

УДК 621.3.032.21

А.А. ТАРАН¹, Е.К. ОСТРОВСКИЙ¹, П.А. КОМОЗЫНСКИЙ¹, А.П. КИСЛИЦИН¹,
С.С. ОРДАНЬЯН²

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

²Санкт-Петербургский технологический институт, Россия

ПОЛУЧЕНИЕ, ИЗЛУЧАТЕЛЬНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ И ОСОБЕННОСТИ ИМПУЛЬСНОЙ ТЕРМОЭМИССИИ КАТОДОВ НА ОСНОВЕ ГАФНАТА БАРИЯ С ВОЛЬФРАМОМ

Представлен способ получения горячепрессованных композиционных катодов на основе гафната бария с вольфрамом с различным процентным содержанием компонентов. Приведены экспериментальные данные спектральных и интегральных излучательных характеристик катодов $\text{BaHfO}_3 - \text{W}$ и их зависимости от температуры. Изучено влияние увеличения длительности высоковольтного импульса на термоэлектронную эмиссию катодов при различных токоотборах.

катод, гафнат бария, вольфрам, спектральная и интегральная излучательные способности, термоэмиссия

1. Постановка проблемы в общем виде и ее связь с научно-практическими задачами

Развитие физической и эмиссионной электроники, традиционные (устоявшиеся) и новые требования, которые предъявляются к катодным материалам – источникам электронов, стимулируют поиск и получение новых эмиссионно-активных материалов и подробного исследования их свойств в реальных режимах эксплуатации катодных или катодно-подогревательных узлов.

Среди материалов, проявляющих повышенную термоэмиссионную способность, находятся и смешанные оксиды, где одной из исходных фаз является оксид или пероксид бария. Следовательно, перед исследователями выдвигается и материаловедческая проблема синтеза (разработки способа получения) устойчивых поли- или монокристаллических фаз смешанных оксидов.

Особое место среди свойств эмиссионных материалов занимают их спектральные и интегральные излучательные способности. Знание этих свойств необходимо, в первую очередь, для создания баз данных излучательных характеристик твердых веществ, а также для расчета эф-

фективности работы терموкатодов. Таким образом, получение и исследование свойств новых катодных материалов является в настоящее время актуальной задачей.

2. Обзор публикаций и выделение нерешенных задач

Ранее в патенте [1] заявлен материал для термоэлектронного катода на основе гафната бария, состоящий из соединения BaHfO_3 и добавки вольфрама W при таком соотношении компонент: $\text{BaHfO}_3 - (62 - 69)$ масс.%; W – $(31 - 38)$ масс.%. Далее в работе [2] были представлены результаты экспериментальных исследований термоэмиссионных свойств катодов в системе гафнат бария – вольфрам с различным процентным содержанием компонентов. Здесь же было показано, что катод 63 масс.% $\text{BaHfO}_3 - 37$ масс.% W является наиболее эффективным катодом, позволяющим получать плотность термоэмиссионного тока 230 А/см^2 при 2000 К в импульсном режиме токоотбора (режиме одиночных коротких ($\tau = 5 \text{ мкс}$) импульсов). При этом в [2] не было дано описания способа получения вышеупомянутых катодов за исключением лишь указания на то, что они получены методами порош-

ковой металлургии (горячим прессованием). Известно [3], что знание спектральной излучательной способности теплового излучателя (спектрального коэффициента излучения) для длины волны 0,65 мкм необходимо для определения истинной температуры нагретого катода при пирометрировании, а интегральной излучательной способности (коэффициента излучения) – для расчета энергетических затрат на нагревание эмиттеров до рабочих температур. Если указанные выше излучательные характеристики для W, HfO_2 , BaO приведены в [4], то такие для соединения BaHfO_3 , а тем более для компонента $\text{BaHfO}_3 + \text{W}$, в литературе отсутствуют.

Так как оксидные катоды (в том числе и на основе гафната бария) являются по своей сути полупроводниковыми эмиттерами, то для них характерны такие явления, как утомляемость катодов (спад эмиссии) и их тепловой пробой при увеличении длительности импульса при импульсном токоотборе [5]. Поэтому интересно рассмотреть эти особенности импульсной термоэмиссии и для катодов $\text{BaHfO}_3 - \text{W}$. Очевидно, только после проведения этих экспериментов можно дать окончательные рекомендации по применению катодов на основе гафната бария с вольфрамом в установках с непрерывным токоотбором либо в высоковольтных длинноимпульсных установках.

3. Цель исследований

Целями работы являлись:

- 1) разработка способа получения композиционного катода на основе системы гафнат бария – вольфрам;
- 2) определение спектральной ($\lambda = 0,65$ мкм) и интегральной излучательных способностей катодов $\text{BaHfO}_3 - \text{W}$;
- 3) изучение влияния увеличения длительности высоковольтного импульса на термоэмиссию рассматриваемых катодов.

Кроме того, в работе предусматривалась возможность определения удельного электрического сопротивления материала катодов с различным содержанием компонентов.

4. Результаты исследований и их обсуждение

4.1. Способ получения композиционных катодов на основе системы $\text{BaHfO}_3 - \text{W}$

Для получения катодов на основе гафната бария и вольфрама была использована следующая технология.

Гафнат бария получали из карбоната бария и оксида гафния марки «ч». Исходные порошкообразные компоненты смешивали в соотношении, соответствующем стехиометрическому составу соединения BaHfO_3 , и прессовали образцы диаметром 60 и высотой 5 мм. Синтез проводили на воздухе при $T = 1400$ °C в течение 2 часов. Затем после измельчения и повторного прессования было проведено повторное спекание при той же температуре с выдержкой 4 часа для улучшения гомогенности состава.

В результате рентгенофазового анализа установлено, что полученный материал однофазный, все линии соответствуют соединению BaHfO_3 .

В дальнейшем синтезированный материал измельчали до размера частиц 40 – 60 мкм и перемалывали в вибромельнице твердосплавными шарами (ВК – 6) в течение 20 часов до получения дисперсности 8 – 10 мкм. Затем в среде этилового спирта проводилось перемешивание порошка гафната бария с ультрадисперсным порошком вольфрама (размер частиц менее 1 мкм). Гомогенные составы с различным содержанием вольфрама пластифицировали раствором бутадиен-нитрильного каучука СКН-26-5 и после этого экструзией при давлении 150 МПа получали стержни длиной 45 – 60 мм и диаметром 1,5 – 1,8 мм. В дальнейшем проводилось спекание в среде аргона при $T = 2000$ °C в вакуумной электропечи СШВЛ-3.

4.2. Излучательные свойства катодов $\text{BaHfO}_3 - \text{W}$

Определение спектральной излучательной способности ε_λ (для длины волны $\lambda = 0,65$ мкм) и интегральной излучательной способности ε_t проводилось на специально разработанном стенде, включающем в себя вакуумную камеру с системой откачки, систему нагрева образца и контроля подводимой к нему мощности, а также систему контроля температуры.

На рис. 1 представлена схема нагревательно-измерительного узла, позволяющего нагревать образец до температуры 2000 – 2500 К. Нагрев катода осуществлялся прямым пропусканием тока от источника переменного напряжения. Образцы катодов системы $\text{BaHfO}_3 - \text{W}$ представляли собой стержни длиной 50 – 60 мм и диаметром 1,6 – 1,8 мм.

На исследуемых образцах электроискровым способом для получения изотермического участка делали тепловые перехваты. Именно на этом участке и измерялось падение напряжения. Перепад температур на участке АВ (рис. 1) между тепловыми перехватами не превышал десяти градусов.

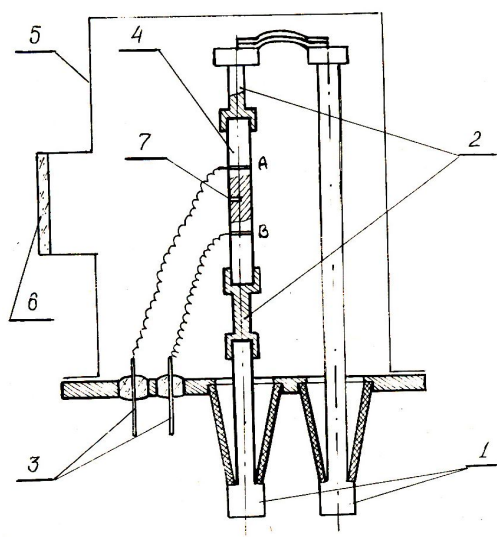


Рис. 1. Схема нагрева образца для измерения его излучательной способности: 1 – силовые токовыводы; 2 – тепловые перехваты; 3 – токовыводы для измерения напряжения на участке АВ; 4 – исследуемый образец; 5 – вакуумная камера; 6 – смотровое окно; 7 – отверстие, моделирующее абсолютно черное тело

В центре изотермического участка образца на электроэрозионном станке пробивалось отверстие диаметром 0,15 – 0,2 мм, моделирующее абсолютно черное тело. При этом отношение глубины отверстия к его диаметру было не менее шести.

Измеряемыми параметрами при работе на стенде были напряжение U на изотермическом участке катода, величина силы тока I через катод, истинная (термодинамическая) температура T (определялась с помощью пирометра ЛОП-72 на отверстии) и яркостная температура T_j (на поверхности изотермического участка).

Расчет интегральной излучательной способности исследуемых катодов осуществлялся на основе баланса подводимой и излучаемой мощности:

$$\varepsilon_m = \frac{IU}{\sigma S(T^4 - T_0^4)},$$

где $\sigma = 5,67 \cdot 10^{-8}$ Вт/(м²·К⁴) – коэффициент Стефана-Больцмана;

S – площадь боковой поверхности изотермического участка катода;

T_0 – температура стенок камеры при нагреве исследуемых катодов (в большинстве случаев она не превышала 350 К).

По измеренным яркостной и истинной температурам рассчитывалась спектральная излучательная способность

$$\varepsilon_\lambda = \exp \left\{ \frac{C}{\lambda} \left(\frac{1}{T} - \frac{1}{T_j} \right) \right\},$$

где пирометрическая постоянная равна [3]:

$$C = 1,4388 \cdot 10^{-2} \text{ м} \cdot \text{К}.$$

Относительная погрешность в определении ε_λ не превышала 6%, а ε_t – 4 %.

В работе были предприняты попытки измерения ε_λ и ε_t для 4-х составов материала катода $\text{BaHfO}_3 - \text{W}$, а именно с 29, 44, 70 и 87 масс.% вольфрама. Однако, в связи с тем, что катоды с 29 и 44 масс.% W не могли быть обработаны на электроэрозионном станке из-за очень высокого электрического сопро-

тивления, были измерены величины ε_λ и ε_T только для составов с 70 и 87 масс.% вольфрама.

Действительно, полученные в работе данные по электрическому сопротивлению исследуемых катодов

(табл. 1) свидетельствуют о существенном увеличении сопротивления при уменьшении процентного содержания вольфрама от 87 до 44 и 29 масс.%.

Таблица 1

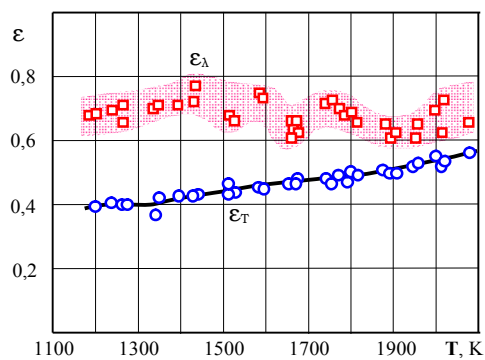
Удельное электрическое сопротивление катодов
в системе $\text{BaHfO}_3 - \text{W}$ при различных температурах

№ п/п	Масс.% W	Удельное электрическое сопротивление ρ , Ом·м	Температура T , К	$\rho/\rho_{87\% \text{ W}}$
1	29	$4,56 \cdot 10^{-3}$	300	4800
2	44	$2,09 \cdot 10^{-5}$	300	22,0
3	70	$2,01 \cdot 10^{-6}$	300	2,1
		$2,60 \cdot 10^{-6}$	1239	
		$4,55 \cdot 10^{-6}$	1879	
4	87	$0,95 \cdot 10^{-6}$	300	1
		$1,23 \cdot 10^{-6}$	1243	
		$2,60 \cdot 10^{-6}$	1873	

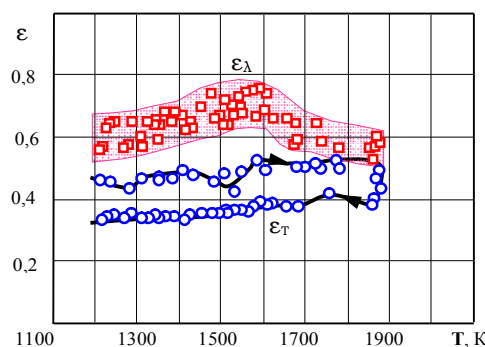
Отметим, что удельное электрическое сопротивление индивидуального вольфрама при $T = 273$ К равно $\rho = 4,8 \cdot 10^{-8}$ Ом·м [6] и почти в 20 раз меньше ρ катода с 87 масс.% вольфрама. Следовательно, в величину активного электрического сопротивления катодов на основе системы $\text{BaHfO}_3 - \text{W}$ вносит большой вклад непосредственно гафнат бария, нежели вольфрам. Однако, температурная зависимость электрического сопротивления (рост сопротивления с увеличением температуры) свидетельствует о проводимости, характерной для проводников (металлов), а не полупроводников. При $T = 2076$ К для катода с 70 масс.% W $\rho = 5,34 \cdot 10^{-6}$ Ом·м.

На рис. 2 изображены температурные зависимости ε_λ и ε_T для катодов с 70 и 87 масс.% вольфрама. Измерения параметров, позволяющих рассчитать ε_λ и ε_T и определить их зависимость от температуры, проводилось после прогрева образцов в течение 4 часов при $T = 1800$ К, что соответствовало прохождению процесса полного активирования катодов. Давление в рабочей камере при этом не превышало $(3 \div 5) \cdot 10^{-5}$ Па.

Обратим внимание на некоторые особенности полученных результатов. Значения ε_λ для обоих катодов находятся в достаточно широкой полосе значений при различных температурах.



а



б

Рис. 2. Температурные зависимости спектральной ε_λ и интегральной ε_T излучательных способностей для катода состава:

а – 30 масс.% $\text{BaHfO}_3 - 70$ масс.% W;
б – 13 масс.% $\text{BaHfO}_3 - 87$ масс.% W

Например, для катода с 70 масс.% W (рис. 2, а) эта полоса включает значения $0,65 \div 0,72$ в районе 1200 К; $0,68 \div 0,78$ в районе 1400 К и $0,60 \div 0,75$

в районе 2100 К, т.е. нельзя говорить о полной воспроизводимости экспериментальных данных как по этому катоду, так и по катоду с 87 масс. W (рис. 2, б).

Экспериментальные точки в полосах значений $\varepsilon_\lambda = f(T)$ были получены как при повышении температуры, так и при ее снижении, а также как сразу же после первоначального активирования, так и после 30 ч прогрева при 1700 К. Все это свидетельствует в пользу того, что поверхность (ее фазовый состав, состояние) постоянно в процессах роста и снижения температуры, отжига при неизменяющейся температуре испытывает существенные перестройки, влияющие на излучательные свойства катодов в системе $\text{BaHfO}_3 - \text{W}$.

Полоса ε_λ для катода с 87 масс.% лежит в области несколько более низких значений (от 0,5 до 0,78) по сравнению с катодом с 70 масс.% W.

По данным [4], HfO_2 характеризуется в области $T = 1800 - 2200$ К значением $\varepsilon_\lambda = 0,70 \div 0,73$, а для BaO $\varepsilon_\lambda = 0,73$ при 300 К, т.е. значения спектральной испускательной способности HfO_2 и BaO практически совпадают. Можно предположить, что соединение BaHfO_3 будет характеризоваться близким значением ε_λ . Кроме того, ε_λ для вольфрама изменяется в диапазоне 0,454 – 0,429 для области температур 1200 – 2200 К [4]. Измеренные значения ε_λ для катодов $\text{BaHfO}_3 - \text{W}$ свидетельствуют о том, что определяющим в излучательной способности является не вольфрам, а гафнат бария. Наличие вольфрама приводит только к некоторому уменьшению значений ε_λ для BaHfO_3 (в полосах значений).

Результаты измерений интегральных излучательных способностей катодов с 70 и 87 масс.% W также представлены на рис. 2. Поведение ε_T при изменении температуры существенно отличается для катодов с 70 и 87 масс.% W. Так, если ε_T для катода с 70 масс.% W увеличивается с ростом температуры и ход зависимости $\varepsilon_T = f(T)$ такой же и при снижении температуры, то для

катода с 87 масс.% W характерен „температурный гистерезис” ε_T . При снижении температуры ε_T существенно (на $0,10 \div 0,13$) уменьшается по сравнению со значениями, полученными при росте температуры. По данным [4], для HfO_2 $\varepsilon_T = 0,80 \div 0,82$ в области $T = 1000 \div 2000$ К; BaO : $\varepsilon_T = 0,27$ при $T = 1123 \div 1550$ К; W : $\varepsilon_T = 0,116 - 0,249$ при $T = 1300 - 2200$ К. Значения ε_T от 0,40 до 0,56 для катода с 70 масс.% W и от 0,33 до 0,50 для катода с 87 масс.% W могут свидетельствовать о том, что нагретая поверхность эмиттеров в основном представляет собой соединение BaHfO_3 . „Температурный гистерезис” ε_T (рис. 2, б) говорит, очевидно, о том, что при охлаждении поверхность в большей степени покрыта либо оксидом бария, либо монослоем бария, чем при росте температуры, когда происходит диссоциация BaHfO_3 и большее испарение BaO и Ba с поверхности эмиттера.

Таким образом, анализ зависимостей $\varepsilon_\lambda = f(T)$ и $\varepsilon_T = f(T)$ приводит к основному выводу о том, что поверхности исследуемых катодов постоянно претерпевают как структурные перестройки, так и изменения по составу не только при термоциклировании, но и в течение изотермического отжига.

4.3. Особенности импульсной термоэмиссии катодов $\text{BaHfO}_3 - \text{W}$

В [2] исследовалась термоэлектронная эмиссия катодов в системе $\text{BaHfO}_3 - \text{W}$ при импульсном токоотборе в режиме одиночных импульсов при длительности высоковольтного импульса $\tau_{\min} = 5$ мкс.

Экспериментальная установка предусматривала возможность увеличения длительности импульса до 2,7 мс; максимальная частота посылок равна 200 Гц.

В работе была изучена зависимость длительности высоковольтного импульса $\tau_{\text{кр}}$, при кото-

рой начинается пробой межэлектродного промежутка катод–анод, от величины плотности термоэмиссионного тока в режиме насыщения (в области нормального эффекта Шоттки) при вытягивающем напряжении $U_a = 5$ кВ (напряженность электрического поля $E = 4,6 \cdot 10^6$ В/м).

В табл. 2 представлена указанная выше зависимость, которая характерна для катодов с 29 и 44 масс.% W.

Таблица 2
Длительность $\tau_{кр}$ при различных токоотборах

Плотность термоэмиссионного тока $j_{нас}$, А/см ²	Длительность импульса при пробое $\tau_{кр}$, мкс
0,88	2500
1,84	550
3,40	500
4,50	450
6,00	400
8,00	300
10,00	200
20,00	25

Для катодов с 70 и 87 масс.% W пробоев при увеличении τ до $\tau_{max} = 2,7$ мс не наблюдалось.

На рис. 3 представлена схематическая зависимость формы импульса плотности отбираемого термоэмиссионного тока от его длительности.

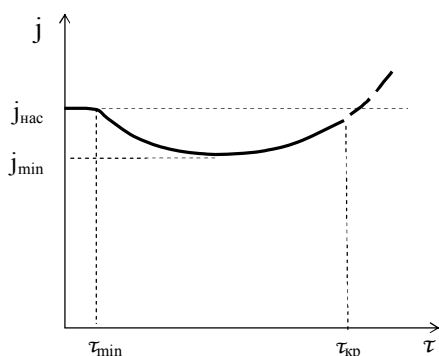


Рис. 3. Зависимость плотности тока термоэмиссии от длительности высоковольтного импульса

Обращает на себя внимание спад плотности тока до j_{min} (так называемая утомляемость катода). Для исследуемых катодов этот спад составлял от 7 до 22 % $j_{нас}$. Пробой межэлектродного промежутка наблюдался, когда величина плотности эмиссионного

тока была как меньше, так и больше $j_{нас}$ (пунктирная линия на рис. 3).

Очевидно, пробой межэлектродного промежутка при $\tau \geq \tau_{кр}$ представляет собой тепловой пробой вследствие увеличения температуры наружной поверхности гафната бария за счет джоулева тепла, выделяющегося в материале катода с большим удельным электрическим сопротивлением (29 и 44 масс.% W).

Утомляемость катодов по [5] представляет собой отравление катода током эмиссии, при этом поверхностный слой обедняется донорами.

Увеличение частоты посылок до 200 Гц не приводит к пробоям при $\tau < \tau_{кр}$, но вызывает при максимальной частоте уменьшение уровня сигнала до двух раз (при максимальных температурах $T \geq 2000$ К).

При этом уменьшение величины отбираемого тока характерно для катодов всех составов как с большим, так и малым содержанием вольфрама. При максимальной частоте посылок давление в области катодно-подогревательного узла и целиком в рабочей камере существенно возрастает (до десяти и более раз).

Уменьшение токоотбора и возрастание давления вызываются, очевидно, возросшим газовыделением с анодов и ионной бомбардировкой эмитирующей поверхности.

Таким образом, приведенные отличительные особенности поведения катодов на основе системы $BaHfO_3 - W$ при импульсном токоотборе свидетельствуют о том, что эти катоды нельзя использовать в высоковольтных длинноимпульсных установках или в установках с непрерывным режимом токоотбора при тех температурах, когда плотность термоэмиссионного тока превышает $1 - 2$ А/см².

В том случае, когда необходимо эксплуатировать катоды с отбором плотности тока от 2 до 200 А/см² и более, то наиболее эффективное ис-

пользование катодов системы $\text{BaHfO}_3 - \text{W}$ возможно при достаточно коротком высоковольтном импульсе.

Выводы

1. Разработан способ получения композиционного катода на основе системы гафнат бария – вольфрам с различным процентным содержанием компонентов.

2. Впервые определены спектральная ($\lambda = 0,65$ мкм) и интегральная излучательные способности и их зависимости от температуры для катодов с 70 и 87 масс.% W. При этом значения ϵ_λ находятся в достаточно широкой полосе значений, а для катода с 87 масс.% W наблюдается „температурный гистерезис” ϵ_τ . Определяющим в излучательных свойствах композиционных катодов является гафнат бария. Зависимости $\epsilon_\lambda = f(T)$ и $\epsilon_\tau = f(T)$ свидетельствуют о существенной перестройке поверхности катодов при термоциклировании и отжиге.

