поскольку в разных регионах обитают разные виды птиц.

Масса птицы является одним из основных параметров, определяющих тяжесть последствий столкновения.

В работе [12] дана классификация птиц по массе тела (табл. 1).

Другим важным параметром, определяющим размеры зоны повреждения, является размер птицы.

Различают следующие категории размеров птиц:

Очень маленькие с размером тела не превышающем 15 см, малые – от 15 до 25 см, средние – от 25 до 40 см, большие – от 40 до 80 см и очень большие – свыше 80 см.

2. Количество птиц (единичные столкновения или столкновения со стаей птиц).

Таблица 1

Классификация птиц по массе тела

Категория	Масса
1	Менее 100 гр.
2	100 – 450 гр.
3	450 – 900 гр.
4	900 – 1900 гр.
5	1900 – 3600 гр.
6	Свыше 3600 гр.

3. Режимы полета. Здесь, прежде всего, следует выделить режимы работы двигателя (обороты, температура), а также скорость и высота полета.

4. Временные факторы (год, месяц, время суток).

Наибольшую опасность представляют собой перелеты птиц в утренние (66,9% случаев) и ночные (33,1% случаев) часы. Специалисты ГосНИИ ГА определили характерные цирканнуальные пики столкновений в ночное время: зима – 21,7%, весна – 11%, лето – 13,7%, осень – 18,6% [7].

5. Эксплуатационные факторы (тип ЛА, его взлетная масса, тип силовой установки и тяга/мощность двигателя).

К имеющимся статистическим данным необходимо добавить дополнительные факторы, оказывающие влияние на повреждение:

1. Плотность птицы.
2. Жесткость птицы.
3. Угол соударения.
4. Форма и жесткость поверхности соударения.

Кроме того, следует отметить, что ниже перечисленные факторы, а также имеющийся статистический материал, необходимо учитывать при разработке нормативной базы для проведения испытаний, а также уточнения существующих стандартов с целью обеспечения соответствия условий испытаний условиям, имеющим место в ходе реального летного происшествия.

Предупреждение столкновения с птицей является важной частью снижения общей опасности, которую представляют птицы для самолета и двигателя. Сегодня во всем мире инженеры работают над тем, чтобы надежнее защитить двигатели от птиц и свести к минимуму возможные повреждения. Следует отметить, что разработкой одних лишь превентивных мер не решить данную проблему. Рассматриваемая проблема является комплексной и требует для решения взаимодействия специалистов из различных областей.

В настоящее время, для оценки птицестойкости лопаток двигателя в инженерной практике применяются следующие методы:

- 1) натурный эксперимент на полноразмерном двигателе (рис. 5);
- 2) полуэмпирические методы;
- 3) компьютерное моделирование.

Испытания и сертификация являются неотъемлемой частью процесса разработки и введения в эксплуатацию нового двигателя.

Единственным методом подтверждения требований норм летной годности при сертификации являются полномасштабные испытания.

Испытания на птицестойкость проводятся в соответствии с требованиями Авиационных правил части 33 и международных норм летной годности части 33 и 25 [13, 14].

Очевидно, что по причине многообразия видов птиц, которые отличаются по массе и размерам, невозможно обеспечить полного соответствия требованиям норм летной годности самолета или двигателя для конкретного вида птиц.

Соответствующие части норм летной годности разрабатываются после анализа различных факторов, включающих вероятность и тяжесть последствий столкновения, а также условий эксплуатации самолета.

В нормах летной годности определены условия проведения испытаний на птицестойкость, а также регламентированы количество и масса птиц в зависимости от площади входного сечения двигателя.

В соответствии с требованиями норм летной годности реактивный двигатель при прохождении сертификационных испытаний должен показать возможность поддержания 75% уровня тяги в течение 5 минут после столкновения со стаей мелких или

средних птиц или возможность безопасного выключения после столкновения с крупной птицей.



Рис. 5. Испытательный стенд

Очевидным недостатком натурных испытаний как метода исследования птицестойкости лопаток двигателя является высокая стоимость, а также зачастую сложности, связанные с получением достоверного результата и обеспечения повторяемости результатов для серии испытаний. Учитывая особенности рассматриваемого процесса (быстротечность, ударный характер взаимодействия и разрушение) в качестве недостатка также следует отметить технические трудности, а зачастую и невозможность определения интересующих механических параметров в ходе испытаний.

Полуэмпирический метод оценки птицестойкости основывается на сравнении кинетической энергии птицы с внутренней энергией, поглощаемой лопаткой. Применение данного подхода предполагает использование расчетных зависимостей, базирующиеся на основных положениях теории гидроудара, полученных в ходе обработки экспериментальных данных. Учитывая сложность геометрии лопатки, а также сложный характер ударно-контактного взаимодействия, становится очевидным, что такой подход применим в инженерной практике как приближенный метод оценки птицестойкости лопатки при значительных упрощениях рассматриваемой геометрии (идеализация расчетной модели). Как следствие, допущения и упрощения,

используемые в ходе расчета, приводят к существенным расхождениям между получаемым результатом и экспериментом и требуют уточнения полученного результата в ходе испытаний.

В настоящее время наблюдается тенденция сокращения объема полномасштабных испытаний и эффективного использования компьютерного моделирования (численного эксперимента) в качестве инструмента для исследования птицестойкости лопаток двигателя.

Компании - разработчики авиационных газотурбинных двигателей (ГТД) заинтересованы в увеличении доли компьютерного моделирования и снижении количества натурных испытаний для оценки прочности лопаток ГТД при попадании птицы в двигатель.

Численное моделирование является эффективным инструментом для изучения проблем ударно-контактного взаимодействия и обладает рядом преимуществ.

Применение компьютерного моделирования позволяет сократить сроки (объем) проектирования и испытаний двигателя, повысить качество изделия, снизить затраты на проведение испытаний. Кроме того, численное моделирование дает возможность анализа различных сценариев протекания процесса и обладает многообразием и наглядностью представления получаемых результатов. Однако, результаты численного моделирования не могут считаться надежными без проведения процедуры верификации используемых в расчетах математических моделей и их параметров.

Поэтому разумным и эффективным методом решения поставленной задачи является комбинация двух подходов: численного моделирования и эксперимента, взаимодополняющих друг друга и устраняющих недостатки каждого из подходов.

Заключение

1. Попадание птиц в воздухозаборники авиационных двигателей представляет собой реальную угрозу безопасности полета, приводящую к отказам и как следствие ряду летных происшествий различной степени тяжести. Досрочный съем двигателей по причине попадания в них птицы нарушает регулярность рейсов и связан с расходом дополнительных материальных средств на устранение неисправностей, возникших в ходе летного происшествия. Учитывая выше сказанное, можно сделать вывод, что проблема попадания птиц в газозавоздушный тракт двигателя является актуальной технической задачей требующей решения. Описанная проблема требует формулирования задач исследования закономерностей и особенностей взаимодействия птиц и

элементов конструкции двигателя для использования при проектировании и эксплуатации.

2. Проанализированы важные факторы, связанные со случаями попадания птиц в авиационный двигатель такие как:

- а) факторы внешней среды (виды птиц, масса и размеры птицы, географическое местоположение);
- б) количество птиц (единичные столкновения или столкновения со стаей птиц);
- в) режимы полета;
- г) временные факторы (год, месяц, время суток);
- е) эксплуатационные факторы (тип ЛА, его взлетная масса, тип силовой установки и тяга/мощность двигателя).

3. Рассмотрены существующие методы оценки птицестойкости лопаток двигателя.

Предложено для решения поставленной задачи применять комбинация двух методов: численного моделирования и эксперимента.

Литература

1. Проблема столкновения самолетов с птицами. Справка. Сюжет: Авария пассажирского самолета "Аэробус-320" в США [Электронный ресурс] // РИА Новости. – Режим доступа: <http://ria.ru/incidents/20090116/159413848.html>. – 16.01.2009 г.
2. Случаи столкновения самолетов с птицами в 2005–2009 гг. Справка Сюжет: Авария пассажирского самолета "Аэробус-320" в США [Электронный ресурс] // РИА Новости. – Режим доступа: <http://ria.ru/incidents/20090116/159414673.html>. – 16.01.2009 г.
3. Вышинский, В. Столкновение самолета с птицей [Текст] / В. Вышинский. // Физический факультет. Квант. – 2009. – №6. – С. 30-31.
4. Thorpe, J. Fatalities and destroyed civil aircraft due to bird strike, 1912-2002 [Text] / J. Thorpe // Proc. of the 26th Annual Meeting of the International Bird Strike Committee. Warsaw, Poland, 2003. – 28 p.
5. Wildlife Strikes to Civil Aircraft in the United States 1990-2004 [Text] / E. Cleary et. Al. // Federal Aviation Administration National Strike Database. – 2005. – № 11. – 77 p.
6. Allan, J.R. The Costs of Birdstrikes to Commercial Aviation [Text] / J.R. Allan, A.P. Orosz // Bird Strike Committee Proceedings, Bird Strike Committee-USA/Canada, Third Joint Annual Meeting. Calgary, AB, 2001. – 10 p.
7. Колесников, Ю.М. Столкновения самолетов с пернатыми нередко приводит к авариям [Текст] / Ю.М. Колесников // Вестник авиации и космонавтики. – 2008. – № 1. – С. 52.
8. Ильичев, В.Д. Авиационная орнитология [Текст] / В. Д. Ильичев // Биология. Приложение к газете "Первое сентября". – 2004. – №31. – С. 10-12.

9. *An Analysis of Australian Birdstrike Occurrences 2002 to 2006* [Text]: ASTB Transport Safety Investigation Report. Aviation Research and Analysis Report AR-2007-27 Final / Australian Government. Australian Transport Safety Bureau. – 2007. – 139 p.

10. *Access to the FAA National Wildlife Aircraft Strike Database and Associated ERAU Analytical/Statistical/Database Modules* [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://wildlife.pr.erau.edu/index.html>. – 24.11.2011 г.

11. Blair, A. *Aeroengine Fan Blade Design Accounting for Bird Strike* [Text] / A. Blair // A thesis submitted in partial fulfillment of the requirements for the degree of Bachelor of Applied Science. Department of Mechanical and Industrial Engineering. The University of Toronto, March 2008. – 84 p.

12. *Bird Strike Damage & Windshield Bird Strike* [Text]: Final Report / European Aviation Safety Agency. – 2003. – 181 p.

13. *Авиационные правила. Часть 33. Нормы летной годности двигателей воздушных судов. Раздел Е* [Текст]. – МАК. – 2004. – С. 21–24. *Federal Aviation Administration. US Code of Federal Regulations, Title 14, Part 33, Subpart E, Section 33.76 Bird ingestion* [Электронный ресурс] – Режим доступа: <http://ecfr.gpoaccess.gov/cgi/t/text/textidx?c=ecfr&sid=09f120451a2e89ed599664c661927aee&rgn=div5&view=text&node=14:1.0.1.3.16&idno=14#14:1.0.1.3.16.5.363.16>. – 24.11.2011 г.

Поступила в редакцию 24.11.2011

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. каф. производства авиационных двигателей А.И. Долматов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

АНАЛІЗ ФАКТОРІВ, ПОВ'ЯЗАНИХ ІЗ ВИПАДКАМИ ПОПАДАННЯ ПТАХІВ У АВІАЦІЙНИЙ ДВИГУН

О.Г. Наріжний, В.М. Павленко, С.П. Світличний

Проблема зіткнення літака з птахами є актуальною технічною задачею, що вирішується на етапі розробки та введення в експлуатацію нових зразків авіаційної техніки в рамках концепції забезпечення надійності та безпеки польотів. Достроковий з'їм двигунів через попадання в них птахів порушує регулярність рейсів і призводить до додаткової завантаженні заводу-виготовлювача і ремонтних підприємств позаплановим ремонтом двигунів, що в кінцевому підсумку виражається у витрачанні додаткових матеріальних коштів на усунення несправностей, що виникли в ході льотної події. Крім того, пошкодження лопаток двигуна знижує експлуатаційну надійність і безпеку польотів. Проаналізовано важливі чинники, пов'язані з випадками попадання птахів у авіаційний двигун, а також розглянуті методи оцінки птіцестійкості лопаток двигуна.

Ключові слова: птіцестійкість лопаток двигуна, зіткнення літака з птахами, лопатка, натурний експеримент, комп'ютерне моделювання.

ANALYSIS OF FACTORS RELATED TO BIRDS INGESTION INCIDENTS

A.G. Narizhniy, V.N. Pavlenko, S.P. Svetlichniy

Bird strike is an important technical problem to be solved during design and implementation of new aircraft types within the scope of the strategy on maintain the reliability and flight safety. Early removal of engines due to birds ingestion breaks flight regularity, and result in additional loading of manufacturing and overhaul plants with repair, which finally result in spending additional funds for damage removal caused by flight incident. In addition, damage of the engine blades reduces the reliability and safety. Important factors related to birds ingestion have been analyzed as well as engine blade bird proof analysis techniques have been considered.

Key words: engine blade bird proof, birdstrike, blade, full scale test, Computer Aided Design.

Наріжний Александр Георгиевич – канд. техн. наук, доцент, доцент каф. теоретической механики, машиноведения и роботомеханических систем, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

Павленко Виталий Николаевич – канд. техн. наук, доцент, зав. каф. теоретической механики, машиноведения и роботомеханических систем, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

Світличний Сергей Петрович – ассистент каф. теоретической механики, машиноведения и роботомеханических систем, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

УДК 621.43

Ф.А. СЛОБОДКИНА^{1,2}, В.В. МАЛИНИН³, А.В. МАЛИНИН¹¹ *Российский государственный университет нефти и газа им. И.М. Губкина, Москва*² *ФГУП ЦИАМ им. П.И. Баранова, Москва, Россия*³ *«ООО Сименс», Москва, Россия*

ПОВЫШЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ РАБОТЫ ЛОПАТОЧНОЙ МАШИНЫ ПУТЕМ ОПТИМИЗАЦИИ ФОРМЫ ЛОПАТКИ

Методами математического моделирования исследуется обтекание решетки профилей газовой турбины. На основе уравнений газовой динамики для совершенного невязкого газа решается задача обтекания решетки профилей газовой турбины. С привлечением теории пограничного слоя и критериев отрыва определяются области отрыва пограничного слоя на поверхности профиля, затем профиль модифицируется с целью уменьшения области отрыва, уменьшения потерь и интенсивности вихреобразования. Результаты оптимизации проверяются расчетом уравнений газовой динамики, сравниваются с расчетами по уравнениям Навье-Стокса, описывающим вязкое турбулентное течение, и с результатами эксперимента.

Ключевые слова: решетка профилей, обтекание невязким и вязким газовым потоком, пограничный слой, отрыв пограничного слоя, вихреобразование.

Введение

Объектом исследования является решетка профилей лопаточной машины – газовой турбины – в потоке вязкой сжимаемой жидкости.

Известно, что в реальных ситуациях основные потери происходят в области пограничного слоя с неблагоприятным градиентом давления, вызывающим возникновение зоны отрыва потока от стенки и интенсивное вихреобразование. Такие особенности обтекания решетки профилей газовой турбины характерны как для полностью дозвукового обтекания, так и при появлении сверхзвуковой области на спинке профиля с замыкающим скачком уплотнения.

Цель исследования состоит в улучшении качества объекта путем изменения геометрии, направленного на уменьшение зоны отрыва, что приведет к уменьшению потерь и, следовательно, повышению коэффициента эффективности устройства.

В работе представлена реализация двух математических методов, результаты которых сравниваются между собой и с экспериментальными данными:

1. Метод численного расчета обтекания решетки профилей на основе уравнений газовой динамики для идеального газа с последующим вычислением характеристик пограничного слоя и определением зоны отрыва потока на основе критериев подобия [1,2].

2. Метод численного расчета обтекания решетки профилей на основе уравнений Навье-Стокса для вязких турбулентных течений [3,4].

Использование двух математических методов, применяемых последовательно, объясняется тем, что получение решения для невязких течений по методу 1 требует значительно меньшего времени, чем нахождение решений по методу 2. В связи с этим многовариантный расчет по выбору оптимального профиля проводится методом 1 и затем проверяется и уточняется по методу 2.

В статье демонстрируются возможности моделирования дозвуковых режимов течения в решетке профилей с образованием замкнутой зоны отрыва потока. Деформацией профиля удалось в несколько раз сократить область отрыва и снизить потери. Сравнение численных решений с соответствующими экспериментальными результатами подтверждает возможность использования выбранных математических моделей для решения поставленной задачи.

Использование упрощенных методов расчета для решения поставленной здесь задачи, например метода граничных элементов, имеет ряд ограничений и не дает достаточно полной для оптимизации картины обтекания [5].

1. Постановка задачи

В качестве исследуемой решетки профилей рассмотрим плоскую турбинную решетку, для которой имеются экспериментальные газодинамические характеристики. Схема турбинной решетки представлена на рис. 1. Решетка профилей имеет следующие геометрические параметры (см. рис. 1):

$b = 40,942$ мм, $t = 44,749$ мм, $a = 23,517$ мм, $d1 = 3,227$ мм, $d2 = 2,543$ мм, $\beta = 54^\circ$. Характеристики решетки приведены в безразмерном виде: все линейные размеры отнесены к хорде профиля; толщина выходной кромки $d2$ отнесена к размеру выходного сечения межлопаточных каналов a_2 . Геометрические параметры решетки определены аналитически с учетом ее шага t и угла установки γ .

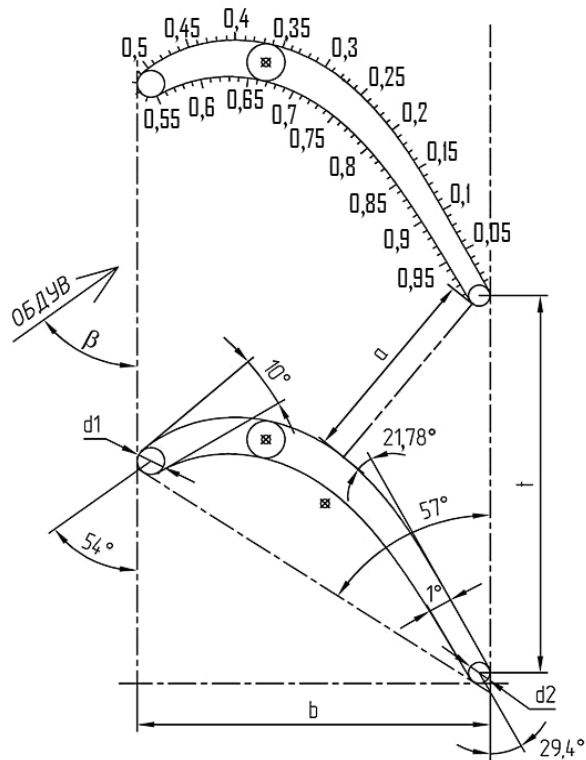


Рис. 1. Исходный профиль, для которого получены экспериментальные данные по продувке

Исходные данные:

1. Задана геометрия профиля лопатки;
2. На входе заданы полное давление и полная температура, равные атмосферным условиям $P_{вх}^* = 10^5$ Па и $T_{вх}^* = 293$ К;
3. На выходе задано статическое давление, выбранное таким образом, чтобы обеспечивать на выходе требуемое экспериментом значение параметра λ_2 по формуле: $P_{вых} = P_{вх}^* \cdot \pi(\lambda)$, $P_{вых}$ – статическое давление на выходе из решетки, $\pi(\lambda)$ – газодинамическая функция: $\pi(\lambda) = \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda^2\right)^{k/(k-1)}$ и k – показатель адиабаты;
4. Рабочим телом является воздух, рассматриваемый как невязкий сжимаемый газ;
5. Граничные условия на поверхности лопатки – равенство нулю нормальной составляющей скорости потока (условие не протекания) и адиабатическая стенка;
6. Угол входа потока равен 54 градусам от

вертикали (ось Y) т.е. поток направлен под углом 36 градусов к продольной оси X .

Приведем результаты экспериментальных исследований газодинамических параметров данной решетки.

Распределение коэффициента скорости по лопатке решетки представлено на рис. 2. Величина $\bar{S}$ – относительная криволинейная координата вдоль обводов профиля, S – отсчитывается от точки на окружности $d2$ – по спинке и далее по корыту до нижней точки на окружности $d2$. Величина коэффициента скорости $\lambda_2 = 0,58$ на выходе из решетки. Из анализа рис. 2 следует, что при обтекании выбранной решетки имеются области больших градиентов скорости и, соответственно, давлений, приводящих к отрыву пограничного слоя от стенки (на спинке лопатки).

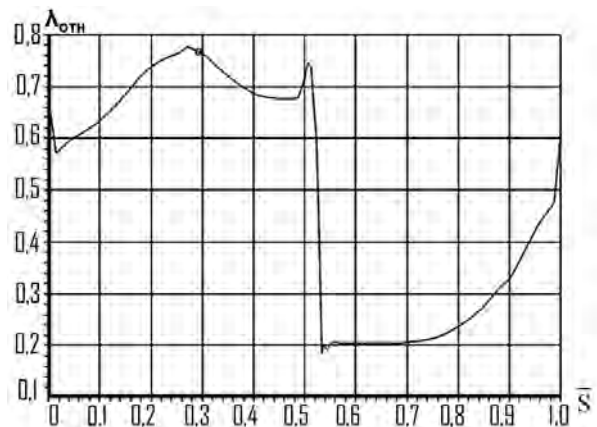


Рис. 2. Изменение величины $\lambda_{отн}$ вдоль координаты $\bar{S}$ исходного профиля

Параметр $\lambda_{отн}$ вводится как величина λ , вычисленная в эксперименте по измерениям давления на профиле.

2. Оптимизация профиля решетки

Оптимизация профиля решетки состоит в таком его изменении, которое позволит сдвинуть область отрыва к концу профиля или существенно ее уменьшить.

Расчеты обтекания решетки первоначально проводятся на основе уравнений газовой динамики с последующим определением точек отрыва с привлечением уравнений пограничного слоя Прандтля и критериев отрыва потока [1, 2].

После получения результатов для выбранной решетки профилей (прототипа) проводится деформация профиля с целью уменьшения области отрыва и расчет повторяется. Таким образом, строится цикл программы расчета, который заканчивается по достижении поставленной цели проверкой результатов на основе модели вязкого турбулентного течения

Коэффициент потерь можно представить в виде суммы потерь на трение на профиле решетки и потерь, связанных с отрывом потока на спинке лопатки $\zeta_{\text{тр}} + \zeta_{\text{отр}}$.

Последние потери являются наиболее существенными, потому их минимизация даст значительный выигрыш в эффективности.

На рис. 3 демонстрируется форма оптимизированного профиля, полученного по изложенным выше методам.

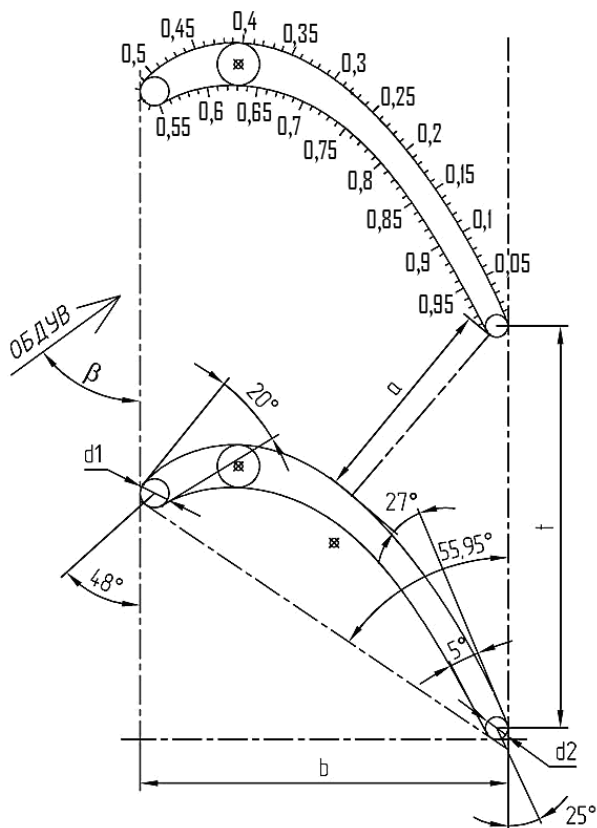


Рис. 3. Оптимизированный профиль с улучшенным обтеканием

На рис. 4 представлено распределение величины $\lambda_{\text{отн}}$ вдоль координаты $\bar{S}$ для исходного (1) и оптимизированного профилей (2) при $\lambda_2 = 0,58$.

Как следует из расчетов, приведенных на рис. 4, в областях торможения потока возникают зоны отрыва, размеры которых определяются величиной градиентов λ или, что то же самое, давления.

При деформации профиля соблюдались основные правила, следующие из построения решетки профилей турбины выбранной конструкции: неизменность базовых геометрических параметров.

Сохранность базовых параметров является существенным ограничением при оптимизации решетки профилей, в отличие от оптимизации одиночного профиля, где такие ограничения не выставляются [6,

7]. Улучшенный профиль (см. рис. 3) отличается только углами установки.

Необходимо отметить, что ни одна практически значимая задача оптимизации не решается без ограничений.

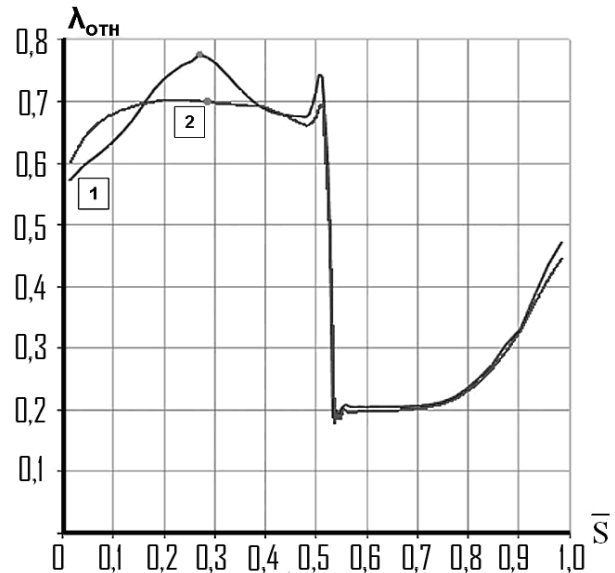


Рис. 4. Изменение величины $\lambda_{\text{отн}}$ вдоль координаты $\bar{S}$ для исходного (1) и оптимизированного профилей (2) при $\lambda_2 = 0,58$

Из сравнения результатов, представленных на рис. 4 для распределения коэффициента скорости λ вдоль координаты $\bar{S}$ для исходной и оптимизированной решетки профилей, наглядно виден выигрыш при модификации профиля в распределении λ , а, следовательно, давления и других параметров.

Проведем анализ графиков, представленных на Рис. 4.

1. На диффузорном участке межлопаточного канала исходной решетки разгон газа, представляемый отношением $\lambda_{\text{мах}} / \lambda_2$, равен 33,8% против 20,3% для оптимизированного профиля.

2. В случае исходного профиля присутствует резко выраженное диффузорное течение после горла (отмечено точкой); в случае оптимизированного профиля такое течение имеет значительно более гладкий характер.

3. Интенсивность отрыва на передней кромке, которая определяется отношением $\lambda_{\text{мах}} / \lambda_{\text{мин}}$ (при $S = 0,5$), составляет 0,07 для исходного профиля против 0,035 для оптимизированного, то есть интенсивность отрыва после оптимизации уменьшается вдвое.

4. Дисбаланс (разница скоростей схода струй со спинки и корыта) равен 0,098 для исходного профиля против 0,152 для оптимизированного (при норме 0-0,075);

5. Качественная характеристика – гладкость – у оптимизированного профиля также выше. Гладкость определяется частотой смены знака второй производной.

В заключение отметим, что, не смотря на несколько возросший дисбаланс скоростей при сходе струй в конце профиля, приближение остальных показателей к норме позволяет утверждать, что оптимизированный профиль лучше исходного.

3. Проверка результатов оптимизации расчетами уравнений Навье-Стокса

Приведем результаты расчета обтекания исходной решетки и решетки с оптимизированными профилями на основе уравнений, описывающих вязкое турбулентное течение сжимаемого газа. Математическая модель вязкого турбулентного течения построена на уравнениях Навье-Стокса, осредненных по Рейнольдсу, дополненных двухпараметрической моделью турбулентности [3,4].

На рис.5, 6 демонстрируются результаты проведенного численного исследования.

Анализ результатов расчета на основе уравнений Навье-Стокса показал следующее.

На исходном профиле длина зоны отрыва – составляет: $(L2 - L1) = 0,0237$. В случае оптимизированного профиля протяженность области отрыва – $(L2 - L1) = 0,0089$, то есть зона отрыва меньше в 2,66 раза, где L – относительное расстояние вдоль профиля от точки натекания (лобовой точки) к длине профиля от лобовой точки до задней кромки. $L1$ – точка отрыва потока, $L2$ – точка присоединения.

Отметим также, что интенсивность самого отрыва существенно снижена – максимальное значение числа Маха для исходного профиля равно 0,8888 против 0,8083 для оптимизированного. Приведенные отличия показывают, что общий уровень потерь в каскаде снижается при использовании оптимизированного профиля.

На рис.5 приведены результаты расчета падения полного давления в межлопаточном канале по мере удаления от передней кромки для исходной решетки и оптимизированной.

Величина давления посчитана по среднemasсовому расходу в каждом сечении. Из данных, представленных на рис.5, следует, что потери в решетке при использовании оптимизированного профиля уменьшаются на 6,25% по сравнению с исходным. Этот результат свидетельствует о том, что в каскаде выигрыш будет значительно больше.

В заключение рассмотрим сравнение результатов расчета с экспериментальными данными для трех режимов обтекания, различных по величине λ_2

(см. рис.6). Сплошной линией приведены результаты расчета, значками – результаты эксперимента. Видно, что при $\lambda_2=0,93$ на профиле образуется обширная сверхзвуковая зона.

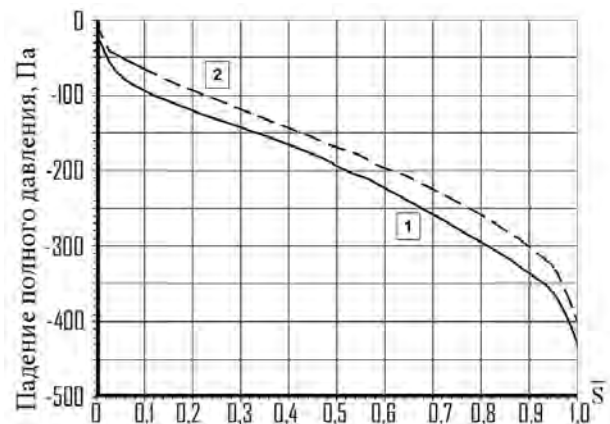


Рис. 5. Падение полного давления по межлопаточному каналу (1 – исходный профиль, 2 – оптимизированный)

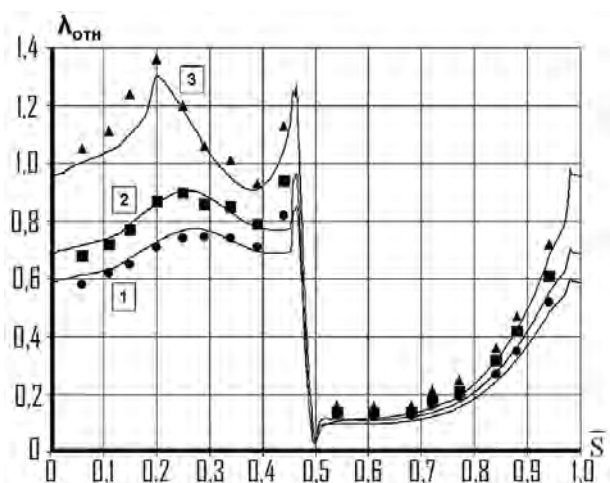


Рис.6. Сравнение расчета (сплошные линии) с данными эксперимента (значки) для распределения параметра $\lambda_{отн}$ вдоль профиля для трех вариантов значений коэффициента скорости на выходе из решетки: 1 – $\lambda_2=0,58$; 2 – $\lambda_2=0,68$; 3 – $\lambda_2=0,93$

Как следует из результатов, приведенных на Рис.6, численный расчет с высокой точностью воспроизводит экспериментальные данные, что является наглядным подтверждением адекватности математической модели, принятой для детального описания течения, исследуемым физическим процессам.

Литература

1. Годунов, С.К. Разностная схема для двумерных нестационарных задач газовой динамики и расчет обтекания с отошедшей ударной волной

[Текст] / С.К. Годунов, А.В. Забродин., Г.П. Прокопов // ЖВМ и МФ. - 1961. - № 6. - С. 1020-1050.

2. Бам-Зелинович, Г.М. Расчет отрыва пограничного слоя [Текст] / Г.М. Бам-Зелинович // Изв. АН СССР, ОТН. - 1954. - № 4. - С. 85.

3. Launder, B.E. The Numerical Computation of Turbulent Flows [Text] / B.E. Launder, D.B. Spalding // Comp. Math. Appl. Mech. Eng. - 1974. - Vol. 3. - P. 269-289.

4. Слободкина, Ф.А. Течение жидкости в ступени центробежного насоса [Текст] / Ф.А. Слободкина, В.В. Малинин, Д.Ю. Шигапова // Математическое моделирование. - 2008. - Т. 20, № 10. - С. 51-62.

5. Petrov, A.G. Quadrature formulas for periodic functions and their application to the boundary element

method [Text] / A.G. Petrov // Computational mathematics and mathematical physics. - 2008. - Vol. 48, № 8. - P. 1266-1283.

6. Слободкина, Ф.А. Численное исследование возможности построения оптимальной формы лопатки [Текст] / Ф.А. Слободкина, В.В. Малинин, А.Г. Петров // X Междунар. школа-семинар Модели и методы аэродинамики, Крым, Евпатория, 3 - 12 июня 2010. - С. 157-158.

7. Слободкина, Ф.А. Оптимизация эффективности работы лопаточных машин путем создания формы лопатки минимального сопротивления [Текст] / Ф.А. Слободкина, В.В. Малинин // Российская техническая нефтегазовая конф. и выставка SPE по разведке и добыче. - М.: 26-28 октября 2010. SPE- 135795.

Поступила в редакцию 25.11.2011

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. каф. В.В. Кадет, Российский государственный университет нефти и газа им. И.М. Губкина, Москва.

ПІДВИЩЕННЯ ЕФЕКТИВНОСТІ РОБОТИ ЛОПАТКОВОЇ МАШИНИ ШЛЯХОМ ОПТИМІЗАЦІЇ ФОРМИ ЛОПАТКИ

Ф.О. Слободкіна, В.В. Малінін, О.В. Малінін

Методами математичного моделювання досліджується обтікання решітки профілів газової турбіни. На основі рівнянь газової динаміки для досконалого невязкого газу вирішується завдання обтікання решіток профілів газової турбіни. Із залученням теорії граничного шару і критеріїв відриву визначаються області відриву граничного шару на поверхні профілю, потім профіль модифікується з метою зменшення області відриву, зменшення втрат і інтенсивності вихроутворення. Результати оптимізації перевіряються розрахунком рівнянь газової динаміки, порівнюються з розрахунками за рівняннями Нав'є-Стокса, що описують в'язку турбулентну течію, і з результатами експерименту.

Ключові слова: решітка профілів, обтікання невязким і в'язким газовим потоком, граничний шар, відрив граничного шару, вихроутворення.

INCREASE OF AN IMPELLER MACHINE EFFICIENCY BY BLADE PROFILE OPTIMIZATION

F.A. Slobodkina, V.V. Malinin, A.V. Malinin

Gas flow in turbine cascade is investigated by numerical simulation method. The problem of Inviscid ideal gas flow in turbine cascade is solved. Profile flow separation regions are determined using boundary layer theory approach and flow separation criteria. Then profile geometry is modified in order to minimize separation zone and correspondingly diminish losses and eddy formation intensity. Optimized profile performance is compared with original one via numerical solution of corresponding Navier-Stokes equations for viscous flow. Comparison of numerical results with experimental data is presented.

Key words: cascade, inviscid and viscous gas flow, boundary layer separation, eddy generation

Слободкина Франческа Александровна – д-р физ.-мат. наук, профессор, ведущий научный сотрудник ФГУП ЦИАМ им. П.И. Баранова, профессор Российского государственного университета нефти и газа им. И.М. Губкина и Московского государственного технического университета им. Н.Э. Баумана, Москва, Россия, e-mail: faslobod@gmail.com.

Малинин Виталий Владимирович – канд. физ.-мат. наук, главный специалист департамента Корпоративных Технологий «ООО Сименс», Москва, Россия.

Малинин Алексей Владимирович – инженер-конструктор ФГУП ЦИАМ им. П.И. Баранова, Москва, Россия.

УДК 621.793.6

А.Ю. НЕЖВЕДІЛОВ

Національний аерокосмічний університет ім. М.Е. Жуковського "ХАІ", Україна

АНАЛІЗ МЕТОДІВ ПІДВИЩЕННЯ КОРОЗІЙНОЇ СТІЙКОСТІ
СТАЛЕВИХ ЛОПАТОК КОМПРЕСОРА ГТД

Для підвищення ресурсу газотурбінних двигунів, треба підвищити ресурс окремих деталей. Однією з таких деталей є лопатка компресора. Розглянуті причини корозії лопаток газотурбінних двигунів. Визначені основні матеріали лопаток, та двигуни на яких вони встановлені, які найбільше схильні до корозії та проаналізовані методи протидії їй. Проведений аналіз методів захисту лопаток визначив, що найбільш перспективним, в порівнянні з існуючими методами, є метод вакуумного термоциклічного азотування у плазмі пульсуючого тліючого розряду. Визначені напрями подальших досліджень.

Ключові слова: ресурс, лопатки, корозія, сталь, іонне азотування.

Вступ

На ресурс газотурбінних двигунів (ГТД) в цілому великий вплив має ресурс лопатки. Підвищити працездатність лопаток можна шляхом вдосконалення матеріалу лопаток в цілому, а також за допомогою функціональних покриттів. Одним з найбільш значущих експлуатаційних факторів, що впливають на ресурс лопаток, є корозійна стійкість [18]. Метою цієї статті, є проведення аналізу існуючих методів підвищення корозійної стійкості лопаток і визначення найбільш перспективних для подальшого дослідження і впровадження у виробництво.

Результати проведеного аналізу

Швидкому розвитку корозії сталевих лопаток компресорів ГТД сприяють умови експлуатації: різка зміна температур на протязі короткого часу, перебування в різних кліматичних зонах та знаходження літального апарату (ЛА) на землі (корозія стояння) [1, 2]. Це істотно знижує механічні властивості конструкційного матеріалу [3, 4]: оскільки корозійні пошкодження приводять до зниження в 2...3 рази межі витривалості [5]. Підтвердженням цього [6] є руйнування від корозійного пошкодження лопатки компресора шостої ступені компресора ГТД RB 211-22В літака L-1011 на режимі максимальної потужності. Установлено [7], що внаслідок корозійного впливу на конструктивні елементи авіаційна промисловість США кожний рік витрачає 2,2 млрд. дол.

У результаті проведення капітального ремонту ГТД ЛА, виявлено що найбільший відсоток корозійного пошкодження мають сталеві лопатки двигунів Ал-21Ф-3 та ТВ2-117 (рис. 1, 2).

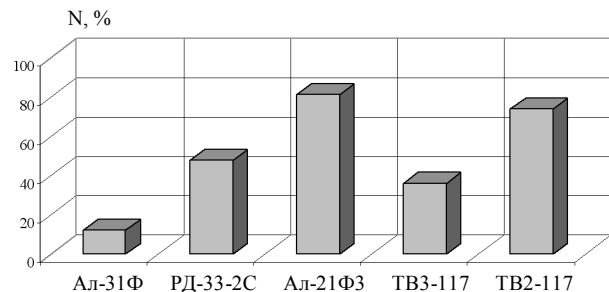


Рис. 1. Корозійне пошкодження сталевих лопаток компресора



Рис. 2. Корозійне пошкодження сталевих направляючих лопаток 11 та 12 ступеней компресора двигуна Ал-21Ф-3

Корозійна стійкість матеріалів цих лопаток визначається в основному вмістом хрому. Сталі ЕП 961-Ш, ЕП 866-Ш, що використовуються, мають більше 11% хрому. При введенні у сталь 12...15% хрому її електрохімічний потенціал стає позитивним, і вона здобуває стійкість проти корозії [8]. Ці сталі при наявності кисню повітря легко пасивуються і на їх поверхні утворюється захисна оксидна плівка.

вка. Метал, що знаходиться в пасивному стані, практично не кородує. Але, підвищення вмісту хрому в сталі, як феритотворюючого елементу, для збереження міцності та технологічних властивостей сталей мартенситного класу необхідно компенсувати підвищенням умісту аустенітотворюючого елементу: нікелю або кобальту.

Відомо [9, 10], що вміст нікелю у сталях граничний, і його подальше підвищення приведе до різкого зниження температури мартенситного перетворення, тобто, до зниження характеристик міцності сталей. Підвищити вміст хрому в сталях даного класу можливо тільки при одночасному легуванні кобальтом, який не знижує температуру мартенситного перетворення. За рахунок легування сталей кобальтом вдалося підвищити в них вміст хрому до 20% по масі. Сталі, що містять 16...20% хрому, володіють високою корозійною стійкістю. Але зміна стану поверхневих шарів, що проходить у процесі виготовлення лопатки компресора, приводить до втрати корозійної стійкості.

Серед основних видів корозійного пошкодження сталевих лопаток компресора ГТД [11] пітингова корозія є найбільш небезпечною, так як у матеріалі лопатки виникають глибокі поглиблення невеликого діаметра (близько 0,2 мм) (рис. 3). Це призводить до різкого зниження межі витривалості лопатки, а спроби вивести пітинги, зачисткою та поліруванням, вивести пітинги в багатьох випадках закінчуються браком лопаток за їх геометричними розмірами.

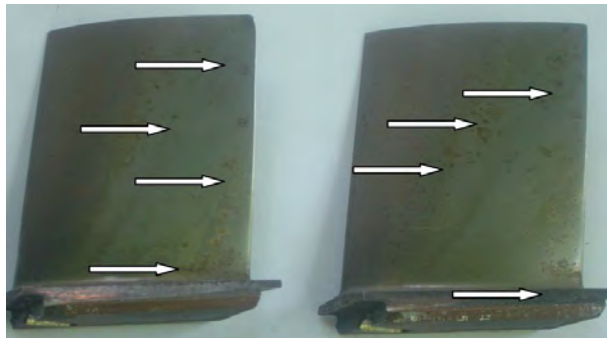


Рис. 3. Пітинги на сталевих лопатках компресора

Сталі ЕП 961-Ш, ЕП 866-Ш схильні до пітингової корозії, що є основним видом електрохімічної корозії, швидкість якої тим більша, чим агресивніше атмосфера [12]. Виникнення пітингів пов'язано з порушенням пасивного стану на окремих ділянках поверхні сталевих лопаток [13]. На цих ділянках відбувається прискорене руйнування оксидних плівок, що викликає місцеве активування – збільшення швидкості корозії та виникнення пітингів. Такими ділянками можуть бути неметалеві включення між зерен, ділянки зі зниженою концентрацією хрому у твердому розчині. Пітинги, що утворюються в ре-

зультаті корозійного пошкодження, є концентраторами напружень та можуть негативно впливати на довговічність лопаток компресора газотурбінного двигуна.

Зараз для захисту від корозії сталевих лопаток компресора використовують електролітичні нікель-кадмієві покриття, що тривало працюють при температурі 500°C та короткочасно при 600 °C. Товщина покриття $9...15 \cdot 10^{-6}$ м (рис. 4) [10].

Проте електролітичні покриття мають ряд дуже суттєвих недоліків, що не відповідають вимогам щодо захисних покриттів. Ці проблемні питання ставлять під сумнів доцільність використання їх на сталевих лопатках компресорів ГТД, а саме тому, що:

- гальванічні покриття знижують циклічну міцність деталей, в основному через наводнення. Втрати міцності сягають 45% від початкового значення [14];

- у склад покриття входить хімічний елемент Cd, у якого невелика вільна енергія Гіббса утворення окислів CdO та низька температура плавлення. Попадаючи в камеру згоряння та на турбіну, CdO відновлюється продуктами згоряння, високореактивними матеріалами деталей газового тракту, може бути дисоційованим та викликати катастрофічне окислення й утворення тріщин на деталях гарячої частини двигуна. В даний час експериментально доведено, що на двигунах, які мають сталі лопатки компресора з нікель-кадмієвим покриттям, окисли кадмію покривають тонким шаром лопатки соплового апарату та турбіни і викликають підвищене їх окислення [10];

- нікель-кадмієві покриття наносяться на пропількоструєну поверхню пера лопатки, підвищена шорсткість поверхні пера лопатки створює додаткову протидію повітряному потоку в компресорі та приводить до підвищення питомої втрати палива. При використанні нікель-кадмієвого покриття на двигуні питома втрата палива збільшилась на 0,84%;

- покриття має погану адгезійну та когезійну міцність зчеплення з матеріалом лопатки. При отриманні нікель-кадмієвого покриття, незважаючи на створення шорсткої поверхні, нікель до хромистої сталі має низьку адгезію. Тому в процесі ремонту лопаток є випадки відшарування нікель-кадмієвого покриття великими ділянками на поверхні лопаток.

Підвищення корозійної стійкості сталевих лопаток ГТД є сукупністю вирішення багатьох часткових проблем. Одним із напрямків їх вирішення є застосування досягнень у галузі формування зміцнених поверхневих шарів, які забезпечуються високоякісними технологіями і дозволяють із науковою обґрунтованістю та техніко-економічною цілеспрямованістю вирішувати питання на етапах створення,



Рис. 4. Устаткування для нанесення гальванічних покриттів: 1 – утримувач лопаток компресора; 2 – гальванічна ванна; 3 – лопатки компресора з нікель-кадмієвими покриттями

відновлення та модернізації ГТД і підтримання високого рівня надійності у межах експлуатаційних режимів.

Технологічні методи зміцнення, що використовуються, необхідні, але недостатні, вони обмежені рівнем розвитку галузей техніки й технологій, які їх реалізують, ресурс зміцнених ними сталевих лопаток не відповідає сучасним технічним вимогам, а в багатьох випадках залишається низьким і потребує вдосконалення, внаслідок чого зміцнення сталевих лопаток компресора на етапі створення, відновлення і модернізації, надання їм необхідного рівня характеристик міцності та корозійної стійкості залишається важливою проблемою сучасного виробництва ГТД. У той же час, спираючись на досягнення науки, можливості виробництва, а також досвіду розвитку технологій зміцнення як на Україні так і за кордоном, є можливість підвищення властивостей шляхом застосування сучасних технологічних процесів. Одним з таких технологічних процесів, є іонне азотування. Відомо, що одним з найбільш перспективних способів низькотемпературного іонного азотування є обробка металевих матеріалів в плазмі тліючого розряду, що горить у азотованому середовищі, інколи з додаванням вуглеводню [15], зокрема, його удосконалений варіант – газотермоциклічне іонне азотування у переривистому режимі [16]. При здійсненні даного способу, завдяки використанню пульсуючого струму розряду та газотермічних циклів насичення приповерхневих шарів значно знижується час обробки, витрати електроенергії та реакційних газів, покращуються експлуатаційні характеристики деталей, оскільки завдяки низьким температурам і незначного часу дії, серцевина деталі не втрачає міцності [17].

Таким чином перспективним і універсальним технологічним процесом, призначеним для зміцнення конструктивних елементів за рахунок утворення високоякісних покриттів, є вакуумне термоциклічне азотування у плазмі пульсуючого тліючого розряду (ВТАПТР).

Висновки

Проведений аналіз дозволяє вважати, що найбільш перспективним для підвищення корозійної стійкості сталевих лопаток компресора ГТД є метод вакуумного термоциклічного азотування у плазмі пульсуючого тліючого розряду, за умови розробки наукових основ технології його використання та відповідного обладнання які дозволять вжити його в серійному виробництві.

Література

1. Лапаев, А.В. Статистический анализ коррозионных повреждений планера самолетов типа Ту-154 [Текст] / А.В. Лапаев, В.С. Шапкин // *Науч. вест. МГТУ ГА.* – М.: МГТУ ГА. – 2002. – № 53. – С. 22 – 26.
2. Коррозионные повреждения и защита от коррозии рабочих лопаток и дисков теплофикационных турбин [Текст] / О.А. Поваров, В.С. Соколов, А.И. Лебедева и др. // *Вестник МЭИ.* – 1997. – № 6. – С. 22 – 25, 92.
3. Шапкин, В. Проблемы поддержания летной годности воздушных судов [Текст] / В. Шапкин // *Авианагорама.* – 2003. – № 5. – С. 24 – 26.
4. Ford, Terry. Addressing the problem [Text] / Terry Ford // *Aircraft Eng. And Aerosp. Technol.* – 2002. – Vol. 74, № 3. – P. 270 – 273.
5. Изучение влияния эксплуатационной нагрузки и коррозионной среды на выносливость лопаток компрессора ГТД [Текст] / В.Т. Троценко, А.В. Прокопенко, В.Н. Торгов, М.В. Баумштейн, Л.Б. Гецов // *Проблемы прочности.* – 1981. – № 4. – С. 5–10.
6. Rolls-Royce rotor ruptures [Text] // *Aviat. Equip. Maint.* – 1994. – Vol. 13, № 7. – С. 55.
7. Corrosion erodes aviation infrastructure [Text] // *Bus. and Commer. Aviat.* – 2002. – Vol. 91, №3. – P. 35.
8. Мельников, О.В. Ионно-плазменное азотирование деталей АТ, изготовленных из сталей и сплавов, в полном катод [Текст] / О.В. Мельников, О.А. Гаврилюк, О.А. Галабурда // *Соверш. технол.*

процессов ремонта авиац. техн. Моск. гос. техн. ун-т гражд. авиации. – М., 1997. – С. 39 – 51.

9. Тихонов, Н.Д. Определение допустимого износа проточной части вертолетных ГТД, работавших в условиях запыленности воздуха [Текст] / Н.Д. Тихонов, В.В. Боковой // Газодинамика и характеристики авиадвигателей. – К.: Наука. – 1975. – С. 38 – 54.

10. Иванов Е.Г. Научно-методические материалы по защитным покрытиям лопаток компрессора ГТД [Текст] / Е.Г. Иванов. – М.: Изд. ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1982. – 116 с.

11. Frazier, William E. Классификация металлических материалов и конструкций для авиакосмического применения [Текст] / William E. Frazier, Donald Polakovics, Wayne Koegel // JOM: J. Miner, Metals and Mater Soc. – 2001. – Vol. 53, №3. – P. 16–18.

12. Балицкий, О.И. Питингова корозія сталі 12Х18АГ18Ш у розчинах хлоридів [Текст] / О.И. Балицкий, О.О. Крохмальний // Фіз.-хім. механіка матеріалів. – 1999. – Vol. 35, № 3. – С. 81 – 85.

13. Гриценко, Е.А. Моделирование засоления проточной части ГТД [Текст] / Е.А. Гриценко, А.М. Идельсон // Техн. воздуш. флота. – Т. 70, № 1–2. – С. 43–45.

14. Ляшенко, Б.А. Тенденции развития упрочняющей поверхностной обработкой и положение в Украине [Текст] / Б.А. Ляшенко, С.А. Клименко // Сучасне машинобудування. – 1999. – №1. – С. 94 – 104.

15. Пастух, И.М. Модификация металлов с применением азотирования в тлеющем разряде: состояние и перспективы [Текст] / И.М. Пастух // Проблемы триболог. – 2004. – № 3. – С. 42 – 55.