3. Измеренные значения удельного электрического сопротивления и их зависимости от температуры свидетельствуют о металлическом типе электрической проводимости катодов в системе $\text{BaHfO}_3 - \text{W}$.

4. Увеличение длительности высоковольтного импульса приводит к тепловому пробою межэлектродного промежутка. Получена зависимость длительности импульса, при котором начинается пробой, от величины отбираемой плотности термоэмиссионного тока.

5. Композиционные катоды $\text{BaHfO}_3 - \text{W}$ целесообразно использовать в установках с импульсным токоотбором при короткой (~ несколько микросекунд) длине высоковольтного импульса напряжения при отборе плотности тока от 2 до 200 А/см² и более. При небольших токоотборах возможно использование изученных като-

дов в высоковольтных длинноимпульсных установках.

Литература

1. Патент № 51550 від 11.06.2002 / А.О. Таран, Є.К. Островський, С.С. Орданьян. – Надруков. 15.11.2002. – Бюл. № 11.
2. Таран А.А., Островский Е.К., Белан Н.В., Оранский А.И. Высокоэффективный горячепрессованный эмиттер на основе гафната бария с вольфрамом и перспективы его использования в полом катоде // Авиационно-космическая техника и технология. – 2004. – № 8 (16). – С. 202 – 206.
3. Снопко В.Н. Спектральные методы оптической пирометрии нагретой поверхности. – Минск: Наука и техника, 1988. – 152 с.
4. Латыев Л.Н., Петров В.А., Чеховский В.Я., Шестаков Е.Н. Излучательные свойства твердых материалов. Справочник / Под общ. ред. А.Е. Шейдлина. – М.: Энергия, 1974. – 472 с.
5. Мойжес Б.Я. Физические процессы в оксидном катоде. – М.: Наука, 1968. – 479 с.
6. Савицкий Е.М., Поварова К.Б., Макаров П.В. Металловедение вольфрама. – М.: Металлургия, 1978. – 224 с.

Поступила в редакцию 23.10.2004

Рецензент: д-р физ.-мат. наук, проф. И.М. Михайловский, Национальный научный центр «Харьковский физико-технический институт», Харьков.

УДК 658.012.4

Е.А. ФРОЛОВ, В.Н. ГОЛОВАНОВ*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина*

ОЦЕНКА ТЕХНИКО-ЭКОНОМИЧЕСКОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ УДАРНОЙ ШТАМПОВКИ СЛОЖНОРЕЛЬЕФНЫХ ТОНКОЛИСТОВЫХ ДЕТАЛЕЙ

Предложена методика определения технико-экономической эффективности внедрения новых процессов на основе метода ударной штамповки жидкостью и полиуретаном. Для деталей сложной формы определены наиболее рациональные области применения этого метода.

ударная штамповка, листовая деталь, сложная форма, эффективность, область применения

Введение

При получении сложных деталей аэрокосмической техники ударной штамповкой особое внимание следует обращать на такие факторы, как геометрическая форма, размеры и материал детали с учетом технологических возможностей серийно выпускаемого ударного оборудования, так как эффективность внедрения ударной штамповки определяется главным образом правильным подбором номенклатуры деталей [1].

1. Формулирование проблемы

Геометрическая конфигурация рельефа деталей определяет её сложность, а значит число операций и переходов, необходимых для её изготовления. Форма детали должна обеспечивать технологичность изготовления данным методом.

Размеры штампуемой детали должны соответствовать технологическим возможностям пневмударного оборудования моделей Т-1324 и ТА-1324 (штамповка жидкостью и полиуретаном). Наибольшее применение ударная штамповка находит при изготовлении сложных деталей из плоских заготовок с размерами в плане от 30 до 750 мм и пространственных деталей с диаметром от 50 до 500 мм и высотой до 400 – 500 мм.

Широкое промышленное внедрение в различных отраслях машиностроения показало, что ударная

штамповка, как и другие импульсные методы штамповки, повышает по сравнению с традиционными статическими процессами точность размеров и качество поверхности за счет уменьшения пружинения, а также позволяет решить проблему значительного снижения затрат, трудоемкости и сроков подготовки производства.

Одним из важнейших факторов при выборе деталей для импульсной штамповки является трудность или невозможность получения их традиционными методами, а также недостаточные энергетические характеристики существующего оборудования для выполнения отдельных элементов формы с требуемой точностью размеров и качеством поверхности.

2. Решение проблемы

При замене существующего технологического процесса ударной штамповкой необходимо руководствоваться технико-экономической эффективностью нового процесса, при которой доля ручного труда и затраты на штамповую оснастку по сравнению с другими методами значительно ниже. При этом большое значение имеют установленные оптимальные границы применения ударной листовой штамповки в существующем технологическом процессе с учетом минимальных изменений остающихся операций и штамповой оснастки.

Экономичность метода ударной штамповки жидкостью или полиуретаном определяется его технологической себестоимостью.

Технологическая себестоимость годовой программы деталей складывается из двух составляющих:

- переменных расходов V , которые связаны с затратами на каждую деталь (к затратам на каждую деталь относятся затраты на основные материалы, электроэнергию, зарплату производственных рабочих, а также расходы, связанные с работой оборудования) и с изменением программы производства; соответственно изменяются переменные расходы на программу, равные $V = L \cdot N$, где L – затраты на каждую деталь; N – величина производственной программы;

- постоянных расходов Q , не зависящих от программы и состоящих из оплаты подготовительно-заключительных работ и расходов на технологическую оснастку.

Для сравнения и выбора наиболее экономичного процесса можно воспользоваться соотношением

$$E = L + Q/N, \quad (1)$$

где E – затраты на выполнение технологического процесса над одной деталью (технологическая себестоимость).

При условии $E_1 = E_2$ (индексы 1 и 2 – сравниваемые варианты) можно найти критическую программу, при которой целесообразно применение любого из сравниваемых вариантов:

$$L_1 + Q_1/N = L_2 + Q_2/N; \quad (2)$$

$$L_1 - L_2 = Q_2/N - Q_1/N; \quad (3)$$

$$N_{kp} = (Q_2 - Q_1)/(L_1 - L_2). \quad (4)$$

Условиями целесообразности применения первого варианта по сравнению со вторым можно считать $N < N_{kp}$ и $E_1 < E_2$.

Таким образом, при выборе оптимального варианта наиболее экономически эффективным будет тот, который обеспечивает наименьшую себестоимость детали.

При применении инструментальных штампов из дорогостоящих сталей Q будет велико, а N в условиях мелкосерийного производства мало и L будет много меньше, чем Q/N , при этом себестоимость одной детали будет велика. При использовании оснастки для ударно-импульсной штамповки (штамп состоит из одной матрицы или одного пуансона) Q будет значительно меньше, а стало быть, сравнительно меньше и себестоимость.

Для определения границ применимости ударно-импульсной штамповки с экономической точки зрения целесообразно определять технологическую себестоимость

$$C_T = M + 3 + \Xi + A + B + P + Q_{ш.о}/N, \quad (5)$$

где M – стоимость основного материала; 3 – заработная плата производственных рабочих; Ξ – затраты на энергию и энергоносители; A – амортизационные отчисления; B – расходы на вспомогательные материалы; P – затраты на текущее обслуживание и ремонт оборудования; $Q_{ш.о}$ – стоимость штамповой оснастки; N – количество деталей, изготавливаемых на данной оснастке.

В зависимости от сложности конфигурации и технологии изготовления в инструментальных штампах детали разбиты на шесть классов: коробчатые детали и окантовки, осесимметричные и детали простой пространственной формы, рифты, отбортовки, жесткости, детали сложной пространственной формы. Только детали класса отбортовки в инструментальных штампах изготавливаются за один переход, детали класса сложной пространственной формы – за 4 – 5 переходов, коробчатой формы – за 2 – 3 перехода, детали остальных классов – за 2 перехода.

Сложность рельефа детали определяет трудоёмкость изготовления, а соответственно и стоимость штамповой оснастки.

На основании проведённых расчетов были определены равнозначные (критические) программы, величины которых приведены в табл. 1.

Из приведённых результатов расчетов просматривается следующая закономерность: с ростом габаритов увеличивается величина критической программы. Это объясняется тем, что с ростом габаритов стоимость штамповой оснастки в технологических процессах инструментальной штамповки возрастает быстрее, чем в процессах ударной штамповки в связи с тем, что для изготовления крупнога-

баритных деталей увеличивается количество переходов, для каждого из которых требуется отдельный комплект оснастки, а в ударной штамповке комплектность оснастки не изменяется. Этот факт сказывается не только на величине критической программы, но и на расходах материалов, на длительности проектирования, трудоемкости и стоимости изготовления.

Таблица 1
Значения равнозначных программ по величине технологической себестоимости, шт/год

Группы деталей по габаритам	К л а с с ы д е т а л е й					
	Коробчатые детали и окантовки	Осесимметричные	Рифты	Отбортовки	Жесткости	Детали сложной формы
До 300 мм	3100	2800	2300	1300	2350	1920
300 – 500 мм	3600	3500	2100	960	2150	2600
Св. 500 мм	9000	5100	3300	1070	3360	7070

Так, в среднем по всем классам и всем типоразмерам расходы материала на штамповую оснастку и затраты на него снизились в 3,2 раза, трудоемкость проектирования штамповой оснастки снизилась в 3,5 раза, а трудоемкость изготовления – в 3,7 раза.

Аналогичным образом изменились и затраты на проектирование и изготовление в среднем одного комплекта штамповой оснастки. Снижение полных затрат на комплект штамповой оснастки приведено в табл. 2

Таблица 2
Снижение полных затрат на комплект штамповой оснастки одного наименования, раз

Группы деталей по габаритам	К л а с с ы д е т а л е й					
	Коробчатые детали и окантовки	Осесимметричные	Рифты	Отбортовки	Жесткости	Детали сложной формы
До 300 мм	3,12	3,11	3,27	2,05	3,35	3,63
300 – 500 мм	3,09	3,00	3,11	1,74	3,14	3,27
Св. 500 мм	4,53	3,00	2,97	1,63	3,02	3,76

Наименьшая кратность изменения полных затрат на комплект штамповой оснастки принадлежит «отбортовкам», что объясняется относительной простотой штамповой оснастки, наибольшая – «деталям сложной пространственной формы», что соответствует наибольшей относительной сложности.

Заключение

На основании приведённых расчётных данных можно сделать вывод, что экономически целесообразно применять ударную штамповку, когда изделия изготавливаются единично или малыми сериями

при значительной капиталоемкости производства и длительности производственного цикла.

Литература

1. Фролов Е.А. Научные основы пневмоударной штамповки сложнорельефных тонколистовых деталей: Диссертация... докт. техн. наук. – Краматорск: ДГМА, 2003. – 370 с.

Поступила в редакцию 15.10.2004

Рецензент: д-р техн. наук, проф. А.Я. Мовшович, ГП Харьковский научно-исследовательский институт технологии машиностроения, Харьков.

УДК.519.651:620.178.16(045)

М.О. ХОДАК, О.А. ВИШНЕВСЬКИЙ*Київський національний авіаційний університет, Україна***НЕТРАДИЦІЙНИЙ СПОСІБ АПРОКСИМАЦІЇ ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНИХ
ЗАЛЕЖНОСТЕЙ ТА ЙОГО ПОРІВНЯЛЬНА ОЦІНКА З ПРОГРАМАМИ
СИСТЕМИ “MathCAD”**

Розглядаються експериментальні залежності абразивного зносу поверхонь мідних та сталевих матеріалів при нежорстко закріплених абразивних частинках та пропонується нетрадиційний вдосконалений спосіб їх апроксимації підвищеної точності. Крім цього дається порівняльна оцінка запропонованого способу із сучасними програмами системи “MathCAD”.

**Загальна постановка проблеми
та її зв'язок
з науково-практичними задачами**

Відомо, що цілий ряд конструктивних вузлів авіаційної техніки на сучасному етапі характеризується інтенсифікацією процесів, що протікають на робочих поверхнях тертьових деталей у зв'язку з ростом питомих навантажень, змінами швидкостей, якості робочого середовища, взаємним переміщенням деталей, різким перепадом температур у зоні тертя. Надійність і довговічність робочих вузлів тертя залежать від рівня розвитку технології матеріалів та покриттів, серед яких особливе місце займають газотермічні покриття і, зокрема, детонаційні покриття.

На базі аналізу закономірностей експлуатаційних пошкоджень і причин виходу деталей у брак та передчасної їх заміни в умовах експлуатації встановлено, що домінуючою причиною є недопустиме зношення, яке головним чином пов'язане з локальним руйнуванням поверхонь деталей тертя. При цьому триботехнічні показники визначаються не стільки об'ємноструктурними властивостями, скільки станом поверхневих шарів.

Використання науково обґрунтованих необхідних захисних покриттів забезпечує кардинальне та технологічно ефективне розв'язання задачі збільшення надійності і довговічності деталей машин і механізмів. Розробка і впровадження нових високо-

ефективних технологій зміцнення і відновлення поверхонь тертя надає можливість досягти необхідної техніко-економічної доцільності рішення завдань ремонту при забезпеченні в межах експлуатаційних обмежень високого рівня надійності авіаційної техніки (АТ).

При нанесенні детонаційних покриттів на деталі утворюються високоякісні, практично безпористі шари з високим рівнем адгезійної міцності з матеріалом основи [1].

Застосування детонаційних покриттів дозволяє не тільки поліпшити, а навіть цілком змінити поверхневі властивості деталей, одержати заздалегідь прогнозовані характеристики робочих поверхонь, щоб найкраще задовольнити умови експлуатації [2, 3].

У багатьох випадках застосовують детонаційні покриття з оксидів алюмінію, хрому, кремнію, титану, цирконію та інших кісневмісних порошкових матеріалів [2 – 5], які поєднують в собі важливі позитивні характеристики за твердістю, тугоплавкістю, хімічною стійкістю та іншими властивостями.

Крім цього, для відновлення і зміцнення поверхонь тертя застосовують матеріали на основі дорогих металів (нікель, кобальт, вольфрам, молібден та інші, які відрізняються значними енерго- і трудомісткістю технологічних процесів).

У зв'язку з цим до найбільш ефективних напрямків досліджень слід віднести удосконалення газополум'яних технологій напилення з використанням

композиційних матеріалів на основі заліза, що дозволяють отримати покриття з високими триботехнічними й адгезійними властивостями [6]. Визначення закономірностей впливу лігуючих елементів на механізми зміни властивостей матеріалу основи дозволяє отримати значення вмісту елементів композиції і покриття з триботехнічними і фізико-механічними властивостями, наближеними до матеріалів на основі нікелю, кобальту і вольфраму [7, 8].

На основі широкого застосування на сучасному етапі композиційних порошків різних систем і газополум'яного окриття [9] можливо отримати високі триботехнічні властивості поверхонь, наприклад покриття системи $Fe-Cr-Al-B+30\%$ тетраборнокислого натрію, крім зазначеного, дає задовільну сумісність з широкою групою конструкційних матеріалів.

Наступним розповсюдженим видом руйнування поверхонь деталей є абразивне зношування у вузлах тертя авіаційних конструкцій, деталей вузлів тертя автомобілів, сільськогосподарських, будівельних і гірських машин шляхом попадання на їх поверхні в процесі експлуатації часток мінерального походження SiO_2 , глинозему, гірських порід тощо.

Для забезпечення більш тривалої працездатності елементів конструкцій і їхніх конструкційних матеріалів, що працюють в умовах абразивного зношування, на їхні робочі поверхні також наносять покриття різними способами [10 – 12], що призводить до істотних змін механізмів і кінетики процесів руйнування поверхневих шарів деталей.

Постійно зростає необхідність підвищення рівня надійності і довговічності авіаційної техніки, економії при цьому матеріальних і трудових ресурсів. Зниження матеріалоемності виробництва потребує науковообґрунтованого прогнозування вказаних характеристик та їх порівняння. В зв'язку з цим різко підвищується також значення вирішення задач побудови їх математичних моделей, оцінки їх достовірності, задач направлених на вирішення обчис-

лювальних та системноорганізаційних проблем побудови засобів моделювання об'єктів авіаційної техніки та процесів, що в них протікають, в тому числі при терті та зношуванні різних видів матеріалів та покриттів і їх оцінки при різних технологічних процесах нанесення.

Огляд публікацій та аналіз невирішених проблем

В загальній проблематиці невирішених питань і задач в галузі тертя і зношування важливе місце займають питання вивчення закономірностей процесів і механізмів, пов'язаних з абразивним зношуванням поверхонь деталей, їх покриттів та питання їх моделювання.

Види і механізми абразивного зношування конструкційних матеріалів описані в роботах [13 – 21].

Дослідники відзначають розмаїтість факторів, що визначають той або інший вид зношування і механізм його розвитку. В основі механізму цього процесу лежить взаємодія абразивної частинки з металом, що складається з двох етапів: 1) укорінення абразивної частинки в метал; 2) поступальне переміщення її уздовж поверхні. У більшості випадків дослідження проводили на залізовуглецевих сплавах. Питання дослідження властивостей покриттів, нанесених на різні сталі, на сьогодні ще недостатньо широко вивчені.

Безпосередньо питаннями моделювання й апроксимації експериментальних залежностей процесів абразивного зносу різних матеріалів займалися найбільш відомі провідні спеціалісти в області тертя і зносу [17, 20, 21].

Зрозуміло, що для моделювання процесів абразивного зношування виникає необхідність розробки прискорених методик і критеріїв оцінки процесів зношування матеріалів і їхніх покриттів, визначення виду апроксимуючих функцій експериментальних залежностей процесу абразивного зношування з метою визначення порівняльних характеристик їхніх

механічних властивостей і показників. При цьому дослідження на основі використання математичних методів моделювання процесів абразивного зношування поверхонь деталей дозволяють проводити порівняльний аналіз і оцінювати матеріали і покриття на абразивну зносостійкість із застосуванням сучасних комп'ютерних технологій. Для цього в першу чергу необхідно мати точні види апроксимуючих функцій експериментальних залежностей, з допомогою яких можна підтвердити або забезпечити вірність моделювання, а досягти точної апроксимації можливо при наявності відповідних способів і прийомів [22].

Мета статті. В даній роботі пропонується удосконалений спосіб, який полегшує процес визначення оптимального виду апроксимуючих функцій експериментальних залежностей абразивного зносу та значно підвищує точність їх апроксимації, що в свою чергу дає можливість підвищити якість прогнозування зносостійкості матеріалів та покриттів при різних умовах експлуатації елементів конструкцій.

Крім зазначеного, в роботі проведена порівняльна оцінка достовірності запропонованого способу з відомими програмами обробки експериментальних даних із застосуванням системи MathCAD [23, 24].

Для перевірки способу були проведені експериментальні випробування ряду матеріалів на абразивну зносостійкість на машині тертя Брінеля (ГОСТ 23.208-79).

Для інженерної практики необхідно прогнозувати величину зносу як при дії абразивних частинок різної твердості і розмірів, так і при зміні швидкості їх переміщення по поверхні матеріалів, а також від протяжності шляху тертя та зусиль взаємодії частинок з поверхнею матеріалів.

На рис. 1 показані експериментальні залежності вагового зносу від протяжності шляху тертя для двох матеріалів, які відрізняються своєю твердістю. Наведені експериментальні залежності отримані за умов стандартного навантаження ($P_0 = 44,1\text{Н}$) згідно

з ГОСТ 23.208-79 і розмірів абразивних частинок $0,2 - 0,25\text{ мм}$ із SiO_2 .

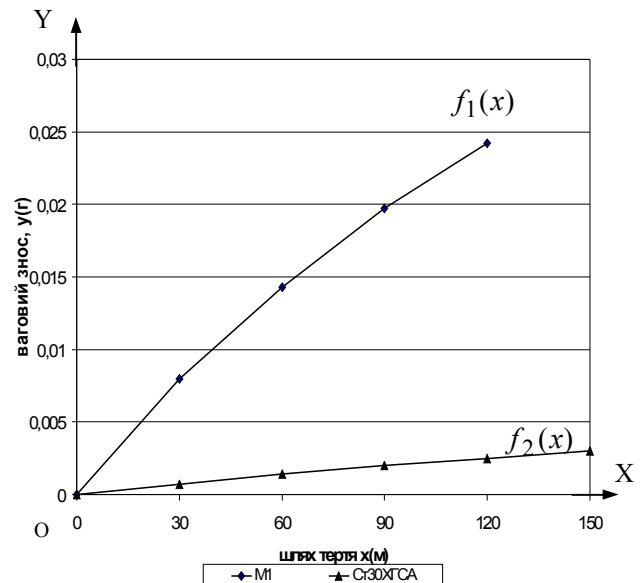


Рис. 1. Експериментальні залежності вагового абразивного зносу поверхонь матеріалів від величини шляху тертя для слідуєчих матеріалів: міді М1 ($f_1(x)$); Ст. 30 ХГСА нормалізованої ($f_2(x)$)

Співвідношення між величиною вагового абразивного зносу поверхонь матеріалів підтверджується відповідними значеннями твердості даних матеріалів, наведених у табл. 1 (виміри твердості проводилися на приладі ТШ-2М).

Таблиця 1
Значення твердості матеріалів

Марка матеріалу	Стан	НВ(d) мм	НВ _{5/750}
Мідь М1М	—	3,95	78,3
30 ХГСА	Нормалізована	2,05	217

Апроксимація функцій експериментальних залежностей, показаних на рис. 1, алгебраїчними поліномами в класичній формі методом найменших квадратів потребує значного об'єму обчислень і часу [22].

Обчислення значно спрощуються, якщо апроксимуюча функція буде знайдена за допомогою програми системи "MathCAD" [23, 24].

Виконаємо обчислення для мідних зразків при даних (1) з точністю 10^{-15} :

$$data = \begin{pmatrix} 0 & 0 \\ 30 & 0.0080 \\ 60 & 0.0143 \\ 90 & 0.0197 \\ 120 & 0.0242 \end{pmatrix}. \quad (1)$$

Компоненти апроксимуючої функції задає матриця $F(x)$:

$$F(x) = \begin{pmatrix} 1 \\ x \\ x^2 \\ x^3 \end{pmatrix};$$

$$S = \text{linfit}(X, Y, F),$$

а коефіцієнти – матриця S :

$$S = \begin{pmatrix} 0.000011428571441 \\ 0.000294682539683 \\ -0.000001071428571 \\ 0.000000002469136 \end{pmatrix},$$

де апроксимуюча функція має наступний вигляд:

$$f_{11}(x) = 0,000011428571441 + \\ + 0,000294682539683x - \\ - 0,000001071428571x^2 + \\ + 0,000000002469136x^3. \quad (2)$$

При цьому середньоквадратична похибка апроксимації визначалась за формулою

$$\delta = \sqrt{\sum_{i=1}^n \frac{\varepsilon_i^2}{n}}, \quad (3)$$

де $\varepsilon = y_{\text{експер.}} - y_{\text{апроксим.}}$ і становить

$$\delta_{11} \approx 0,000042761793695.$$

Для підвищення точності апроксимації розглянемо інші складові компоненти апроксимуючої функції.