16. Пат. 10014 Україна, МПК⁷ C23C8/06. Спосіб поверхневого зміцнення сталевих деталей іонно-плазмовим азотуванням у пульсуючому тліючому розряді [Текст]: Ляшенко Б.А., Рутковский А.В., Мирненко В., Радько О.В.; Національна академія оборони України. – № 19782; заявл. 19.09.06; опубл. 15.12.06, Бюл. №12. – 5 с.

17. Особенности азотирования стали 30ХГСА в пульсирующем тлеющем разряде [Текст] / Б.А. Ляшенко, В.И. Мирненко, О.В. Радько, С.А. Бобырь // Вісник Черкаського національного університету. Серія „Фізико-математичні науки”. – 2007. – № 117. – С. 107 – 112.

18. Милешкин, М.Б. Оценка влияния эксплуатационных условий нагружения на долговечность лопаток ГТД [Текст] / М.Б. Милешкин, И.В. Библик // Авиационно-космическая техника и технология. – 2009. – № 10 (67). – С. 118 – 122.

Надійшла до редакції 15.11.2011

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедри інтегрованих технологій О.Я. Мовшович, Національний технічний університет «ХПІ», Харків, Україна.

АНАЛИЗ МЕТОДОВ ПОВЫШЕНИЯ КОРРОЗИОННОЙ СТОЙКОСТИ СТАЛЬНЫХ ЛОПАТОК КОМПРЕССОРА ГТД

А.Ю. Нежведилов

Для повышения ресурса газотурбинных двигателей, надо повысить ресурс отдельных деталей. Одной из таких деталей является лопатка компрессора. Рассмотрены причины коррозии лопаток газотурбинных двигателей. Определены основные материалы лопаток, и двигатели на которых они установлены, наиболее подверженных коррозии и проанализированы методы противодействия ей. Проведенный анализ методов защиты лопаток определил, что наиболее перспективным, по сравнению с существующими методами, является метод вакуумного термоциклического азотирования в плазме пульсирующего тлеющего разряда. Определены направления дальнейших исследований.

Ключевые слова: ресурс, лопатки, коррозия, сталь, ионное азотирование.

ANALYSIS OF METHODS OF INCREASE OF INOXIDIZABILITY OF STEEL SHOULDER-BLADES OF COMPRESSOR OF TURBO-ENGINE

A. Y. Nezhvedilov

To increase the resource of gas turbine engines, must increase the resources of individual parts. One such detail is the scoop compressor. Examined the causes corrosion of blades of gas turbine engines. The basic materials of blades and the engines on which they are established that are most prone to corrosion and analyzed methods of combating it. The analysis methods to protect blades found that the most promising in comparison with existing methods is the method of vacuum plasma nitriding Thermal cyclic pulsating glow discharge. The directions for further research.

Key words: resource, shoulder-blades, corrosion, steel, ionic nitriding.

Нежведілов Артур Юсупович – аспірант кафедри технології виробництва двигунів літальних апаратів Національного аерокосмічного університету ім. М.Є. Жуковського «ХАІ», Харків, Україна, e-mail: nezhvedilov77@mail.ru.

УДК 629.7.05 + 004.05

В.С. ХАРЧЕНКО¹, М.В. ЗАМИРЕЦЬ², С.О. ЗАСУХА³, Ю.Л. ПОНОЧОВНИЙ⁴

¹Національний аерокосмічний університет ім. Н.Є. Жуковського "ХАІ", Україна

²Науково-дослідний технологічний інститут приладобудування, Харків, Україна,

³Державне космічне агентство України, Київ

⁴Військовий інститут телекомунікацій й інформатизації НТУ України „КПІ“, Київ

ЕЛЕМЕНТИ МЕТОДОЛОГІЇ ОПЕРАТИВНОЇ КОРИГУВАЛЬНОЇ ВЕРИФІКАЦІЇ ПРОГРАМНИХ ЗАСОБІВ ІНФОРМАЦІЙНО-УПРАВЛЯЮЧИХ СИСТЕМ КОСМІЧНИХ АПАРАТІВ

Проведений аналіз програмного забезпечення (ПЗ) інформаційно-управляючих систем (ІУС) космічних систем (КС) як об'єкта верифікації, нормативної бази й існуючих методів верифікації ПЗ КС. Уведено поняття оперативної коригувальної верифікації (ОКВ), яка може проводитися за різними сценаріями для функцій різного рівня критичності. Визначені етапи й операції верифікації ПЗ ІУС КС на різних етапах. Даний детальний опис операцій етапу розробки ПЗ ІУС КС. Даний формальний опис цілей верифікації ПЗ ІУС КС. Уточнені цілі оперативної коригувальної верифікації ПЗ в польоті, і запропонований теоретико-множинний опис функцій з урахуванням їх критичності й цілей ОКВ. Описані сценарії й показники для оцінки готовності ІУС КС при реалізації ОКВ. Даний короткий опис моделей готовності. Визначені поняття стратегії ОКВ та особливості її формування. Проведено розробку та дослідження моделі готовності однієї з систем з ОКВ.

Ключові слова: ІУС космічних систем, програмне забезпечення, оперативна коригувальна верифікація, моделі готовності.

1. Вступ.

Проблема верифікації програмного забезпечення ІУС космічних систем при розробці та застосуванні

1.1. Безпека космічних систем і надійність програмних засобів

Функціональні можливості й безпека космічних апаратів і ракетно-космічних комплексів (далі космічних систем – КС) суттєво залежать від якості й надійності їхніх комп'ютерних наземних і бортових інформаційно-управляючих систем (ІУС). У свою чергу, програмні засоби визначають ступінь досконалості й суттєво впливають на технічні характеристики ІУС КС на всіх етапах застосування.

З іншого боку, як ІУС, так і їхні програмні засоби можуть створювати й створюють додаткові дефіцити безпеки в різних критичних додатках, у тому числі космічних. Про це говорять результати досліджень, наведені в [1]. В 90-ті роки минулого сторіччя близько 20% аварій ракетно-космічної техніки було пов'язане з відмовами ІУС, а більше 80% цих відмов обумовлене дефектами ПЗс. За перше десятиліття 21-го століття статистика ще більш переконлива: 27% відмов космічних апаратів, які стали фатальними або обмежили можливості їхнього застосування, були пов'язані з відмовами апаратних (6%) і програмних (21%) засобів. Для відмов ракетноносіїв – схожі дані: 26% відмов викликані відмовами ІУС, у тому числі

6% апаратними й 20% програмними засобами.

Таким чином, кожні шоста й п'ята відмова в передостаннє й останнє десятиліття відповідно були викликані дефектами програмних засобів. Напрошується висновок, що в умовах збільшення складності ІУС КС надійність їхніх програмних засобів, підтримувана стандартними рішеннями, досягала деякого гранично досяжного значення, й потрібне прийняття додаткових принципово інших заходів щодо вдосконалювання процесів створення й супроводу програмного забезпечення (ПЗ).

Одним з важливих напрямків у цьому зв'язку є підвищення якості й гнучкості процедур верифікації програмного забезпечення з урахуванням специфіки розробки й застосування ІУС КС. ПЗ, як відомо, включає програмні засоби (ПЗс) і комплект документації, тому, коли говориться про надійність і функціональну безпеку як про властивості, їх слід відносити до ПЗс (як продукту й компоненту ІУС), а коли мова йде про процеси розробки й верифікації, вони адресуються до ПЗ, оскільки документування є їхньою обов'язковою складовою [2].

1.2. Аналіз нормативної бази верифікації ПЗ ІУС КС

Верифікація – це процес визначення того, чи задовольняють програмні продукти, які є результатом деяких дій, вимогам і умовам, накладеним на них попередніми діями [2, 3]. З метою досягнення найбі-

льшої ефективності (з погляду рівня невиявлених дефектів або підтвердження припустимого ризику їхньої наявності на одиницю витрат) верифікація проводиться з використанням широкого арсеналу методів і засобів. Верифікація може включати аналіз, огляд, тестування та інші методи, описані в міжнародних і національних нормативних документах, що створюють нормативну базу для ПЗ ІУС КС та інших критичних додатків. Вона проаналізована, зокрема, в [4].

Визначальними є стандарти, розроблені Європейською кооперацією з космічної стандартизації (European Cooperation for Space Standardization – ECSS) серій E-10, E-40, Q-80, а саме:

- ECSS- E- 40A "Розробка космічних систем. Програмне забезпечення" і його модифікація ECSS-E-40-1B "Розробка космічних систем. Програмне забезпечення – Частина 1: Принципи й вимоги";

- ECSS- E-10-02A "Розробка космічних систем – Верифікація";

- ECSS- Q- 80B "Гарантія космічних виробів – Гарантія програмного забезпечення".

Стандарти ECSS-E-40A, ECSS-E-40-1B засновані на положеннях ISO/IEC 12207:1995 і описують процеси життєвого циклу програмного забезпечення стосовно до космічних систем.

У рамках Державного космічного агентства України формується галузева нормативна база, гармонізована зі стандартами ECSS, що враховує стандарти, введені ІЕС і ІАЕА для ПЗ ІКС, важливих для безпеки АЕС [5-8]. У цю базу входять нормативні документи, що визначають:

- регулюючі вимоги до ПЗ ІУС КС, включаючи вимоги до функціональної безпеки;
- процеси життєвого циклу програмно-технічних комплексів (ПТК) КС;
- основні положення, що відносяться до гарантоздатності ПТК КС;
- методи оцінки якості ПЗ ІУС КС.

У стадії експертизи знаходиться документ, що визначає цілі, процеси й методи верифікації ПЗ ІУС КС [9]. Таким чином, можна говорити про необхідність реалізації положень створюваної нормативної бази.

1.3. Особливості верифікації ПЗ ІУС КС

Аналіз досвіду застосування ІУС КС [4,10,11] дозволяє відзначити низку особливостей, що відносяться до верифікації ПЗ ІУС КС:

- 1) для деяких систем повну верифікацію функцій неможливо зробити в повному обсязі в наземних умовах внаслідок їхньої специфіки, пов'язаної з:

- а) неможливістю в повному обсязі імітувати умови польоту й забезпечити перевірку завдань, виконуваних на борту при старті, орбітальному польоті й посадці;

- б) наявністю фактора невизначеності, що відноситься як до умов польоту, так і до розв'язуваних задач, набір яких може змінюватися в його процесі;

- в) великою складністю задач тестування (об'ємами вхідних даних, на яких повинні бути проведені перевірки);

- 2) при верифікації функцій, що відносяться до критичних, повинна бути забезпечена необхідна достовірність перевірки, тобто гарантоване неперевищення припустимих ризиків помилок, які можуть привести до аварійних ситуацій; у протилежному випадку повинне ухвалюватися рішення про:

- а) корекцію проекту в частині обсягу виконуваних завдань;

- б) продовження процесу верифікації й внесення змін до досягнення прийнятних ризиків;

- в) можливості й процедури проведення додаткової верифікації в умовах польоту для підвищення (або забезпечення) потрібної достовірності;

- 3) для комерційних космічних проектів можлива ситуація (стосовно до функцій, що не є найбільш критичними), коли верифікація на борту, в умовах польоту, може бути економічно більш вигідною й не вимагати:

- а) великих часових витрат на проведення верифікації;

- б) необхідності розробки або придбання дорогого встаткування;

- в) залучення висококваліфікованих фахівців в унікальних галузях;

- 4) виходячи з міркувань безпеки й/або необхідності виконання хоча б деякої базової сукупності функцій, життєво важливих для ІУС і КС у цілому, за результатами верифікації й внаслідок дефектів ПЗс може бути ухвалене рішення про:

- а) самоліквідацію системи;

- б) блокування виконання певних функцій через відмову, що відбулася, що викликана фізичними дефектами апаратних засобів, дефектами проектування ПЗс або дефектами взаємодії [12,13], що й зробили неможливим повне коректне й/або безпечне їхнє виконання;

- в) перерозподіл ресурсів ІУС і проведення повторної верифікації.

Ситуації, описувані в пп. 4б), 4в), фактично передбачають необхідність верифікації ПЗ в режимах керованої деградації ІУС КС.

1.4. Аналіз методів верифікації ПЗ ІУС

Огляд методів і технологій верифікації ПЗ для критичних застосувань даний у роботах [4,14,15]. Їхній аналіз дозволяє зробити наступні висновки.

1. Для ПЗ ІУС КС існують наступні методи верифікації, описані в [9]: метод випробувань, метод аналізу, метод статичного аналізу, метод тестування, метод

експертизи документації, метод проведення огляду, метод інспекції. Ці методи в цілому враховують специфіку космічних систем, у тому числі й можливість продовження верифікації в польоті, однак, їхній опис носить вербальний характер і не містить формалізованих процедур для розробки й застосування.

2. Формальні методи верифікації [15,16], засновані на представленні й перевірці специфікацій систем з використанням спеціальних нотацій, аналізі виконуваних функцій із застосуванням різних видів темпоральних логік, формулюванні й доказі теорем для підтвердження коректності програм, мають низку практичних обмежень. По-перше, вони суттєво обмежені в застосуванні розмірністю розв'язуваних завдань, яка часто є непорівнянною по складності з реальними задачами, покладеними на ПЗ ІУС КС. По-друге, ці методи не враховують аспект можливої корекції й верифікації ПЗс у польоті.

3. Методи верифікації, засновані на model-checking підході [17] і його модифікаціях, зокрема, інваріанто-орієнтованої технології [15], меншою мірою піддані обмеженням, пов'язаним з розмірністю, однак, також вимагають доробки з урахуванням специфіки ПЗ ІУС КС.

Таким чином, необхідно вдосконалювати існуючі та розробляти нові методи верифікації ПЗ ІУС у процесі застосування КС за призначенням. Будемо далі називати таку верифікацію оперативною верифікацією (ОВ) програмного забезпечення. Якщо за результатами верифікації здійснюється корекція ПЗ, будемо її називати оперативною коригувальною верифікацією (ОКВ).

1.5. Мета і структура статті

Мета даної роботи – теоретико-множинний опис цілей, етапів, операцій верифікації й моделей для оцінки готовності ІУС із урахуванням дефектів програмних засобів, що виявляються при ОКВ у процесі застосування.

Стаття структурована таким чином: у другому розділі дається класифікація й опис програмно виконуваних функцій ІУС КС за рівнем критичності. Моделі етапів і операційний базис процесів верифікації представлені в третьому розділі. Тут же дається приклад операційного базису верифікації при розробці ПЗ ІУС КС. Четвертий розділ присвячений

опису цілей верифікації (ОКВ) з урахуванням можливості часткового її продовження в польоті КС. Виходячи із цього дано теоретико-множинний опис функцій різної критичності. У п'ятому розділі пропонуються різні сценарії усунення дефектів за результатами ОКВ і описані відповідні моделі готовності. У шостому розділі надано приклад розробки та дослідження моделі готовності системи космічного апарату (КА) з дубльованою структурою та ОКВ. В останньому розділі зроблені висновки й намічені напрямки подальших досліджень.

2. Класифікація функцій ІУС КС за рівнем критичності

Множина функцій ІУС космічних систем різняться за рівнем критичності відповідно до міжнародної й національної нормативної бази [4,9]. Критичність визначається в остаточному підсумку збитком, який може мати місце в результаті виникнення відповідної події (критичної ситуації). Вони отримали позначення по мірі зниження критичності А, В, С, U.

З урахуванням цього ІУС КС виконує набір функцій MF, які по критичності діляться на чотири множини

$$MF = FA \cup FB \cup FC \cup FU.$$

Кожна з множин описується набором функцій:

$$FA = \{f_{Ai}, i = 1, \dots, b_A\},$$

$$FB = \{f_{Bj}, j = 1, \dots, b_B\},$$

$$FC = \{f_{Ck}, k = 1, \dots, b_C\},$$

$$FU = \{f_{Ul}, l = 1, \dots, b_U\},$$

причому $\forall N, M \in \{A, B, C, U\}, N \neq M: FN \cap FM = \emptyset$,

$$\text{Card } MF = b_A + b_B + b_C + b_U.$$

Кожна з функцій f_z множини MF характеризується рівнем критичності (парированих ситуацій) u_{cr} , цільовим призначенням a_{cr} , способом m_{cr} і складністю w_{cr} реалізації

$$f_z \sim \{u_{cr,z}, a_{cr,z}, m_{cr,z}, w_{cr,z}\}.$$

Атрибути критичності для функцій $f_z \in MF$ представлено в табл. 1.

Таблиця 1

Характеристика функцій ІУС КС за критичністю

Критичність	Атрибути функцій F			
	Рівень критичності, u_{cr}	Цільове призначення, a_{cr}	Спосіб реалізації, m_{cr}	Складність реалізації, w_{cr}
1	2	3	4	5
FA	Основні функції забезпечення безпеки	1. Попередити критичні ситуації 2. Пом'якшити критичні ситуації	Автоматичний/ ручний у виняткових випадках	Максимально проста реалізація
FB	Додаткові функції забезпечення безпеки	1. Уникнути ініціалізації елементів функцій FA 2. Додати категорію FA	Переважно автоматичний	Більш складні засоби, ніж для реалізації функцій FA

Закінчення табл. 1

1	2	3	4	5
FC	Допоміжні або побічні функції	1. Реалізувати частку загального реагування на ситуації, що парирувани через виконання функцій FA, FB (ситуації A,B) 2. Безпосередньо не брати участь у запобіганні й парированні ситуацій A, B	Автоматичний/ ручний	Засоби різної складності
FU	Некритичні (що не впливають на безпеку)	Не брати участь у запобіганні й парированні ситуацій A, B, C	Автоматичний/ ручний	Засоби різної складності

3. Етапи й операції верифікації програмних засобів

3.1. Етапи створення й застосування ІУС КС

ІУС КС передбачає виконання верифікації на множині наступних етапів

$$ME = \{ED, EK, EA, ES, EO, EP\},$$

де ED – етап розробки, що характеризується набором операцій

$$V_{ED} = \{v_{EDe}, e = 1, \dots, c_{ED}\};$$

EK – етап кваліфікації, що характеризується набором операцій

$$V_{EK} = \{v_{EKi}, i = 1, \dots, c_{EK}\};$$

EA – етап приймання, що характеризується набором операцій

$$V_{EA} = \{v_{Eai}, i = 1, \dots, c_{EA}\};$$

ES – етап передпольотної підготовки, що характеризується набором операцій

$$V_{ES} = \{v_{ESi}, i = 1, \dots, c_{ES}\};$$

EO – етап польоту, що характеризується набором операцій

$$V_{EO} = \{v_{EOi}, i = 1, \dots, c_{EO}\};$$

EG – післяпосадковий етап, що характеризується набором операцій

$$V_{EG} = \{v_{EGi}, i = 1, \dots, c_{EG}\}.$$

Дана множина етапів є укрупненою. Кожний з етапів може бути представлений множинами підетапів. Зокрема, етап польоту EO включає наступні підетапи: передорбітальний (EOB), орбітальний (EOO), посадковий (EOP):

$$EO = \{EOB, EOO, EOP\}.$$

Крім того, перелічені етапи повторюються для наступних (повторних) польотів, коли верифікація виконується в повному обсязі або частково залежно від зміни функцій системи. З урахуванням цього вираз для опису ME буде виглядати в такий спосіб:

$$ME = \{ME_j, j = 1, \dots, r; EF\} = \{\{E_1D, E_1K, E_1A, E_1S, E_1O, E_1G\}, \{E_2D, E_2K, E_2A, E_2S, E_2O, E_2G\}, \dots, \{E_rD, E_rK, E_rA, E_rS, E_rO, E_rG\}, EF\},$$

де r – число пусків;

EF – етап завершення застосування системи.

3.2. Множина операцій верифікації

Множина операцій верифікації описується як об'єднання множин операцій по етапах:

$$MV = V_{ED} \cup V_{EK} \cup V_{EA} \cup V_{ES} \cup V_{EO} \cup V_{EG}.$$

Операції, виконувані при верифікації на різних етапах при повторних пусках, можуть повторюватися, тому

$$\text{Card } MV \leq \text{Card } V_{ED} + \text{Card } V_{EK} + \text{Card } V_{EA} + \text{Card } V_{ES} + \text{Card } V_{EO} + \text{Card } V_{EG}.$$

Якщо функції системи від пуску до пуску не змінюються, то кількість і об'єм (для складних функцій) верифікаційних операцій можуть зменшуватися:

$$\forall N \in \{D, K, A, S, O, G\}, \forall i \in \{2, \dots, r\}: V_{EiN} \subseteq V_{Ei-1N}, \\ \text{Card } V_{EiN} \leq \text{Card } V_{Ei-1N}.$$

Дана умова не виконується у випадку, якщо при чергових пусках були виявлені позаштатні ситуації, які викликали введення нових операцій по верифікації.

У випадку зміни множини виконуваних функцій MF або засобів їхньої реалізації, верифікація проводиться на відповідних етапах для тієї частини функцій системи та їх засобів, які змінилися (MF*), і конфігураційних засобів, що забезпечують їхнє вбудовування в модифіковану систему (MF_{conf}). Для таких ситуацій справедливо:

$$\forall f_s \in MF^*, \forall i \in \{2, \dots, r\}: V_{EiN(s)} = V_{Ei-1N(s)} \cup V_{EiN(s)conf}, \\ \text{де } V_{EiN(s)conf} - \text{множина додаткових операцій верифікації конфігураційних засобів.}$$

Слід зазначити, що кожна з множин V_{EiN} складається з підмножин операцій для різних підетапів; ті, у свою чергу, можуть бути розділені на ще більш дрібні операції.

3.3. Операції верифікації етапу розробки

Найбільш відповідальним і трудомістким є етап розробки ПЗс ІУС. Аналіз діючого в Україні галузевого нормативного документа, гармонізованого зі стандартом ECSS [9], дозволяє представити операційний базис для цього етапу. Він включає множину наступних операцій V_{ED} = {v_{EDe}, e = 1, ..., 7}:

- верифікація контракту, множина v_{ED1} = {v_{ED1i}, i = 1, ..., 5}, яка, у свою чергу, складається з окремих операцій (мікрооперацій):

1) перевірка того, що постачальник має можливість задовольнити вимоги контракту, v_{ED11};

2) перевірка того, що вимоги є несуперечливими й покривають потреби користувачів, V_{ED12} ;

3) перевірка того, що існує окрема домовленість щодо адекватних процедур для обробки змін у вимоги й зняття проблем, V_{ED13} ;

4) перевірка того, що існує окрема домовленість щодо процедур і межі їхнього застосування для здійснення взаємозв'язку й співробітництва між учасниками, включаючи питання прав власності, гарантійних прав, авторських прав і конфіденційності, V_{ED14} ;

5) перевірка того, що існує окрема домовленість щодо процедур і критеріїв приймання, V_{ED15} ;

- *верифікація процесу*, множина $V_{ED2} = \{V_{ED2i}, i = 1, \dots, 5\}$, яка складається з окремих операцій (мікрооперацій):

1) перевірка того, що вимоги щодо планування проекту є адекватними й своєчасними, V_{ED21} ;

2) перевірка того, що обрані для проекту процеси є адекватними й реалізовуваними, виконуються відповідно до плану й відповідають контракту, V_{ED22} ;

3) перевірка того, що стандарти, процедури й середовище проекту є адекватним, V_{ED23} ;

4) перевірка того, що проект забезпечений персоналом, і персонал проходить навчання відповідно до контракту, V_{ED24} ;

- *верифікація вимог*, множина $V_{ED3} = \{V_{ED3i}, i = 1, \dots, 4\}$, яка складається з окремих операцій (мікрооперацій):

1) перевірка того, що системні вимоги несуперечливі, реалізовані й перевіряються, V_{ED31} ;

2) перевірка того, що системні вимоги відповідним чином розподілені між елементами апаратних і програмних засобів і ручними операціями відповідно до проектних критеріїв, V_{ED32} ;

3) перевірка того, що вимоги до ПЗ несуперечливі, реалізовані, перевіряються й точно відображають системні вимоги, V_{ED33} ;

4) перевірка того, що вимоги до програмних засобів, пов'язані з безпекою, захистом і критичністю, є коректними, що демонструється за допомогою відповідних методів, V_{ED34} ;

- *верифікація проекту*, множина $V_{ED4} = \{V_{ED4i}, i = 1, \dots, 5\}$, яка складається з окремих операцій (мікрооперацій):

1) перевірка того, що проект коректний, несуперечливий, й що прослідковується відносно вимог, V_{ED41} ;

2) перевірка того, що проект реалізує правильну послідовність подій, входів, виходів, логіку функціонування, розподіл часових і об'ємних ресурсів, V_{ED42} ;

3) перевірка того, що проект забезпечує визначення, локалізацію й відновлення системи після помилок, V_{ED43} ;

4) перевірка того, що проект може бути отриманий виходячи зі сформульованих вимог, V_{ED44} ;

5) перевірка того, що проект коректно реалізує вимоги з безпеки, захисту та інші критичні вимоги, що демонструється за допомогою відповідних методів, V_{ED45} ;

- *верифікація коду*, множина $V_{ED5} = \{V_{ED5i}, i = 1, \dots, 6\}$, яка складається з окремих операцій (мікрооперацій):

1) перевірка того, що код є таким, що прослідковується відносно проекту й вимог, тестопридатним, коректним, V_{ED51} ;

2) перевірка того, що код відповідає вимогам і стандартам кодування, V_{ED52} ;

3) перевірка того, що код реалізує правильну послідовність подій, несуперечливі інтерфейси, коректні потоки даних і управління, повноту, відповідний розподіл часових і об'ємних ресурсів, V_{ED53} ;

4) перевірка того, що код забезпечує визначення, локалізацію й відновлення системи після помилок, V_{ED54} ;

5) перевірка того, що отриманий код може бути виведений із проекту або вимог, V_{ED55} ;

6) перевірка того, що код коректно реалізує вимоги з безпеки, захисту та інші критичні вимоги, це демонструється за допомогою відповідних точних методів, V_{ED56} ;

- *верифікація інтеграції*, множина $V_{ED6} = \{V_{ED6i}, i = 1, \dots, 3\}$, яка складається з окремих операцій (мікрооперацій):

1) перевірка того, що програмні компоненти й модулі повністю й коректно інтегровані для кожного елемента ПЗс, V_{ED61} ;

2) перевірка того, що елементи апаратних і програмних засобів і ручні операції повністю й коректно інтегровані в систему, V_{ED62} ;

3) перевірка того, що завдання інтеграції виконані відповідно до плану інтеграції, V_{ED63} ;

- *верифікація документації*, множина $V_{ED7} = \{V_{ED7i}, i = 1, \dots, 3\}$, яка складається з окремих операцій (мікрооперацій):

1) перевірка того, що документація є адекватною, повною й несуперечливою, V_{ED71} ;

2) перевірка того, що документація підготовлена вчасно, V_{ED72} ;

3) перевірка того, що конфігураційне керування документацією відповідає встановленим процедурам, V_{ED73} .