При тих самих даних (1) нехай

$$F(x) = \begin{pmatrix} 1 \\ x \\ x^2 \\ \ln(x+1) \end{pmatrix},$$

тоді коефіцієнти шуканої функції $f_{12}(x)$ покаже матриця S :

$$S = \begin{pmatrix} 0,000000154545232 \\ 0,000245431417031 \\ -0,00000046679116 \\ 0,000306985138846 \end{pmatrix},$$

а апроксимуюча функція має наступний вигляд:

$$f_{12}(x) = 0,000000154545232 + \\ + 0,000245431417031 \cdot x - \\ - 0,00000046679116 \cdot x^2 + \\ + 0,000306985138846 \cdot \ln(x+1). \quad (4)$$

При цьому згідно формули (3) величина середньоквадратичної похибки становить

$$\delta_{12} = 0,000005,$$

яка на порядок менша за δ_{11} . Цю точність можна збільшити.

Для знаходження оптимальних компонент апроксимуючої функції розглянемо удосконалений нами спосіб, який значно підвищує точність апроксимації в залежності від вибору виду емпіричної залежності. Для цього розглянемо особливий клас монотонних двопараметричних функцій $f(x, a, b)$ [25].

Нехай ці функції будуть визначені одним із наступних рівнянь:

$$y = (ax^p + b)^{\frac{1}{q}}, \text{ якщо } p \neq 0, q \neq 0; \quad (5)$$

$$y = (a \ln x + b)^{\frac{1}{q}}, \text{ якщо } q \neq 0; \quad (6)$$

$$y = e^{ax^p} + b, \text{ якщо } p \neq 0; \quad (7)$$

$$y = bx^q. \quad (8)$$

Як видно, функції (5 – 8) об'єднані за формою в один клас.

Узагальнені середні від додатних величин $z_1, z_2, \dots, z_n$ визначимо, як

$$M_z(t) = \left(\frac{1}{n} \sum_{k=1}^n z_k^t \right)^{\frac{1}{t}}. \quad (9)$$

Для визначення середнього гармонічного формула має вигляд

$$H_z = \left(\frac{1}{n} \left(\frac{1}{z_1} + \frac{1}{z_2} + \dots + \frac{1}{z_n} \right) \right)^{-1} = M_z(-1), \quad (10)$$

а для середнього геометричного

$$G_z = (z_1 \cdot z_2 \cdot \dots \cdot z_n)^{\frac{1}{n}} = \lim_{t \rightarrow 0} M_z(t) = M_z(0). \quad (11)$$

Відповідно формули для обчислення значень середнього арифметичного мають вигляд

$$A_z = \frac{z_1 + z_2 + \dots + z_n}{n} = M_z(1), \quad (12)$$

а для обчислення середнього квадратичного

$$S_z = \sqrt{\frac{z_1^2 + z_2^2 + \dots + z_n^2}{n}} = M_z(2). \quad (13)$$

Розглянемо наступні класи середніх величин:

$$K_z = \sqrt[3]{\frac{z_1^3 + z_2^3 + \dots + z_n^3}{n}} = M_z(3) \quad (14)$$

При $t = -2$ маємо

$$F_z = \left(\frac{1}{n} \left(\frac{1}{z_1^2} + \frac{1}{z_2^2} + \dots + \frac{1}{z_n^2} \right) \right)^{-\frac{1}{2}} = M_z(-2). \quad (15)$$

При цьому має місце співвідношення між вище визначеними середніми додатних величин за формулами (10 – 13):

$$\min z \leq F_z \leq H_z \leq G_z \leq A_z \leq S_z \leq K_z \leq \max z.$$

Визначимо основну властивість класу функцій (5 – 8), яка полягає у рівності значення функції від узагальненого середнього від p узагальненому середньому від q :

$$f(M_x(p)) = M_y(q).$$

Для функції $y = bx^q$ p і q візьмемо рівними нулю та отримаємо $f(M_x(0)) = M_y(0)$.

Аналогічно можна показати, що $f(G_x) = G_y$.

Розглянемо даний клас функцій зі змінними p і q , які будуть приймати значення $-2; -1; 0; 1; 2; 3$. Далі визначимо 25 різних функцій, які часто використовуються у інженерній практиці при моделюванні різних процесів. Види запропонованих нами функцій і функцій, взятих з [25], зведені в табл. 2.

Для визначення оптимального виду апроксимуючої залежності (формули) треба відмітити параметри p і q на рис. 2 і відповідні середні

$$F_x, H_x, G_x, A_x, S_x, K_x, F_y, H_y, G_y, A_y, S_y, K_y.$$

Після цього на відповідних координатних осях треба провести через них прямі лінії, паралельні осям. Ці лінії перетнуться в тридцяти шести точках, кожна з яких відповідає одній із функцій, наведених в табл. 2.

Таблиця 2

Види функцій

№	$y = f(x, a, b)$	p	q	$M_x(p)$	$M_y(q)$
1	$ax + b$	1	1	A_x	A_y
2	ba^x	1	0	A_x	G_y
3	$1/(ax + b)$	1	-1	A_x	H_y
4	$A \ln x + b$	0	1	G_x	A_y
5	$b + a/x$	-1	1	H_x	A_y
6	bx^a	0	0	G_x	G_y
7	$x/(bx + a)$	-1	-1	H_x	H_y
8	$\frac{1}{ba^x}$	-1	0	H_x	G_y
9	$1/(a \ln x + b)$	0	-1	G_x	H_y
10	$ax^2 + b$	2	1	S_x	A_y
11	ba^{x^2}	2	0	S_x	G_y
12	$1/(ax^2 + b)$	2	-1	S_x	H_y
13	$\sqrt{ax^2 + b}$	2	2	S_x	S_y
14	$\sqrt{ax + b}$	1	2	A_x	S_y
15	$\sqrt{a \ln x + b}$	0	2	G_x	S_y
16	$\sqrt{a/x + b}$	-1	2	H_x	S_y
17	e^{ax+b}	1	0	A_x	G_y
18	e^{ax^2+b}	2	0	S_x	G_y
19	$\sqrt[3]{ax^2 + b}$	2	3	S_x	K_y
20	$\sqrt[3]{ax + b}$	1	3	A_x	K_y
21	$\sqrt[3]{a \ln x + b}$	0	3	G_x	K_y
22	$\sqrt[3]{a/x + b}$	-1	3	H_x	K_y
23	$ax^3 + b$	3	1	K_x	A_y
24	e^{ax^3+b}	3	0	K_x	G_y
25	$\sqrt[3]{\frac{a}{x^2} + b}$	-2	3	F_x	K_y

За наведеним алгоритмом визначимо оптимальні компоненти для експериментальної залежності абразивного зносу поверхні мідного зразка $f_1(x)$ на рис. 2.

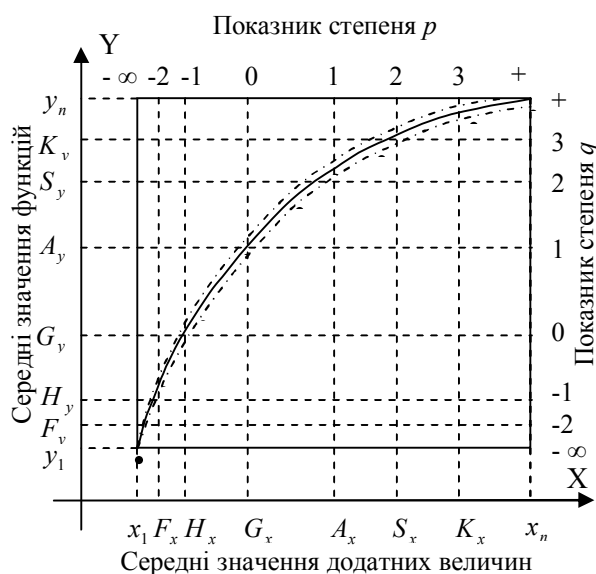


Рис. 2. Алгоритм знаходження оптимального виду апроксимуючої функції

Знайдемо $A_x, A_y, G_x, G_y, S_x, S_y$ згідно (9 – 13).

Нанесемо отримані значення на вісі OX і OY на рис. 3. Проведемо графік експериментальної залежності $f_1(x)$.

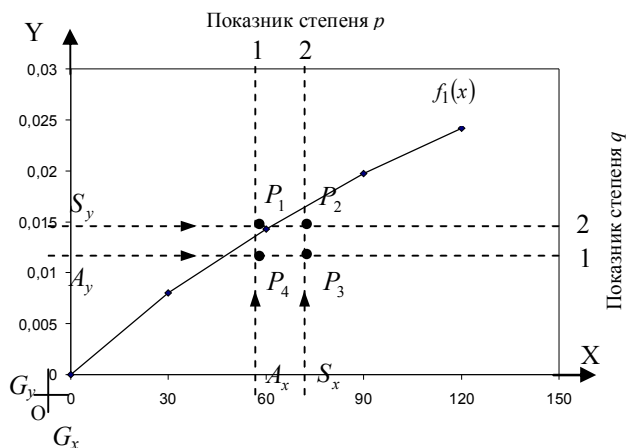


Рис. 3. Метод знаходження оптимальних компонент апроксимуючої функції

Знаходимо точки перетину прямих $y = S_y, y = A_y, x = S_x, x = A_x$. Серед чотирьох точок перетину цих прямих P_1, P_2, P_3, P_4 шукаємо точку найближчу до графіка експериментальної за-

лежності, яка розташована на перетині прямих $y = S_y, y = A_y, x = S_x, x = A_x$, тобто точку P_1 .

Потім за табл. 2 визначаємо оптимальну компоненту $\sqrt{ax+b}$ для апроксимуючої функції, де $p=1$, а $q=2$.

Для визначення параметра b скористуємося тим фактом, що графік проходить через точку $(0; 0)$, тобто $b=0$.

Коефіцієнт a буде знайдений за допомогою програми “MathCAD-2001” [24].

При реалізації даного методу знайшли оптималь-

ну компоненту $x^{\frac{1}{2}}$ та x , тобто

$$F(x) = \begin{pmatrix} 1 \\ x \\ x^2 \\ x^{\frac{1}{2}} \\ x^2 \end{pmatrix}, \text{ а } S = \begin{pmatrix} 3.1342585 \times 10^{-7} \\ 0.000229 \\ -4.3865154 \times 10^{-7} \\ 0.0002776 \end{pmatrix},$$

де апроксимуюча функція має вигляд

$$f_{13}(x) = 3.1342585 \times 10^{-7} + 0.000229 \cdot x - 4.3865154 \times 10^{-7} \cdot x^2 + 0.0002776 \cdot x^{\frac{1}{2}}. \quad (16)$$

При цьому середньоквадратична похибка становить $\delta_{13} \approx 0,0000070815$.

При такій апробації компонент і відповідній апроксимації δ_{13} і δ_{12} залишаються одного порядку, в зв'язку з цим, необхідно продовжити підбір інших оптимальних компонент.

Якщо спробувати в складові компоненти шуканої функції ввести функцію, яка не пропонується за розглянутим алгоритмом, то точність апроксимації зменшується. Наприклад, якщо взяти не рекомендовану компоненту $\ln(x+1)$ разом з рекомендованою

$x^{\frac{1}{2}}$, то маємо для міді M1:

$$data = \begin{pmatrix} 0 & 0 \\ 30 & 0.0080 \\ 60 & 0.0143 \\ 90 & 0.0197 \\ 120 & 0.0242 \end{pmatrix}.$$

Складові компоненти апроксимуючої функції $f_{14}(x)$ задає матриця $F(x)$, а коефіцієнти цієї функції матриця S :

$$F(x) = \begin{pmatrix} 1 \\ x \\ \frac{1}{x^2} \\ \ln(x+1) \end{pmatrix}; S = \begin{pmatrix} 6.1327244 \times 10^{-7} \\ -0.0000237 \\ 0.0045159 \\ -0.0046713 \end{pmatrix},$$

де апроксимуюча функція має вигляд

$$f_{14}(x) = 6.1327244 \times 10^{-7} - 0.0000237 \cdot x + 0.0045159 \cdot x^{\frac{1}{2}} - 0.0046713 \cdot \ln(x+1). \quad (17)$$

При застосуванні апроксимуючої функції (17) будемо мати похибку

$$\delta_{14} \approx 0.000039495328838.$$

Порівнюючи значення середньоквадратичної похибки δ_{14} з δ_{13} видно, що точність апроксимації за функцією (17) на порядок менша, ніж за функцією (16).

Для значного підвищення точності апроксимації необхідно включати у склад апроксимуючої функції тільки ті компоненти, які можна знайти за новим запропонованим алгоритмом, наведеним на рис. 3.

Визначені оптимальні компоненти за алгоритмом, наведеним на рис. 3, представлені матрицею

$$f(x) = \begin{pmatrix} \frac{1}{x^2} \\ x^2 \\ \frac{2}{x^3} \\ x \\ x^2 \end{pmatrix}, \quad (18)$$

а коефіцієнти апроксимуючої функції показує матриця

$$S = \begin{pmatrix} 0,001075360784466 \\ 0,000304601392055 \\ -0,000678576681345 \\ -0,000000529388364 \end{pmatrix}. \quad (19)$$

Тоді оптимальна апроксимуюча функція для процесу абразивного зносу мідних зразків буде мати наступний вигляд:

$$f_{15}(x) = 0,001075360784466 \cdot x^{\frac{1}{2}} + 0,000304601392055 \cdot x - 0,000678576681345 \cdot x^{\frac{2}{3}} - 0,000000529388364 \cdot x^2. \quad (20)$$

Аналіз похибки отриманої оптимальної апроксимації

$$\delta_{15} \approx 0,000000000002873$$

показує, що запропонований метод в цьому випадку в мільйон разів перевищує точність апроксимації за програмою системи “MathCAD-2001” алгебраїчним поліномом.

При апроксимації залежності абразивного зносу $f_2(x)$ для зразків із сталі 30ХГСА через алгебраїчний поліном в програмі системи “MathCAD-2001” за експериментальними даними, наведеними на рис. 1, маємо матрицю

$$data = \begin{pmatrix} 0 & 0 \\ 30 & 0,0075 \\ 60 & 0,0014 \\ 90 & 0,0020 \\ 120 & 0,0026 \\ 150 & 0,0030 \end{pmatrix}. \quad (21)$$

Компоненти апроксимуючої функції задає матриця

$$F(x) := \begin{pmatrix} 1 \\ x \\ x^2 \\ x^3 \\ x^4 \end{pmatrix}. \quad (22)$$

Коефіцієнти шуканої функції показує матриця S , яка представлена у вигляді

$$S = \begin{pmatrix} -0,000000992063255 \\ 0,00002942680776 \\ -0,000000189429018 \\ 0,000000001808985 \\ -0,00000000000643 \end{pmatrix}. \quad (23)$$

Апроксимуючий поліном матиме вигляд

$$\begin{aligned}
 f_{21}(x) = & -0,000000992063255 + \\
 & + 0,00002942680776 \cdot x - \\
 & - 0,000000189429012 \cdot x^2 + \\
 & + 0,000000001808985 \cdot x^3 - \\
 & - 0,0000000000643 \cdot x^4.
 \end{aligned} \quad (24)$$

При апроксимації (24) отримаємо похибку

$$\delta_{21} \approx 0,000006429385663.$$

При використанні нового алгоритму пошуку компонент для оптимальної апроксимуючої функції залежності абразивного зносу для сталі 30ХГСА від шляху тертя, за запропонованим алгоритмом (рис. 3) маємо більш оптимальні компоненти, в порівнянні з класичним поліномом (24), отриманим із застосуванням системи “MathCAD-2001” і записаним матрицею

$$F(x) = \begin{pmatrix} \frac{1}{x^2} \\ x^2 \\ x^3 \\ x \\ x^2 \\ x^3 \end{pmatrix}, \quad (25)$$

а коефіцієнти оптимальної функції можна знайти через матрицю S , яка представлена у вигляді

$$S = \begin{pmatrix} -0,004247324827642 \\ 0,003865537954231 \\ -0,000476207136139 \\ 0,000001166442304 \\ -0,000000002643942 \end{pmatrix}. \quad (26)$$

Тоді оптимальна апроксимуюча функція прийме наступний вид:

$$\begin{aligned}
 f_{22}(x) = & -0,004247324827642 \cdot x^{\frac{1}{2}} + \\
 & + 0,003865537954231 \cdot x^{\frac{2}{3}} - \\
 & - 0,000476207136139 \cdot x + \\
 & + 0,000001166442304 \cdot x^2 - \\
 & - 0,000000002643942 \cdot x^3.
 \end{aligned} \quad (27)$$

При такій апроксимації отримаємо похибку

$$\delta_{22} \approx 0,000000000585302,$$

що на декілька порядків менша за δ_{21} .

Висновки

В даній роботі розглянуто нетрадиційний вдосконалений спосіб, який полегшує процес визначення виду оптимальної апроксимуючої функції експериментальних залежностей процесів абразивного зношування з нежорстко закріпленими абразивними частинками.

На основі отриманих оптимальних видів апроксимуючих функцій експериментальних залежностей показано значне збільшення точності моделювання процесу абразивного зношування, що дає можливість на ранніх стадіях обґрунтовано і найбільш точно прогнозувати термін зношування деталей або його покриттів, а також призначати періоди проведення регламентно-ремонтних робіт.

В результаті порівняння точностей виконаних апроксимацій в даній роботі та за відомими програмами системи MathCAD [24] можна констатувати, що розглянутий нами удосконалений спосіб апроксимування експериментальних залежностей абразивного зношування поверхонь деталей та їх покриттів з нежорстко закріпленими абразивними частинками значно підвищує точність, а в окремих випадках на 4 – 6 порядків.

Література

1. Газотермические покрытия из порошковых материалов: Справ. / Ю.С. Борисов, Ю.А. Харламов, С.Л. Сидоренко, Е.Н. Арнавская. – К.: Наук.думка, 1978. – 544 с.
2. Хасуй А.Д., Мorigаки О. Наплавка и напыление / Пер. с япон. – М.: Машиностроение, 1982. – 212 с.
3. Щепетов В.В., Лабунец В.Ф. Трибостойкие детонационные боросодержащие покрытия // Технология и организация производства. – 1991. – №4. – С. 43 – 45.
4. Кацуа А.А., Семенов А.П. Высокотемпературное трение окисных керамик на основе корунда. – М.: Наука, 1974. – 120 с.

5. Борисова А.Л. Совместимость тугоплавких соединений с металлами и графитом: Справ. – К.: Наук. думка, 1985. – 247 с.
6. Кутьков А.А. Износостойкие антифрикционные покрытия. – М.: Машиностроение, 1976. – 152 с.
7. Федоренко И.М., Пугина Л.И. Композиционные спеченные антифрикционные материалы. – Мн.: Навука і тэхніка, 1980. – 403 с.
8. Витязь П.А., Ивашко В.С. и др. Теория и практика газопламенного напыления. – Мн.: Наука и техника, 1993. – 388 с.
9. Пат. 2000021109 Україна, МПК C23C14/14, B22F9/00. Порошок для газополуменового напыления: Пат. 2000021109 Україна, МПК C23C14/14, B22F9/00 / М.М. Мусієнко, В.О. Комаров, В.І. Колесников, О.І. Щепотьєв (Україна); Київський інститут ВПС. – Заявл. 25.02.2000.
10. Малышкин В.В., Ходак Н.А., Дмыtrenко В.Н., Лубяный В.В. Повышение сроков эксплуатации деталей авиационной техники путем восстановления размеров их геометрических форм и упрочнения газотермическим напылением жаростойкими покрытиями // Труды IV Международной НТК АВИА-2002. – К.: НАУ, 23-25 апреля, 2002. – Т. 3, секция 31. – С. 31.101 – 31.103.
11. Лабунец В.Ф., Ходак М.О., Марчук В.Е., Братица Л.С. Застосування детонаційних покриттів для зміцнення і відновлення тертьових деталей авіаційної техніки // Вісник НАУ. – 2002. – № 1. – С. 183 – 187.
12. Костецкий Б.И., Носовский И.Г., Караулов А.К. Поверхностная прочность материалов при трении. – К.: Техника, 1986. – 296 с.
13. Хрущев М.М., Бабичев М.А. Абразивное изнашивание. – М.: Наука, 1970. – 251 с.
14. Кашеев В.Н. Сопротивление металлической поверхности абразивному разрушению // Долговечность трущихся деталей машин. – М.: Машиностроение, 1990. – Вып. 4. – С. 279 – 295.
15. Добровольский А.Г., Кошеленко Г.И. Абразивная износостойкость материалов. – К.: Техника, 1989. – 128 с.
16. Костецкий Б.И. Трение, смазка и износ в машинах. – К.: Техника, 1970. – 390 с.
17. Крагельский И.Г. Трение и износ. – М.: Машгиз, 1962. – 383 с; 1968. – 480 с.
18. Зорин В.А. Основы долговечности строительных и дорожных машин. – М.: Машиностроение, 1986. – 248 с.
19. Тененбаум М.М. Износостойкость конструкционных материалов и деталей машин при абразивном изнашивании. – М.: Машиностроение, 1966. – 331 с.
20. Тененбаум М.М., Бернштейн Д.Б. Моделирование процесса абразивного изнашивания. Моделирование трения и износа // Материалы I межотраслевого научного семинара по моделированию трения и износа. – М.: НИИмаш. – 1967. – С. 81 – 92.
21. Крагельский И.В., Добычин М.Н., Комбаров В.С. Основы расчетов на трение и износ. – М.: Машиностроение, 1977. – С. 319 – 326.
22. Фильчаков П.Ф. Численные графические методы прикладной математики. – К.: Наук. думка, 1970. – 720 с.
23. Дьяконов В.П. Справочник по MathCAD PLUS 6.0 PRO. – М.: СКПресс, 1997. – 336 с.
24. Дьяконов В.П. MathCAD-2001: специальный справочник. – С.-Пб.: Питер, 2002. – 832 с.
25. Poljaev V. Choice of optimum form of the relation between two variables // Proceeding of 10th ICGG. – Kyiv, Ukraine. – 28 July – 2 August 2002. – P. 226 – 227.