Кожна з операцій V_{EDei} множини $V_{ED} = \{\{V_{EDei}, i = 1, \dots, b_{ei}\}, e = 1, \dots, 7\}$ представляється набором мікрооперацій $\{\mu_j V_{EDei}, j = 1, \dots, d_{EDei}\}$, об'єднаних у мікропрограму верифікації πV_{EDei} . Ця мікропрограма може бути представлена стандартною алгоритмічною моделлю.

4. Цілі та сценарії верифікації

4.1. Загальна множина цілей верифікації

Основна ціль верифікації це підтвердження відповідності результатів розробки на відповідному етапі вимогам, сформульованим на його початку або раніше. Враховуючи багатоетапність життєвого циклу ІУС КС, повторюваність етапів при пусках, загальна ціль верифікації розділяється на множину підцілей.

Множина цілей верифікації, таким чином, може бути представлена у вигляді виразу:

$$МЦ = \{МЦД, МЦК, МЦА, МЦС, МЦО, МЦР\},$$

у яким кожна з множин цілей може бути декомпозиована на підмножини відповідно до двох ознак:

- рівня критичності функцій, що верифікуються, u_{cr} (A,B,C,U);
- задачі верифікації, розв'язуваної на даному етапі, виходячи із цільового призначення, a_{cr} , та ін.

4.2. Множина цілей верифікації в польоті

Нормативна база, можливості реалізації й міркування економічної ефективності для комерційних пусків (за умови повного й строгого виконання вимог з безпеки) допускають, що частину функцій системи можливо бути верифікувати у польоті. З урахуванням цього проведемо декомпозицію цілей верифікації ІУС КС для етапу польоту:

$$МЦО = \{ЦА1, ЦВ1, ЦВ2, ЦВ3, ЦС2, ЦС3\},$$

де ЦА1 – підвищення (підтвердження) достовірності верифікації функцій А для зниження рівня прийняттого ризику (подальше підвищення стандартів безпеки),

ЦВ1 – підвищення (підтвердження) достовірності верифікації функцій В для зниження рівня прийняттого ризику (подальше підвищення стандартів безпеки),

ЦВ2 – проведення верифікації функцій В, які неможливо перевірити в наземних умовах або неможливо забезпечити необхідний рівень достовірності оцінки,

ЦВ3 – проведення верифікації функцій В у випадку, якщо це припустимо з міркувань безпеки й вимагає менших витрат, ніж в наземних умовах,

ЦС2 – проведення верифікації функцій С, які неможливо перевірити в наземних умовах або неможливо забезпечити необхідний рівень достовірності оцінки,

ЦС3 – проведення верифікації функцій С у випадку, якщо це припустимо з міркувань безпеки й вимагає менших витрат, ніж в наземних умовах.

Виходячи із цього, маємо:

$$МЦ = \{\Delta МЦД, \Delta МЦН, \Delta МЦЗ\},$$

де $\Delta МЦД = \{ЦА1, ЦВ1\}$ – множина цілей, пов'язаних з підвищенням (підтвердженням) достовірності верифікації функцій А, В для зниження рівня прийняттого ризику (подальше підвищення стандартів безпеки);

$\Delta МЦН = \{ЦВ2, ЦС2\}$ – множина цілей, пов'язаних з проведенням верифікації функцій В, С, які неможливо перевірити в наземних умовах або неможливо забезпечити необхідний рівень достовірності оцінки;

$\Delta МЦЗ = \{ЦВ3, ЦС3\}$ – множина цілей, пов'язаних з проведенням верифікації функцій В, С у випадку, якщо це припустимо з міркувань безпеки й вимагає менших витрат, ніж в наземних умовах.

Відповідність цілей верифікації функцій у польоті й критичності відображається таблицею 2.

У табл. 2 індекси при функціях відповідають цілям і умовам верифікації (підвищення або підтвердження достовірності верифікації – індекс "д", в протилежному випадку "д̄"; проведення верифікації функцій, які неможливо перевірити в наземних умовах або неможливо забезпечити необхідний рівень достовірності оцінки – індекс "н", в протилежному випадку – індекс "н̄"; проведенням верифікації функцій у польоті у випадку, якщо це припустимо з міркувань безпеки й вимагає менших витрат, ніж в наземних умовах – індекс "з", в протилежному випадку "з̄").

Таблиця 2

Відповідність цілей верифікації функцій у польоті та їхні критичності

Критичність	$\Delta МЦД/F$		$\Delta МЦН/F$		$\Delta МЦЗ/F$	
A	ЦА1	FA_d $FA_{\bar{d}}$				
B	ЦВ1	FB_d $FB_{\bar{d}}$	ЦВ2	FB_n $FB_{\bar{n}}$	ЦВ3	FB_z $FB_{\bar{z}}$
C			ЦС2	FC_n $FC_{\bar{n}}$	ЦС3	FC_z $FC_{\bar{z}}$
U						

4.3. Теоретико-множинний опис функцій з урахуванням цілей верифікації

З урахуванням декомпозиції цілей верифікації функцій ІУС КС у польоті їхня графічна інтерпретація для різних рівнів критичності представлена на рис. 1. На цьому рисунку лінії різного типу розділяють функції FA (а), FB (б), FC (в), FU (г) відповідно до можливих цілей верифікації.

З урахуванням цілей верифікації для функцій з різною критичністю справедливі наступні вирази:

а) для функцій FA:

$$FA = \{FA_d, FA_{\bar{d}}\}, \quad FA_d \cap FA_{\bar{d}} = \emptyset;$$

б) для функцій FB:

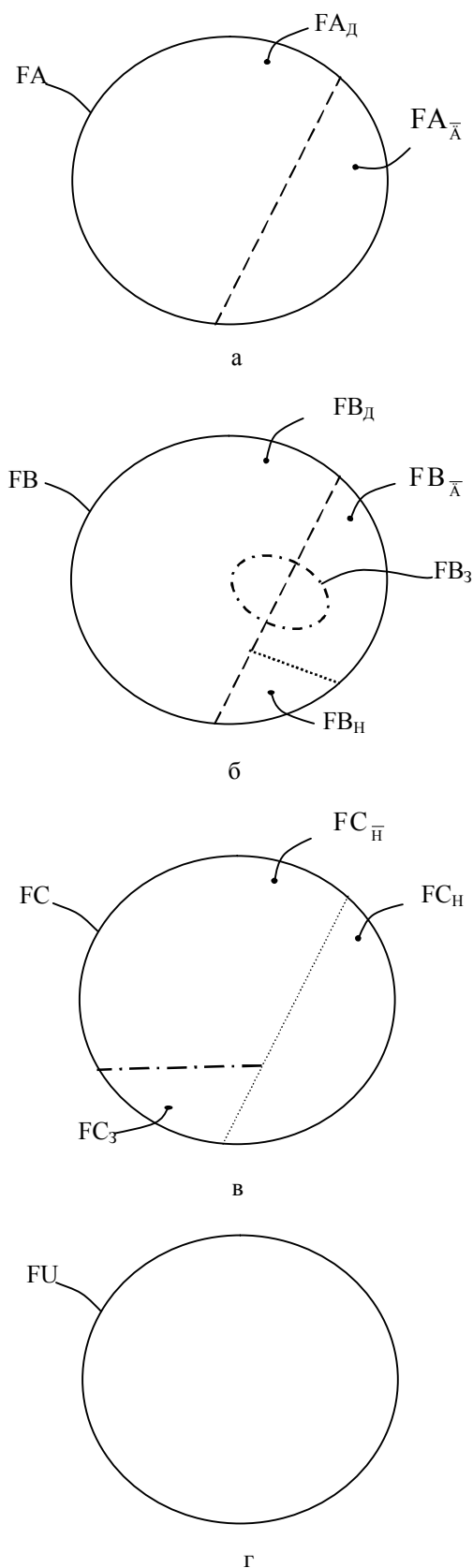


Рис. 1. Графічна інтерпретація функцій ІУС КС різної критичності з урахуванням цілей верифікації (для функцій FA(a), FB(б), FC(в), FU(г))

$$FB = \{FB_D, FB_H, FB_3, FA_D, FB_H, FB_3\}$$

$$FB = FB_D \cup FB_D = FB_H \cup FB_H = FB_3 \cup FB_3;$$

$$FB_D \cap FB_D = FB_H \cap FB_H = FB_3 \cap FB_3 = \emptyset;$$

$$FB_H \subset FB_D, FB_3 \cap FB_H = \emptyset \quad (FB_3 \subset FB \setminus FB_H);$$

$$FB_3 = FB_{D3} \cup FB_{D3}, \quad FB_{D3} \cap FB_{D3} = \emptyset;$$

$$FB_{D3} = FB_D \cap FB_3, \quad FB_{D3} = FB_D \cap FB_3$$

в) для функцій FC;

$$FC = \{FC_H, FC_H, FC_3, FC_3\};$$

$$FC = FC_H \cup FC_H = FC_3 \cup FC_3;$$

$$FC_H \cap FC_H = FC_3 \cap FC_3 = \emptyset;$$

$$FC_3 \subset FC_H, \quad FC_3 \cap FC_H = \emptyset;$$

$$FC_H = FC_{H3} \cup FC_{H3}, \quad FC_{H3} \cap FC_{H3} = \emptyset;$$

$$FC_{H3} = FC_H \cap FC_3, \quad FC_{H3} = FC_H \cap FC_3.$$

4.4. Сценарії верифікації й роботи при виявленні дефекту

З урахуванням проведеного аналізу й опису процесів верифікації необхідно розробити можливі сценарії реакції на виявленні в польоті дефекти. Множина сценаріїв може декомпонуватися залежно від множини $H = \{h_i, i = 1, \dots, 4\}$ наступних ознак:

- можливість проведення ОВ для функцій, повна верифікація яких у наземних умовах нездійсненна, h_1 (h_{11} – без можливості корекції при виявленні дефектів, h_{12} – з можливістю корекції дефектів за результатами ОВ при збереженні повної функціональності – випадок ОКВ; корекція може бути виконана шляхом ковзної заміни дефектної ділянки, модуля новим (часткова заміна) або введення нової версії (повна заміна));

- можливість проведення ОВ для функцій з обмеженою критичністю, верифікація яких у наземних умовах більш витратна, h_2 (h_{21} – без можливості корекції, h_{22} – з можливістю корекції – випадок ОКВ);

- можливість проведення відновлення ПЗс у польоті, h_3 (h_{31} – профілактичного, пов'язаного з усуненням дефектів, h_{32} – функціонального, пов'язаного зі зміною набору функцій);

- можливість парирування виявлених дефектів шляхом блокування функцій і втрати якості, h_4 (керована деградація).

Ознаки h_i (а також підознаки h_{ij}) є булевими змінними й приймають значення 0 або 1 залежно від можливості (1) або неможливості (0) проведення відповідного виду ОВ або ОКВ.

Виходячи зі значень ознак $h_i \in H$ формується множина сценаріїв $MSC = \{SC_q, q = 1, \dots, w\}$, описувані вектором значень $SC_q \sim \langle h_{iq} \rangle$. Далі описуються деякі з можливих сценаріїв:

SC1 – усі можливі (для наземних умов) види верифікації виконуються; ОВ і корекція дефектів у польоті неможлива; цьому сценарію відповідає набір ознак $H_{SC1} = \{\forall i = 1, \dots, 4: h_i = 0\}$;

SC2 – усі можливі (для наземних умов) види верифікації виконуються; ОВ у польоті не проводиться; можлива корекція (частини) дефектів, що виявилися в польоті; корекція проводиться тільки при виявленні/прояві дефекту; цьому сценарію відповідає набір ознак $H_{SC1} = \{h_1 = h_2 = h_4 = 0, h_{31} = 1\}$;

SC3 – усі можливі для наземних умов види верифікації виконуються; у польоті проводиться верифікація всіх функцій, верифікація яких неможлива в наземних умовах і за її результатами проводиться корекція виявлених дефектів (випадок ОКВ); цьому сценарію відповідає набір ознак $H_{SC1} = \{h_{12} = 1, h_2 = h_3 = h_4 = 0\}$;

SC4 – усі можливі для наземних умов види верифікації виконуються; у польоті проводиться верифікація всіх функцій, верифікація яких неможлива в наземних умовах і за її результатами проводиться корекція виявлених дефектів (випадок ОКВ); при цьому можливо блокування частини функцій і деградація системи при виявленні дефектів; цьому сценарію відповідає набір ознак $H_{SC1} = \{h_{12} = h_4 = 1, h_2 = h_3 = 0\}$ та ін.

5. Оцінка готовності ІУС КС з оперативною коригувальною верифікацією програмних засобів

5.1. Показники готовності та витрат

Для оцінки ІУС КС із урахуванням можливостей проведення ОКВ пропонується використовувати наступні показники:

1. Показники готовності, а саме:
 - функція готовності $K_r(t)$,
 - функція оперативної готовності $K_{or}(t)$ та її стаціонарні значення (для систем з режимом, що встановився);
2. Показники для оцінки ризику аварії $R = [1 - K_r(t)] \cdot Y$, де Y – збиток;
3. Показники деградації:
 - число рівнів d і величина припустимої деградації $\Delta\Pi$;
 - коефіцієнт виконання функцій k_F , обумовлений часткою числа виконуваних функцій з урахуванням їхньої критичності, яка може бути оцінена ваговим коефіцієнтом);
4. Показники витрат на верифікацію $З_В$ і корекцію $З_К$.

5.2. Основні типи моделей готовності

Для оцінки готовності й інших показників систем залежно від множини сценаріїв MCS необхідно розро-

бити моделі. Вони можуть базуватися на одно- або багатофрагментних марковських моделях [18, 19]. Приведемо в загальному вигляді приклади таких моделей.

Модель 1 (сценарій SC1). Граф станів для цієї моделі показаний на рис. 2, а. Він характеризується деякою множиною станів і переходів, обумовлених потоками відмов апаратних засобів і відновлень із урахуванням архітектури системи і можливостей виявлення відмов і відновлення працездатності. Один з визначальних параметрів – інтенсивність відмов апаратних засобів, λ_{HW} ; 3 інтенсивністю λ_{def} система переходить у стан відмови.

Модель 2 (сценарій SC2, рис. 2, б). Відмінність полягає в тому, що можливе виявлення й часткове усунення або парировання дефектів програмних засобів. Зменшення їхньої інтенсивності враховується за допомогою коефіцієнта α , $\alpha < 1$. Крім того, у модель вводиться коефіцієнт δ ($\delta > 1$), що враховує ускладнення апаратних засобів для забезпечення оперативної корекції в польоті.

Модель 3 (сценарій SC3, SC4, рис. 2, в). Для даної моделі характерна деревоподібна структура графа переходів, у якому є розбіжні гілки залежно від того, яка подія наступає: виявлення дефекту або початок процесу верифікації. Відмінність моделі для різних сценаріїв обумовлюється тільки значенням параметрів. Для сценарію SC4 інтенсивність переходу в стан верифікації (як і прояву дефектів) може бути вище.

Модель 4 (сценарій SC1). Виконуються всі види верифікації функцій у наземних умовах, за винятком тих функцій, перевірка яких можлива в польоті, і є більш дешевою.

Стратегія верифікації характеризується набором керуючих параметрів і сценарієм верифікації. Стратегія верифікації вибирається виходячи з вимог до системи й наявних обмежень. Формування стратегії верифікації включає:

- визначення параметрів доверифікації тих функцій, верифікація яких неможлива в наземних умовах;
- визначення доцільності й параметрів доверифікації тих функцій, які можуть бути перевірені й у наземних умовах і в польоті.

6. Розробка та дослідження моделі готовності ІУС космічного апарата з оперативною коригувальною верифікацією програмних засобів

6.1. Основні допущення

Для побудови моделі готовності ІУС КА (космічного апарата) прийняті наступні допущення:

- у даному розділі розглядається типова архітектура ІУС КА, яка включає два резервовані апаратних канала, у кожному з яких функціонує однакова версія ПЗ; систему контролю працездатності будемо вважати абсолютно надійною;

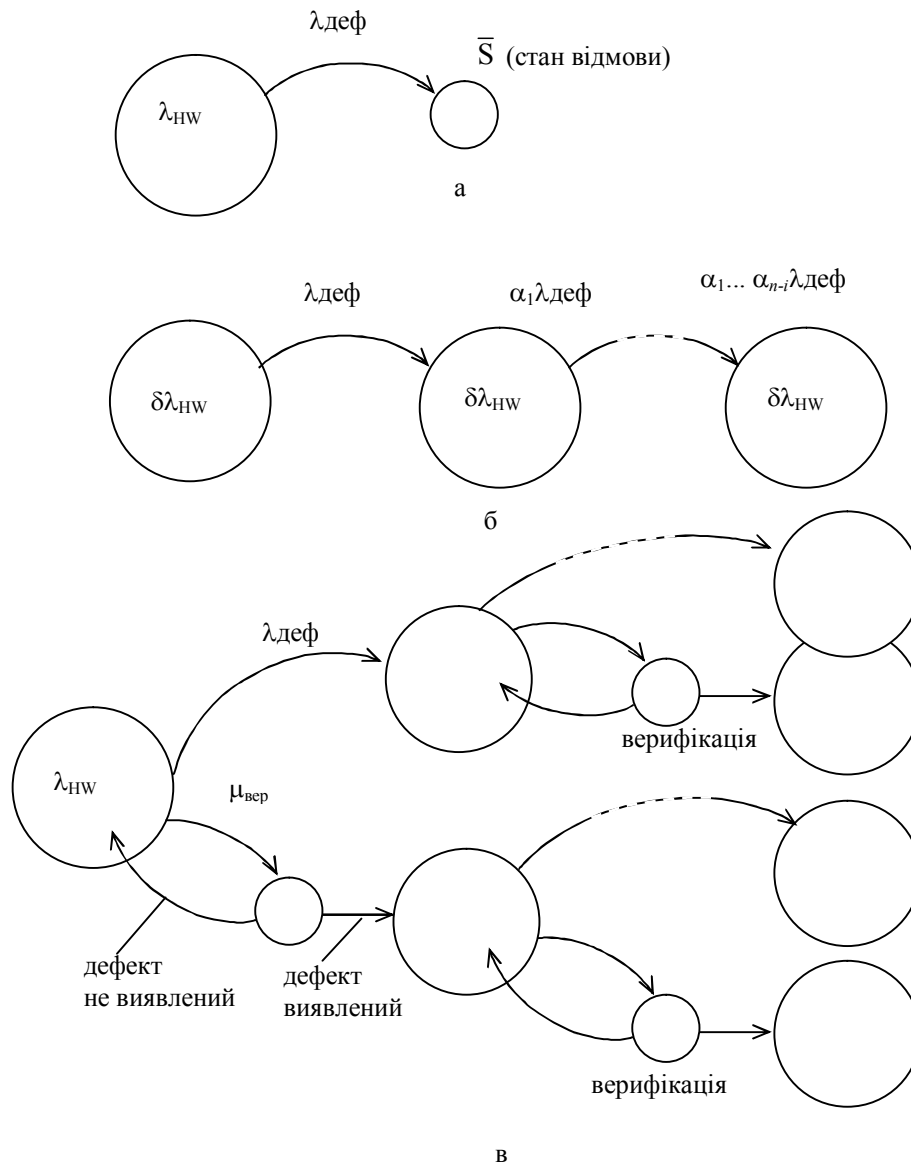


Рис. 2. Моделі готовності ІУС з ОБ (а – модель 1; б – модель 2; в – модель 3)

– ІУС у будь-який момент часу може перебувати або в працездатному, або в непрацездатному стані, а потоки подій, що переводять систему з одного функціонального стану в інший, – найпростіші;

– відновлення ІУС після відмови, викликаной програмним дефектом, проводиться за допомогою перезапуску ПЗ;

– у процесі функціонування ІУС виконується верифікація програмних функцій у спеціальні проміжки часу (стан неготовності);

– усунення програмних дефектів виконується після їхнього прояву як системних відмов, або ж після їхнього виявлення в процесі оперативної верифікації з імовірністю виявлення D;

– у ході виправлення програмних дефектів, нові дефекти не вносяться;

– допускається повне усунення всіх невиявлених дефектів.

6.2. Обґрунтування вхідних параметрів моделі

У ході проведення досліджень із метою виявлення характеру зміни поведінки функції готовності, частина вхідних параметрів моделі мали фіксовані значення, інші параметри змінювалися в межах заданих інтервалів значень. Фіксовані значення мають наступні параметри:

– інтенсивність відмов одного апаратного каналу $\lambda_{\text{HW}} = 3 \cdot 10^{-4}$ (1/год);

– інтенсивність відновлення одного апаратного каналу $\mu_{\text{HW}} = 1$ (1/год);

– початкова інтенсивність відмов ПЗ $\lambda_{\text{SW } 0} = 4 \cdot 10^{-3}$ (1/год);

– інтенсивність відновлення системи після прояву програмного дефекту (шляхом перезапуску ПЗ) $\mu_{\text{SW}} = 2$ (1/год);

– інтенсивність відмов ПЗ після усунення всіх дефектів дорівнює нулю $\lambda_{\text{SW } k} = 0$ (1/год).

Для дослідження готовності системи були прийняті змінювані значення вхідних параметрів, наведені у табл. 3.

Таблиця 3

Змінні значення вхідних параметрів моделі

Параметр моделі	Змінні значення параметрів		
$\Delta\lambda_{SW}$ (1/год)	$1 \cdot 10^{-3}$	$5 \cdot 10^{-4}$	$1 \cdot 10^{-4}$
D	0,8	0,9	1
λ_{ver} (1/год)	$1,39 \cdot 10^{-3}$	$4,63 \cdot 10^{-4}$	$2,31 \cdot 10^{-4}$
μ_{ver} (1/год)	1	1,5	2

Також при моделюванні можна виділити "базисні" значення змінюваних вхідних параметрів:

– крок зміни інтенсивності відмов ПЗ $\Delta\lambda_{SW} = 5 \cdot 10^{-4}$ (1/год);

– імовірність виявлення програмного дефекту при верифікації ПЗ $D = 0,8$;

– інтенсивність проведення верифікації ПЗ $\lambda_{ver} = 4,63 \cdot 10^{-4}$ (1/год);

– інтенсивність відновлення працездатного стану системи після проведення верифікації ПЗ $\mu_{ver} = 2$ (1/год).

6.3. Розробка моделі готовності

З урахуванням прийнятих допущень, у якості методу дослідження приймається марковський аналіз, а урахування зміни інтенсивності відмов λ_{SW} здійснюється за допомогою апарату регулярних багатоблокних марковських моделей (РБФМ) [18]. Тому в якості базової моделі обрана РБФМ, граф якої зображений на рис. 3.

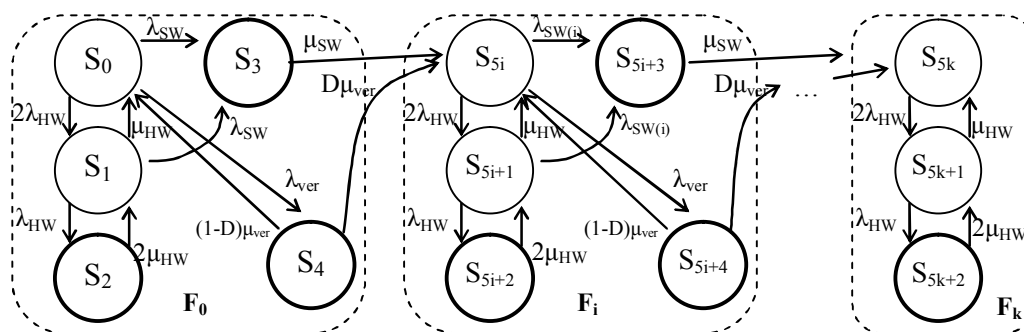


Рис. 3. Розмічений граф функціонування ІУС, що обслуговується КА при проведенні оперативної коригувальної верифікації програмних функцій

Процес функціонування ІУС відбувається в такий спосіб. У початковий момент система реалізує всі приписані функції й перебуває в стані S_0 . У процесі функціонування проявляються апаратні дефекти, внаслідок чого система послідовно переходить у стани S_1 (відмова одного з апаратних каналів, система працездатна), S_2 (відмова відразу двох апаратних каналів, система непрацездатна) і відновлюються (система вертається в стани S_0 і S_1).

Через певний часовий інтервал відбувається відмова системи, викликана програмним дефектом, і вона переходить у стан S_3 . Після прояву дефекту ПЗ, він, природно, виявляється, і усувається, внаслідок чого система після відновлення переходить у наступний фрагмент РБФМ (стан S_{5i}), який характеризується новим параметром $\lambda_{SW(i)}$. Також через певний часовий інтервал виконується оперативна коригувальна верифікація частини програмних функцій, система переходить у стан S_4 . У ході проведення процедур верифікації з імовірністю D можливе виявлення й усунення програмних дефектів, внаслідок чого система також переходить у новий фрагмент РБФМ.

В останньому фрагменті моделі всі програмні дефекти усунуті, і в системі відбуваються тільки відмови апаратних засобів. Система диференціальних рівнянь Колмогорова для моделі надійності, граф якої зображений на рис. 3 буде складатися з

наступних регулярних блоків:

– для початкового фрагмента F_0 :

$$\begin{cases} \frac{dP_0(t)}{dt} = -(2\lambda_{HW} + \lambda_{SW} + \lambda_{VER})P_0(t) + \\ \quad + \mu_{HW}P_1(t) + (1-D)\mu_{VER}P_4(t), \\ \frac{dP_1(t)}{dt} = -(\lambda_{HW} + \lambda_{SW} + \mu_{HW})P_1(t) + \\ \quad + 2\lambda_{HW}P_0(t) + 2\mu_{HW}P_2(t), \end{cases}$$

$$\begin{cases} \frac{dP_2(t)}{dt} = -2\mu_{HW}P_2(t) + \lambda_{HW}P_1(t), \\ \frac{dP_3(t)}{dt} = -\mu_{SW}P_3(t) + \lambda_{SW}P_0(t) + \lambda_{SW}P_1(t), \\ \frac{dP_4(t)}{dt} = -\mu_{VER}P_4(t) + \lambda_{VER}P_0(t); \end{cases}$$

– для внутрішніх фрагментів F_i :

$$\begin{cases} \frac{dP_{5i}(t)}{dt} = -(2\lambda_{HW} + \lambda_{SW(i)} + \lambda_{VER})P_{5i}(t) + \\ \quad + \mu_{HW}P_{5i+1}(t) + D\mu_{VER}P_{5i-1}(t) + \\ \quad + \mu_{SW}P_{5i-2}(t) + (1-D)\mu_{VER}P_{5i+4}(t), \\ \frac{dP_{5i+1}(t)}{dt} = -(\lambda_{HW} + \lambda_{SW(i)} + \mu_{HW})P_{5i+1}(t) + \\ \quad + 2\lambda_{HW}P_{5i}(t) + 2\mu_{HW}P_{5i+2}(t), \end{cases}$$

$$\left\{ \begin{aligned} \frac{dP_{5-i+2}(t)}{dt} &= -2\mu_{HW}P_{5-i+2}(t) + \lambda_{HW}P_{5-i+1}(t), \\ \frac{dP_{5-i+3}(t)}{dt} &= -\mu_{SW}P_{5-i+3}(t) + \lambda_{SW(i)}P_{5-i}(t) + \\ &\quad + \lambda_{SW(i)}P_{5-i+1}(t), \\ \frac{dP_{5-i+4}(t)}{dt} &= -\mu_{VER}P_{5-i+4}(t) + \lambda_{VER}P_{5-i}(t). \end{aligned} \right.$$

– для останнього фрагмента Fk:

$$\left\{ \begin{aligned} \frac{dP_{5-k}(t)}{dt} &= -2\lambda_{HW}P_{5-k}(t) + \mu_{HW}P_{5-k+1}(t) + \\ &\quad + D\mu_{VER}P_{5-k-1}(t) + \mu_{SW}P_{5-k-2}(t), \\ \frac{dP_{5-k+1}(t)}{dt} &= -(\lambda_{HW} + \mu_{HW})P_{5-k+1}(t) + \\ &\quad + 2\lambda_{HW}P_{5-k}(t) + 2\mu_{HW}P_{5-k+2}(t), \\ \frac{dP_{5-k+2}(t)}{dt} &= -2\mu_{HW}P_{5-k+2}(t) + \lambda_{HW}P_{5-k+1}(t). \end{aligned} \right.$$

Тут i – номери внутрішніх фрагментів; k – номер останнього фрагмента,

Значення функції готовності визначається з виразу:

$$A(t) = \sum_{i=0}^k [P_{5-i}(t) + P_{5-i+1}(t)].$$

При дослідженні моделі особливий інтерес представляє початковий етап функціонування системи, тому при розрахунках розглядався часовий інтервал $T = 15000$ годин (приблизно 1,5 року) з кількістю ділянок інтегрування – 100. Вихідні результати отримані за допомогою модифікованого експонентного методу чисельного вирішення жорстких систем диференціальних рівнянь [8].

6.4. Результати дослідження

Результати обчислень представлені у вигляді графічної залежності функції готовності від часу функціонування систем на рис. 4 – 8. Результуючі функції порівнюються зі стаціонарним коефіцієнтом готовності дубльованої одноверсійної ІУС, отриманим при незмінних початкових параметрах λ_{HW} , μ_{HW} , λ_{SW} , μ_{SW} за допомогою однофрагментного моделювання.

Аналіз графіків на рис. 4 показав, що значення параметра $\Delta\lambda_{sw}$ у більшій мірі впливає на швидкість усунення дефектів (чим більше $\Delta\lambda_{sw}$, тим швидше функція готовності багатофрагментної моделі переходить у стаціонарний стан). Крім того, значення $\Delta\lambda_{sw}$ побічно впливає на величину мінімуму функції готовності на початковому етапі експлуатації системи.

З рис. 5 показує, що з підвищенням імовірності виявлення дефектів при оперативній верифікації ПЗ, готовність системи несуттєво збільшується на часо-

вому інтервалі 1000...7000 годин. Для більш наочного представлення даного виграшу на рис. 6 показані графіки різниці між готовністю системи при різних значеннях параметра D . Настільки малий виграш у готовності пояснюється тим, що в прийнятих значеннях вхідних даних інтенсивності проведення верифікації й прояву дефектів ПЗ мають один порядок.

Це значить, що якщо програмний дефект не буде виявлений при верифікації, він незабаром однаково виявиться у вигляді відмови.

Крім того, значення параметра D ніяк не впливає на величину мінімуму функції готовності, а також на швидкість переходу цієї функції в стаціонарний режим.

Аналіз графіків на рис. 7 показав, що значення параметра λ_{ver} одночасно впливає на величину мінімуму функції готовності й на швидкість переходу функції в стаціонарний режим. При цьому характер впливу не такий, як у параметра $\Delta\lambda_{sw}$: із прискоренням переходу функції готовності в стаціонарний режим при більш частому проведенні процедур оперативної коригувальної верифікації, мінімум функції готовності приймає менші значення на початковому етапі експлуатації системи.

З рис. 8 видно, що значення параметра μ_{ver} у більшій мірі впливає на величину мінімуму функції готовності багатофрагментної моделі, і практично не впливає на швидкість переходу цієї функції в стаціонарний режим.

6.5. Аналіз результатів

Аналіз отриманих результатів моделювання готовності ІУС обслуговуваного космічного апарата при проведенні оперативної коригувальної верифікації програмних функцій дозволяє сформулювати наступні висновки.

1. Для прискорення переходу функції готовності в стаціонарний стан необхідно підвищувати значення параметрів $\Delta\lambda_{sw}$ і λ_{ver} , тобто більш часто проводити процедури верифікації й намагатися усунути більшу кількість програмних дефектів за одну перевірку.

2. У початковий період експлуатації готовність систем із плановим проведенням процедур оперативної верифікації нижче, ніж у систем без усунення дефектів ПЗ.

3. Підвищити готовність систем на початковому періоді експлуатації можна збільшуючи значення параметра μ_{ver} , тобто прискоривши відновлення працездатного стану системи.

Планується включити розроблену модель і отримані результати в комплексну методику вибору й обґрунтування параметрів стратегії проведення верифікації ІУС КА.

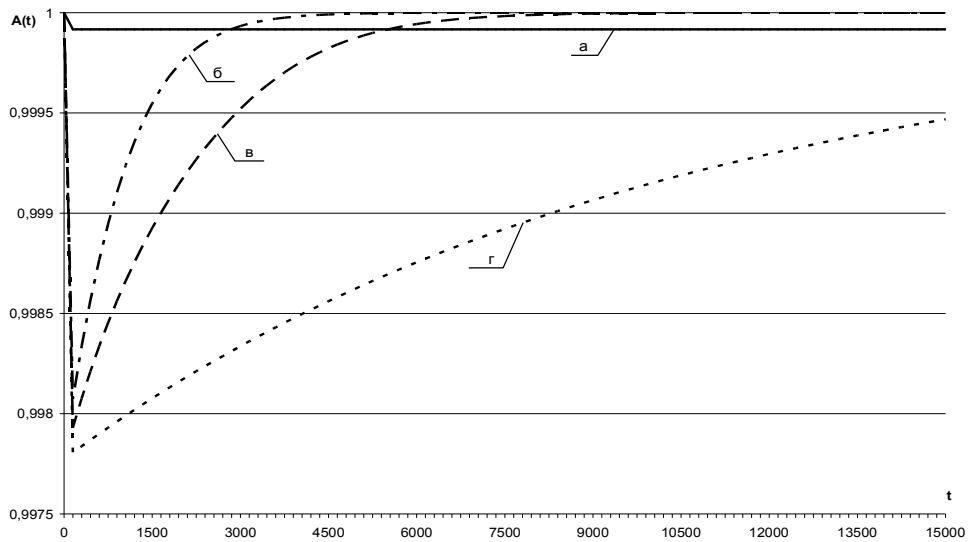


Рис. 4. Графічні залежності зміни функції готовності ІУС від часу експлуатації системи для однофрагментної моделі (а) і при різних значеннях $\Delta\lambda_{sw}$: б) $\Delta\lambda_{sw}=10^{-3}$; в) $\Delta\lambda_{sw}=5\cdot 10^{-4}$; г) $\Delta\lambda_{sw}=10^{-4}$

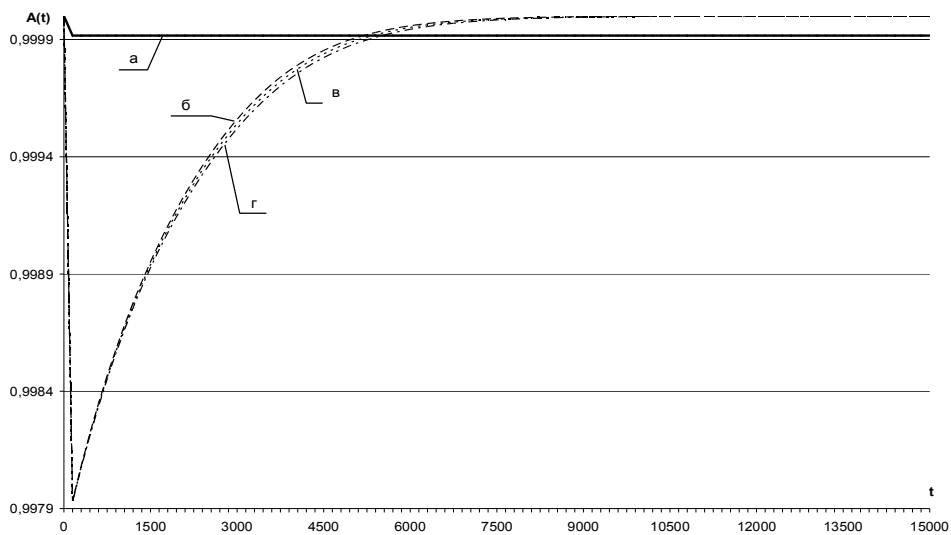


Рис. 5. Графічні залежності зміни функції готовності ІУС від часу експлуатації системи для однофрагментної моделі (а) і при різних значеннях D: б) D = 1; в) D = 0,9; г) D = 0,8

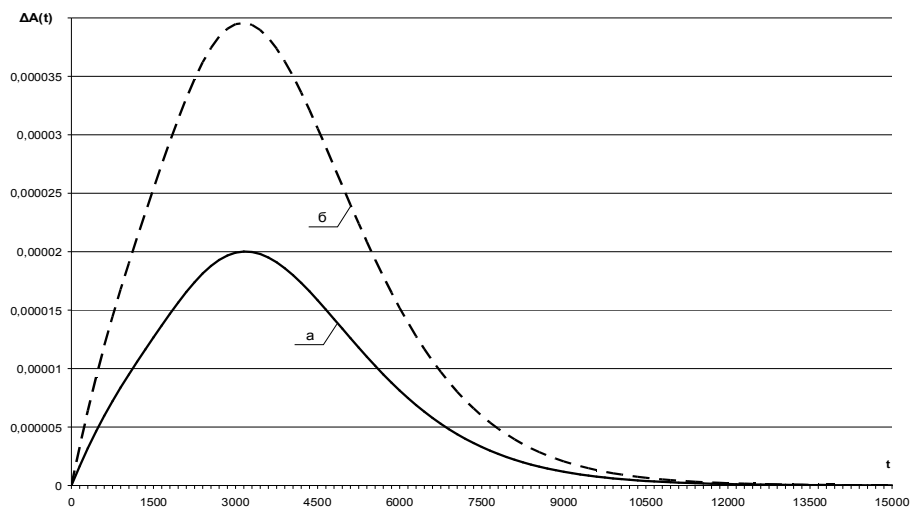


Рис. 6. Деталізація рис. 5 у вигляді графічної залежності різниці між значеннями функції готовності: а) при D = 0,8 і D = 0,9; б) при D = 0,8 і D = 1

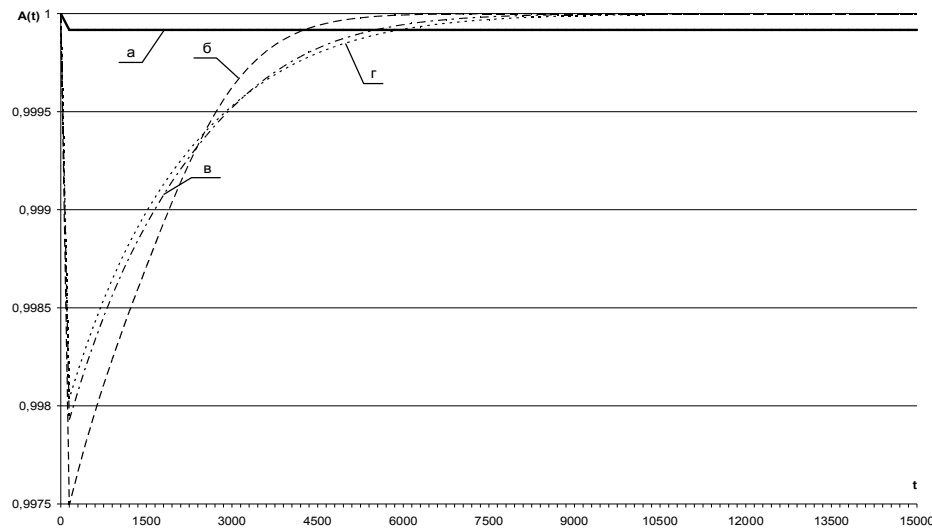


Рис. 7. Графічні залежності зміни функції готовності ІУС від часу експлуатації системи для однофрагментної моделі (а) і при різних значеннях λ_{ver} : б) $\lambda_{ver} = 1,39 \cdot 10^{-3}$; в) $\lambda_{ver} = 4,63 \cdot 10^{-4}$; г) $\lambda_{ver} = 2,31 \cdot 10^{-4}$

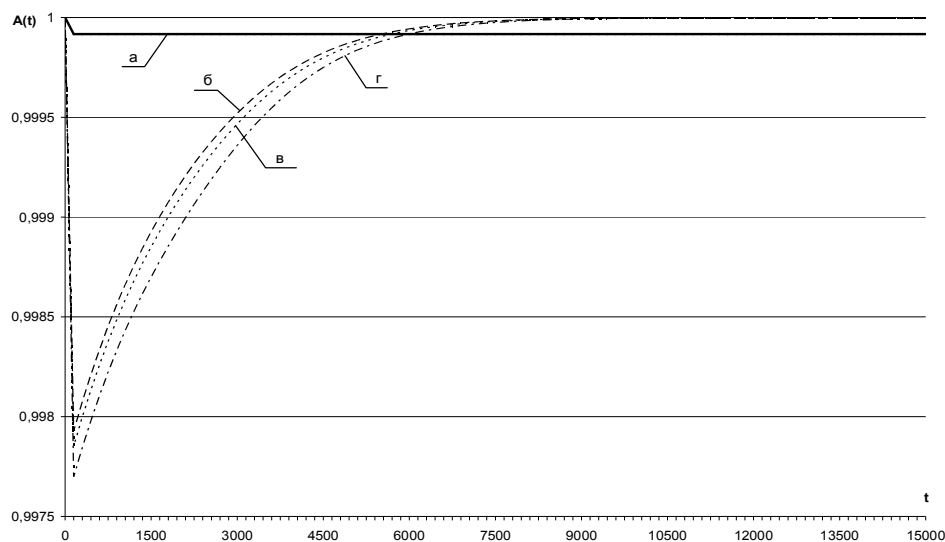


Рис. 8. Графічні залежності зміни функції готовності ІУС від часу експлуатації системи для однофрагментної моделі (а) і при різних значеннях μ_{ver} : б) $\mu_{ver} = 2$; в) $\mu_{ver} = 1,5$; г) $\mu_{ver} = 1$

Висновки.

Напрямки подальших досліджень

У статті проведений аналіз ПЗ ІУС КС як об'єкта верифікації, нормативної бази в даній галузі й відповідності існуючих методів верифікації програмного забезпечення специфіці космічних систем. Відомі методи не враховують повною мірою можливість, а за певних умов необхідність і доцільність проведення верифікації ПЗ ІУС КС в умовах польоту і його корекції за результатами верифікації. Уведення поняття оперативної коригувальної верифікації, яка може проводитися за різними сценаріями для функцій різного рівня критичності. Це поняття, на наш погляд, важливо в методологічному плані і є складовою процесів відновлення систем, що частково обслуговуються, які, у свою чергу, відносяться до

систем реального часу, що еволюціонують [20]. Представлений теоретико-множинний опис функцій за рівнями критичності, цілей і операцій ОКВ, множини сценаріїв, показників і моделей є базою для створення процедур оперативної верифікації ПЗ й оцінних моделей готовності ІУС КС.

З практичної точки зору це може бути важливо для розробки більш детальних вимог і методик проведення верифікації й корекції ПЗ ІУС КС та інших систем для критичних додатків, що допускають оперативне відновлення.

Подальші дослідження доцільно спрямовувати на розробку процедур вибору стратегій верифікації, а також архітектування систем з оперативною коригувальною верифікацією.

У статті даний теоретико-множинний опис функцій за рівнями критичності, цілей і операцій ОКВ,

запропонована множина сценаріїв, показників і математичних моделей для систем з програмним забезпеченням, що коригується. Ці елементи разом із описом критичності функцій і операцій верифікації формують методологічну базу ОКВ.

Із практичної точки зору слід використовувати її для розробки більш детальних вимог, методик і програмно-апаратних засобів для проведення верифікації й корекції ПЗ ІУС КС, що допускають оперативне відновлення. У теоретичному плані доцільно розробити й досліджувати моделі готовності для різних сценаріїв, а також процедур вибору стратегій верифікації, мінімізуючих ресурси при заданому рівні безпеки.

Література

1. Безопасность критических инфраструктур: математические и инженерные методы оценки и обеспечения / Под ред. В.С. Харченко. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ». – 2011. – 603 с.
2. Липаев, В.В. Функциональная безопасность программных средств [Текст] / В.В. Липаев. – М.: Синтез. – 2004. – 348 с.
3. Липаев, В.В. Обеспечение качества программных средств. Методы и стандарты [Текст] / В.В. Липаев. – М.: Синтез. – 2001. – 380 с.
4. Оценка и обеспечение качества программных средств космических систем [Текст] / под ред. В.С. Харченко, Б.М. Конорева. – Харьков: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ». – 2007. – 244с.
5. Галузева система управління якістю. Гарантоздатність програмно-технічних комплексів критичного призначення. Настанова Національного космічного агентства України СОУ-Н НКАУ 0060:2010 [Текст] / Харченко В.С. (наук. керівник розробки). – 2011. – 60 с.
6. Галузева система управління якістю. Вимоги до функціональної безпеки програмного забезпечення програмно-технічних комплексів критичного призначення. Настанова Національного космічного агентства України СОУ-Н НКАУ 0058:2009 [Текст] / Харченко В.С. (наук. керівник розробки). – 2009. – 57 с.
7. Галузева система управління якістю. Методи оцінки показників якості програмного забезпечення програмно-технічних комплексів критичного призначення. Настанова Національного космічного агентства України СОУ-Н НКАУ 0031:2007 [Текст] / Конорев Б.М. (наук. керівник розробки). – 2007. – 127 с.
8. Галузева система управління якістю. Процеси життєвого циклу програмного забезпечення програмно-технічних комплексів критичного призначення. Настанова Національного космічного агентства України СОУ-Н НКАУ 0061:2011 [Текст] / Харченко В.С. (наук. керівник розробки). – 2011. – 123 с.

9. Галузева система управління якістю. Верифікація програмного забезпечення програмно-технічних комплексів критичного призначення. Настанова Державного космічного агентства України СОУ-Н ДКАУ (проект) [Текст] / Харченко В.С. (наук. керівник розробки). – 2011. – 80 с.

10. Александровская, Л.Н. Теоретические основы испытаний и экспериментальная отработка сложных технических систем [Текст] / Л.Н. Александровская, В.И. Круглов, А.Г. Кузнецов. – М.: Логос. – 2003. – 347 с.

11. Кульба, В.В. Проектирование информационно-управляющих систем орбитальных станций [Текст] / В.В. Кульба, Е.А. Микрин, Б.В. Павлов. – М.: Наука, 2002. – 343 с.

12. Avizienis, A. Basic concepts and taxonomy of dependable and secure computing [Text] / A. Avizienis, J.-C. Laprie, B. Randell, C. Landwehr // IEEE Trans. on Dependable and Secure Computing. – 2004. – Vol. 1, № 1. – P. 11-33.

13. Харченко, В.С. Гарантоспособность и гарантоспособные системы: элементы методологии [Текст] / В.С. Харченко // Радіоелектронні і комп'ютерні системи. – 2006. – № 5(17). – С. 7–19.

14. Bender, Marc. Positioning Verification in the Context of Software/System Certification [Text] / Marc Bender, Tom Maibaum, Mark Lawford, Alan Wasssyng // Proceedings of the 11th International Workshop on Automated Verification of Critical Systems (AVoCS 2011). – Newcastle-upon-Tyne. – 2011. – 15 p.

15. Инвариантно-ориентированная оценка качества программных средств космических систем [Текст] / Под ред. Б.М. Конорева, В.С. Харченко. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ». – 2009. – 223 с.

16. Formal Methods for Industrial Applications. LNCS 1165. [Text] / J.-R. Abrial (ed.). – Springer. – 1996. – 523 p.

17. Clarke, E. Model Checking [Text] / E. Clarke, O. Grumberg, D. Peled. – The MIT-Press, – 2000. – 330 p.

18. Харченко, В.С. Базовые многофрагментные макромодели оценки надежности отказоустойчивых компьютерных систем информационно-управляющих комплексов [Текст] / В.С. Харченко, О.Н. Одаруценко, Е.Б. Одаруценко // Радіоелектронні і комп'ютерні системи. – 2006. – № 5(17). – С. 62-70.

19. Одаруценко, О.Н. Применение численных методов для решения жестких систем линейных дифференциальных уравнений в задачах оценки надежности обслуживаемых систем [Текст] / О.Н. Одаруценко, Е.Б. Одаруценко, Ю.Л. Поночовный // Авиационно-космическая техника и технология. – Х.: Национальный аэрокосмический университет «ХАИ», 2002. – Вып. 35. – С. 187-191.

20. Kharchenko, V.S. Dependable Systems and Multi-Version Computing: Aspects of Evolution [Text] / V.S. Kharchenko // Radio Electronic and Computer Systems. – 2009. – № 7 (41). – P. 46-60.

Надійшла до редакції 7.11.2011

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. каф. виробництва радіоелектронних систем літальних апаратів В.М. Ілюшко, Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського «ХАІ», Харків.

ЭЛЕМЕНТЫ МЕТОДОЛОГИИ ОПЕРАТИВНОЙ КОРРЕКТИРУЮЩЕЙ ВЕРИФИКАЦИИ ПРОГРАММНЫХ СРЕДСТВ ИНФОРМАЦИОННО-УПРАВЛЯЮЩИХ СИСТЕМ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

В.С. Харченко, Н.В. Замирец, С.А. Засуха, Ю.Л. Поночевный

Проведен анализ программного обеспечения (ПО) информационно-управляющих систем (ИУС) космических систем (КС) как объекта верификации, нормативной базы и существующих методов верификации ПО КС. Введено понятие оперативной корректирующей верификации (ОКВ), которая может проводиться по разным сценариям для функций разного уровня критичности. Определены этапы и операции по верификации ПО ИУС КС на разных этапах. Дано детальное описание операций этапа разработки ПО ИУС КС. Дано формальное описание целей верификации ПО ИУС КС. Уточнены цели оперативной ОКВ ПО в полете, и предложено теоретико-множественное описание функций с учетом их критичности и целей ОКВ. Описаны сценарии и показатели для оценки готовности ИУС КС при реализации ОКВ. Дано краткое описание моделей готовности для разных сценариев ОКВ. Определены понятие стратегии ОКВ и особенности ее формирования. Разработана и исследована модель готовности одной из систем с ОКВ.

Ключевые слова: ИУС космических систем, программное обеспечение, оперативная корректирующая верификация, модели готовности

ELEMENTS Of METHODOLOGY Of OPERATIVE CORRECTING SOFTWARE VERIFICATION OF SPACECRAFT INSTRUMENTATION&CONTROL SYSTEMS

V.S. Kharchenko, N.V. Zamirets, S.A. Zasukha, Yu.L. Ponochevnyi

Software (SW) for the Space Instrumentation and Control systems (SICS) as object of verification, normative base and existed verification methods of SICS SW are analyzed. The concept of on-line correcting verification (OCV) which can be performed under different scenarios for functions of different criticality is entered. OCV is carried on in flight when required trustworthiness of checking cannot be provided on the ground or when checking of functions on the ground is impossible or more expensive at guaranteeing of safety requirements. Stages and operations of SICS SW verification at different stages of lifecycle are discussed. The detailed description of operations for SICS SW development phase is given. The formal description of the Space SICS SW) verification purposes is given. The purposes of operative correcting verification SW in flight are specified, and the theoretical-set description of functions in view of their criticality and OCV purposes is offered. Scenarios and indicators for an estimation of SICS availability are proposed taking into account OCV features. The brief description of SICS availability models for different OCV scenarios is given. Concept of OCV strategy and features of its formation are defined. The availability model for one of the SICSs with OKV is developed and researched.