Надійшла до редакції 2.10.2004

Рецензент: д-р техн. наук, проф. В.П. Юрчук, Національний технічний університет України „КПІ”, Київ.

УДК 62.23.50:517

Ю.Є. ОВЧАРЕНКО*Харківський національний автомобільно-дорожній університет, Україна*

СИСТЕМНИЙ АНАЛІЗ ПРОЦЕСІВ ОЦІНЮВАННЯ СТАНУ ЕРГАТИЧНОЇ СИСТЕМИ

Вдосконалено теорію системного аналізу складних ергатичних систем. Сформовані оцінки діяльності ергатичної системи для адекватної оцінки виконання людиною-оператором конкретної функціональної діяльності склали інформаційну засаду прийняття рішення оператором при керуванні ергатичною системою.

людина-оператор, машинна частина, проблемно-орієнтовна ергатична система, динамічна система, ефективність діяльності, цільова діяльність

Вступ

Оцінювання взаємовідносин між операторами і машинною частиною ергатичної системи, визначення ефективності їх діяльності є центральною проблемою, що розглядається в даній роботі. Серед дослідників ергатичних систем нема єдиної думки щодо оцінювання їх діяльності та ролі в них людини-оператора.

Підвищення вимог до професійної підготовки операторів ергатичних систем, що викликане ускладненням систем та задач, які вони вирішують, робить все більш актуальною проблему об'єктивного оцінювання ефективності діяльності операторів при виконанні конкретного функціонального завдання, у тому числі і в умовах цільової діяльності.

1. Формулювання проблеми

В сучасних роботах [1 – 7] з інженерної психології відмічається, що діяльність людини слід розглядати з системних позицій. В цих роботах підкреслюється, що системний підхід щодо дослідження діяльності людини в усіх сферах її активної поведінки є комплексним, взаємопов'язаним і пропорційним розгляданням усіх факторів, шляхів і методів рішення складної, багатофакторної та багатоваріантної проблеми, типовим прикладом якої є проблеми, що пов'язані з вивченням складних систем керування.

Метою даної роботи є надання процесу формування оцінок діяльності ергатичної системи для адекватної оцінки виконання людиною-оператором конкретної функціональної діяльності.

2. Рішення проблеми

Із системно-динамічного уявлення функціонування ергатичної системи випливає, що оцінювання ефективності є характеристикою фактичного рівня досягнення ергатичною системою мети, яка поставлена перед нею, в реальних умовах функціонування з урахуванням фактичних витрат на досягнення мети.

В процесі проектування та модернізації ергатичних систем виникає задача забезпечення повноти інформаційного забезпечення проектувальників. Це викликано тим, що недостатнє урахування фактів, які мають вплив на діяльність людини-оператора та роботу машинної частини ергатичної системи, призводить до недостатньо адекватної оцінки процесу виконання людиною-оператором конкретної функціональної діяльності.

Процес формування оцінок діяльності ергатичної системи є динамічним процесом. Надамо його як функціонування динамічної системи формування оцінок (ДСФО), що пов'язана з проблемно-орієнтовною ергатичною системою.

Являючись динамічною системою, ДСФО задається своєю п'ятіркою компонентів

$$q = (Y_q, W_q, Z_q, R_q, F_q),$$

де Y_q, W_q, Z_q – множина об’єктів входу, стану і виходу, а R_q, Z_q – сімейства вихідних функцій та функцій переходу стану ДСФО відповідно. Передбачимо алгоритм функціонування проблемно-орієнтовної ергатичної системи як

$$Q = Y \times W \times Z. \quad (1)$$

Множину W_q об’єктів стану ергатичної системи надамо як поєднання двох таких, що не перетинаються, множин, одна з яких v , складає об’єкти стану, що необхідні та достатні для формування оцінок (“об’єктивні” змінні), а друга – ω – поєднує об’єкти стану ДСФО, що призводять до зміщення оцінок (“суб’єктивні” об’єкти стану). Процес об’єктивного оцінювання опишемо виразом:

$$Z_q = R_q(Y_q, v); \quad v = \frac{W_q}{\omega}, \quad (2)$$

де v та ω – множини “об’єктивних” та “суб’єктивних” об’єктів стану ДСФО відповідно.

Визначення проблемно-орієнтовної ергатичної системи у вигляді (2) означає, що об’єктивність формування оцінок досягається тоді і тільки тоді, коли за умови свавільної зміни стану ергатичної системи, оцінки, що формуються, не залежать від об’єктів, що належать множині „суб’єктивних” об’єктів стану ергатичної системи. Повна об’єктивність оцінок досяжна за умови проведення оцінювання за допомогою

автоматичних систем, так як тільки для них множина ω є пустою. Приймаючи до уваги, що “суб’єктивні” оцінки неадекватно характеризують функціонування ергатичної системи керування, в подальшому під оцінкою будемо розуміти тільки “об’єктивні” оцінки, що відповідають виразу (2).

Приймемо за підґрунтя систематизації оцінок ергатичної системи її узагальнений опис. Класи оцінок визначимо з того, які із складових системно-динамічної моделі ергатичної системи та (або) їх сукупностей служать вхідними об’єктами для неї (2). Розглянемо основні класи оцінок функціонування проблемно-орієнтовної ергатичної системи (табл. 1).

З табл. 1 класи оцінок ергатичної системи в конкретних умовах можна розділити на підкласи, групи тощо. Множину вхідних об’єктів проблемно-орієнтовної ергатичної системи (клас оцінок C) надамо як сукупність підмножин:

- інформації, що діє на машинну частину ергатичної системи керування;
- інформації, що сприймається людиною-оператором;
- інформації, що діє на машинну частину ергатичної системи керування і може перцептивно сприйматися оператором.

Одержані результати дозволяють перейти до визначення поняття ефективності діяльності ергатичної системи.

Таблиця 1

Класи оцінок діяльності ергатичної системи

Найменування класу	Вхід ДСФО	Оператор оцінювання	Вихід ДСФО
Оцінка вхідних об’єктів системи (C_Y)	Y	R_q^u	ε_Y
Оцінка результатів діяльності системи (C_Z)	Z	R_q^v	ε_Z
Оцінка стану системи (C_W)	W	R_q^x	ε_W
Оцінка алгоритмів одержання наслідків діяльності системи (C_R)	R	R_q^R	ε_R
Оцінка процесів зміни стану системи (C_F)	F	R_q^F	ε_F
Узагальнена оцінка діяльності системи (C)	S	R_q^S	ε_S
Комплексна оцінка діяльності системи (C_ε)	ε	R_q^ε	ε_ε

Ергатична система створюється для виконання необхідних конкретних функцій і є цілеспрямованою системою. Звідси для неї існує такі підмножини елементів, що описують її складові, які перетворюють в екстремум (max або min) комплексну та узагальнену оцінку діяльності ергатичної системи керування. Вказаних підмножинах компонентів ергатичної системи відмітимо елементи, які перетворюють в екстремум оцінки відповідних компонентів [8 – 10].

Приймемо за раціональний алгоритм такі дії в ергатичній системі, координатами якої є відмічені елементи множини об'єктів входу, стану і виходу ергатичної системи. Дії, які описують раціональний алгоритм та відмічені точки множини об'єктів входу, стану і виходу назвемо раціональними діями у відповідних просторах. Відповідні таким діям родини вихідних функцій та функцій переходу станів назвемо раціональними функціями.

Тоді раціональною ергатичною системою назвемо динамічну систему, яка задана своїми раціональними складовими:

$$S_P = (Y_P, W_P, Z_P, R_E, \xi_E); \quad (3)$$

$$Q_P = Y_P \times W_P \times Z_P. \quad (4)$$

Множина значень оцінок діяльності ергатичної системи $e_{Y_P} \dots e_{\xi_P}$, для яких побудовані раціональні дії

алгоритму, та сама раціональна ергатична система створюють дії в просторі вихідних об'єктів проблемно-орієнтовної ергатичної системи. Приймемо їх за дії оцінок раціональностей по відповідним класам оцінок діяльності ергатичної системи. Звідси, діяльність ергатичної системи описується характеристиками:

- фактична дія;
- фактичний алгоритм ергатичної системи та її складових;
- сімейства фактичних вихідних та перехідних дій;
- проблемно-орієнтовна ергатична система (фактична);
- оцінки фактичного функціонування ергатичної системи та алгоритм цих оцінок по відповідним класам.

За ефективність діяльності проблемно-орієнтовної ергатичної системи приймемо міру наближення значень фактичних характеристик ергатичної системи до значень раціональних характеристик.

Одержимо оцінки ефективності за допомогою об'єктивної ДСФО діяльності вигляду:

$$D = (Y_D, W_D, Z_D, R_D, \xi_D); \quad (5)$$

$$Q_D = Y_D \times W_D \times Z_D, \quad (6)$$

де за якість вхідних об'єктів приймемо декартові добутки пар множини характеристик раціональної та фактичної діяльності. В табл. 2 надані класи оцінок ефективності діяльності ергатичної системи,

Таблиця 2

Класи оцінок ефективності діяльності ергатичної системи

Найменування класу	Вхід ДСФО	Оператор оцінювання	Вихід ДСФО
Оцінки відповідності фактичних значень вхідних об'єктів системи їх раціональним значенням (A_Y)	$Y_\Phi \times Y_P$	R^Y_D	P_Y
Оцінки якості діяльності системи (A_J)	$J_\Phi \times J_P$	R^J_D	P_J
Оцінки відхилення фактичних значень об'єктів стану системи від еталонних значень (A_W)	$W_\Phi \times W_P$	R^W_D	P_W
Оцінки відхилення фактичної фазової траєкторії від еталонної (A_Q)	$Q_\Phi \times Q_P$	R^Q_D	P_Q
Оцінки раціональності фактичного способу реалізації функцій (A_R)	$R_\Phi \times R_P$	R^R_D	P_R
Оцінка відповідності фактичної динаміки процесів зміни стану системи динаміці еталонної системи (A_F)	$F_\Phi \times F_P$	R^F_D	P_F
Оцінка ефективності діяльності системи (A_S)	$S_\Phi \times S_P$	R^S_D	P_S

де Φ – компоненти динамічного опису фактичної діяльності ергатичної системи.

Оцінки ефективності діяльності ергатичної системи можна визначити як на підставі елементів множини раціональних і фактичних фазових операцій системи керування, так і за умови застосування оцінок елементів цих множин.

Стає очевидним і визначення поняття оцінки ефективності діяльності ергатичної системи як результату визначення фактичного рівня досягнення поставленої мети операції в фактичних умовах з урахуванням рівня фактичних витрат.

Висновки

Таким чином, оцінювання ергатичної системи є двухетапним процесом. На першому етапі оцінюються змінні, що характеризують поточну діяльність ергатичної системи. На другому – здійснюється оцінювання ефективності діяльності за допомогою оцінок результатів першого етапу та раціональних дій алгоритмів. Сформовані оцінки являються інформаційною засадою прийняття рішення оператором при керуванні ергатичною системою. Це дозволяє скорочувати час при організації взаємодії між операторами та операторами і машиною в умовах цільової діяльності ергатичної системи.

Література

1. Автоматизированные обучающие системы профессиональной подготовки операторов летательных аппаратов / Под ред. Е.В. Шукшунова. – М.: Машиностроение, 1999. – 240 с.
2. Атухин В.М., Нафтульев А.И. Математическое моделирование деятельности человека-оператора

при разработке эргатических систем // Человек и общество. – Вып. 11. – Л.: ЛГУ. – 1993. – С. 245 – 254.

3. Системный подход в психологическом анализе взаимодействия человека с машиной // Психологический журнал. – 1982. – № 1. – С. 85 – 100.

4. Вопросы кибернетики. Эффективность деятельности оператора // Научн. совет АН СССР по комплексной проблеме. – М.: Кибернетика, 1992. – 163 с.

5. Вопросы кибернетики. Моделирование человеко-машинных кибернетических систем: Сб. статей / Научн. ред Е.А. Федосов. – М., 1994. – 146 с.

6. Гордеева Н.Д., Девишвили В.М., Зинченко В.П., Кочурова Э.И. Функциональная структура и критерии оценки инструментальных пространственных действий // Проблемы космической биологии. – 1977. – Т. 34, № 4. – С. 266 – 293.

7. Костин А.Н. Принцип взаимного резервирования при распределении функций между человеком и автоматикой: Автореф. дис ... д-ра психол. наук: 19.00.03 / Российск. ак. наук. – М., 2000. – 43 с.

8. Заде Л.А. Понятие лингвистической переменной и его применение к принятию приближенных решений: Пер. с англ. – М.: Мир, 1996. – 156 с.

9. Прохоров В.П., Твердохлебов А.Н., Володин М.И. Использование логического подхода для принятия решений в условиях неопределенности // 36. наук. пр. ХВУ. – Х.: ХВУ. – 1998. – С. 53 – 58.

10. Теленик С.Ф., Гунченко Н.И., Алексеев О.П. Интеллектуализация транспортных технологий // Вестник ХНАДУ. – 2003. – Вып. 20. – С. 84 – 86.

Поступила в редакцию 4.10.2004

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Э.В. Гаврилов, Национальная академия городского хозяйства, Харьков.

УДК 629.734.7.018.7

П.И. ИВАНОВ*НИИ аэроупругих систем, АРК Крым, Украина*

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ СТРАТЕГИИ БЛИЖНЕГО НАВЕДЕНИЯ УПРАВЛЯЕМОЙ ПЛАНИРУЮЩЕЙ ПАРАШЮТНОЙ СИСТЕМЫ НА ЦЕЛЬ ПРИ ПОПУТНОМ ВЕТРЕ

В работе предложен один из вариантов оптимальной стратегии ближнего наведения управляемой планирующей парашютной системы (УППС) на цель.

управляемая планирующая парашютная система, оптимальная стратегия ближнего наведения

Введение

Проблема выбора оптимальных стратегий наведения УППС на цель связана с важной практической задачей обеспечения посадки на площадки ограниченных размеров. Последние результаты и материалы, в которых начато решение данной задачи и на которые в данной статье делаются ссылки, изложены в работах [1 – 2].

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

1. Формулирование проблемы

Целью настоящей работы является исследование возможности вывода системы груз-УППС в плоскость глиссады предпосадочного планирования к цели с траектории планирующего спуска, лежащей в плоскости параллельной линии ветра.

2. Решение проблемы

Полет системы груз-УППС в плоскости параллельной линии ветра (при попутном ветре) минимизирует время доставки груза в район цели, что обес-

печивает достаточный запас высоты и гарантирует возможность маневра в районе цели для точного выхода на цель. В ряде задач ближнего наведения управляемой планирующей парашютной системы (УППС) на цель ставится условие минимизации управляющих воздействий при выходе на глиссаду предпосадочного планирования (ГПП). Под ГПП понимается отрезок наклонной прямой, заканчивающийся в точке O – центре цели и расположенной в плоскости вектора ветра $\overline{W}$.

На ГПП система груз-парашют может, двигаясь против ветра без управляющих воздействий (за исключением динамического подрыва непосредственно у Земли обеими стропами управления (СУ)), попасть непосредственно в цель. Таким образом, основной задачей на этапе ближнего наведения является вывод системы груз-парашют на ГПП при минимально возможных управляющих воздействиях.

Покажем вначале, что выход по касательной к линии ГПП из режима полета в плоскости ветра с попутным ветром только одним управляющим воздействием (отклонением одной стропы управления) невозможен.

Требуемый радиус разворота r_p для выхода на ГПП как функцию от скорости ветра W в районе цели можно рассчитать из условия совпадения касательных к траектории винтовой линии, сносимой ветром, и к линии ГПП в точке выхода на ГПП. Тангенс угла наклона касательной к траектории винто-

вой линии, сносимой ветром, можно определить по формуле

$$\frac{V_{yp}}{V_{\Pi}} = \frac{V_{yp}}{\sqrt{V_p^2 + W^2 + 2V_p W \cos(\phi - \xi)}},$$

где V_{Π} – путевая скорость; V_{yp} – вертикальная составляющая скорости в режиме установившегося вращения; V_p – горизонтальная составляющая скорости в режиме установившегося вращения; $(\phi - \xi)$ – угол между линией ветра и вектором скорости V_p .

В начальный момент времени, когда система движется в плоскости ветра, угол $(\phi - \xi) = 0$.

В момент выхода на линию ГПП система развернется на угол π и $\cos(\phi - \xi) = -1$, следовательно, тангенс угла наклона касательной к траектории винтовой линии, смещенной ветром, равен

$$\frac{V_{yp}}{V_p - W}.$$

Тангенс угла наклона касательной к линии ГПП равен

$$\frac{V_y}{V_z - W}.$$

Сравнивая между собой два последних равенства, видим, что первое из них заведомо больше второго, так как числитель первого равенства всегда больше числителя второго, а знаменатель первого всегда меньше знаменателя второго (при условии, что $V_z > W$). Здесь V_z – горизонтальная составляющая скорости установившегося полета системы груз-парашют.

Отсюда сразу же следует, что при условии начала разворота из режима движения параллельно линии ветра вдоль ветра, касательные в точке выхода на ГПП не могут совпадать, так как если предположить, что они совпадают, то получим абсурдное равенство – большее равно меньшему, чего не может быть.

Отсюда следует вывод.

Если в начальный момент времени система движется параллельно линии ветра OW , то разворот в сторону ГПП на угол π не обеспечивает выход на ГПП по касательной, так как тангенс угла наклона касательной к траектории системы в точке $\phi = \pi$ всегда больше тангенса угла наклона ГПП при данной скорости ветра.

Если же приравнять выражения

$$\frac{V_{yp}}{\sqrt{V_p^2 + W^2 + 2V_p W \cos(\phi - \xi)}} = \frac{V_y}{V_z - W},$$

то отсюда можно определить угол поворота $(\phi - \xi)$, при котором обеспечивается равенство касательных

$$\cos(\phi - \xi) = \frac{V_{yp}^2 (V_z - W)^2 - V_y^2 (V_p^2 + W^2)}{2V_p W V_y^2}.$$

Получим уравнение линии полета и построим алгоритм метода выхода в плоскость ГПП над ГПП из режима полета параллельно линии ветра.

Если удалось выйти в плоскость, параллельную линии ветра (параллельную плоскости ГПП), то необходимо определить в системе GPS координаты точки M_{Π} ($x_{\Pi}, y_{\Pi}, z_{\Pi}$) относительно цели O (т.е. радиус-вектор $\bar{r}_{\Pi}$). Необходимо отметить, что радиус-вектор $\bar{r}_{отн}$ относительных (относительно цели O) координат положения системы в пространстве определяется как разность векторов абсолютных расстояний относительно спутника GPS-положения системы $\bar{r}_c$ и цели $\bar{r}_0$:

$$\bar{r}_{отн} = \bar{r}_c - \bar{r}_0.$$

Уравнение траектории полета ППС в векторной форме имеет вид

$$(\bar{r} - \bar{r}_{\Pi}) \times \bar{V}_{\Pi} = 0,$$

где $\bar{r}$ – радиус-вектор точки на ГПП; $\bar{r}_{\Pi}$ – радиус-вектор точки M_{Π} ; $\bar{V}_{\Pi} = V_{\Pi x}i - V_y j + V_{\Pi z}k$ – путевая скорость системы груз-ППС.

Симметрическое уравнение прямой примет вид

$$\frac{x - x_{\Pi}}{V_{\Pi x}} = \frac{y - y_{\Pi}}{-V_y} = \frac{z - z_{\Pi}}{V_{\Pi z}} = t.$$

Значит, параметрические уравнения прямой примут следующий вид:

$$x = x_{II} + V_{IIx}t;$$

$$y = y_{II} - V_{y}t;$$

$$z = z_{II} + V_{IIz}t.$$

Здесь параметр t играет роль времени движения системы по прямой – траектории полета системы.

Если система движется в плоскости ветра, то:

$$V_{II} = V_c + W; \quad V_{IIx} = V_{II} \cos \xi; \quad V_{IIz} = V_{II} \sin \xi,$$

где ξ – угол ветра, который отсчитывается от оси OX по часовой стрелке.

Отсюда параметрические уравнения прямой – траектории движения системы в плоскости ветра:

$$x = x_{II} + (V_c + W) \cos \xi \cdot t;$$

$$y = y_{II} - V_y t;$$

$$z = z_{II} + (V_c + W) \sin \xi \cdot t.$$

Задаваясь временем движения t в любой момент получим координаты точки системы груз-ППС на ее траектории. С определенной точки этой траектории, отклонением СУ на величину $\delta l(r_p)$ и развороте на 180° , можно перейти в плоскость ГПП непосредственно над ГПП. Здесь r_p – радиус разворота.

Алгоритм метода выхода в плоскость ГПП из режима полета параллельно плоскости ГПП для бортового компьютера системы груз-ППС состоит в следующем.

1. Определяется угол ветра ξ в районе цели и выполняется вывод системы груз-ППС в плоскость, параллельную вектору скорости $\vec{W}$.

2. По GPS определяются координаты произвольной точки $M_{II}(x_{II}, y_{II}, z_{II})$ положения системы на траектории. Отсчет от точки M_{II} будет теперь соответствовать моменту времени $t = 0$.

3. Организуется цикл по времени t для расчета момента начала управления для перехода на ГПП.

В данном цикле:

А. Опускается перпендикуляр из точки M_{II} на плоскость линии ветра OW и вычисляются координаты точки пересечения: x_E, y_E, z_E :

$$x_E = (z_{II} \sin \xi + x_{II} \cos \xi) \cos \xi;$$

$$z_E = (z_{II} \sin \xi + x_{II} \cos \xi) \sin \xi;$$

$$y_E = y_{II}.$$

Б. Определяются длина перпендикуляра и радиус разворота r_p системы для выхода в плоскость ГПП

$$r_p = \frac{(x_{II} \sin \xi - z_{II} \cos \xi)}{2}.$$

В. Определяется скорость разворота $V_p = k_1 V_c$ и угловая скорость установившегося режима вращения $\omega = \frac{V_p}{r_p}$, где $k_1 = 0,6 - 1$ – эмпирический коэффициент.

Г. Определяется вертикальная составляющая V_{yp} скорости снижения в режиме установившегося вращения в развороте

$$V_{yp} \approx V \sqrt{\frac{g^2 + V_p^2}{\omega^2 + V_p^2}} \cdot \left(1 + K^2 \left(1 - \frac{\frac{k_1^2 g}{\omega}}{\sqrt{\frac{g^2 + V_p^2}{\omega^2 + V_p^2}}} \right) \right),$$

где K – аэродинамическое качество системы; g – ускорение свободного падения; V – скорость полета системы воздушная.