Keywords: space instrumentation and control system, software, on-line correcting verification, availability model.

Харченко В'ячеслав Сергійович – д-р техн. наук, проф., зав. каф. комп'ютерних систем і мереж, Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського «ХАІ», Харків, Україна, e-mail: V.Kharchenko@khai.edu.

Замирець Микола Васильович – д-р техн. наук, проф., директор Науково-дослідного технологічного інституту приладобудування, Харків, Україна, e-mail: zamurets@nitip.nkau.ua.

Засуха Сергій Олексійович – заступник голови Державного космічного агентства України з питань створення ракетно-космічної техніки, Київ, Україна, e-mail: yd@nkau.gov.ua.

Поночевний Юрій Леонідович – канд. техн. наук, старший науковий співробітник, старший викладач кафедри комплексів військового зв'язку, Військовий інститут телекомунікацій і інформатизації Національного технічного університету України «Київський політехнічний інститут» e-mail: pnchl1@rambler.ru.

УДК 656.7:629.7.072

О.М. МЕДВЕДЕНКО¹, М.Ф. МІХАЙЛИК², С.В. НЕДБАЙ³¹ Кіровоградський національний технічний університет, Україна² Державна льотна академія України, Кіровоград³ ДП "Головний навчальний та сертифікаційний центр цивільної авіації України"

ФОРМУВАННЯ СОЦІОНІЧНОГО ПОРТРЕТА ПІЛОТА

В статті подані результати застосування соціонічних методик для формування професійно-психологічного портрету пілота в очікуваних і екстремальних умовах експлуатації повітряних суден. Встановлено, що такі соціонічні типи як сенсорно-логічний інтроверт, логіко-інтуїтивний екстраверт та логіко-сенсорний інтроверт є найбільш прийнятними для льотної професії, на підставі чого були сформульовані пропозиції щодо вдосконалення процедур професійно-психологічного добору шляхом першочергового відбору у льотні навчальні заклади студентів з зазначеними соціотипами.

Ключові слова: система "екіпаж – повітряне судно", безпека польотів, людський чинник, соціонічні характеристики членів екіпажу, вдосконалення професійно-психологічного добору пілотів.

Постановка проблеми

Статистика свідчить, що протягом останніх десятиліть вплив людського чинника (ЛЧ) на безпеку польотів (БП) є перманентно стабільним і є першопричиною щонайменше 2/3–3/4 загального числа авіаційних пригод (АП) [1, 2]. Особливо зазначимо, що якщо ситуація з негативним впливом ЛЧ на БП терміново і кардинально не зміниться у кращий бік, то за прогнозами експертів фірми Boeing, починаючи з 2010 року, світова цивільна авіація (ЦА) буде втрачати щотижня одне повітряне судно (ПС) саме з цих причин (рис. 1).

При цьому нормативно закріплене ІКАО право людини на помилку [3] ставить у розряд першочергових проблеми розробки нових підходів в організації й забезпеченні процесу професійно-психологічного добору (ППД) і професійної підготовки (ПП) льотного складу (ЛС).

1. Аналіз досліджень і публікацій

На теперішній час у ЦА України використовуються рекомендації з організації і проведення ППД в льотні навчальні заклади майже 30-річної давнини [4], що викликає певні сумніви щодо ефективності відповідних заходів.

Одним з нових напрямків, що дозволяє підійти до проблеми ЛЧ з нових методологічних позицій, є застосування соціонічних методів і моделей, впровадження яких у процеси відповідних досліджень здійснювалося до недавнього часу на теренах СНД, переважним чином вченими Росії і Азербайджану. Результати цих досліджень узагальнені у праці [5].

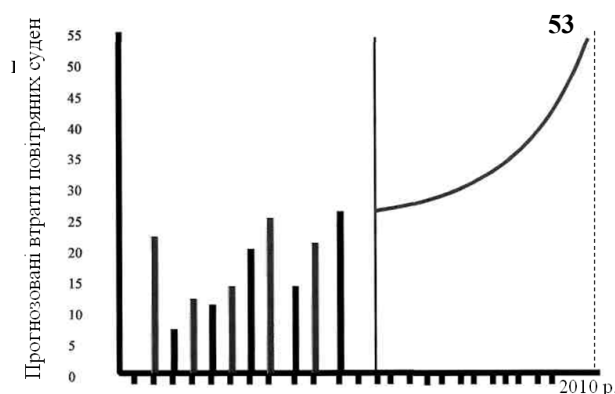


Рис. 1. Прогнозовані втрати повітряних суден / рік

ного портрету пілота як моделі дослідження впливу соціонічних характеристик на ефективність льотної праці.

2. Формування соціонічної моделі пілотів

У працях [5, 6] була обґрунтована необхідність розв'язання питання використання соціонічної діагностики при ППД. У зв'язку із цим було введено поняття професійно-соціонічного портрету. Для його формування авторами були обстежені 300 професійних пілотів авіакомпанії "ЕС-Авіа", а також тих, що проходили підготовку у Державному підприємстві "Головний навчальний та сертифікаційний центр цивільної авіації України", а також 300 молодих пілотів (слухачів, курсантів-пілотів) що проходили початкову льотну підготовку у Центрі та Державній льотній академії України. Усі випробувані – особи чоловічої статі. Отримані результати оброблені згідно методик, технологій і процедур, наведених у [7,8] і подані у табл. 1.

Таблиця 1
Розподіл домінуючих складових соціотипу
среди осіб льотного складу

ТІМ	Коефіцієнт "придатності"	Пілоти			
		професійні		студенти	
		п	%	п	%
1	2	3	4	5	6
ЛСЕ	0	85	28,33	94	31,33
СЛЕ	0,25	93	31	75	25
ЛСІ	0,5	45	15	55	18,33
СЛІ	0,75	39	13	31	10,33
ЛІЕ	0,75	5	1,67	10	3,33
СЕЕ	1	12	4	5	1,67
ЛІІ	1,25	3	1	3	1
ЕСЕ	1,5	1	0,33	3	1
СЕІ	1,5	8	2,67	1	0,33
ЛІЕ	1,75	1	0,33	4	1,33
ЕСІ	2	4	1,33	5	1,67
ЛІІ	2,25	2	0,67	3	1
ЕІЕ	2,25	1	0,33	3	1
ІЕЕ	2,5	1	0,33	5	1,67
ЕІІ	2,75	0	0	0	0
ІЕІ	3	0	0	3	1
Всього:		300	100	300	100

ПРИМІТКА: ЛСЕ – логіко-сенсорний екстраверт; СЛЕ – сенсорно-логічний екстраверт; ЛСІ – логіко-сенсорний інтроверт; СЛІ – сенсорно-логічний інтроверт; ЛІЕ – логіко-інтуїтивний екстраверт; СЕЕ – сенсорно-етичний екстраверт; ЛІІ – логіко-інтуїтивний інтроверт; ЕСЕ – етико-сенсорний екстраверт; СЕІ – сенсорно-етичний інтроверт; ЛІЕ – інтуїтивно-логічний екстраверт; ЕСІ – етико-сенсорний інтроверт; ЛІІ – інтуїтивно-логічний інтроверт; ЕІЕ – етико-інтуїтивний екстраверт; ІЕЕ – інтуїтивно-етичний екстраверт; ЕІІ – етико-інтуїтивний інтроверт; ІЕІ – інтуїтивно-етичний інтроверт.

Застосування процедури χ^2 статистичної перевірки гіпотез, дозволило встановити, що між професійними пілоти і молодими пілоти існують суттєві і статистично вірогідні відмінності у розподілі типів інформаційного метаболізму (ТІМ).

Для соціонічного портрету пілота (рис. 2а) характерна абсолютна перевага логіко-сенсорних і сенсорно-логічних типів (87,3%). Мають абсолютну перевагу логіки (91%) і сенсорники (95,7%), значну перевагу екстраверти (66,3%) і відносну – ірраціонали (52,1%). Оскільки подібна нерівномірність у розподілі ТІМ не може носити випадковий характер, то виникає закономірне питання: яким є ідеальний соціотип пілота й чи важливий він (ТІМ) взагалі? У цьому плані для порівняльного аналізу мають безумовний інтерес результати обстежень 300 молодих пілотів, соціонічний портрет яких поданий на рис. 2б).

За даними випробувань молоді пілоти були розподілені на 3 групи:

- група з «відмінною» підсумковою оцінкою ППД (7-9 балів по 9-бальній шкалі) включала 87 осіб;
- с «добре» підсумковою оцінкою ППД (4-6 балів) - 157 осіб;
- с «задовільною» підсумковою оцінкою ППВ (2-3 бала) - 56 осіб.

Результати дослідження показали, що в першій групі 44% обстежуваних курсантів виявилися ЛСЕ, 33% – ЛІЕ й 17% – СЛЕ. У ЛСЕ першої групи виявлені добрі показники обсягу розподілу й перемикання уваги, оперативної пам'яті, темпу мислення, швидкості

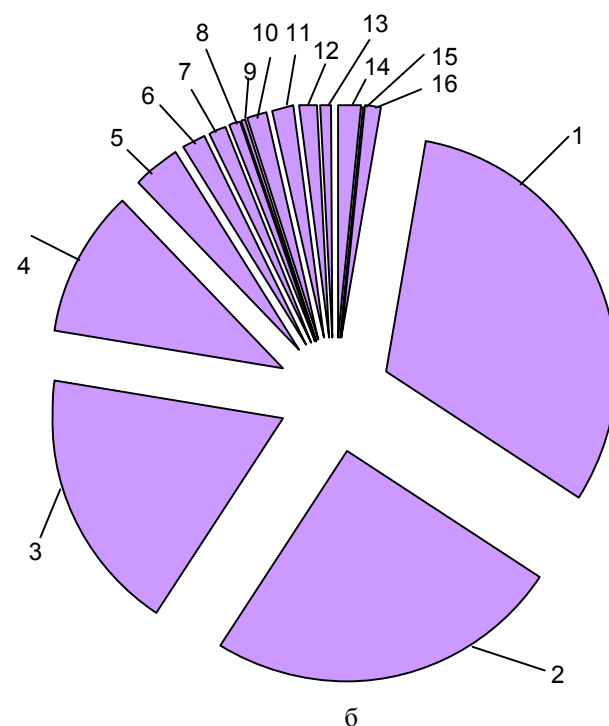
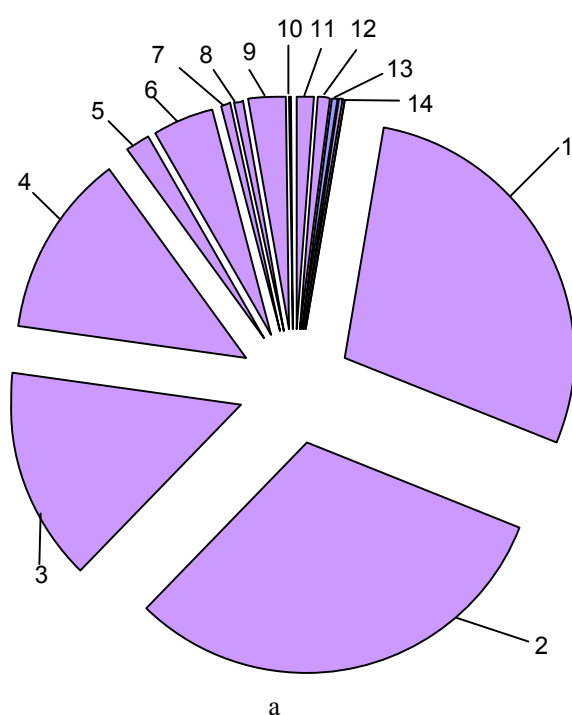


Рис. 2. Соціонічний портрет: а) професійного пілота; б) курсанта-пілота:

1 – ЛСЕ; 2 – СЛЕ; 3 – ЛСІ; 4 – СЛІ; 5 – ЛІЕ; 6 – СЕЕ; 7 – ЛІІ; 8 – ЕСЕ; 9 – СЕІ; 10 – ЛІЕ; 11 – ЕСІ; 12 – ЛІІ; 13 – ЕІЕ; 14 – ІЕЕ; 15 – ЕІІ; 16 – ІЕІ

ті вироблення й стабільності навички в умовах перешкод, її перебудови, емоційної стабільності, швидкісної рухової реакції, координації й напруження.

Подальше випробування відбувалось на пілотах-тренажерах. Обстежувані курсанти за якістю пілотування на тренажері були розділені на дві групи. У першу ввійшли 200 молодих пілотів, у яких показники амплітуди робочих рухів органами керування ПС, що погіршують динаміку польоту, були набагато менше, ніж у 100 осіб другої групи, де спостерігалися значні відхилення показників висоти й швидкості від заданих параметрів. У першій групі пілотів переважали ЛСЕ (89,4%), ЛІЕ (82,3%) і СІЕ – (80,7%), у другій кількісну перевагу мали ЕІІ (86,7%), СЕІ (83,3%) і ІЕІ (77,7%). Встановлено, що пілоти, які не відрізняються друг від друга рівнем ПП, станом здоров'я й характеристиками простих сенсомоторних реакцій, по різному поведуться в тих самих ситуаціях.

В особливих випадках (ОВ) польоту позитивних результатів добилися, в основному, молоді пілоти першої групи. У випробуваннях, які мали ТІМ СІЕ, позитивно відрізнявся мовний обмін з інструктором в екстремальних умовах, що проявлялося у впевненості, емоційній витриманості, стислості й адекватності. У представників же другої групи висловлення частіше носили інформаційний характер. Отже, результати досліджень дозволяють вважати, що соціонічні типи СІЕ, ЛІЕ, ЛСЕ є найбільш прийнятними для льотної професії.

Наступним кроком досліджень став аналіз так званих "вивізних польотів" (індивідуальна кількість польотів разом з інструктором, потрібна для допуску до здійснення самостійних вильотів). Тут ще більш чітко вималювалася важливість врахування ТІМ. Блискуче з даним завданням упоралися майже всі ЛСЕ. Їм треба було менше польотів і часу відносно встановленого необхідному мінімуму учбово-льотної підготовки. Їхні оцінки по 9-ти бальній системі склали від 7 до 9 балів. Блискучі й добрі результати на вивізній програмі показала більша частина представників таких ТІМ, як ЛІЕ – 84%, ЛІІ – 77%, ЕСЕ – 65%, але в останніх, на відміну від попередніх ТІМ, були й посередні оцінки.

Якість літаководіння по 9-бальній шкалі в ЛСЕ було не нижче 7 балів, що характеризувало їхню льотніздатності як «високі» – «блискучі». Оцінки ЛІЕ не виходили за межі 5-8 балів, що затверджувало про здатності від «добре» до «високих». Таким чином, дані соціонічної діагностики не тільки збігаються з даними льотних характеристик, висновками інструкторів, але і їх доповнюють важливими професійно-специфічними відомостями про курсантів і ЛС.

Узагальнюючи праці [5, 6, 9], а також дані особистих досліджень, були розроблені критерії, що визначають ступінь придатності осіб з тими або іншими ТІМ до льотної роботи (табл. 2).

Таблиця 2

Класифікація осіб з різними типами інформаційного метаболізму за ступенем їх придатності до льотної роботи

№ з.п.	Ступінь придатності до льотної роботи	Тип інформаційного метаболізму
1	Повністю придатні до льотної роботи	СІЕ, ЛСЕ, ЛСІ
2	Придатність / непридатність до льотної роботи не встановлена з достатнім ступенем вірогідності (скоріше "так", ніж "ні")	ЛІЕ, ЛІІ, СЕЕ, СЛІ
3	Придатність / непридатність до льотної роботи не встановлена з достатнім ступенем вірогідності (скоріше "ні", ніж "так")	ІЛІ, ІЛІЕ, СЕІ, ЕСЕ, ЕСІ
4	З точки зору теорії і на основі емпіричних даних використання для виконання льотної праці недоцільно	ЕІІ, ІЕІ, ІЕЕ
5	Немає даних, проте з теоретичної точки зору використання для виконання льотної праці недоцільно	ЕІЕ

І саме на підставі даних табл. 2 й була розроблена відповідна "шкала придатності" (рис. 3, а).

Дані про ТІМ – це, у першу чергу, один з можливих критеріїв для вдосконалювання ППД, прийманні в льотні навчальні заклади [4]. Причому, як видно з табл. 3, у студентів у порівнянні із професіоналами досить високий відсоток осіб з «невідповідними» ТІМ. Це особи, котрі об'єктивно пройшли ППД, але не мають суб'єктивної схильності до операторської діяльності. Тобто це ті, хто об'єктивно можуть бути, нехай і не блискучими льотчиками, але суб'єктивно, нарівні підсвідомості, ними бути не прагнуть. І оскільки ТІМ з віком не змінюється [8,10], практична відсутність серед професіоналів людей з «малопридатними» ТІМ, можна пояснити лише їх самовідсіюванням у процесі навчання й перших років роботи.

Важливість показника ТІМ підтверджується й тим, що будучи домінуючою складовою соціонічної моделі людини (СМЛ), він неминуче повинен проявлятися тими рисами поведінки, які характерні для даного ТІМ. Тобто формувати основний стиль поведінки людини. Однак їх прояв може бути вираженням більш-менш яскраво, а інші складові СМЛ будуть знову таки в більшій або меншій мірі провокувати супутні стилі й моделі поведінки [8]. Тому, поряд з показником ξ був розроблений інший показник, покликаний урахувати не тільки домінуючу складову СМЛ (ТІМ), але й СМЛ у цілому.

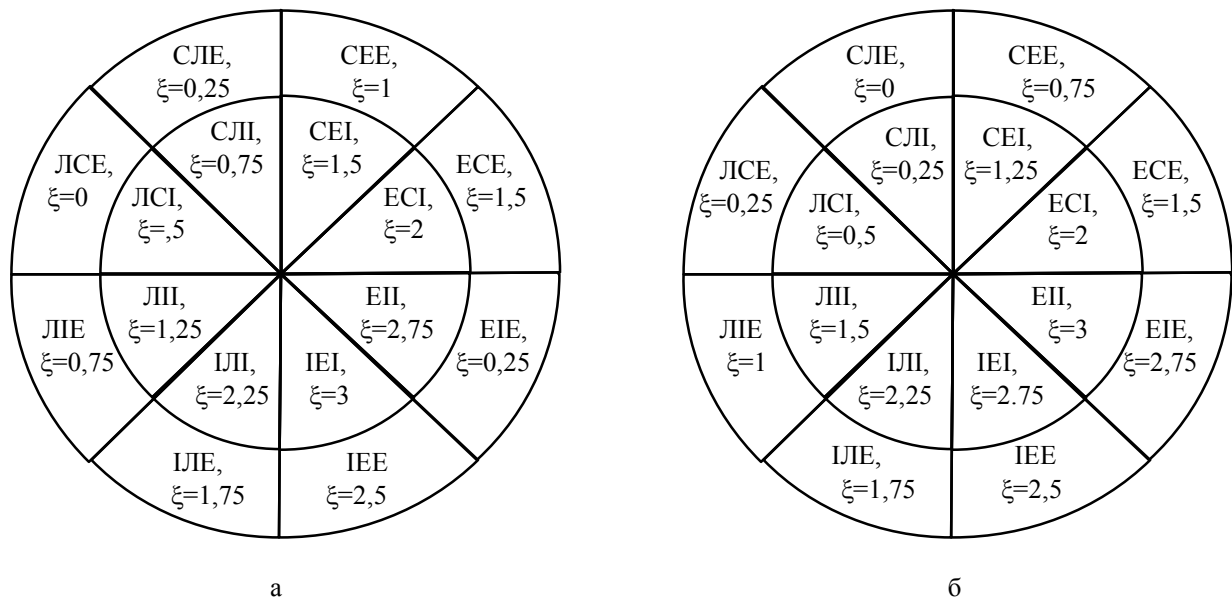


Рис. 3. Коефіцієнт придатності до льотної праці за даними соціонічної психодіагностики:
а – придатність в очікуваних умовах; б – придатність в екстремальних умовах;
0 – "відмінно", ..., 3 – "дуже незадовільно".

Індивідуальний коефіцієнт «придатності» Ξ знаходиться з виразу:

$$\Xi = \sum_{m=1}^{16} Z_m^* \xi_m, \quad (1)$$

де Z_m^* – ступінь диференціації даного ТІМ у СМЛІ;
 ξ_m – коефіцієнт "придатності" даного ТІМ (рис. 2, а).

Таблиця 3

Співвідношення "малопридатних"
типів інформаційного метаболізму
у професійних пілотів і студентів-пілотів

Коефіцієнт придатності, ξ	Пілоти	
	професійні	студенти
$\xi \geq 1,5$	18	33
	6%	11%
$\xi > 1,5$	9	28
	3%	9,3%

Різниця між показниками Ξ і ξ є статистично вірогідною: $(p \leq 0,001 \text{ } H = |r| (n-1)^{1/2} = 9,572 > 3,291 = H_{кр}; n = 300 \text{ – обсяг вибірки [11])$, при цьому кореляція має середню силу $(0,5 < r = 0,6637 < 0,69 \text{ [12]})$. Однак при проведенні ППД слід орієнтуватися все ж на використання показника Ξ , який має більш комплексний характер. Тоді методику ППД [4] слід доповнити соціонічною діагностикою (рис. 4).

Оскільки показник Ξ інтегровано оцінює потенційну професійну працездатність кандидата на вступ до льотного навчального закладу, то стосовно екстремальних умов експлуатації ПС, нас цікавить потенційна екстремальна працездатність (ПЕП) чле-

нів льотного екіпажу [5, 13]. СМЛ, звичайно не характеризує ПЕП напряму, але з вищенаведеного витікає, що багато в чому її визначає. Тоді, у якості кількісного критерію оцінювання БП [14] в ЕУЕ доцільно використовувати показник $\Xi_{ЕУЕ}$, аналогічний Ξ , але з іншим набором коефіцієнтів $\xi_{ЕУЕ m}$ для ТІМ:

$$\Xi_{ЕУЕ} = \sum_{m=1}^{16} Z_m^* \xi_{ЕУЕ m}, \quad (2)$$

де $\xi_{ЕУЕ m}$ – коефіцієнт "придатності" m-го ТІМ (рис. 2б).

Проводячи перерозподіл даних табл. 1 з урахуванням критеріїв, поданих на рис. 3б), було встановлено, що відсоток осіб з малопридатним для льотної професії рівнем придатності певним чином зрушився на користь все ж професійних пілотів.

Висновки

1. Перманентна значущість процесів впливу ЛЧ на БП сприяла розвитку різноманітних, методів, технологій і процедур його вивчення. Одним з нових напрямків, що дозволяє підійти до проблеми ЛЧ з нових методологічних позицій, є соціонічні методи і моделі.

2. Результати обстеження професійних і молодих пілотів з застосуванням соціонічних методик довели, що соціонічні типи СЛП, ЛПЕ, ЛСІ є найбільш прийнятними для льотної професії, тому сформульовані пропозиції щодо вдосконалення процедур ППД шляхом першочергового відбору льотні навчальні заклади студентів з саме такими соціотипами.

3. Подальші дослідження з впровадження соціонічних методів у ЦА слід проводити у напрямку формування за їх допомогою екіпажів ПС.

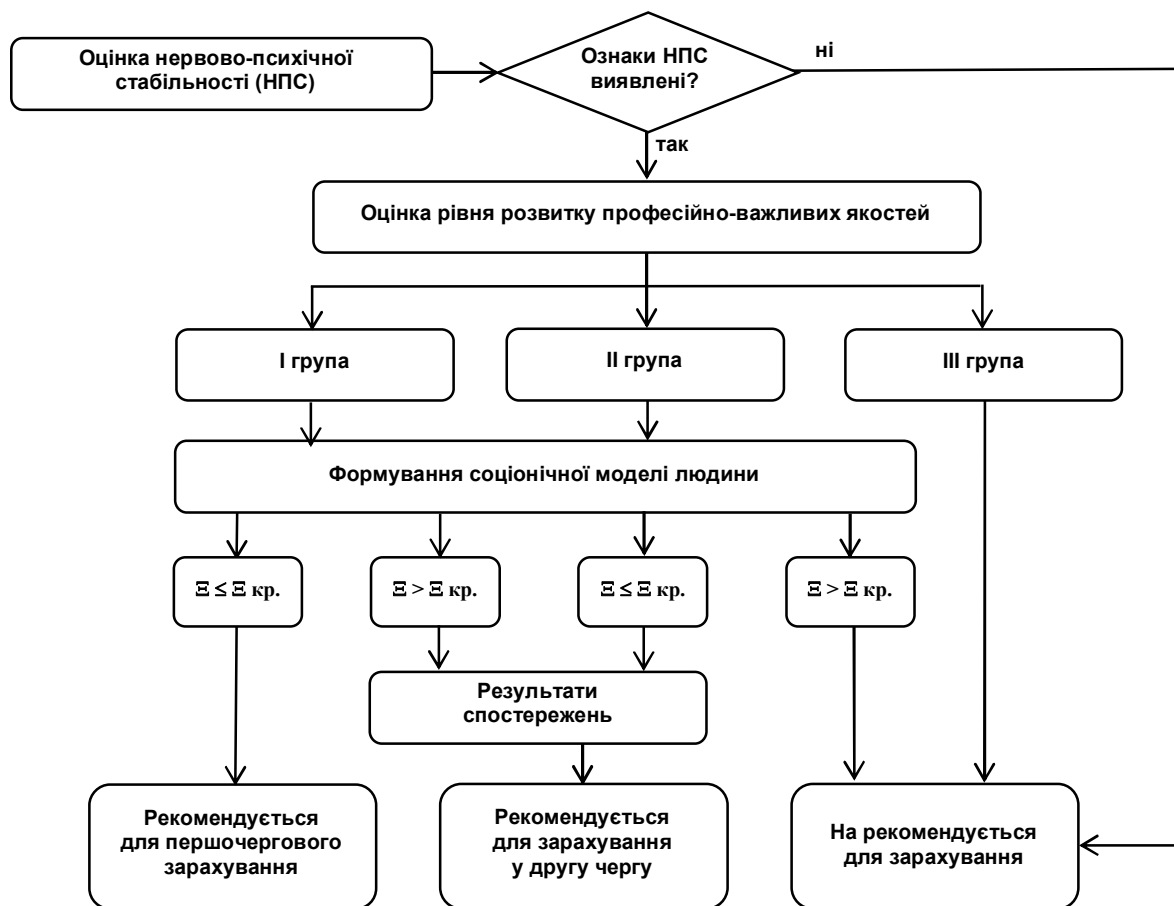


Рис. 4. Пропонована схема винесення висновку про доцільність приймання кандидата в льотний навчальний заклад

Література

1. Руководство по предотвращению авиационных происшествий [Текст] (Дос. 9422-AN/923). - Изд-е первое - Канада, Монреаль, ICAO, 1984. - 138 с.
2. Изучение роли человеческого фактора при авиационных происшествиях и инцидентах [Текст] // Человеческий фактор [Текст]: сборник материалов №7. - Циркуляр ИКАО 240-AN/144.- Монреаль, Канада, 1993. - 76 с.
3. Руководство по обучению в области человеческого фактора [Текст]. (Дос. 9683-AN / 950). - Изд-е первое. - Канада, Монреаль, ICAO, 1998. - 333 с.
4. Руководство по профессиональному психофизиологическому отбору в ГА [Текст]/ под ред. И.В. Ряполова. - М.: Воздушный транспорт, 1986. - 102 с.
5. Лейченко, С.Д. Человеческий фактор в авиации [Текст]: монография в 2-х кн. / С.Д. Лейченко, А.В. Малышевский, М.Ф. Михайлик. - Кн. 1. - СПб, 2006. - 480 с.; Кн. 2. - СПб, 2006. - 512 с.
6. Иванов, Д.А. Соционика и проблемы безопасности полетов [Текст]/ Д.А. Иванов, А.А. Иванов // Соционика, ментология и психология личности. - №5. - 1996. - С.47-49

7. CRM России: Тренинг сильного командира (пятая редакция). Метод. пособ. по проведению тренинга (часть вторая) [Текст]/ сост.: А.В. Малышевский, Н.Ф. Михайлик. - СПб.: Академия ГА, 2000. - 72 с.
8. CRM России: Тренинг сильного командира (пятая редакция). Метод. пособ. по проведению тренинга (часть третья) [Текст] / сост.: А.В. Малышевский, Н.Ф. Михайлик.- СПб.: Академия ГА, 2000. - 74 с.
9. Кашицкий, С.Е. Рождается информационная бионика [Текст] / С.Е. Кашицкий // Охрана труда и социальное страхование. - №17. - 1997. - С. 45-49.
10. Аугустинавичюте, А. Соционика: Введение [Текст] / А. Аугустинавичюте; сост. Л. Филиппов. - М.: ООО «Фирма «Издательство АСТ»; СПб.: Terra Fantastica, 1998. - 448 с.
11. Румицкий, Л.З. Математическая обработка результатов эксперимента [Текст] / Л.З. Румицкий. - М.: Наука, 1971. - 192 с.
12. Сидоренко, Е.В. Методы математической обработки в психологии [Текст] / Е.В. Сидоренко. - СПб.: Социально-психологический центр, 1996. - 349 с.
13. Медведенко, О.М. Екстремальна працездатність пілота-оператора як критерій безпеки польотів в особливих ситуаціях [Текст] / О.М. Мед-

веденко // *Техніка в сільськогосподарському виробництві, галузеve машинобудування, автоматизація: зб. наук. пр. Кіровоградського національного технічного університету.* – Вип. 19. – Кіровоград: КНТУ, 2007. – С. 128-134.

14. Рева, О.М. Критерії безпеки польотів в моніторингу авіаційних подій (Аналітичний огляд) [Текст] / О.М. Рева, О.М. Медведенко // *Авіаційно-космічна техніка і технологія.* – 2008. - № 8 (57). - С. 204-212.

Поступила в редакцію 20.10.2011

Рецензент: д-р техн. наук, проф., завідувач кафедри проектування авіаційних двигунів С.В. Спіфанов, Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського "ХАІ", Харків

ФОРМИРОВАНИЕ СОЦИОНИЧЕСКОГО ПОРТРЕТА ПИЛОТА

Е.Н. Медведенко, Н.Ф. Михайлик, С.В. Недбай

В статье представлены результаты применения соционических методик для формирования профессионально-психологического портрета пилота в ожидаемых и экстремальных условиях эксплуатации воздушных судов. Установлено, что такие соционические типы как сенсорно-логичный интроверт, логико-интуитивный экстраверт и логико-сенсорный интроверт являются наиболее приемлемыми для летной профессии, на основании чего были сформулированы предложения по совершенствованию процедур профессионально-психологического отбора путем первоочередного отбора в летные учебные заведения студентов с указанными социотипами.

Ключевые слова: система "экипаж – воздушное судно", безопасность полетов, человеческий фактор, соционические характеристики членов экипажа, совершенствование профессионально-психологического отбора пилотов.

PILOT'S SOCIONICAL PORTRAIT FORMATION

O.M Medvedenko, M.F. Michailik, S.V. Nedbay

In the article results of the application of socionical principles to form pilot's professional and psychological portrait in the expect and extreme conditions of aircrafts exploitation are presented. It is ascertained that such socionical types as sensological introvert, logical-intuitive extravert and logical- sensory introvert are the most acceptable for the flying profession according to which proposals on the improvement of professional and psychological choice by means of top-priority selection of students with the stated sociotypes to the flight educational institutions were formulated.

Keywords: "crew-aircraft" system, safety of flight, human factor, crewmen's socionical description, improvement of professional and psychological choice of pilots.

Медведенко Олена Миколаївна – аспірант кафедри автоматизації виробничих процесів Кіровоградського національного технічного університету; e-mail: ars2007@gala.net.

Михайлік Микола Федорович – кандидат психологічних наук, старший науковий співробітник, професор кафедри безпеки польотів Державної льотної академії України; e-mail: michailik@inbox.ru.

Недбай Сергій Валерьевич – генеральний директор Державного підприємства "Головний навчальний та сертифікаційний центр цивільної авіації України"; e-mail: s.nedbay@rambler.ru.

УДК 656.7.084.17(08)

О.М. РЕВА¹, А.М. НЕВИНЩИН², Ш.Ш. НАСІРОВ³,
В.А. ШУЛЬГІН², Ю.Ю. БІРЮКОВ^{4,1}

¹ Кіровоградський національний технічний університет, Україна

² Державна льотна академія України, Кіровоград, Україна

³ Головний центр єдиної системи управління повітряним рухом
Азербайджанської Республіки,

⁴ Львівський регіональний структурний підрозділ ДП "Укראерорух", Україна

ФРЕЙМИ ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ СИСТЕМИ АНАЛІЗУ ПОМИЛОК АВІАДИСПЕТЧЕРІВ

Враховуючи систематичний і сталий вплив людського чинника на безпеку польотів, а також недоліки сучасних методів і технологій розслідування авіаційних пригод, виниклих внаслідок помилкових дій авіадиспетчерів під час безпосереднього управління повітряним рухом, розроблена методологія здійснення відповідного аналізу за допомогою фреймів, як обов'язкової складової інтелектуальної системи підтримки рішень. Відповідний модуль у вигляді програмного продукту доведений до практичної реалізації у тренажерному центрі обслуговування повітряного руху, що дозволило здійснювати повний і всебічний аналіз помилкових дій авіадиспетчерів і сприяє проактивному їх попередженню в професійній діяльності.

Ключові слова: безпека аеронавігаційної системи, людський чинник, помилки авіадиспетчерів, інтелектуальна система підтримки рішень, фрейми

Постановка проблеми

На теперішній час загальноновизнано, що авіаційний оператор (авіадиспетчер (А/Д), пілот), чи колективи авіаційних операторів (диспетчерська зміна, льотний екіпаж) дійсно є "останнім рубежем оборони" у справі забезпечення безпеки польотів (БП) повітряних суден (ПС) [1 – 3]. Проте, з іншого боку, саме людський чинник (ЛЧ) вже кілька десятиліть є сталою першопричиною більшості авіаційних пригод (АП) [4 – 6]. Таким чином, питання досліджень професійної діяльності і підготовки авіаційних операторів, особливо їх помилкових дій, є перманентно важливими і актуальними.

1. Аналіз досліджень і публікацій

До особливостей діяльності А/Д в аеронавігаційній системі відносяться [7]:

- *інформаційний характер праці*: процес обслуговування повітряного руху (ОПР) полягає в передачі, обробці й аналізі інформації між суміжними А/Д, оперативними службами й екіпажами ПС;
- *поліергатицизм і монофункціональність* (протягом польоту процес ОПР забезпечується діяльністю багатьох А/Д з персональною відповідальністю за забезпечення процедур ОПР у своїй зоні);
- *дистанційний характер*: А/Д одержує і передає оперативну інформацію про динамічну повіт-

ряну обстановку від автоматизованих систем (АС) ОПР на робочому місці й екіпажів ПС;

- *динамічність об'єктів керування і параметрів навколишнього середовища*: ОПР здійснюється в умовах постійної зміни повітряної обстановки, параметрів по-льоту і метеорологічних умов, ПС змінюють швидкість, напрямок і профіль польоту, А/Д діє в умовах обмеженого ресурсу часу на прийняття оперативних рішень;

- *прогностичність*: в процесі ОПР А/Д змушений здійснювати екстраполяцію руху ПС, оскільки інформація про їх положення у просторі середовища надходить до нього через дискретні проміжки часу;

- *емоційна напруженість*: в процесі професійної діяльності А/Д можливі ситуації, зв'язані з виникненням складних умов і особливих випадків у польоті, що сприяє сильному емоційному впливу і провокує стресові стани.

І оскільки у процесі професійної діяльності можливі помилки, визначимось з деякими їх поняттями. Як витікає з [8], "помилкова дія – це загальна назва для цілого класу дій "з дефектом", при виконанні яких виявляються помилки різного характеру. До помилкових дій відносяться: мовні помилки, описки, помилки при слуханні або читанні, помилки пам'яті та ін."

Щоб невірну дію можна було б вважати помилкою, необхідно, щоб людина, яка здійснює таку дію, була вільною (інакше ця дія буде примусовою

або спонтанною). При цьому вона повинна адекватно оцінювати поточну інформацію (у протилежному випадку це буде оману), знати, яка дія є у такому випадку правильною (інакше це просто проба), мати душевні сили (інакше це буде слабівіллям), не нести за нього кримінальну відповідальність (інакше це буде злочином). Отже, *помилка*, - це відхилення у здійсненні тих процедур професійної діяльності, котрі людина вміє здійснювати правильно, але ж при цьому її не можна звинуватити у несумлінному відношенні до своїх обов'язків (інакше це буде проступком) [9].

Якщо говорити про помилки людини-оператора (Л-О), то за визначенням, поданим у [10], - "це така дія або бездіяльність, що привела до відхилення керованих параметрів технічної частини системи за допустимі границі або заборонені правилами".

При аналізі причин помилок людини здійснюється визначення їх міста у структурі діяльності, а також діючих факторів (рис. 1, 2) [10,11].

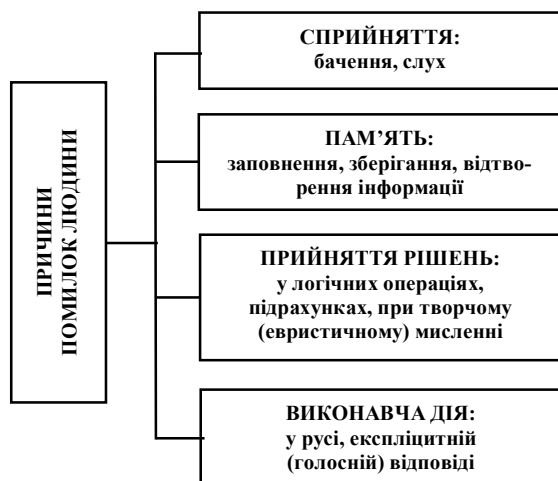


Рис. 1. Локалізація причин і помилок у структурі діяльності авіаційного оператора

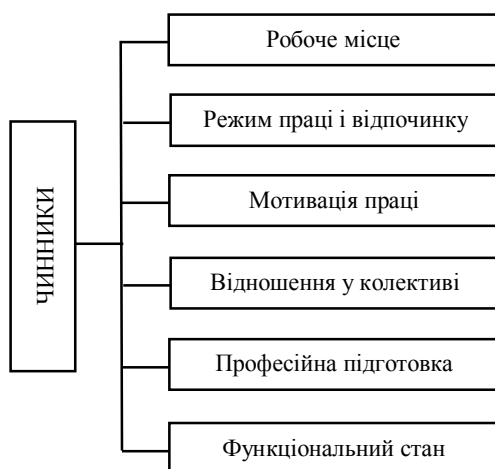


Рис. 2. Чинники причин помилок людини-оператора

У психології пізнання розглядається така класифікація помилок [8]: помилки-ляпсуси; помилки з-за недостатньої кваліфікації; випадкові збої; помилки внаслідок невиконання правил; помилки внаслідок недостатку знань; систематичні помилки; випадкові помилки.

Таким чином, з наведеного витікає, що помилки, недогляди, недоліки, огріхи підстерігають людину на кожному кроці, провокують неправильні рішення, що часто волоче за собою рокові наслідки. Від деяких свідомо помилкових кроків організаційно-психологічного характеру – не можна просто так відмахнутись.

На усунення такого роду помилок й орієнтуються організаційна психологія [12] і організаційна ергономіка [13].

Враховуючи наведене, ІКАО видала спеціальний циркуляр з попередження негативного впливу ЛЧ саме на організаційному рівні діяльності авіаційної транспортної системи (АТС) та її складових, до яких, безумовно, слід віднести систему "пілот (екіпаж) – ПС – орган ОПП" [14].

Виходячи з наведеного, зацікавлені вчені та фахівці приділяють суттєву увагу питанням дослідження помилкових дій авіаційних операторів [1, 7, 15-17 та ін.]. Порівняльний аналіз відповідних результатів проведений у праці [18], в якій вказано на недосконалість переліку характерних помилок А/Д та доведена необхідність використання сучасних методів фреймів для аналізу і встановлення природи помилок.

2. Постановка завдання

Мета статті – розробка і практична реалізація в практиці професійної підготовки А/Д модулю інтелектуальної системи підтримки рішень в процесі аналізу їх помилкових дій.

3. Застосування фреймів для розробки інтелектуальної системи аналізу помилок авіадиспетчерів

Враховуючи вищезазначене, одним зі співавторів, Ш.Ш. Насировим, разом з І.А. Гасановим був розроблений перелік характерних помилок А/Д, які дозволяють повно і всебічно висвітлювати недоліки його праці під час безпосереднього управління повітряним рухом (УПР):

- порушення фразеології радіообміну;
- неузгодженість входу ПС у зону суміжного УПР;
- порушення побіжних тимчасових інтервалів;
- порушення зустрічних тимчасових інтервалів;
- порушення інтервалів між ПС, що летять по курсам, що перетинаються;

- безадресна передача повідомлень А/Д;
- помилка у визначенні позивного ПС;
- помилка в ідентифікації ПС;
- помилкове використання диспетчерського графіка;
- відсутність на стріпі оцінки А/Д о передачі керування суміжному диспетчерському пунктові (ДП);
- відсутність на стріпі оцінки А/Д щодо узгодження входу ПС у зону УПР суміжного ДП;
- порушення А/Д погодженого географічного рубежу передачі УПР;
- порушення А/Д погодженого тимчасового рубежу передачі УПР;
- недбалість у нанесенні на стріп літерно-цифрової інформації (можливість двоякої інтерпретації);
- неекономічне УПР;
- порушення процедури прийому і здачі чергування;
- не відображення на стріпі виданих команд про зміну висоти або напрямку польоту;
- спроба керувати ПС після спрацювання в них системи TCAS у режимі resolution advice;
- помилки введення інформації про ПС в АС;
- порушення технології роботи при особливих випадках у польоті;
- порушення у використанні повітряного простору.

Оскільки перелічені помилки допускаються в процесі УПР, то при аналізі вчинку А/Д розглядаються: сприйняття задачі, мотивація на її розв'язання, оцінка варіантів рішення, ПР з його реалізацією і результат дії. Так, фрейм сприйняття А/Д задачі в його вчинку А формально може бути виражений так:

$$\Phi_p(A) = \left\{ F_{t_0}^-(X, Y) \mid (X, Y) \in W_2 \right\}. \quad (1)$$

Ця множина будується для всіх пар (X, Y) із групи W_2 .

Фрейм мотивації А/Д до розв'язання задачі подається так:

$$\Phi_m(A) = \left\{ F_{t_0}^-(X, Y) \mid (X, Y) \in W_2 \right\}. \quad (2)$$

Він будується теж стосовно тільки до групи впливів W_2 .

Фрейм оцінки варіантів рішення $\left\{ \Phi_v^{(i)}(A) \right\}_{i=1}^n$ подається у виді n ($n \geq 2$) описів, кожне з яких виражається в такий спосіб:

$$\Phi_v^{(i)}(A) = \left\{ F_{t_0}^-(X, Y) \mid (X, Y) \in W \right\} \cup \left\{ F_{t_0}^+(X, Y) \mid (X, Y) \in W_3 \right\}. \quad (3)$$

Фрейм ПР і його реалізацій описується так:

$$\Phi_r(A) = \left\{ F_{t_0}^-(X, Y) \mid (X, Y) \in W \right\} \cup \left\{ F_{t_0}^+(X, Y) \mid (X, Y) \in W_3 \right\}. \quad (4)$$

Фрейм результату вчинку (наслідків) $\Phi_c(A)$ здобуває такий вид:

$$\Phi_c(A) = \left\{ F_{t_0+\Delta}^-(X, Y) \mid (X, Y) \in W_3 \right\} \cup \left\{ F_{t_0+\Delta}^+(X, Y) \mid (X, Y) \in W_3 \right\}. \quad (5)$$

Повний же фрейм усього вчинку А утворюється п'ятіркою фреймів, що його утворюють:

$$\hat{O}(A) = \left\{ \hat{O}_p(A), \hat{O}_m(A), \hat{O}_v(A), \hat{O}_r(A), \hat{O}_c(A) \right\}. \quad (6)$$

Висновок про вчинок, про причини допущеної в ньому помилки здійснюється за допомогою спеціальних класифікаторів, що служать для поділу учинків по найбільш істотних розходженнях і об'єднання фреймових описів по найбільш істотних подібностях. Такі класифікатори дозволяють на основі логічного аналізу фреймів учинків робити висновки про їхні особливості, у тому числі і про причини допущених у них помилок. Розглядаються дві категорії базових класифікаторів:

- 1) – класифікатори модальних характеристик окремих впливів у фреймі вчинку;
- 2) – класифікатори ступеня значимості різних впливів у фреймових описах.

Використання базових класифікаторів створює можливість проводити загальний поділ учинків, давати їм визначене трактування по різних аспектах, у т.ч. і на основі співвіднесень їх об'єктивних і суб'єктивних показників. Для більш тонкої класифікації вчинків з наявних базових класифікаторів шляхом використання логічних операцій перетинання, об'єднання і доповнення були виведені деякі додаткові класифікатори. Завдяки додатковим класифікаторам з'явилася можливість враховувати у фреймі такі характеристики А/Д як Л-О, як його передбачення, устремління, повинність і т.п. Це дозволяє проводити більш глибокий психологічний аналіз спонукань Л-О в даному вчинку, співвідносити його поведінку з різними нормами і робити юридично обгрунтовані висновки про винність або невинність Л-О в даному порушенні роботи системи. Якщо виявляється його винність, то можна конкретно вказати, у чому вона виражається - чи був у ній прямий або непрямий намір, чи проявилася у вчинку самовпевненість або недбалість і т.д.

Отже, з розгляду сутності запропонованого методу, використовуваних у ньому засобів впливає, що за допомогою його можна здійснювати форма-

льні описи різних учинків А/Д і по них проводити аналіз виникаючих у них помилок. І як уже відзначалося, вчинок у запропонованому методі оцінюється з позиції зазначених вище п'яти аспектів, кожний з яких описується відповідним набором фреймів. Тому, незважаючи на можливе зовнішнє і внутрішнє розходження аналізованих учинків, усі вони описуються тими самими типовими показниками, побудованими за єдиними правилами і що дозволяють вести аналіз учинків по загальній типовій схемі.

Особливе достоїнство методу аналізу вчинків за допомогою фреймових описів полягає в можливості проведення деякого наскрізного дослідження вчинку: від його елементарного осередку (окремого впливу у фреймі) → через вивчення групи впливів → до розбору вчинку в цілому. Таким чином, відкривається можливість через побудову алгоритмів різних рівнів аналізу діяльності (окремих його впливів, етапів, алгоритмів об'єктивного і суб'єктивного плану) будувати загальний алгоритм аналізу діяльності.

Виходячи з призначення даного методу автоматизованого аналізу діяльності на предмет установлення причин допущених у ній помилок, використовувани в ньому алгоритми виявляються націленими на виявлення зовнішніх обставин, що провокують помилки, якостей, станів і показників діяльності А/Д, що сприяють їхньому виникненню, і т.п. [19].

Варто помітити, що для проведення аналізу вчинку потрібно досить велике число вихідних даних (сотні ознак). Тому в запропонованому методі передбачені правила редукування числа таких даних, коли по раніше отриманій інформації уже можна зробити висновок про причини допущеної помилки.

Враховуючи наведене, була розроблена структурно-функціональна схема автоматизованого аналізу помилок А/Д (рис. 3).

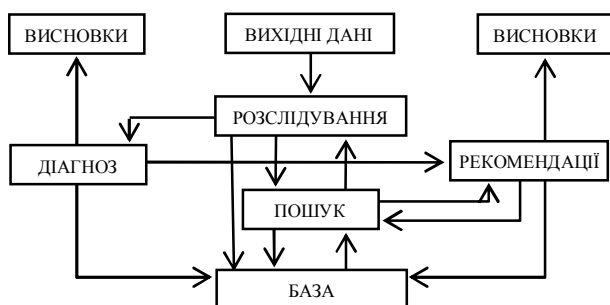


Рис. 3. Структурна схема автоматизованого аналізу помилок авіадиспетчера

Для здійснення аналізу якоїсь конкретної помилки А/Д в підсистемі “Розслідування” потрібно зібрати перелік суворо стандартизованих даних про неї. Уведення цих даних в ЕОМ здійснюється в діа-

логовому режимі шляхом відповідей на питання, що у суворо заданій послідовності пред’являються на екрані дисплея. Самі питання й отримані на них відповіді даються в словесній формі. Цей аналіз ведеться під постійним комп’ютерним контролем логічної відповідності нових даних раніше введеної інформації. Класифікація зібраних даних і реконструювання з них потрібних додаткових зведень здійснюється на основі комплексу спеціально розроблених програм. Ці ж програми за допомогою запропонованих процедур ПР дозволяють оцінювати розглянуті А/Д варіанти рішення виниклої в нього задачі і встановлювати, яке з рішень було для нього більш кращим і чому.

У підсистемі “Діагноз” на основі спеціальних програм здійснюється висновок про причини досліджуваної помилки і фактори, що сприяють її виникненню. Загальний висновок про причини помилки видається на екрані дисплея в словесній формі. Дані про помилку і висновок щодо її причини далі надходять у підсистеми “Рекомендації” і “База”.

Підсистема “Рекомендації” має структуру, аналогічну структурі підсистеми “Діагноз”. У ній діють програми керованого введення рекомендацій, котрі, враховуючи узагальненні знання про минулі помилки і прийнятих по них мірах, а також знання про їх ефективність вказують шляхи профілактики даної категорії помилок.

В процесі аналізу причин даної помилки передбачена можливість звертання через підсистему “Пошук” до підсистеми “База” для одержання зведень про помилки і їх наслідки, що раніше виникали в системі керування, що розглядається. Крім того, підсистема “Пошук” дозволяє встановлювати сталі причини допущених помилок і прогнозувати інші можливі помилки.

Застосування запропонованої системи аналізу полягає не стільки в одержанні остаточних висновків про причини помилок А/Д, скільки у використанні її як засобу підтримки рішень комісією з розслідувань причин АП [20]. У цій системі закладені знання, потрібні для розслідування причин помилок А/Д. Тому її можна розглядати як експертну, тобто таку, що виступає в ролі помічника, що направляє процес розслідування причин помилок у правильному напрямку, і порадирика при їхньому діагностуванні.

Запропонована система аналізу, заснована на використанні тих самих фреймових описів (природно, з їхнім різним наповненням), що відбивають суть учинків, і уже сама по собі вказує, які саме зведення необхідні для виявлення їхніх побудовників, тобто направляє всі аналізи помилок у єдину загальну схему і виключає можливості пропуску при цьому чогось істотного. Важливою перевагою запропо-

нованого методу є і створення бази даних про помилки А/Д і їхньої сутності в розглянутому типі людино-машинних систем з можливістю одержання по запитам необхідних зведень про кожній раніше виниклій помилці.

Як витікає з викладеного, метод автоматизованого аналізу помилок А/Д орієнтований на виявлення порушень у строго нормованій діяльності. При цьому також важливо, щоб забезпечувалася можливість оцінювати і ступінь відхилення керованих параметрів від установлених норм. Послідовність реалізації цього методу аналізу така.