Д. Определяются координаты точки B – выхода системы в плоскость ГПП: x_B, y_B, z_B :

$$x_B = x_E + \frac{\pi W \cos \xi}{\omega};$$

$$z_B = z_E + \frac{\pi W \sin \xi}{\omega};$$

$$y_B = y_E - V_{yp} \frac{\pi}{\omega}.$$

Е. Вычисляется высота y_1 точки линии ГПП с координатами x_B, z_B :

$$y_1 = \frac{x_B V_y}{V_x^{ГПП} - W_x} \quad \text{или} \quad y_1 = \frac{z_B V_y}{V_z^{ГПП} - W_z},$$

где $V_x^{ГПП} = V_c \cos \xi$; $V_z^{ГПП} = V_c \sin \xi$.

Ж. Определяется положение системы груз-парашют относительно цели. Для этого необходимо выполнить следующие проверки и операции.

1. Если угол ветра $0 < \xi < \pi$, то:

если $x > x_1$ (где $x_1 = z_1 \frac{W_x}{W_z} = z_1 \operatorname{ctg} \xi$, причем

$z = z_1$), то цель находится справа и нужно отклонять правую СУ на величину $\delta l(r_p)$;

если $x < x_1$, то цель находится слева и нужно отклонять левую СУ на величину $\delta l(r_p)$.

2. Если угол ветра $\pi < \xi < 2\pi$, то:

если $x > x_1$ (где $x_1 = z_1 \frac{W_x}{W_z} = z_1 \operatorname{ctg} \xi$, причем

$z = z_1$), то цель находится слева и нужно отклонять левую СУ на величину $\delta l(r_p)$;

если $x < x_1$, то цель находится справа и нужно отклонять правую СУ на величину $\delta l(r_p)$.

3. Если угол ветра $\xi = 0$, или $\xi = 2\pi$ то: если $z < 0$, то цель справа; если $z > 0$, то цель слева.

4. Если угол ветра $\xi = \pi$, то: если $z > 0$, то цель справа; если $z < 0$, то цель слева.

3. Сравниваются значения высот y_1 и y_B .

Если $y_B > y_1 + L_p$, где L_p размах крыла ППС, то необходимо продолжать полет до момента, пока не начнет выполняться равенство $y_B \leq y_1 + L_p$. Параметр цикла – время t , принимает следующее значение, и все пункты, начиная с третьего, повторяются.

Если $y_B \leq y_1 + L_p$, то необходимо отклонить соответствующую СУ (определенную в пункте ж) на величину $\delta l(r_p)$, вычисляемую по формуле

$$\delta l = \sqrt{\frac{U+1}{U-1}} - 1,$$

$$\text{где } U = \frac{\omega^2 L_p^2 + 12V^2}{6\omega L_p V} \text{ и } \omega = \frac{V_p}{r_p}.$$

По истечении времени $t = \frac{\pi r_p}{V_p}$ необходимо от-

пустить затянутую стропу управления.

В этот момент система груз-парашют окажется вблизи глissады предпосадочного планирования и будет двигаться параллельно ей.

Заключение

1. Показано, что если система движется в плоскости, параллельной ветру, то разворот на угол π для выхода в плоскость ГПП не может обеспечить выход по касательной к линии глissады предпосадочного планирования.

2. Предложен один из возможных алгоритмов программы ближнего наведения для бортового компьютера системы груз-парашют на цель, при котором система выходит в окрестность линии ГПП.

Перспективы дальнейших исследований состоят в расширении возможного перечня моделей для исследования и оптимизации стратегий ближнего наведения системы груз-УППС на цель.

Литература

1. Гимадиева Т.З. К вопросу оптимального управления планирующей парашютной системой // Динамические системы – Симферополь: СГУ, 1998. – № 14. – С. 71 – 77.

2. Иванов П.И. Выбор оптимальных стратегий наведения управляемой планирующей парашютной системы на цель // Авиационно-космическая техника и технология. – 2004. – №2 (10). – С. 49 – 53.

Поступила в редакцию 1.10.2004

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

УДК 629.735.054.03:681.121

В.І. ШЕВЧЕНКО, В.О. КНИШ

Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського “ХАІ”, Україна

АНАЛІЗ ТОЧНОСТІ РОЗРОБЛЕНОГО ЄМНІСНОГО ДАТЧИКА ПАЛИВОМІРА, ІНВАРІАНТНОГО ДО ЯКОСТІ ПАЛИВА

У статті розглянуті принципи побудування вимірювачів кількості палива, інваріантних до зміни сорту палива. Таких результатів вдалось добитись завдяки використанню двох каналів з ємнісними перетворювачами. Основним результатом такого принципу є незалежність вимірювання кількості палива від діелектричної проникності, причому інваріантність досягається на всьому діапазоні вимірювання, водночас як інші вимірювачі таку можливість мають тільки в одній точці.

вимірювання кількості палива, ємнісний датчик кількості палива

Вступ

Для сучасної авіації визначення кількості палива на борту повітряного судна (ПС) є актуальною темою. Незважаючи на досить великий вибір вимірювачів палива, точність вимірювання і стійкість до навколишніх впливів бажає кращого. В процесі експлуатації ПС в баках з паливом накопичуються різні виділення, у тому числі вільна вода на дні бака (рис. 1). Крім того, авіаційне паливо має різні сорти в залежності від пори року.

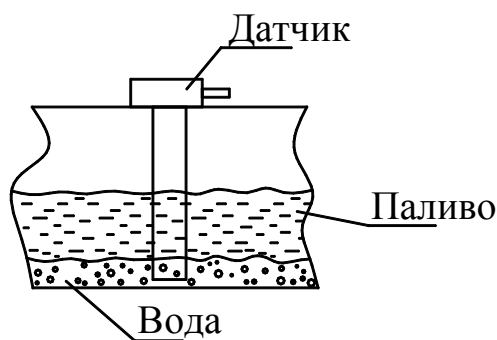


Рис. 1. Розріз паливного бака з рідиною

1. Формування проблеми

В авіаційній техніці широке використання знайшли ємнісні вимірювачі кількості палива у зв'язку з деякими особливостями використання:

- стійкість до коливань палива у порівнянні із хвильовими паливомірами;
- стійкість до механічних впливів;
- відсутність електромеханічних частин;
- простота конструкції, надійність.

Одним з основних недоліків відомих паливомірів є залежність точності вимірювань від коефіцієнта діелектричної проникності. У разі зміни сорту палива або накопичення відложень виникає похибка, яка в деяких випадках може погіршити точність вимірювань до 20%. Тому для компенсації таких похибок використовують компенсаційні методи. Самий поширений з таких методів – це використання компенсаційних датчиків [1], котрі повинні бути розташовані весь час у рідині, наприклад, в нижній частині бака.

Також відомі інваріантні вимірювачі кількості діелектричних рідин на базі довгих ліній [2, 3]. Недоліками цих паливомірів є конструктивні обмеження, які необхідно виконувати для високої точності.

Також слід зазначити, що вони непрацездатні у разі накопичення вільної води (рис. 1).

Була запропонована нова конструкція паливоміра, вільна від цих недоліків [4, 5].

Мета даної статті – аналіз точності нового паливоміра.

2. Вирішення проблеми

Досягнення поставленої задачі вирішується тим, що в паливомірі, інваріантному до зміни сорту палива (діелектричної проникності), який містить первинний перетворювач з двома датчиками, і згідно з винаходом в якості датчиків використовуються ємнісні перетворювачі з різними законами зміни ємності від рівня палива в баці. Технічний результат, як наслідок – підвищення точності вимірювання.

Паливомір (рис. 2) складається з вимірювально-обчислювального блоку 1, до якого під'єднані датчики 2, 3. В якості датчиків використовуються ємнісні перетворювачі різної форми. Наприклад, на рис. 3 представлено конструкцію ємнісного датчика з плоско-прямокутними обкладинами, а на рис. 4 – з плоско-трикутними обкладинами.

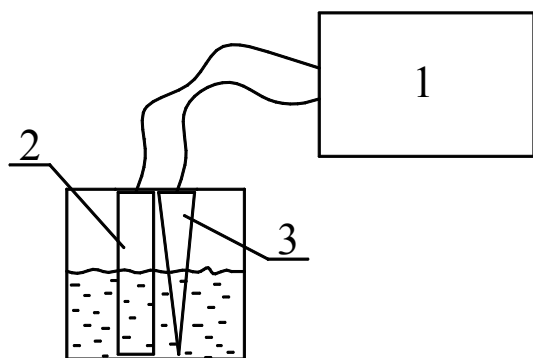


Рис. 2. Схема паливоміра

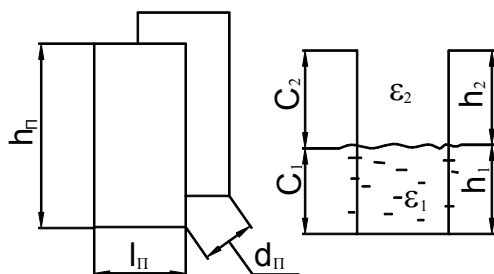


Рис. 3. Схема прямокутної частини

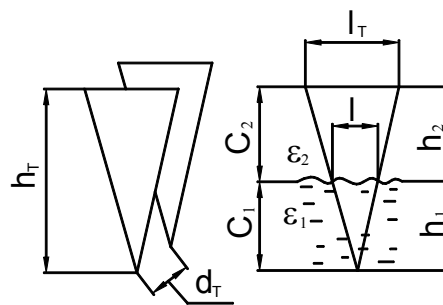


Рис. 4. Схема трикутної частини паливоміра

Пристрій працює наступним чином. Як показано на рис. 2, обидва датчики 2, 3 занурені в паливо. Рівень по довжині датчиків розподіляється на два середовища із різною діелектричною проникністю (рис. 3, 4), якими можуть бути повітря і керосин з діелектричними проникностями відповідно $\epsilon_1 = 2$, $\epsilon_2 = 1$. Слід зазначити, щоб вимірювання були незалежними від зміни сорту палива (діелектричної проникності), датчики повинні мати різні закони зміни ємності від рівня палива. Це досягається завдяки використанню датчиків різних форм, наприклад, плоско-прямокутного (рис. 3) і плоско-трикутного (рис. 4) ємнісних датчиків.

Відомо, що залежність ємності від рівня палива для плоского ємнісного датчика (рис. 3) обчислюється за формулою

$$C_{\Pi} = C_{0\Pi} + (\epsilon_1 - \epsilon_2) \frac{l_{\Pi} \cdot h_1}{d_{\Pi}}, \quad (1)$$

де $C_{0\Pi}$ – ємність прямокутного датчика, заповненого повітрям; ϵ_1, ϵ_2 – діелектричні проникності середовищ; l_{Π} – ширина обкладинок; d_{Π} – відстань між обкладинками; h_1 – рівень середовища (палива).

Залежність ємності від рівня палива для конічно-плоского датчика (рис. 4) розраховується як

$$C_T = C_{0T} + (\epsilon_1 - \epsilon_2) \frac{l_T}{2 \cdot h_T \cdot d_T} \cdot h_1^2, \quad (2)$$

де C_{0T} – ємність трикутного датчика, заповненого повітрям; ϵ_1, ϵ_2 – діелектричні проникності середовищ; l_T – основа трикутника, з висотою датчика h_T ;

h_T – повний рівень датчика; d_T – відстань між обкладками; h_1 – рівень середовища (палива).

Зважаючи на те, що в виразах (1) і (2) різниця $\varepsilon_1 - \varepsilon_2 = \text{const}$, запишемо формулу знаходження рівня середовища (палива) h_1 , інваріантну до зміни сорту палива (діелектричної проникності):

$$h_1 = \frac{l_{II} \cdot 2 \cdot h_T \cdot d_T (C_T - C_{0T})}{l_T \cdot d_{II} (C_{II} - C_{0II})}. \quad (3)$$

Шляхом відомих засобів в вимірювально-обчислювальному пристрої 1 виконується вимірювання ємності обох датчиків і знаходження по формулі (3) значення рівня палива вільну від погрішності зміни сорту палива (діелектричної проникності).

Задача оцінки погрішності паливоміра вирішувалась як визначення залежності

$$\begin{aligned} \Delta h_1 \approx & \frac{dh}{dk} \cdot \Delta k + \frac{dh}{dC_{II}} \cdot \Delta C_{II} + \\ & + \frac{dh}{dC_{0II}} \cdot \Delta C_{0II} + \frac{dh}{dC_T} \cdot \Delta C_T + \\ & + \frac{dh}{dC_{0T}} \cdot \Delta C_{0T}, \end{aligned} \quad (4)$$

де $k = \frac{l_{II} \cdot 2 \cdot h_T \cdot d_T}{l_T \cdot d_{II}}$ – константа, складена з

конструктивних характеристик обох датчиків.

Визначена формула для відносної погрішності рівня палива:

$$\frac{\Delta h_1}{h_1} \approx \frac{\Delta k}{k} + \frac{\Delta C_{II} + \Delta C_{0II}}{C_{II} - C_{0II}} + \frac{\Delta C_T + \Delta C_{0T}}{C_T - C_{0T}}. \quad (5)$$

Ця погрішність має такі складові:

1) перша складова – інструментальна $\left(\frac{\Delta k}{k} \right)$, що

зменшується завдяки тарировці і сягає 1 ... 2%;

2) друга складова $\left(\frac{\Delta C_{II} + \Delta C_{0II}}{C_{II} - C_{0II}} \right)$ – погрішність вимірювання ємності прямокутного датчика в процесі експлуатації та при тарировці, що сягає 1 ... 3%;

3) третя складова $\left(\frac{\Delta C_T + \Delta C_{0T}}{C_T - C_{0T}} \right)$ – погріш-

ність вимірювання ємності трикутного датчика в процесі експлуатації та при тарировці, що також сягає 1 ... 3%.

Треба порівняти цю погрішність з погрішністю поодинокого ємнісного датчика

$$\frac{\Delta h_1}{h_1} \approx \frac{\Delta k}{k} + \frac{\Delta C_{II} + \Delta C_{0II}}{C_{II} - C_{0II}} + \frac{\Delta \varepsilon}{\varepsilon_1 - \varepsilon_2}. \quad (6)$$

Бачимо, що формули (5) та (6) відрізняються третьою складовою. Для поодинокого датчика – це складова, обумовлена зміною сорту палива, для нового датчика – це погрішність вимірювання ємності. Складова від сорта палива, що досягає 20%, замінюється в новому датчику на типову відому та добре вивчену складову вимірювання ємності, що досягає 1 ... 3%.

Таким чином, всі три складові погрішності нового датчика відомі, добре вивчені, разом сягають 1 ... 5%, і досить невеликі в порівнянні зі складовою від сорту палива.

Існує також своя, специфічна для цього методу погрішність, обумовлена різницею в рівнях палива датчиків 1 та 2 (рис. 5).

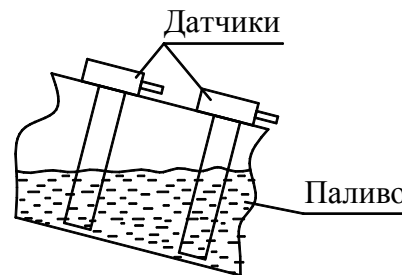


Рис. 5. Різниця в рівнях палива частин паливоміра

Ця погрішність може бути компенсована завдяки комплексуванню різних методів вимірювання, наприклад, використанню кількох датчиків, розташованих в протилежних частинах бака і за допомогою диференціальних алгоритмів вимірювати задачу знаходження кількості палива. Також цю задачу можливо вирішити одним датчиком, але для цього потрібно його розташувати в центрі мас паливного дат-

чика. Недоліком цього методу є гірші показники точності при коливаннях палива в баці.

Широке розповсюдження в авіаційній техніці знайшов метод коригування результатів завдяки використанню інформації про нахил літака. По заданому закону через ці показники уточнюються результати вимірювання залишку кількості палива.

Слід зауважити, що існує умова, при якій допустимо впроваджувати формулу (3). Діелектричні проникності палива та повітря повинні бути досить різними, або в формулі (3) з'являється парадокс $\frac{0}{0}$.

Висновки

Для нового датчика значення рівня палива не залежить від сорту палива та його діелектричної проникності.

Визначена формула для відносної погрішності рівня палива

$$\frac{\Delta h_1}{h_1} \approx \frac{\Delta k}{k} + \frac{\Delta C_{\Pi} + \Delta C_{0\Pi}}{C_{\Pi} - C_{0\Pi}} + \frac{\Delta C_T + \Delta C_{0T}}{C_T - C_{0T}}.$$

Всі три складові погрішності нового датчика відомі, добре вивчені, разом сягають 1 ... 5%, і досить невеликі в порівнянні зі складовою від сорту палива.

Існує також своя, специфічна для цього методу погрішність, обумовлена різницею в рівнях палива датчиків 1 та 2. Маємо ще можливість зменшити погрішність завдяки комплексуванню кількох методів вимірювання.

Існує умова, при якій допустимо впроваджувати новий датчик. Діелектричні проникності палива та повітря повинні бути досить різними. Також слід зазначити, що даний паливомір може вимірювати дійсний рівень палива, обумовлений відсутністю

інваріантності в окремих точках, як це зроблено в паливомірах з компенсаційними датчиками. Для таких паливомірів розташовують декілька датчиків по всій висоті виміру рівня палива, що значно ускладнює конструкцію і надійність.

Завдяки новим розрахунковим алгоритмам обчислення рівня палива у вимірювально-обчислювальному блоці окремою задачею є тарировка нового паливоміра.

Література

1. А.с. 909580 (СССР). Емкостной уровнемер / Р.З. Солчаник, В.А. Егошин // Бюл. изобрет. № 8, 28.02.82.
2. А.с. 1765712 (СССР). Устройство для определения уровня вещества / В.А. Викторов, А.С. Совлуков // Бюл. изобрет. №36, 30.09.92.
3. Петров Б.Н., Викторов В.А., Лункин Б.В., Совлуков А.С. Принцип инвариантности в измерительной технике. – М.: Наука, 1976. – 243 с.
4. А.с. 62670А (UA) Паливомір / В.О. Книш, П.І. Коваленко, М.Д. Кошовий // Бюл. изобрет. № 12, 15.12.2003.
5. Кныш В.А., Кошевой Н.Д., Коваленко П.И., Ядчук К.А. Емкостной топливомер, инвариантный к изменению сорта топлива // Сборник трудов международной научно-технической конференции “Приборостроение-2002”. – Винница-Алупка. – 2002. – С. 42 – 43.

Надійшла в редакцію 27.09.2004

Рецензент: д-р техн. наук, проф. І.В. Руженцев, Харківський національний університет радіоелектроніки, Харків.

УДК 629.735.33

А.В. АМБРОЖЕВИЧ, С.А. ЯШИН, А.С. КАРТАШЕВ

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

СТАТИСТИЧЕСКАЯ ЗАКОНОМЕРНОСТЬ ИЗМЕНЕНИЯ ПЛОТНОСТИ КОМПОНОВКИ В ЗАВИСИМОСТИ ОТ СКОРОСТИ ПОЛЕТА И МАССЫ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

На основании твердотельной реконструкции и статистической обработки получены зависимости массовых и геометрических характеристик существующих образцов самолетов от скорости полета. Исследования проведены с целью выработки априорных критериев, позволяющих решить задачу формирования облика легкого высокоскоростного беспилотного летательного аппарата.

беспилотный летательный аппарат, аэродинамические силы, масштабный фактор, плотность летательного аппарата, скорость полета аппарата, масса летательного аппарата

1. Постановка задачи исследований

Статья [1] была посвящена выявлению масштабных ограничений, возникающих при проектировании легкого высокоскоростного беспилотного аппарата. Основным из этих ограничений является рост плотности аппарата при уменьшении массы и, соответственно, размеров для заданной скорости полета. Тем самым обозначилась задача получения зависимости плотности компоновки от характерных размеров для существующих конструкций самолетов в явном виде. Следуя далее в данном направлении исследований логично проследить и возможность существования других функциональных зависимостей характеристик летательного аппарата от массы и скорости.

2. Пути решения задачи исследований

Для решения поставленной задачи был проведен реконструктивно-статистический анализ исследований зависимости скорости полета от массы летательного аппарата и характерных размеров.

Было построено 16 твердотельных моделей самолетов. Критерии отбора модельных образцов состояли в следующем:

- сходимость характеристик самолета, как минимум, по двум источникам;

- отбирались образцы конструкций, не предназначенные для достижения рекордных характеристик;

- для исследований специально подбирались самолеты разных классов, чтобы подтвердить универсальный характер выявленных зависимостей.

Скорость полета и масса исследуемых образцов были подобраны в порядке нарастания.

3. Результаты исследований

Для построения твердотельных моделей использовались чертежи, заимствованные из источников [2 – 5]. Сверенные исходные данные приведены в табл. 1. По построенным моделям были найдены исследуемые характеристики (табл. 1), на основании которых была построена зависимость отношения плотности компоновки самолета к плотности воздуха на высоте полета к скорости полета (рис. 1, ρ_c – плотность самолета, а ρ_g – плотность воздуха на высоте полета). Вид функции, представленной на рис. 1, позволяет проследить тенденцию роста плотности компоновки самолета вне зависимости от массы. Были также получены функциональные зависимости подъемной компоненты результирующей силы от скорости полета, характеризующей затраты на преодоление силы сопротивления (рис. 2, p_c – вес самолета, r_g – эквивалентная аэродинамическая

сила) и влияние массы на изменение внутреннего объема летательного аппарата (рис. 3, $S_{ЛА}$ – площадь поверхности, а $V_{ЛА}$ – объем ЛА).

Выводы

Анализ результатов, представленных на рис. 1 – 3, позволяет сделать следующие выводы.

1. Зависимость плотности компоновки от скорости полета (рис. 1) является основным ограничивающим

условием при проектировании. Так, для высокоскоростных ЛА плотность компоновки стремится к плотности керосина, т.е. к 100%.

2. Зависимость, представленная на рис. 2, показывает, как изменяется соотношение веса самолета к результирующей силе, создаваемой воздушным потоком. С ростом скорости это соотношение уменьшается, т.е. одной и той же результирующей силе воздушного потока соответствует убывающая поддерживающая компонента.

Таблица 1

Характеристики исследуемых самолетов

№ образцов	Образцы самолетов	Исходные данные				Расчетные характеристики		
		$v, \text{м/с}$	$\rho_{\text{полета}}, \text{кг/м}^3$	$H, \text{км}$	$m_{\text{ЛА}}, \text{т}$	$V, \text{м}^3$	$S_{\text{ЛА}}, \text{м}^2$	$\frac{\rho_{\text{ЛА}}}{\rho_B}$
1	C-46	98,61	0,82	4	20,4	207,89	537,43	119,73
2	S-2 “Трэкер”	118,33	1,225	0	13,2	72,38	257,89	149,10
3	M.R.3 “Шеклтон”	134,72	0,849	3,6	44,5	276,56	683,62	189,31
4	C-124 “Глоубмастер”	136,11	0,625	6,4	88,2	914,3	1344,48	154,35
5	C.160 “Трансаль”	148,61	0,777	4,5	49,1	393,9	858,5	160,43
6	КС-97Е “Стратофрейтер”	166,7	0,556	76	79,4	525,65	983,17	271,61
7	“Атлантик” 1150	182,8	0,413	10	43,50	330,9	705,5	318,30
8	C-141 “Старлифтер”	221	0,46	9,1	143,6	888,9	1535,12	351,19
9	B-52 “Стратофортресс”	233,33	0,364	11	131	893,5	1744,8	402,79
10	RD-808	236,1	0,364	11	5,3	29,8	125,98	488,61
11	B-57A	259,7	0,31	12,2	15,5	88,19	328,52	566,96
12	RB-66 “Дестроейр”	265,3	0,364	11	26,3	115,9	397,46	621,75
13	“Мистер” 4А	275	0,312	12	6,5	25,33	141,3	822,48
14	“Вотур” SQ-4050	305,6	0,4	1	20	52,78	256,6	947,33
15	B-1A	367,4	0,364	11	216,4	507	1101,4	1172,41
16	F-100D “Супер Сейбр”	386,11	0,365	11	13,9	27,27	386,11	1400,91

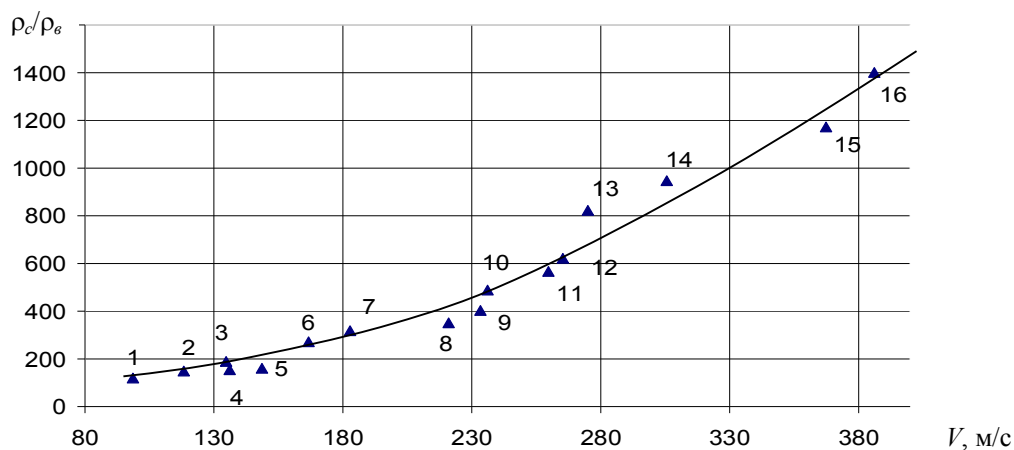


Рис. 1. Зависимость плотности самолета от скорости полета

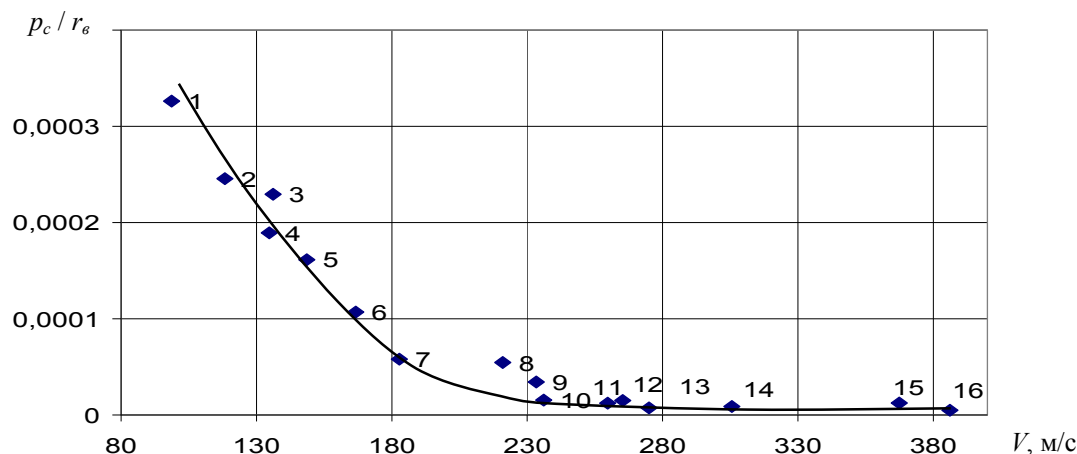


Рис. 2. Зависимость отношения сил от скорости полета

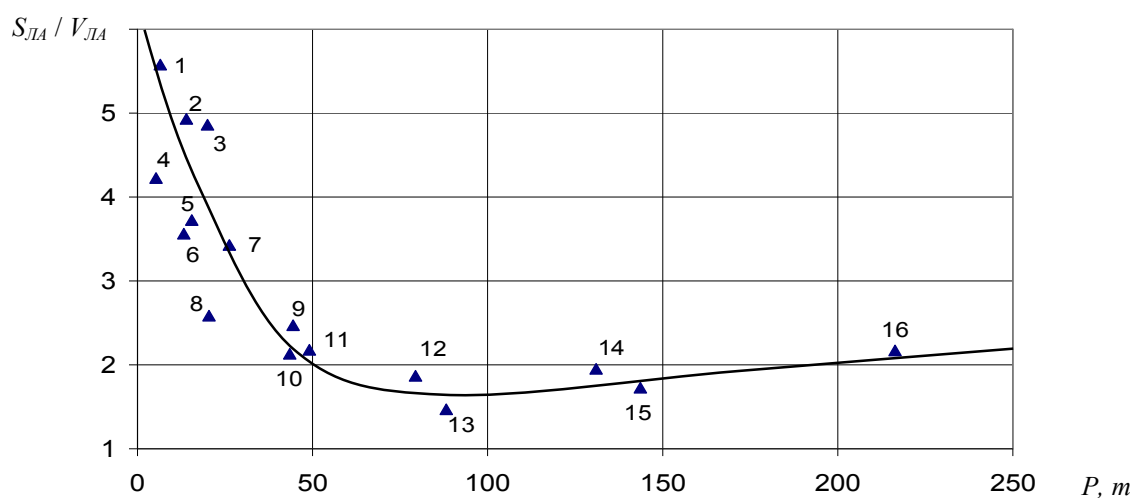


Рис. 3. Зависимость отношения площади самолета к объему в зависимости от массы ЛА

3. Зависимость на рис. 3 показывает, как с ростом массы изменяется внутренний объем, который может нести один m^2 площади самолета. Таким образом, для малоразмерных ЛА возможности размещения всех видов полезной нагрузки становятся наименее благоприятными.

Литература

1. Амброжевич А.В., Яшин С.А., Карташев А.С. Формирование облика легких беспилотных летательных аппаратов методом подобия // *Авиация и космонавтика*. – 2004. – № 3. – С. 25 – 29.

2. Данные по БЛА. – [Электр. ресурс]. – Режим доступа: <http://www.airwar.ru>.

3. Энциклопедия военной авиации. Version 1.0, 2001 KORAX. – [Электр. ресурс]. – Режим доступа: <http://www.korax.narod.ru>.

4. Шелехов М.В., Гурьев М.Ф., Николаев В.Н., Тальзин А.А. *Авиация капиталистических государств*. – М.: Воениздат, 1975. – 334 с.

5. Энциклопедия вооружений. – [Электр. ресурс]. – Режим доступа: <http://www.akella.com>.

Поступила в редакцию 26.10.2004

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

УДК 62.192

А.Н. МАЩЕНКО¹, В.А. ТКАЧЕВ¹, А.В. ДЕМЧЕНКО², Ю.Ф. ДАНИЕВ²¹Государственное конструкторское бюро "Южное", Украина²Институт технической механики НАН и НКА Украины, Украина

НАДЕЖНОСТЬ АГРЕГАТОВ АВТОМАТИКИ ПНЕВМОГИДРАВЛИЧЕСКИХ СИСТЕМ ПОДАЧИ КОМПОНЕНТОВ ТОПЛИВА

Рассмотрены основные типы агрегатов автоматики пневмогидравлических систем (ПГС) ракет-носителей (РН) и космических аппаратов (КА) многоразового срабатывания. На основе анализа их функционирования в составе систем подачи компонентов топлива определены основные виды отказов. Приведены методы выявления отказов агрегатов автоматики и способы парирования их последствий, направленные на обеспечение надежной эксплуатации агрегатов автоматики в составе ПГС (ЖРС) РН и КА. Сформулированы основные требования по надежности, предъявляемые к типовым агрегатам автоматики ПГС РН и КА. Приведены соотношения для оценки задаваемых показателей надежности на этапе проектирования. Определены контролируемые параметры агрегатов автоматики различных типов.

агрегат автоматики, пневмогидравлическая система, надежность, безотказность, долговечность, вероятность безотказной работы

Введение

Надежность ракетно-космической техники (РКТ) определяется показателями надежности различных по характеру функционирования элементов и систем, входящих в изделие. При выборе того или иного метода оценки соответствия установленным требованиям по надежности необходимо учитывать конструктивные и функциональные особенности элемента или системы. В этом плане рассматриваемые в статье вопросы, связанные с особенностями обеспечения надежности агрегатов автоматики пневмогидравлических систем питания двигательных установок РКТ, являются актуальными.

Вопросы обеспечения надежности агрегатов автоматики ПГС исследовались во многих работах отечественных и зарубежных специалистов [1 – 4]. Однако в них не учитывается специфика функционирования агрегатов автоматики в составе современных изделий РКТ.

1. Постановка задачи

В пневмогидравлических системах двигательных установок ракетно-космической техники применяют

агрегаты автоматики одноразового и многоразового действия.

подавляющее большинство агрегатов автоматики одноразового действия представляют собой устройства, которые срабатывают от газов, получаемых при сгорании пиротехнического состава. При этом они открывают или закрывают расходные магистраль, трубопроводы, емкости с компонентами топлива или сжатыми газами. К таким агрегатам относятся пироклапаны, пиромембраны, мембранные устройства, устройства разделения, детонирующие удлиненные заряды и т.п. Такие агрегаты достаточно герметичны, а их безотказность практически полностью определяется целостностью электрической цепи пиропатрона и стабильностью пиротехнического состава. Их высокое значение вероятности безотказной работы ($P \geq 0,9$) определяется и подтверждается экспериментальной отработкой.

Отказы этого типа агрегатов автоматики, как правило, устраняются при экспериментальной отработке и во время эксплуатации в составе пневмогидравлических систем РН и КА не наблюдаются. Требования по долговечности к этой группе клапанов обычно не задаются.

В настоящей статье агрегаты автоматики данного типа не рассматриваются.

К агрегатам автоматики многоразового действия относятся редукторы давления, пневмоклапаны, обратные, предохранительные и электроклапаны. Основное назначение этих агрегатов автоматики в составе ПГС РН и КА состоит в управлении подачей рабочего тела (газа или жидкости) или поддержания его некоторых параметров (давления, расхода). Принцип работы, конструкция, применяемые материалы и основные требования, предъявляемые к агрегатам автоматики ПГС РН и КА, во многом идентичны.

В то же время специфика задач, выполняемых РН и КА, накладывает целый ряд различий на соответствующие агрегаты автоматики этих изделий. Наиболее общими отличиями, с точки зрения обеспечения надежности агрегатов, функционирующих на КА, от соответствующих на РН, могут считаться: повышенная герметичность при длительном пребывании в условиях космического пространства; повышенные требования по ресурсу. Кроме того, имеются отличия в применяемых материалах и смазках, обусловленные влиянием факторов космического пространства (высокий вакуум, большой диапазон термоциклических нагрузок и др.), а также в ограничениях по энергопотреблению агрегатов, которые функционируют в составе космических аппаратов.

На этапе проектирования к рассматриваемым агрегатам автоматики предъявляют требования по надежности, герметичности, весу, быстродействию, габаритам и другие.

Решение задачи обеспечения надежности на этапе проектирования, кроме выбора конструкции и материалов, определения геометрических размеров агрегата и его узлов, включает в себя: обоснование требований по надежности и оценку заданных показателей, подтверждение требуемых значений экспериментальной отработкой.

Сформулируем основные требования по надежности и рассмотрим зависимости для определения показателей надежности различных типов клапанов многоразового действия.

2. Основные типы агрегатов автоматики и требования, предъявляемые к их надежности

2.1 Показатели надежности агрегатов автоматики ПГС РН и КА

Основными показателями надежности агрегатов автоматики ПГС РН и КА считаются показатели безотказности и долговечности. Безотказность определяется вероятностью безотказной работы в периоды подготовки к пуску и полета

$$P(t) = \Pr\{v_H(t_1) < v(t_1) < v_B(t_1), 0 \leq t_1 \leq t\}, \quad (1)$$

где $\Pr\{\}$ – вероятность события $\{\}$; v_H, v_B – предельные по условиям работоспособности значения параметров.

Если известно распределение наработки до отказа $F(t)$ или его плотность $f(t)$, то выражение (1) имеет следующий вид:

$$P(t) = \int_t^{\infty} f(\tau) d\tau = 1 - F(t). \quad (2)$$

В некоторых случаях безотказность определяется средней наработкой до отказа.

Долговечность агрегата в составе пневмогидравлических систем ракетных носителей определяется количеством открытий и закрытий (числом срабатываний) или суммарной наработкой. Ресурсные характеристики рассматриваемых элементов в составе пневмогидравлических систем космических аппаратов определяются суммарной наработкой или календарной продолжительностью эксплуатации агрегата.

Продолжительность эксплуатации рассматриваемых агрегатов может определяться гамма-процентным ресурсом (гамма-процентным сроком

службы) t_γ или средним ресурсом (средним сроком службы) T .

Под гамма-процентным ресурсом понимается наработка, в течение которой агрегат не достигнет предельного состояния с заданной вероятностью γ . Он определяется как корень уравнения [5]:

$$F(t_\gamma) = 1 - 0,01\gamma$$

или

$$\int_{t_\gamma}^{\infty} f(t) dt = 0,01\gamma, \quad (3)$$

где $F(t)$, $f(t)$ – соответственно функция и плотность распределения ресурса агрегата автоматики.

Средний ресурс вычисляют по известной формуле

$$T = \int_0^{\infty} t f(t) dt. \quad (4)$$

Обычно в состав требований по надежности проектируемых агрегатов автоматики ПГС РН включают количественные значения вероятности безотказной работы и число срабатываний, а для агрегатов, комплектующих КА длительного функционирования, в дополнение к этим требованиям необходимо задавать значения по гамма-процентному или среднему ресурсу. Кроме того, в эти требования включают критерии отказов агрегатов автоматики при функционировании в составе пневмогидравлических систем ракетных носителей или космических аппаратов.

2.2 Основные виды отказов, требования по надежности и зависимости для определения показателей

На основе анализа результатов эксплуатации агрегатов автоматики многоразового действия в составе ПГС различных изделий РКТ установлено, что наиболее возможными видами отказов могут быть: негерметичность, несоответствие значений давления на выходе на различных режимах, несрабатывание при подаче управляющего давления и т.п. С учетом

этих данных при проектировании ПГС применяют различные схемные решения, направленные на парирование отказов этих видов. Кроме того, на всех этапах жизненного цикла агрегата выполняются работы по выявлению их отказов при проведении пневмо и электроиспытаний, в которых проверяются соответствие значений параметров, определяющих работоспособность установленным требованиям.

В табл. 1 приведены основные виды отказов агрегатов автоматики и указаны методы их парирования в составе ПГС.

Таблица 1

Виды отказов агрегатов автоматики, методы их парирования в составе ПГС

Агрегат автоматики	Вид отказа	Парирование отказа
Редуктор давления	давление на выходе на различных режимах не соответствует заданным пределам	схемные решения
	негерметичность	установка обратного клапана за редуктором
Пневмоклапан	негерметичность	установка сигнализаторов
	несрабатывание при подаче управляющего давления	схемные решения
Обратный клапан	Негерметичность	резервирование
Предохранительный клапан	Несрабатывание при давлении настройки	установка дополнительных агрегатов автоматики
	Негерметичность	схемные решения
Электроклапан	Нарушение функционирования электрических цепей	резервирование
	Негерметичность	установка обратного клапана за электроклапаном

Проведенный анализ позволяет сформулировать основные требования к различным типам агрегатов автоматики.

Редуктор давления служит для понижения давления газа и обеспечения в установленных пределах постоянства давления на выходе при переменном расходе газа и понижении давления на входе. Рассматриваемая функция реализуется благодаря взаимодействию двух конструктивных элементов: упругого узла (пружина, подпружиненный сильфон и т.п.) и пары «седло-затвор».

Анализ данных о результатах эксплуатации, редукционных клапанов показывает, что возможными видами их отказов могут быть:

- несоответствие значений давления на выходе на различных режимах, установленным в техническом задании;
- негерметичность.

Первый вид отказа может считаться критичным. Второй вид отказа в составе эксплуатируемых ПГС выявляется пневмоиспытаниями до этапа подготовки к пуску и может парироваться установкой за редуктором обратного клапана соответствующей настройки.

В соответствии с изложенным, основные требования, предъявляемые к редукторам давления, включают в себя:

- высокую точность настройки и обеспечение требуемого значения выходного давления (поддержание давления газа на выходе в достаточно узком диапазоне);
- высокую герметичность и отсутствие роста статического давления;
- обеспечение необходимого ресурса.

Следовательно, основными контролируемыми параметрами работоспособности редукторов давления, при оценке и подтверждении надежности считаются: давление на выходе из редуктора на разных режимах и герметичность.

Таким образом, если диапазон давления на выходе из редуктора обозначить как

$$x_1 \in [x_{1H}; x_{1B}],$$

а величину негерметичности – x_2 при допустимом значении x_{2B} , то выражение для определения безотказности рассматриваемого агрегата автоматики будет иметь вид

$$P = P_1 \cdot P_2, \quad (5)$$

где

$$P_1 = P\{x_{1H} \leq x_1 \leq x_{1B}\}; \quad (6)$$

$$P_2 = P\{x_2 \leq x_{2B}\}. \quad (7)$$

При известных плотностях распределений $f(x)$ параметров x_1 и x_2 зависимости (6), (7), соответственно будут следующими:

$$P_1 = \int_{x_{1H}}^{x_{1B}} f(x_1) dx_1; \quad (8)$$

$$P_2 = \int_{-\infty}^{x_{2B}} f(x_2) dx_2. \quad (9)$$

Долговечность редуктора давления определяется количеством открытий и закрытий (числом срабатываний) агрегата в составе ПГС РН, длительностью функционирования или суммарной наработкой, календарной продолжительностью эксплуатации агрегата в составе ПГС КА. Следует отметить, что суммарная продолжительность времени работы редукторов, комплектующих двигательные установки современных КА, существенно превосходит аналогичный показатель газовых редукторов ПГС РН. Продолжительность эксплуатации рассматриваемого агрегата автоматики определяется гамма-процентным ресурсом (гамма-процентным сроком службы) t_γ или средним ресурсом (средним сроком службы) T , которые рассчитываются соответственно по формулам (3) или (4).

В ПГС РН и КА применяются агрегаты автоматики, в которых управление открытием и закрытием

производится дистанционно подачей сжатого газа. В общем случае, их называют пневмоклапанами. Пневмоклапаны применяются для управления потоком рабочего тела, когда из-за больших проходных сечений установка электропневмоклапанов нецелесообразна, а также в случаях работы при низких температурах рабочего тела, если оно обладает агрессивными свойствами, когда применение электрогидроклапанов невозможно. В эту группу входят также клапаны, получившие дополнительное название по функциональному признаку – дренажные, перекрывные, заправочно-сливные клапаны, клапаны перелива и клапаны слива.

Пневмоклапаны всех типов должны выполнять следующие функции: открываться (закрываться) при подаче или сбросе управляющего давления за заданное время; быть герметичным в местах уплотнения тарели по седлу по компоненту и по газу; быть герметичным по управляющей полости по газу. В дополнение к этим функциям к некоторым пневмоклапанам предъявляется требование сигнализации об открытии (закрытии) клапана путем срабатывания электрических контактов и по величине времени срабатывания.

Функция открытия (закрытия) клапана реализуется конструктивными элементами, примыкающими к перемещающемуся поршню. Такими элементами являются: поршень, резиновые кольца, сильфоны, манжеты, шток, затвор, пружина, направляющие поверхности. Входным параметром является давление газа в управляющей полости, выходным параметром является качественно оцениваемая характеристика «открыт» или «закрыт». Эта функция обеспечивается превышением усилий, способствующих перемещению тарели в определенном направлении, над препятствующими усилиями. Как правило, эти усилия и параметры, от которых они зависят, подаются расчету и определению по технической документации. Для предотвращения возможности образования надиров на трущихся поверхностях, за-

клинивания и разрушения конструктивных элементов применяются конструкторские решения, направленные на повышение надежности пневмоклапанов. К таким решениям относятся: задание диаметрального зазора в трущихся сопрягаемых поверхностях по определенному классу точности; полирование и алмазное выглаживание трущихся сопрягаемых поверхностей; защита управляющих полостей фильтрами от попадания инородных частиц; в парах трения поверхностей материал одной из них выбирают большей твердости; наибольшие касательные напряжения пружин выбирают в соответствии с действующей нормативной документацией; применяются материалы, рекомендованные для использования их в компонентах топлива и их парах; защита фторопластовыми кольцами резиновых колец с целью предотвращения их износа в процессе работы при высоком давлении.

Функция герметичности в местах уплотнения тарели клапана по седлу реализуется парой «затвор-седло». Это обеспечивается высоким качеством уплотняющих поверхностей, выбором удельных давлений и погонных нагрузок в диапазоне значений, которые апробированы на аналогичных конструкциях серийных агрегатов автоматики.

Функция герметичности по управляющей полости реализуется резиновыми кольцами, манжетами и сильфонами и обеспечивается выбором относительного сжатия и посадочного места резиновых колец в соответствии с нормативной документацией, применением материалов, стойких к работе в среде компонентов топлива и их паров.

Функция сигнализации об открытии (закрытии) пневмоклапана реализуется сигнализаторами путем замыкания (размыкания) контактов.