1. Вибір системи керування, у якій будуть аналізуватися помилки Л-О. У нашому випадку такою системою є складна полієргатична система “той, якого навчають (А/Д) - інструктор тренажерного центру (ТЦ) УПР – тренажерні засоби (ТрЗ) – екіпаж ПС (оператор)”.

2. Створення експертної групи, що проводить розслідування подій. У групу включаються, з одного боку, фахівці з математичного моделювання, які володіють запропонованим методом аналізу, а, з іншого боку, фахівці, які займаються вивченням і виявленням причин помилкових дій А/Д в розглянутій системі і досконало знають цю операторську діяльність, а саме А/Д-інструктори. Присутність професійного авіаційного психолога є також обов'язковим.

3. Виділення експертами технічних і організаційних норм, вимог, що обмежують функціонування досліджуваної системи, її керованого об'єкта і діяльність у ній Л-О (А/Д). Установлення також різних юридичних, моральних, етичних і інших норм, що тією чи іншою мірою звичайно порушуються оператором розглянутої системи.

4. Виділення експертами загального спектру помилкових дій А/Д, що підлягають аналізу. Найбільший інтерес являють собою помилки з важкими соціальними і матеріальними наслідками, а також такі, що часто зустрічаються. Спеціальним об'єктом дослідження є помилки, зв'язані з рішенням визначеного кола задач, з використанням спеціальних засобів, з деякими особливими умовами діяльності А/Д і т.п.

5. Для виявлення й аналізу помилок А/Д в даній системі розробляється фреймовий опис його діяльності, що дозволяє охопити весь спектр розв'язуваних їм задач керування і, природно, весь спектр можливих при цьому помилок. Такі описи створюються на основі адаптації загального фреймового опису (рис. 4) до розглянутої діяльності А/Д з виключенням непотрібних підструктур, об'єднанням наявних або, навпаки, з доповненням необхідних підструктур або розгортанням окремих з них.

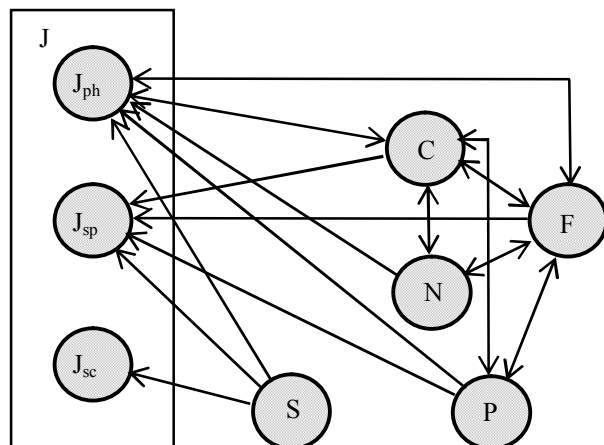


Рис. 4. Фрейм, що описує дії людини-оператора:

● – підструктури в фреймовому описі;

← – зв'язки між підструктурами

6. Розробка згідно фреймового опису діяльності А/Д переліку необхідних для проведення аналізу вихідних даних про помилки і зв'язаних з ними подіях, що повинні збиратися при їхньому розслідуванні, створення опитувальників для збору цих даних. При цьому необхідно збирати відомості, що дозволяють оцінювати не просто вплив підструктур фрейму, але цілі “віяла” різних варіантів цих впливів, що враховують можливість появи впливів різної інтенсивності, бажання, думки, передбачення, повинності та інші модальні характеристики, що визначають діяльність А/Д.

У результаті утвориться досить значний перелік даних, що приходится збирати для аналізу помилок А/Д. Однак, як показує практика, для вивчення причин більшості помилок стільки зведень просто не потрібно. У зв'язку з цим серед усіх даних, що збираються, виділяються основні, котрі звичайно необхідні у всіх розслідуваннях, і додаткові, у яких виникає необхідність у конкретних випадках. Виходячи з цього, створюються вхідні форми основних даних, що збираються при будь-якому аналізі, і форми додаткових даних, збір яких визначається за результатами аналізу основних даних. У деяких випадках, коли не вдається одержати пряму відповідь від учасника події, психолог з комісії розслідування збирає непрямі відомості і по них дає відповіді на деякі питання.

7. Розробка машинних програм для аналізу помилок по фреймових описах розглянутої діяльності. Крім проведення основного аналізу, у них передбачаються перевірки повноти і несуперечності введених у машину даних. Для подібних аналізів можна використовувати звичайні персональні комп'ютери. Зібрані дані про те, що трапилося, у прийнятій формі вводяться в ПЕОМ і після їхньої обробки

одержуються рекомендації по аналізу. На основі цих висновків комісія робить висновок про причини помилок.

З подібних висновків формується загальна база даних про події в розглянутій системі керування і допущених у ній помилках А/Д, що після тиражування може використовуватися для узагальнень і наступних аналізів подій.

8. Висновок комісії з розслідування причин помилки або події. Цей висновок робиться після обговорення результатів комп'ютерного аналізу, врахування всіх побічних зведень, отриманих при розслідуванні події, зіставлення висновків машинного аналізу з викликаними з бази даних зведеннями про подібні помилки, що виникали в минулому, тобто остаточний висновок про причини помилки або події дає комісія, яка використовує висновки машинного аналізу в тій мірі, у якій вона вважає це необхідним.

Відповідний програмний продукт реалізований в операційному середовищі Microsoft Windows.

Завершуючи характеристику методу автоматизованого аналізу помилок А/Д, важливо відзначити, що цей метод по своїй сутності виконує більші функції, чим тільки аналіз причин помилок Л-О. Якщо такий аналіз показує, що подія виникла не через помилку А/Д, а була викликана якимись іншими причинами, то аналіз дозволяє встановлювати і ці причини, тобто запропонований метод дає можливість виявляти найрізноманітніші чинники, що призвели до події, у тому числі і помилки людини і їхні побудники.

4. Практичний аналіз помилок авіадиспетчерів під час тренувань у тренажерному центрі

Для аналізу помилок А/Д при виконанні тренувань у ТЦ УВС відповідно до прийнятого підходу потрібно насамперед побудувати фреймовий опис його діяльності при рішенні задач керування. Такий опис поданий на рис. 5.

Даний фрейм складається з таких підструктур:

J – той, кого навчають (А/Д);

А – інструктор ТЦ УПР;

Е – оператор ТЦ УПР, який імітує роботу екіпажу ПС (ЕПС);

F₁, F₂, ..., F_n – ПС;

Р – А/Д суміжних ДП і допоміжні служби (мето, військовий сектор і т.д.);

С – ТрЗ;

Д – нормативні акти, що регламентують діяльність операторів (ЕПС), а також взаємодії “оператор – той, якого навчають,” (“ЕПС – А/Д”) і “інструктор – той, якого навчають, (А/Д)”;

N – умови “польоту” ПС у залежності від виду задачі, що відпрацьовується, на ТрЗ (погодні умови, обмеження польотів, інтенсивність повітряного руху і т.д.);

S – далеке соціальне оточення в особі вищестоящего керівництва, що оцінює діяльність А/Д;

U – ближнє соціальне оточення, що оцінює діяльність А/Д усередині зміни, у їхніх родинах і т.д.

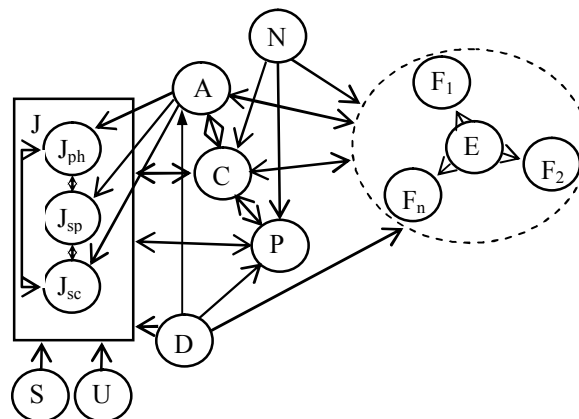


Рис. 5. Фрейм для аналізу помилок авіадиспетчера в процесі тренувань

По зв'язках, зазначеним у даному фреймі, можна зробити висновок про взаємодії між його підструктурами. Так, А/Д у процесі тренування здійснює свої рішення за допомогою ТрЗ (J, C) через оператора (ЕПС) (J, E), а також через А/Д суміжних ДП і допоміжні служби (J, P). На самого А/Д впливає інструктор ТЦ (А, J), чому відповідають нормативні акти (D, J), А/Д суміжних ДП і допоміжні служби (P, J), а також далеке соціальне (вищестояще) оточення (S, J) і ближнє соціальне оточення (U, J).

Метою тренувальної діяльності А/Д є підтримка необхідного взаємного розташування керованих ПС: (EF₁, EF₂), (EF₁, EF₃), (EF₂, EF₃), ... (EF_i, EF_n), де і – порядковий номер “ЕПС”; n – кількість ПС на керуванні в А/Д під час тренування).

Регламентація їхнього режиму польоту визначається так: (EF₁, EF₁), (EF₂, EF₂), ... (EF_n, EF_n).

Функціонування оператора (ЕПС) з “його” ПС детерміновано нормативними актами (D, EF₁), (D, EF₂), ... (D, EF_n). Також воно піддано впливам умов виконання польотів (N, F₁), (N, F₂), ..., (N, F_n). Сама ж взаємодія визначається як вплив оператора на ЕОМ (уведення параметрів польоту “ПС” по командах А/Д) (E, F₁), (E, F₂), ..., (E, F_n).

Діяльність А/Д при проходженні тренувань у ТЦ УПР, природно, відрізняється від його діяльності при безпосередньому УПР.

По-перше, у ролі ЕПС, що знаходяться на керуванні в А/Д, виступає оператор ТЦ УВС. На тренажерному комплексі “Тренер” у процесі виконання тренування передбачений один оператор на конкре-

тний ДП у якості всіх ЕПС, тому на фреймі (рис. 5) оператор і п ПС об'єднані в одну підструктуру.

По-друге, досить інтенсивним є взаємодія (А, J) інструктора і А/Д. Воно є визначальним і цільним у процесі виконання тренування А/Д, оскільки інструктор безпосередньо впливає на тренувальний процес.

У якості ж далекого соціального вищестоящого) оточення (S) виступає керівництво служби руху, яке направило А/Д в ТЦ УПР для проходження тренувань.

Ближнє соціальне оточення (U) складають колеги по зміні на тренажері.

У розглянутому фреймі можна виділити три групи впливів.

1. Вплив А/Д за допомогою ТрЗ на повітряну обстановку й інших А/Д:

$$W_1 = \{(J \cap C, E), (J \cap C, P)\}. \quad (7)$$

2. Впливи, обумовлені взаємодією підструктур керованої системи, що характеризують її стан:

$$W_2 = \{(E, F_1), (E, F_2), \dots, (E, F_n), (D, E), (D, P), (D, J), (N, E), (N, P), (P, P), (P, J), (A, E), (E, J), (A, J), (E, A)\}. \quad (8)$$

3. Впливи, що визначають оцінку дій А/Д далеким і ближнім соціальним оточенням:

$$W_3 = \{(S, J), (U, J)\}. \quad (9)$$

Розглянемо конкретний випадок помилки А/Д. Нехай у зоні його відповідальності вдень при гарній видимості на ешелоні 2100 м відбулося небезпечне зближення (до відстані 100-120 м) літака Ту-154, що здійснював тривалий рейс, з літаком Ан-24 місцевої авіалінії. Через виникнення великого грозового вогнища в даному районі літак Ту-154 був переведений А/Д на ешелон 2100 м і спрямований в обхід цього вогнища, що привело до його відхилення від заданого маршруту польоту на 60 км.

В той же час літак Ан-24 виконував звичайний плановий політ, передбачений на висоті 1800 м. Однак на прохання його екіпажа А/Д сусідньої зони дозволив йому зайняти ешелон 2100 м. При передачі літака Ан-24 у зону даного А/Д йому було повідомлено, що цей літак летить на ешелоні 2100 м. Останній підтвердив прийом цього повідомлення, що впливає з запису переговорів. Потрібно відзначити, що при передачі літака Ан-24 у зону А/Д, аж до моменту небезпечного зближення цього літака з літаком Ту-154, у його зоні була вкрай складна повітряна обстановка, викликана грозовим вогнищем і необхідністю через це змінювати ешелони і маршрути більшості ПС, що ввійшли в дану зону.

Розглянемо фрейм результату діяльності А/Д. Аналіз дозволяє укласти, що були сильно (R_3) порушені норми УПР, що виразилося у впливах

$P_{-}(D, J)$, $P_{-}(D, E_1F_1)$, $P_{-}(D, E_2F_2)$, $P_{-}(P, J)$ і привело також до сильного (R_3) порушенню взаємного розташування ПС: $P_{-}(E_1F_1, E_2F_2)$. При цьому

виявилось гранично сильне R_4 порушення впливу $P_{-}(P, J)$ при прийомі А/Д інформації від диспетчера сусідньої зони. На все, що відбулось, була сильна (R_3) негативна реакція вищестоящого соціального оточення $P_{-}(S, J)$. У загальному ж обстановка в досліджуваній повітряній зоні була складною, сполученою із середнім R_2 рівнем небезпеки для ПС, що знаходилися в ній.

При розгляді фрейму задачі, що виникла в А/Д в обговорюваній ситуації, найбільш цікаві взаємодії між підструктурами E_1F_1 і E_2F_2 . Як витікає з інформації, що була зібрана про подію, А/Д не усвідомив отримане повідомлення про інший ешелон Ан-24 і тому не підозрював про можливості зближення літаків Ту-154 і Ан-24, вважаючи, що вони йдуть на різних ешелонах, і не бачив для себе задачі по попередженню їхнього небезпечного зближення (інакше кажучи, думав, що ні для того, ні для іншого ПС завжди спостерігається L_4 і небезпеки немає R_0). Фактично ж така небезпека була сильної R_3 і реалізувалася з середньою частотою L_2 :

$$f[(L_4, R_0)_s] \ll f[(L_2, R_3)_0]. \quad (10)$$

Отже, на даному етапі аналізу робиться висновок, що А/Д не ставив перед собою задачі по розведенню розглянутої пари ПС. Тому виявлення інших аспектів його діяльності, що призвели до помилки, не має сенсу і відповідно до прийнятого методу аналізу не проводиться. Збираються лише деякі додаткові дані для пояснення того, чому А/Д не бачив задачу.

Аналіз дозволив довести, що даний А/Д у загальному був сильно мотивований до збереження в такій ситуації нормальної повітряної обстановки у своїй повітряній зоні. Однак обстановка була дуже складною, що робило його роботу вкрай напруженою. У такій ситуації через гострий дефіцит часу А/Д хоча і прийняв повідомлення про те, що літак Ан-24 йде на ешелоні 2100 м і підтвердив прийом цих даних, але не актуалізував на них увагу і пораджував, що дане ПС летить, як звичайно, на ешелоні 1800 м. Хоча він і міг по радіолокаційних засобах помітити небезпечне зближення літаків, проте цього все ж таки не зробив.

Виходячи з викладеного, слід вважати, що в небезпечному зближенні зазначених ПС винний саме А/Д. Помилка відбулася через порушення в нього процесу сприйняття повідомлення про умови польоту літака Ан-24, переданого А/Д сусідньої зони. Її виникненню сприяла складна ситуація, що виникла в його зоні, яка викликала в нього стан високої психічної напруженості (що загальмувало процес сприйняття нової інформації).

Одним з факторів, що спровокували дану помилку А/Д, з'явився політ літака Ан-24 на незвичайному ешелоні. Звідси витікає, що переведення ПС зі звичайних сталих ешелонів і маршрутів має здійснюватися

лише у разі крайньої необхідності, а факт цей - спеціально акцентуватися при передачі ПС в інші зони.

Як показало розслідування, переведення літака Ан-24 з його звичайного ешелону на ешелон 2100 м не викликався особливою необхідністю.

Висновки

1. Використовуючи фрейми, розроблений і доведений до практичної реалізації в практиці професійної підготовки А/Д в ТЦ модуль інтелектуальної системи підтримки рішень в процесі аналізу їх помилкових дій, що дійсно дозволило:

- виділити мінімум найбільш важливі складових діяльності А/Д;
 - визначити взаємозв'язки між складовими його діяльності;
 - скласти стандартизований опис стереотипної послідовності дій А/Д при виникненні особливої випадку в польоті;
 - скласти структурний опис об'єкту, керованого А/Д, а також зовнішньої стосовно нього мікро-і макросоціального середовища;
 - визначити ступінь позитивних і негативних впливів, що існують між підструктурами фрейму;
 - визначити фактично існуючі впливи (об'єктивні значення) і те, як вони уявляються А/Д (його суб'єктивне відображення);
 - виділити зовнішні щодо А/Д підструктури;
 - визначити встановлені норми впливів між підструктурами фрейму;
 - визначити відхилення впливів від установлених норм;
 - аналізувати і порівнювати різні по своїй природі відхилення від установлених норм (наприклад, відхилення параметрів підструктур фрейму і відхилення у впливах між підструктурами фрейму);
 - при виникненні тієї або іншої задачі зіставити варіанти й ПР А/Д;
 - визначити «віяло» реалізацій результатів усунення або зменшення порушення в діяльності А/Д;
 - оцінити за допомогою нечіткої шкали інтенсивність впливів, що виникають між підструктурами фрейму, а також можливості появи порушень даної інтенсивності при реалізації кожного варіанта рішення А/Д.
2. Запропонована система аналізу направляє всі аналізи помилок у єдину загальну схему і виключає можливості пропуску при цьому чогось істотного.
3. Даним методом поряд з відносно простими випадками помилок можливі аналіз і досить складних помилок, причини яких виявляються далеко не очевидними.
4. Запропонований метод дає можливість виявляти найрізноманітніші фактори, що приводять до події, у тому числі і помилки А/Д, і їхні побудовники.

5. Метод фреймів забезпечує формальні описи різних вчинків А/Д, що сприяє подальшому аналізу виникаючих помилок.

6. Подальші дослідження професійної діяльності А/Д слід проводити у таких напрямках:

- встановлення значущості типових помилок з точки зору їх негативного впливу на БП;
- побудови дерев помилок;
- виявлення схильності / несхильності А/Д до помилкової діяльності.

Література

1. *Руководство по предотвращению авиационных происшествий (Дос. 9422-AN/923) [Текст].* – Канада: Монреаль, ICAO, 1984. – 138 с.
2. *Фундаментальные концепции человеческого фактора [Текст] // Человеческий фактор: сб. м-лов №1.- Циркуляр ИКАО 216 AN / 131.* – Канада: Монреаль, 1989. – 34 с.
3. *Рева, А.Н. Последний рубеж обороны (Человеческий фактор: фундаментальные концепции ИКАО) [Текст] / А.Н. Рева, М.Ф. Давиденко // Авиакомпания. – 1995 (пробный номер).- С. 23 – 28.*
4. *Изучение роли человеческого фактора при авиационных происшествиях и инцидентах [Текст] // Человеческий фактор: сб. м-лов № 7.- Циркуляр ИКАО 240-AN/144.- Канада: Монреаль, 1993. – 76 с.*
5. *Лейченко, С.Д. Человеческий фактор в авиации [Текст]: моногр. в 2-х кн. / С.Д. Лейченко, А.В. Мальшевский, М.Ф. Михайлик. – СПб.-Кировоград, 2006. Кн. 1, 2006. – 480 с.; Кн. 2, 2006. – 512 с.*
6. *Рева, А.Н. Человеческий фактор и безопасность полетов: (Проактивное исследование влияния) [Текст]: моногр. / А.Н. Рева, К.М. Тумишев, А.А. Бекмухамбетов; науч. ред. А.Н. Рева, К.М. Тумишев. – Алматы, 2007. – 242 с.*
7. *Райчев, С.Г. Влияние ошибок авиадиспетчера на уровень безопасности воздушного движения Болгарии: автореф. дис... канд.тех.наук: 05.22.13. / Райчев Стефан Георгио. – К.: НАУ, 2008.- 18 с.*
8. *Роль скрытых ошибок человека в авариях комплексных систем [Текст] // Проблемы безопасности полетов: ежемесяч. бюл. – М.: ВИНТИ, 1993. – № 4. – С. 69.*
9. *Носов, Н.А. Ошибки пилота: психологические причины [Текст] / Н.А. Носов. – М.: Транспорт, 1990. – 64 с.*
10. *Котик, М.А. Природа ошибок человека-оператора (на примерах управления транспортными средствами) [Текст] / М.А. Котик., А.М. Емельянов. – М.: Тран-спорт, 1993. – 252 с.*
11. *Психология: словарь [Текст] / Общ. ред. А.В. Петровского, М.Г. Рошеского. - П.: Политиздат, 1990. – 494 с.*
12. *Организационная психология [Текст] / под ред. Г.В. Суходольского. – Х.: Гуманитарный центр, 2004. – 256 с.*
13. *Герасимов, Б.М. Організаційна ергономіка: Методи та алгоритми досліджень і проекту-*

вання [Текст]: моногр. / Б.М. Герасимов, В.В. Камишин. – К.: Інфосистем, 2009. – 212 с.

14. Человеческий фактор в управлении и организации [Текст] // Человеческий фактор: сб. м-лов № 10. – Циркуляр ИКАО 247 – AN / 148. – Канада: Монреаль, 1993. – 47 с.

15. Котик, М.А. Природа ошибок человека-оператора (на примерах управления транспортными средствами) [Текст] / М.А. Котик, А.М. Емельянов. – М.: Транспорт, 1993. – 252 с.

16. Рева, О.М. Людський фактор: помилки авіадиспетчера та безпека польотів [Текст] / О.М. Рева, В.П. Колотуша, Г.М. Селезньов // Проблеми авіонавігації: темат. зб. наук. пр. – Кіровоград: ДЛАУ, 1997. – Вип. 2. – С. 60 – 66.

17. Козлов, В.В. Системный анализ ошибочно-

го действия пилота при расследовании авиационного события [Текст]: метод. пособие / В.В. Козлов. – М.: ОАО "Аэрофлот - РА", 2007. – 68 с.

18. Бірюков, Ю.Ю. Фреймовий підхід до аналізу помилок авіадиспетчерів [Текст] / Ю.Ю. Бірюков, П.Ш. Мухтаров, Ш.Ш. Насиров, І.А. Гасанов // Авиационно-космическая техника и технология. – 2009. – № 7. – С. 182 – 187.

19. Котик, М.А. Ошибки управления [Текст] / М.А. Котик., А.М. Емельянов. – Таллинн: Валгус, 1985. – 390 с.

20. Емельянов, А.М. Системы поддержки анализа решений [Текст] / А.М. Емельянов // Вычислительная техника. Системы. Управление. – М.: МЦНТИ, 1991. – Вып. 5. – С. 3 – 12.

Надійшла до редакції 25.11.2011

Рецензент: д-р техн. наук, проф., завідувач кафедри проектування авіаційних двигунів С.В. Спіфанов, Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського "ХАІ", Харків.

ФРЕЙМЫ ИНТЕЛЕКТУАЛЬНОЙ СИСТЕМЫ АНАЛИЗА ОШИБОК АВИАДИСПЕТЧЕРОВ

А.Н. Рева, А.Н. Невиницин, Ш.Ш. Насиров, В.А. Шульгин, Ю.Ю. Бирюков

Учитывая систематическое и постоянное влияние человеческого фактора на безопасность полетов, а также недостатки современных методов и технологий расследования авиационных происшествий, возникших вследствие ошибочных действий авиадиспетчеров во время непосредственного управления воздушным движением, разработана методология проведения соответствующего анализа с помощью фреймов, как обязательной составляющей интеллектуальной системы поддержки решений. Соответствующий модуль в виде программного продукта доведен до практической реализации в тренажерном центре обслуживания воздушного движения, что позволило проводить полный и всесторонний анализ ошибочных действий авиадиспетчеров и оказывает содействие проактивному их предупреждению в профессиональной деятельности.

Ключевые слова: система управления безопасностью полетов, человеческий фактор, ошибки авиадиспетчеров, интеллектуальная система поддержки решений, фреймы

FRAMES OF THE INTELLECTUAL SYSTEM OF THE ATC CONTROLLER'S ERRORS ANALYSES

O.M. Reva, A.N. Nevinitin, Sh. Sh. Nasirov, V.A. Shulgin, Yu.Yu. Biryukov

Taking into account permanent and systematic influence of the human factor on flight safety as well as the drawbacks of aviation accidents investigation methods and technologies in case the accident takes place due to a controller's erroneous actions at the moment of direct air traffic control, a methodology has been worked out to conduct an appropriate analyses by means of frames as the compulsory component of decision making supportive intellectual system. A suitable module in a form of a programming product has been introduced into a practical realization at an ATC simulator, enabling to conduct a complete and all – round analyses of an ATC controller's mistaken actions and rendering assistance in their proactive prevention in the professional activities.

Keywords: safety management system, human factors, traffic controller's mistakes, decisions support intellectual system, frames.

Рева Олексій Миколайович – д-р техн. наук, проф., проф. кафедри автоматизації виробничих процесів Кіровоградського національного технічного університету, Кіровоград, Україна, e-mail: ran54@meta.ua.

Невиницин Андрій Миколайович – канд. техн. наук, доцент, декан факультету обслуговування повітряного руху Державної льотної академії, Кіровоград, Україна.

Насіров Шахін Шахвелі-огли – начальник диспетчерської зміни Головного центру єдиної системи управління повітряним рухом Азербайджанської Республіки, e-mail: shahin.s@mail.ru.

Шульгін Валерій Анатолійович – канд. техн. наук, декан факультету льотної експлуатації Державної льотної академії України, Кіровоград, Україна, e-mail: VAShulgin@ukr.net.

Бірюков Юрій Юрійович – авіадиспетчер Львівського регіонального структурного підрозділу державного підприємства "Укранероух", аспірант заочної форми навчання Кіровоградського національного технічного університету, Львів, Україна, e-mail: biryukov@lviv.farlep.net.