Анализ данных об эксплуатации пневмоклапанов в составе ПГС показывает, что основные виды отказов – негерметичность и несрабатывание при подаче управляющего давления. Оба отказа считаются критичными. Первый из них удается обнару-

жить при проведении пневмоиспытаний до этапа подготовки к пуску. Для его своевременного обнаружения, в том числе и на этапе подготовки к пуску, в состав пневмоклапана вводят электрические сигнализаторы открытия (закрытия). Отказ сигнализаторов, при условии выполнения остальных функций, не приводит к катастрофическим отказам на этапах подготовки к пуску и полета изделий РКТ. Несрабатывание клапана при подаче управляющего давления на этапе подготовки к пуску, как правило, не является критичным, так как возможно аварийное прекращение пуска (АПП) и парирование отказа различными способами. Проявление отказа этого типа клапана во время полета является критичным.

В соответствии с изложенным основные требования, предъявляемое к этим клапанам – обеспечение высокой герметичности, срабатывание при заданном управляющем давлении. В соответствии с этим контролируемые параметрами работоспособности пневмоклапанов, при оценке и подтверждении надежности, считаются: негерметичность мест уплотнения и давление начала открытия (закрытия), а в некоторых случаях, в дополнение к ним – время срабатывания и работа электрических сигнализаторов.

Вероятность безотказной работы P этого типа клапанов определяется структурной $P_{СТР}$ и параметрической составляющими $P_{ПАР}$:

$$P = P_{СТР} \cdot P_{ПАР}. \quad (10)$$

Структурная составляющая надежности пневмоклапана характеризует вероятность его срабатывания при подаче управляющего давления, а также работоспособность входящих в его состав узлов и сборочных единиц. Она определяется безотказной работой сборочных деталей, при разработке которых проводят необходимые расчеты, учитывающие свойства применяемых материалов и разбросы их характеристик, условия работы и др., а также принимают во внимание данные об отработке и

эксплуатации ранее разработанных элементов автоматики [6].

Параметрическая составляющая характеризуется вероятностью выполнения заданных условий работоспособности. Такими условиями, как отмечалось выше, могут быть следующие: величина негерметичности должна быть в допустимых пределах; давление начала открытия (закрытия) не должно превышать требуемого значения; и т.п. Выражения для определения вероятностей выполнения этих условий имеют вид, аналогичный (6), (7) и составляются с учетом специфики каждого агрегата автоматики.

Требования к долговечности пневмоклапанов и соответствующие показатели определяются так же, как и для редукторов давления.

Обратные клапаны служат для предотвращения обратного потока газа или жидкости в магистрали и обеспечения герметичности системы после закрытия клапана. В соответствии с этим в составе ПГС подачи компонентов топлива к двигательным установкам РН и КА они выполняют следующие функции: открываются (закрываются) при подаче (сбросе) давления рабочей среды на входе клапана; обеспечивают герметичность мест уплотнения затвора по седлу, не допуская обратного перетекания рабочей среды.

Функция открытия (закрытия) реализуется подвижными конструктивными элементами: затвором, пружиной, штоком. Эта функция обеспечивается так же, как и в конструкции пневмоклапана, превышением усилий, способствующих открытию (закрытию) клапана над противодействующими усилиями. Для предотвращения заклинивания трущихся поверхностей и повышения надежности обратных клапанов предусматриваются методы, аналогичные рассмотренным выше.

Функция герметичность мест уплотнения затвора по седлу реализуется конструктивной парой «затвор-седло» и обеспечивается усилием пружины, выбранной таким образом, чтобы развиваемое

удельное давление в месте уплотнения затвора по седлу находилось в допустимом диапазоне, который определяется из аналогичных конструкций серийных клапанов.

Анализ данных о результатах эксплуатации обратных клапанов показывает, что основной вид отказа – негерметичность. Этот отказ считается критичным, однако, его удастся обнаружить при пневмоиспытаниях до этапа подготовки к пуску. Для парирования отказа в ПГС применяется резервирование, то есть дополнительная установка обратных клапанов.

Требования по надежности, предъявляемые к этим клапанам, аналогичны соответствующим требованиям, которые задаются к пневмоклапанам.

Для защиты различных емкостей РН и КА от действия давлений, превышающих по величине допустимые значения на топливных баках, в системах наддува и пневмосистемах устанавливаются предохранительные клапаны.

Функции этих клапанов состоят в следующем. Они должны предохранять емкости от разрушения внутренним избыточным давлением, открываясь и закрываясь при достижении в емкости давления настройки. Кроме того, они должны обеспечивать герметичность в местах уплотнения затворов по седлам в закрытом положении.

Первая функция реализуется перемещением подвижных элементов конструкции: затворов главного и управляющего клапанов, штоков, регулировочных и запорных пружин, деформацией сильфонов, мембран. Получающаяся в результате перемещения дросселирующая щель позволяет сбросить из емкостей избыточное давление паров продукта с необходимым секундным расходом, предупреждая возможное разрушение емкостей. Обеспечение этой функции достигается соответствующим выбором давления настройки предохранительного клапана, проведением всесторонних расчетов конструктивных элементов в соответствии с действующей нор-

мативной документацией, применением материалов, смазок, стойких к рабочим средам и др. Процесс открытия и закрытия затворов происходит в состоянии силовых воздействий, близких к состоянию равновесия. Поэтому структурную составляющую надежности предохранительных клапанов обычно предполагают близкой к единице ($P_{СТР} \approx 1$).

Функция герметичности реализуется конструктивной парой «затвор-седло» и достигается прижатием затвора к седлу запорной пружины, выбранной таким образом, чтобы обеспечивалась погонная нагрузка в уплотнительных поверхностях в установленном диапазоне, который определяется по результатам эксплуатации аналогичных узлов серийных агрегатов автоматики.

Анализ данных о результатах эксплуатации предохранительных клапанов показывает, что основными видами их отказов могут быть несрабатывание при давлении настройки и негерметичность. Оба отказа предохранительных клапанов в составе ПГС считаются критичными, однако их удастся обнаружить при пневмоиспытаниях до этапа подготовки к пуску. Частично парировать первый вид отказов можно установкой резервных клапанов. Парирование второго вида отказа в составе ПГС проблематично.

Таким образом, требования по надежности, предъявляемые к этим клапанам, и соответствующие расчетные соотношения аналогичны соответствующим требованиям, которые приведены для редукторов давления, обратных и пневмоклапанов.

В ПГС двигательных установок РН и КА широко применяются электроклапаны. Электроклапаны – устройства, состоящие из электромагнитов и механических исполнительных органов, объединенных для совместного выполнения определенной задачи. Они предназначены для управления потоками жидкости или газа по электрическим сигналам, которые преобразуются в механическую работу по переме-

щению запирающего устройства. В зависимости от рода рабочего тела различают электропневмоклапаны и электрогидроклапаны.

Электропневмоклапаны должны выполнять следующие функции: открываться (закрываться) при подаче (снятии) напряжения на электромагнит при поданном давлении сжатого газа на вход клапана; обеспечивать герметичность в местах уплотнения клапанов по седлам; быть герметичными по корпусу.

Функция открытия (закрытия) реализуется конструктивными элементами: якорь-электромагнит, шток-электромагнит, затвор-седло, пружинами, манжетами. Эта функция обеспечивается превышением усилия, способствующего движению подвижных элементов в определенную сторону над препятствующими усилиями.

Функции герметичности мест уплотнения клапанов по седлам и корпусу обеспечиваются конструктивными решениями, перечисленными выше по другим агрегатам автоматики.

Анализ данных об эксплуатации электроклапанов в составе ПГС, показывают, что основными видами их отказов могут быть нарушения функционирования электрических цепей, негерметичность, превышение времени срабатывания (открытия, закрытия) заданного значения. Отказы, связанные с нарушениями функционирования электрических сетей при работе в составе ПГС считаются критичными, однако их удастся выявить во время электроиспытаний до этапа подготовки к пуску. Негерметичность также считается критичным отказом. Частично отказы этого вида можно выявить при пневмоиспытаниях до этапа подготовки к пуску, однако при последующих срабатываниях клапанов во время подготовки к пуску и полета они могут наступить. Вероятность наступления отказа увеличивается при воздействии паров агрессивных компонентов топлива на уплотняющие элементы, например при отложенном пуске, когда заправленное изделие продолжительное время находится на старте или при

многократном включении двигательной установки последней ступени РН или КА. С целью уменьшения воздействия паров компонентов топлива и парирования этого вида отказа в ПГС за электропневмоклапанами со стороны топливных отсеков устанавливают обратный клапан. Отказы, связанные с превышением времени срабатывания в ряде случаев не считаются критичными.

Таким образом, основные требования, которые предъявляют к электроклапанам, включают: обеспечение герметичности в подвижных и неподвижных соединениях; обеспечение заданного ресурса; обеспечение заданного времени срабатывания; обеспечение минимального энергопотребления. В соответствии с этим контролируемые параметрами работоспособности электроклапанов, при оценке и подтверждении надежности, считаются: негерметичность мест уплотнения, время срабатывания, а в некоторых случаях, в дополнение к ним – напряжение в момент начала движения подвижных элементов клапана.

Под временем срабатывания электроклапана понимают время от момента подачи или снятия напряжения с обмотки электромагнита до момента совершения клапаном полного хода. Основными составляющими времени срабатывания в общем случае являются: время срабатывания электромагнита τ_1 на открытие (закрытие); время τ_2 заполнения (опорожнения) полости управляющего давления до момента начала движения; время движения клапана τ_3 при открытии (закрытии). Таким образом, время на открытие (закрытие) можно записать в виде следующей суммы:

$$\tau = \tau_1 + \tau_2 + \tau_3.$$

Вероятность безотказной работы электроклапана, так же как и рассмотренных выше, определяется структурной и параметрической составляющими из соотношения (10). Структурная составляющая характеризует вероятность выполнения функции от-

крытия (закрытия) клапана. Параметрическая составляющая надежности определяет вероятность нахождения контролируемых параметров работоспособности в установленных пределах выражением вида

$$P = P_1 \cdot P_2 \cdot P_3, \quad (11)$$

где P_1 (P_2) – вероятность того, что время открытия (закрытия) клапана при подаче (снятии) напряжения на электромагнит не превысит требуемого; P_3 – вероятность того, что негерметичность клапана не превысит заданной величины.

Зависимости для вычисления вероятностей P_1, P_2, P_3 могут быть записаны в виде, аналогичном (6), (7).

На этапе проектирования отказы агрегатов автоматики выявляются проведением автономных испытаний, в которых проверяются соответствие значений контролируемых параметров установленным требованиям. По данным о фактических значениях параметров и их допустимым пределам можно оценить параметрическую составляющую вероятности безотказной работы агрегатов автоматики и другие показатели надежности.

В табл. 2 приведены основные контролируемые параметры агрегатов автоматики ПГС РН и КА, определяющие параметрическую составляющую вероятности их безотказной работы.

После выявления отказов проводятся мероприятия по их устранению.

На последующих этапах разработки и экспериментальной отработки, а также при изготовлении и эксплуатации отказы агрегатов автоматики выявляются проведением различных испытаний ПГС, топливных систем РН или жидкостных реактивных систем (ЖРС) КА и всего изделия в целом.

При выявлении отказа проводится доработка агрегата автоматики, и принимаются решения о парировании его последствий различными способами.

Как отмечалось выше, такими способами могут быть резервирование, различные схемные решения, позволяющие дублировать одну или несколько функций агрегата автоматики и т.п.

Таблица 2

Контролируемые параметры агрегатов автоматики ПГС РН и КА, определяющие вероятность их безотказной работы

Агрегат автоматики	Параметры
Редуктор давления	Давление на выходе из редуктора на разных режимах; негерметичность.
Пневмоклапан	Негерметичность мест уплотнения; давление начала открытия (закрытия); время открытия (закрытия); срабатывание электрических контактов.
Обратный клапан	Негерметичность по седлу; давление открытия (закрытия).
Предохранительный клапан	Давление настройки; негерметичность.
Электроклапан	Негерметичность мест уплотнения; время открытия (закрытия); напряжение начала открытия (закрытия).

Следует отметить, что основная задача проводимых испытаний состоит не в выявлении отказов, а в экспериментальном подтверждении выполнения требований технического задания. Кроме того, подтверждение заданных значений надежности экспериментальной отработкой наряду с необходимостью решения многих вопросов методического характера [7], требует значительных материальных и временных затрат. Наметившиеся тенденции развития ракетно-космической техники, в частности, существенное увеличение сроков активного существования КА, создание новых ракет-носителей путем глубокой модернизации их аналогов, а также

уменьшение сроков разработки и объемов его финансирования, в ряде случаев не позволяют применить известные методы подтверждения надежности агрегатов автоматики с достаточной достоверностью.

Все это определяет практическую важность работ по обоснованию требований по надежности агрегатов автоматики, разработке новых и развитию известных методов оценки и подтверждения показателей безотказности и долговечности этих изделий.

Заключение

Таким образом, в статье рассмотрены основные типы агрегатов автоматики пневмогидравлических систем ракет-носителей и космических аппаратов многоразового применения. На основе анализа требований к их функционированию в составе пневмогидравлических систем подачи компонентов топлива определены основные виды отказов. Приведены методы выявления отказов агрегатов автоматики и способы парирования их последствий, направленные на обеспечение надежной эксплуатации агрегатов автоматики в составе ПГС (ЖРС) РН и КА.

Сформулированы основные требования по надежности, предъявляемые к типовым агрегатам автоматики пневмогидравлических систем ракет-носителей и космических аппаратов. Приведены соотношения для оценки задаваемых показателей надежности на этапе проектирования. Определены контролируемые параметры агрегатов автоматики различных типов.

Литература

1. Сырицын Т.А. Эксплуатация и надежность гидро- и пневмоприводов. – М.: Машиностроение, 1990. – 248 с.
2. Хильчевский В.В., Ситников А.Е., Ананьевский В.А. Надежность трубопроводной пневмогидроарматуры. – М.: Машиностроение, 1989. – 208 с.
3. Волков Е.Б., Судаков Р.С., Сырицын Т.А. Основы теории надежности ракетных двигателей. – М.: Машиностроение, 1974. – 400 с.
4. Беляев Н.М., Белик Н.П., Уваров Е.И. Реактивные системы управления космических летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1979. – 232 с.
5. Труханов В.М. Надежность в технике. – М.: Машиностроение, 1999. – 598 с.
6. Галась М.И., Даниев Ю.Ф., Демченко А.В. Оценка надежности элементов автоматики с учетом априорной информации об отработке аналогов // Техническая механика. – 2002. – № 1. – С. 105 – 110.
7. Галась М.И., Демченко А.В. Обоснование объема ускоренных испытаний на надежность комплектующих систем космических аппаратов с длительным сроком активного функционирования // Космическая техника и ракетное вооружение. – 1999. – Вып. 1. – С. 97 – 107.

Поступила в редакцию 11.10.2004

Рецензент: д-р физ.-мат. наук, проф. В.С. Проценко, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Харьков.

УДК 623.455:623.546

А.В. КОЛОМИЙЦЕВ¹, С.Н. ЛАРЬКОВ²¹Харьковский научно-исследовательский институт судебных экспертиз
им. Засл. профессора Н.С. Бокариуса, Украина²Научно-техническое специальное конструкторское бюро «ПОЛИСВИТ», Украина

ИССЛЕДОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК СНАРЯДОВ С ВОГНУТОЙ ОЖИВАЛЬНОЙ ГОЛОВНОЙ ЧАСТЬЮ АЭРОДИНАМИЧЕСКИМИ МЕТОДАМИ

Рассмотрены теоретические и экспериментальные методы исследования аэродинамических характеристик снаряда с вогнутой оживальной головной частью. Приведены результаты численного моделирования процесса обтекания поверхности снаряда, а также результаты экспериментальных исследований в трансзвуковой и сверхзвуковой областях полёта. Сделан вывод о целесообразности применения аэродинамического подхода к проектированию новых видов снарядов.

снаряд, вогнутая оживальная головная часть, коэффициент сопротивления, аэробаллистическая трасса, прямой динамический метод, численное моделирование процесса обтекания

Введение

Процесс проектирования любого технического объекта включает в себя множество этапов, направленных на определение и изучение его свойств, имеющих различную физическую природу. На определённых стадиях проектирования такого объекта его характеристики в той или иной степени постоянно оказывают влияние друг на друга, что в конечном итоге может привести к существенным изменениям облика разрабатываемого технического объекта и всей концепции его проектирования в целом. В таких случаях перед разработчиком стоит задача выбора доминирующего процесса, после чего остальные образующие факторы проявляются в виде ограничения и однородности.

Характерным примером такого рода прикладных задач являются задачи разработки снарядов различного класса и назначения. Снаряд относится к классу неуправляемых, неоперённых летательных аппаратов с траекторией полёта в плотных слоях атмосферы. Он представляет собой тело вращения, форма которого зависит от назначения и условий применения [1 – 4]. Среди данной категории летательных аппаратов особое место занимают баллистические снаряды с настильными траекториями, стаби-

лизация которых в полёте осуществляется за счёт вращения вокруг своей продольной оси.

Для создания нового образца снаряда, относящегося к указанному виду, основополагающее значение имеет его поведение на траектории, что представляет собой аэродинамическую задачу, состоящую из ряда подзадач, для решения которых необходим комплексный подход с учётом всех требований, предъявляемых к объекту разработки. Результатом решения данной задачи является определение рациональной формы снаряда.

Традиционно значительная часть в НИОКР по созданию новых видов и образцов снарядов отводится экспериментальным методам исследования. Однако в последнее время в этой области наблюдается увеличение доли численных методов моделирования.

Вышеизложенное относится и к снарядам специального назначения, предназначенных для стрельбы из стрелкового оружия. Основой концепции их практического применения является сохранение достаточно высокого значения кинетической энергии в пределах эффективной дистанции стрельбы и резкое падение значения этого параметра с увеличением дальности полёта. Применение традиционных

методов проектирования снарядов, основанных на различных законах сопротивления воздуха (Сиаччи, Гаврского, Маиевского-Забудского и других), является нецелесообразным из-за существенного отличия формы головных частей эталонных и разрабатываемого снарядов [1 – 4].

1. Постановка задачи

Основным назначением разрабатываемого снаряда такого вида является поражение биологического объекта на близких дистанциях стрельбы (в пределах 25 ... 50 м). Критерием эффективности вывода из строя биологического объекта в данном случае является высокое останавливающее действие снаряда. Многочисленные исследования в этой области показали, что для этой цели необходимо использовать плоскую головную часть при сравнительно большом для стрелкового оружия калибре, в пределах 9,00 ... 11,43 мм [5]. Однако большое значение имеет и скорость снаряда. Конструкция современных образцов стрелкового оружия и боеприпасов к нему способны обеспечить снаряду начальную скорость полёта в широком диапазоне чисел $M = 0,9 \dots 3,0$. При движении в указанном диапазоне у снаряда с плоской головной частью происходит значительное увеличение силы лобового сопротивления, что приводит к резкому торможению. В свою очередь траектория движения такого снаряда существенно отличается от настильной, что приводит к ухудшению точности стрельбы и необходимости внесения соответствующих изменений в конструкцию прицельных приспособлений для компенсации отклонения. Применение сферической, параболической или оживальной головной части нецелесообразно, так как такие формы способствуют ricochetу снаряда от поверхности преград при углах встречи до 30° , что может привести к поражению посторонних лиц. Наиболее приемлемым вариантом решения данной задачи является применение выступающей аэродинамической иглы, которая при сверхзвуковых скоростях полёта при-

водит к изменению картины обтекания плоской головной части снаряда. При его обтекании на аэродинамической игле происходит отрыв потока и образуется конусообразная область отрывного течения перед плоской головной частью. Под влиянием такой отрывной зоны происходит изменение формы головной ударной волны от почти прямого скачка уплотнения до косоугольного, соответственно, уменьшается сопротивление головной части и всего снаряда в целом. Однако, применение снаряда такой формы возможно только для стрельбы из револьверов. Использование их для стрельбы из самозарядного (автоматического) оружия приводит к деформации (поломке) аэродинамической иглы и задержкам по вине боеприпаса. Решением указанных проблем является применение для снарядов с небольшим удлинением головных частей (0,8 ... 1,2 калибра) псевдосферической формы, которая была реализована французской фирмой SFM в разработанном поражающем элементе THV (Tres Haute Vitesse – очень высокая скорость) [6, 7].

Образцы патронов, снаряжённых снарядами с псевдосферическими головными частями, показаны на рис. 1.



Рис. 1. Внешний вид патронов, снаряжённых снарядами THV; слева: патрон калибра 6,35ACP, патрон калибра 9×17K, патрон 9×21«IMI» [6]

Согласно данным фирмы SFM, в зависимости от мощности применяемого боеприпаса, начальная скорость полёта снарядов составляет 510 ... 730 м/с, что обеспечивает им при массе 2,925 г (45 гран) дос-

таточно высокие показатели останавливающего действия и пробивные способности. Однако представленная информация носит, в основном, коммерческий характер и не отражает достоверной информации о тактико-технических характеристиках снарядов с псевдосферической формой головной части. Тем не менее, применение данной или подобной ей формы головной части для снаряда специального назначения к патронам служебного оружия правоохранительных органов Украины позволит существенно расширить их возможности боевого применения в условиях населённых пунктов и ограниченно-го пространства (помещениях, салоне транспортных средств) [8].

Таким образом, задачей исследования являлось определение рациональной формы снаряда специального назначения, обладающего ограниченной дистанцией гарантированного вывода из строя цели, и изучение влияния его формы головной части, отдельных конструктивных элементов, а также вращения на характер изменения коэффициента силы лобового сопротивления.

2. Решение задачи

2.1 Выбор рациональной формы снаряда

Выбор аэродинамической схемы специального снаряда происходил на основе анализа характеристик существующих форм головных частей снарядов, применяющихся для снаряжения боеприпасов к короткоствольному стрелковому оружию, и с учётом имеющихся ограничений, связанных с конструкцией патрона калибра 9×18ПМ, в котором предполагается его использовать. Общая длина патрона составляет 25,0 мм, при этом длина гильзы – 18,0 мм. Таким образом, длина головной части не должна превышать 7,0 мм. При таких условиях наиболее рациональной является псевдосферическая головная часть, так другие формы не отвечают в полной мере предъявляемым к снаряду требованиям по аэродинамическим характеристикам, останавливающему действию и

рикошету. С целью упрощения формы головной части в качестве образующей её поверхности была использована не трактриса, а дуга окружности. В результате этого головная часть приобрела вогнутую оживальную форму. Уравнение образующей

$$y = r_0 + l_{з.ч.} \left(\frac{x}{R_{ож.}} \right)^2, \quad (1)$$

где r_0 – начальное значение ординаты передней кромки головной части, мм; $R_{ож.}$ – радиус кривизны, мм; $l_{з.ч.}$ – длина головной части, мм.

Уравнение (1) необходимо для определения аэродинамических и динамических характеристик снаряда. По аналогии с другими видами снарядов ведущая часть экспериментального образца представляет собой цилиндр. С целью уменьшения массы снаряда, что необходимо для повышения начальной скорости полёта и снижения дальности стрельбы, в хвостовой части имеется цилиндрическая полость. Она позволяет улучшить обтюрацию газов в канале разгонного устройства и повысить донное сопротивление при сверхзвуковых скоростях полёта, создав за донным срезом снаряда область пониженного давления.

Таким образом, экспериментальный снаряд представляет собой тело вращения, состоящее из вогнутой оживальной головной части, цилиндрической ведущей и плоской хвостовой частей с внутренней полостью (рис. 2).

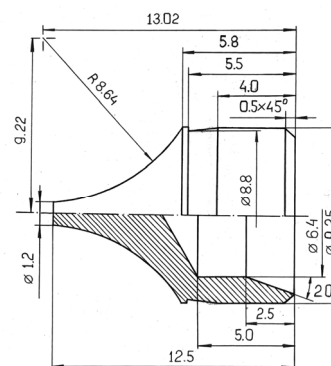


Рис. 2. Внешний вид экспериментального снаряда калибра 9 мм для специального боеприпаса, обладающего ограниченной дистанцией гарантированного вывода из строя цели

2.3. Аэродинамические методы исследования характеристик снаряда

Для исследований применялись экспериментальные и расчётные аэродинамические методы. Из числа экспериментальных использовались: метод исследования в сверхзвуковой аэродинамической трубе, оптический (теневого) метод и метод исследования характеристик тел в свободном полёте на аэробаллистической трассе, или прямой динамический метод.

Методика исследований на аэробаллистической трассе состоит в определении положения модели в пространстве и времени посредством наблюдения за телом в реперных точках траектории. По этим данным определяют аэродинамические характеристики исследуемого тела.

Для нахождения сопротивления тела производят измерения времени пролёта тела между рядом позиций. По сравнению с обычными аэродинамическими трубами прямой динамический метод позволяет получить достаточно высокие сверхзвуковые скорости потока, отсутствует интерференция с поддерживающими устройствами и имеется возможность непосредственного измерения скорости полёта и параметров газа [9, 10]. При исследовании аэродинамических характеристик снаряда в сверхзвуковой аэродинамической трубе были получены шлирен-фотографии обтекания его поверхности при скоростях до $M = 1,5$ и углах атаки $\alpha = 0^\circ$ (рис. 3, 4).

При анализе полученных результатов было установлено, что по аналогии с эталонными шлирен-фотографиями, при обтекании вогнутой поверхности головной части экспериментальных снарядов формируются разрывные структуры течения с образованием λ -видного скачка уплотнения. При этом на кромке сопряжения вогнутой головной части и цилиндрической части снарядов образуется достаточно интенсивный скачок уплотнения, благодаря которому перед головной частью снаряда формируется зона повышенного давления.

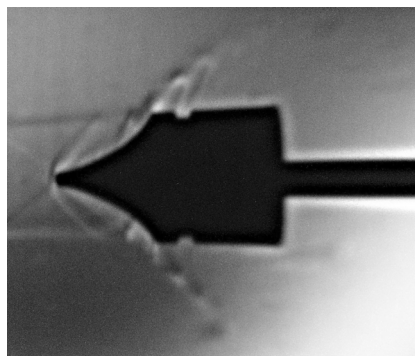


Рис. 3. Характер обтекания поверхности экспериментального снаряда калибра 7,62 мм при $M = 1,4$

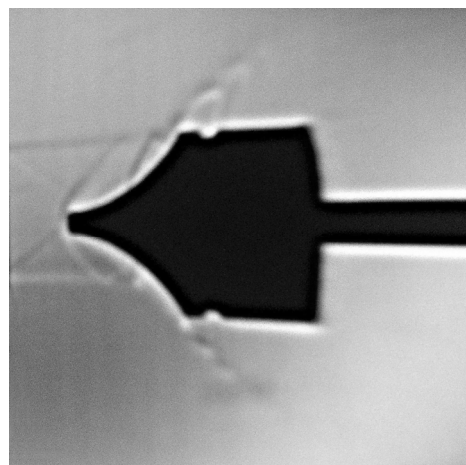


Рис. 4. Характер обтекания поверхности экспериментального снаряда калибра 9,00 мм при $M = 1,4$

Численное моделирование процесса обтекания поверхности снаряда в настоящее время является наиболее прогрессивным расчётным методом исследования его аэродинамических характеристик. Для этих целей использовался программный продукт «FloWorks 2000», по-видимому, основанный на методе Ф. Харлоу (Participle-In-Cell – «частиц в ячейках»).

В результате численного моделирования было установлено, что при сверхзвуковых скоростях полёта около головной части экспериментального снаряда образуется зона повышенного давления, размер которой превышает диаметр миделя снаряда. Скачки уплотнений также имеет λ -образную форму, что хорошо согласуется с известными данными о характере обтекания вогнутых поверхностей. Наличие

полости в донной части снаряда привело к образованию зоны пониженного давления за снарядом и росту значения донного сопротивления. Кроме того, с помощью численного моделирования были получены данные о характере обтекания снаряда при его вращательном движении относительно продольной оси и исследовано влияние величины угловой скорости вращения на значение коэффициента силы сопротивления. Характер обтекания поверхностей экспериментального снаряда в различных режимах полёта и влияние его конструктивных элементов показаны на рис. 5 – 9.

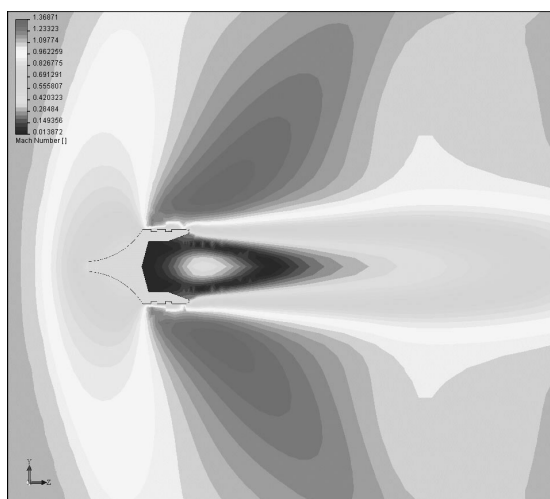


Рис. 5. Распределение скоростей потока (по значению чисел M) вблизи поверхности снаряда при скорости $V = 379$ м/с и угле атаки $\alpha = 0^\circ$

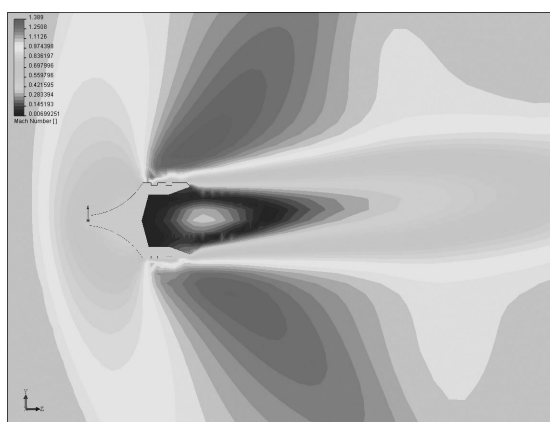


Рис. 6. Распределение скоростей потока (по значению чисел M) вблизи поверхности снаряда при скорости $V = 379$ м/с и угле атаки $\alpha = 5^\circ$

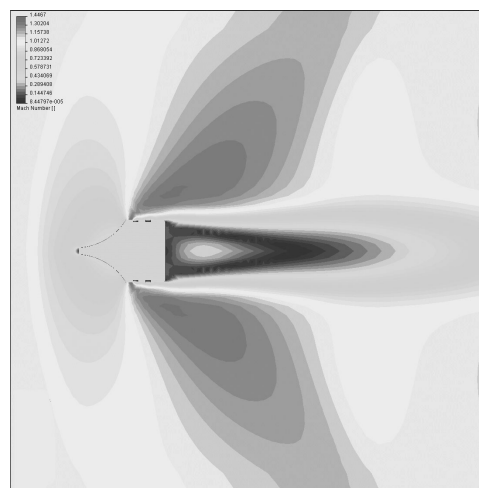


Рис. 7. Распределение скоростей потока (по значению чисел M) вблизи поверхности снаряда без внутренней полости при скорости $V = 379$ м/с и угле атаки $\alpha = 0^\circ$

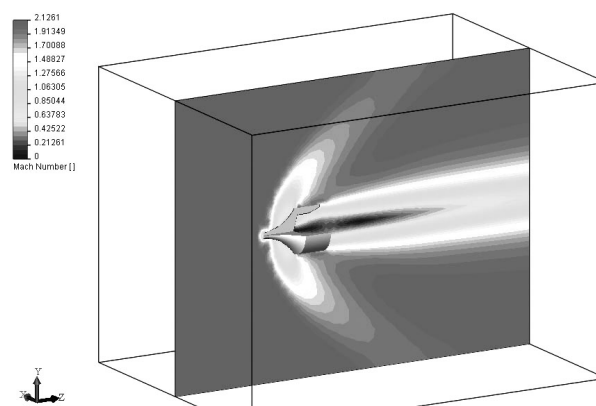


Рис. 8. Распределение скоростей потока (по значению чисел M) вблизи поверхности снаряда при скорости $V = 724$ м/с, угле атаки $\alpha = 0^\circ$ и угловой скорости вращения $\omega = 1600$ об/с

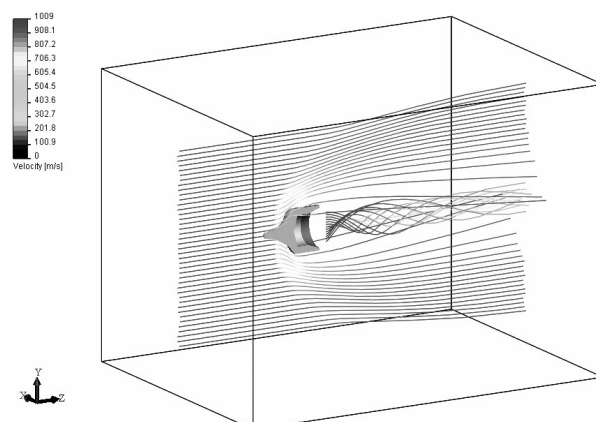


Рис. 9. Распределение линий тока вблизи поверхности снаряда при скорости $V = 1001$ м/с, угле атаки $\alpha = 0^\circ$ и угловой скорости вращения $\omega = 1600$ об/с

2.3. Сопоставление результатов численного моделирования и экспериментальных данных

В ходе проведенных экспериментальных исследований на аэробаллистической трассе была получена эмпирическая зависимость коэффициента силы лобового сопротивления экспериментального снаряда от скорости полёта

$$C_x(M) = 0,36095 + 0,19792e^{-\frac{\ln^2\left(\frac{M}{1,77902}\right)}{0,13891}}. \quad (2)$$

После обработки результатов исследования было установлено, что погрешность определения коэффициента сопротивления достигает 16 %, что связано с погрешностями, вносимыми датчиками при измерении времени пролёта снаряда между базовыми точками траектории. Экспериментальные данные об изменении коэффициента сопротивления снаряда калибра 9,00 мм и аппроксимирующая их функция (2) показаны на рис. 10.

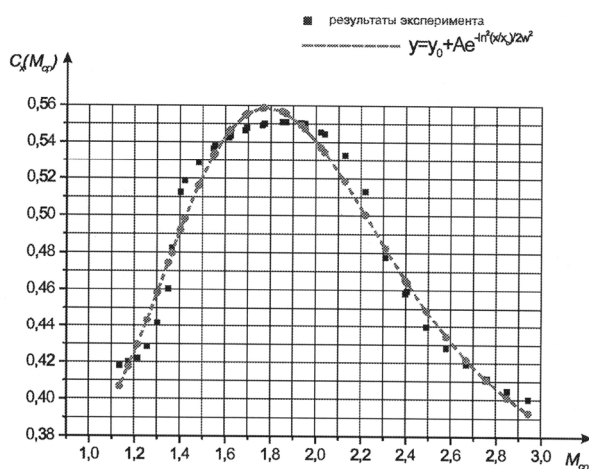


Рис. 10. Графики зависимости коэффициента сопротивления от числа Маха и аппроксимирующей функции

При исследовании интенсивности изменения коэффициента силы лобового сопротивления экспериментального снаряда в процессе численного моделирования физического эксперимента в рабочем диапазоне скоростей (\$M = 1,28 \dots 2,28\$), которые возможно обеспечить с помощью заданных образцов пусковых устройств без их доработки, были

получены его значения как без учёта вращения вокруг продольной оси снаряда, так с учётом этого влияния (табл. 1).

Таблица 1

Значения коэффициентов сопротивления, полученные экспериментальным \$C_{x, \text{эксп.}}\$ и расчётным \$C_{x, \text{расч.}}\$ и \$C_{x, \text{расч. вращ.}}\$ методами

\$M\$	1,4100	1,7693	2,1261
\$C_{x, \text{эксп.}}\$	0,5107	0,5500	0,5329
\$C_{x, \text{расч.}}\$	0,4000	0,3918	0,3839
\$C_{x, \text{расч. вращ.}}\$	0,5016	0,5513	0,5268
\$\delta_{\text{расч.}}\$, %	21,68	28,76	27,96
\$\delta_{\text{расч. вращ.}}\$, %	1,78	0,24	1,14

График изменения коэффициента сопротивления экспериментального снаряда при различных режимах полёта показан на рис. 11.

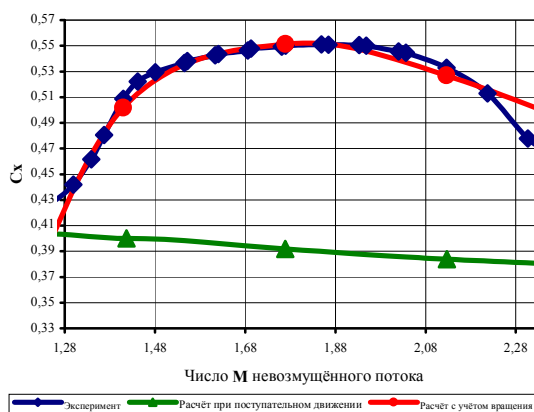


Рис. 11. Графики изменения коэффициента сопротивления снаряда с учётом вращения и без него

Из анализа рис. 11 следует, что благодаря учёту вращения снаряда вокруг своей продольной оси в рабочем диапазоне скоростей данные, полученные с помощью численного моделирования, удовлетворительно совпадают с экспериментальными. При этом коэффициент корреляции сравниваемых величин близок к единице и составляет \$r = 0,974 \pm 0,003\$, что вполне приемлемо для практических целей и свидетельствует об адекватности принятой расчётной модели и метода проектирования экспериментального снаряда с вогнутой оживальной головной частью.

Выводы

Проведение исследований, направленных на получение качественной картины обтекания газодинамическим потоком головной и боковой поверхностей экспериментальных снарядов, продемонстрировало правильность выбора расчётной модели и достаточно высокую достоверность полученных с её помощью данных. При сверхзвуковых режимах обтекания экспериментальных снарядов достигнута удовлетворительная корреляция результатов натурального и численного эксперимента.

Кроме того, экспериментальные данные подтвердили образование зоны повышенного давления в области головной части экспериментального снаряда, что позволило сделать вывод о перспективности данной формы снаряда для получения заданных аэродинамических свойств при определённых ограничениях. На экспериментальных фотографиях обтекания снарядов на отдельных участках их поверхности имеются ряд несовпадений с данными численного моделирования, но это связано с малыми размерами рабочей зоны аэродинамической трубы.

Результаты расчётов значений коэффициента силы лобового сопротивления в рабочем диапазоне скоростей также вполне удовлетворительно коррелируют с экспериментальными данными.

Сравнительный анализ полученных двумя способами данных о характере изменения коэффициента силы лобового сопротивления указывает на перспективность выбранного направления проектирования экспериментальных снарядов с заданными аэродинамическими свойствами, благодаря которому отпадает необходимость интенсивного использования для этих целей сложного и дорогостоящего специализированного оборудования. Применение численных методов для моделирования газодинамических процессов в значительной мере способствует сокращению сроков проектирования и получению

достоверных данных об аэродинамических характеристиках снарядов.

Литература

1. Мандрыка А.П. Генезис современной ракетодинамики. – Л.: Наука, 1971. – 216 с.
2. Мельников А.П. Основы прикладной аэродинамики. – Л.: ЛКВИИА, 1959. – 582 с.
3. Краснов Н.Ф. Аэродинамика тел вращения. – М.: Машиностроение, 1964. – 572 с.
4. Дж. Нилсен. Аэродинамика управляемых снарядов: Пер. с англ. – М.: Оборонгиз, 1962. – 476 с.
5. Попов В.Л., Шигеев В.Б., Кузнецов Л.Е. Судебно-медицинская баллистика. – С.-Пб.: Гиппократ, 2002. – 656 с.
6. Paolo Fontano. Tres Haute Vitesse // Magazine "Magnum". – 1996. – № 1. – Р. 32 – 39.
7. Коломийцев А.В., Максименко В.А., Никитюк В.Г., Собакаръ И.С. Исследование баллистических характеристик атипичных пуль типа THV калибра 9 мм // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов. – Вып. 15. – Х.: ХАИ, 1999. – С. 88 – 103.
8. Большаков В.Н. Оптимизация правового регулирования, тактика действий и применения оружия и спецтехники подразделениями МВД Украины. – К.: НАВДУ, 2002. – 124 с.
9. Об определении коэффициента сопротивления при отстрелах моделей в аэродинамических трубах. Труды ЦАГИ. Вып. 765. – М.: Изд. отдел ЦАГИ, 1959. – 20 с.
10. Горлин С.М., Слезингер И.И. Аэромеханические измерения. – М.: Наука, 1964. – 720 с.

Поступила в редакцию 28.10.2004

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

УДК 528.2:629.78

А.И. ГОРЬ, В.Н. МЕДВЕДЕВ, Е.Э. НАУМОВА, Э.Н. ХОМЯКОВ*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»***РЕГИОНАЛЬНАЯ СПУТНИКОВАЯ СИСТЕМА КООРДИНАТНО-ВРЕМЕННОГО
ОБЕСПЕЧЕНИЯ ПОТРЕБИТЕЛЕЙ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ
ДВОЙНОЙ ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНОЙ КОРРЕКЦИИ ПСЕВДОДАЛЬНОСТЕЙ**

Рассмотрена региональная система оценивания вектора состояния неподвижного потребителя с использованием радиоэлектронного комплекса контрольных станций и технологии двойной дифференциальной коррекции высокоточных кодовых измерений псевдодалностей. Приведены результаты математического моделирования системы применительно к ее использованию в Харьковской области.

глобальные навигационные спутниковые системы, имитационное моделирование, дифференциальная коррекция, коррекция псевдодалностей, сети контрольных станций, спутниковая навигация, спутниковая геодезия.

Введение

Дифференциальные навигационные подсистемы позволяют удовлетворять наиболее жесткие требования навигационного обеспечения. Одна из наиболее актуальных задач данной области – задача повышения точности координатно-временного обеспечения потребителей, как правило, решается на основе использования дифференциального режима функционирования глобальных спутниковых навигационных систем нового поколения. Стремление увеличить рабочую зону действия дифференциальных поправок привело к идее применения радиоэлектронных комплексов контрольных станций. По существу задача таких комплексов сводится к анализу и оценке параметров пространственно-временного поля погрешностей измерений. В простейшем случае имеются в виду измерения кодовых псевдодалностей.

Судя по публикациям, оригинальные разработки, так называемых, сетевых решений выполнены в ряде известных фирм, например, Trimble Navigation, Geo⁺⁺ и др., а также в ряде университетов, в частности, в Голландии, Канаде.

Основное внимание специалистов направлено на достижение сантиметрового уровня точности даже для кинематических применений в реальном мас-

штабе времени. Основным источником информации при этом являются двойные разности фазовых псевдодалностей.

Представляет интерес проанализировать точностные характеристики радиоэлектронного комплекса региональных контрольных станций, оснащенных сравнительно простыми одночастотными приемниками. Основным источником информации в данном случае является массив кодовых псевдодалностей с достаточно малыми флуктуационными погрешностями. Последнее достигается применением предварительной полиномиальной фильтрации, использованием фазовых измерений для сглаживания кодовых псевдодалностей.

Крайне важно при этом максимально ослабить эффект многолучевого распространения сигналов использованием специальных антенных конструкций.

Опираясь на идею среднечастотной дифференциальной коррекции псевдодалностей, высказанную в работе [1], были разработаны алгоритмы оценки параметров пространственного поля погрешностей измерения псевдодалностей при использовании трехмерной линейной [2] и квадратичной [3] аппроксимации данного поля.

Применение этих параметров в аппаратуре потребителей сводилось к расчету дополнительных поправок к измеряемым псевдодалностям, которые

складывались с поправками, формируемыми на главной контрольной станции комплекса. По существу псевдодальности корректируются дважды, что и объясняет название метода в заголовке статьи.

Имитационное моделирование комплекса выполнено ранее для сравнительно больших регионов, например, для территории Украины, Мексики, Индии, Египта. Остаточные погрешности в измерениях псевдодальностей оказывались на дециметровом уровне. Это обеспечивало субметровый уровень точности в оценках координат и наносекундный уровень точности в оценках расхождения шкал времени.

Цель данного исследования заключается в анализе возможностей комплекса контрольных станций и технологии двойной дифференциальной коррекции псевдодальностей для сравнительно небольшого по площади региона, в частности, для Харьковской области.

1. Структура имитационной модели региональной системы координатно-временного обеспечения потребителей, краткая характеристика ее элементов

Структура имитационной модели содержит (рис. 1):

- модуль ввода исходных данных о дислокации средств комплекса;
- модуль анализа навигационной обстановки;
- модуль расчета медленноменяющихся погрешностей измерения псевдодальностей и псевдоскоростей;
- модуль расчета измеряемых и наблюдаемых псевдодальностей и псевдоскоростей с учетом случайных погрешностей измерений и динамики поведения шкал времени в аппаратуре контрольных станций и в аппаратуре потребителей;
- модуль оценки векторов состояния региональных контрольных станций (РКС) и неподвижных потребителей – пунктов контроля качества корректирующей информации (ПКК КИ);
- модуль оценки параметров пространственного поля погрешностей измерения псевдодальностей;
- модуль расчета остаточных погрешностей в измерениях псевдодальностей после одиночной и двойной коррекции;
- модуль оценки вектора состояния неподвижного потребителя (пункта контроля качества корректирующей информации) с учетом двойной дифференциальной коррекции псевдодальностей;

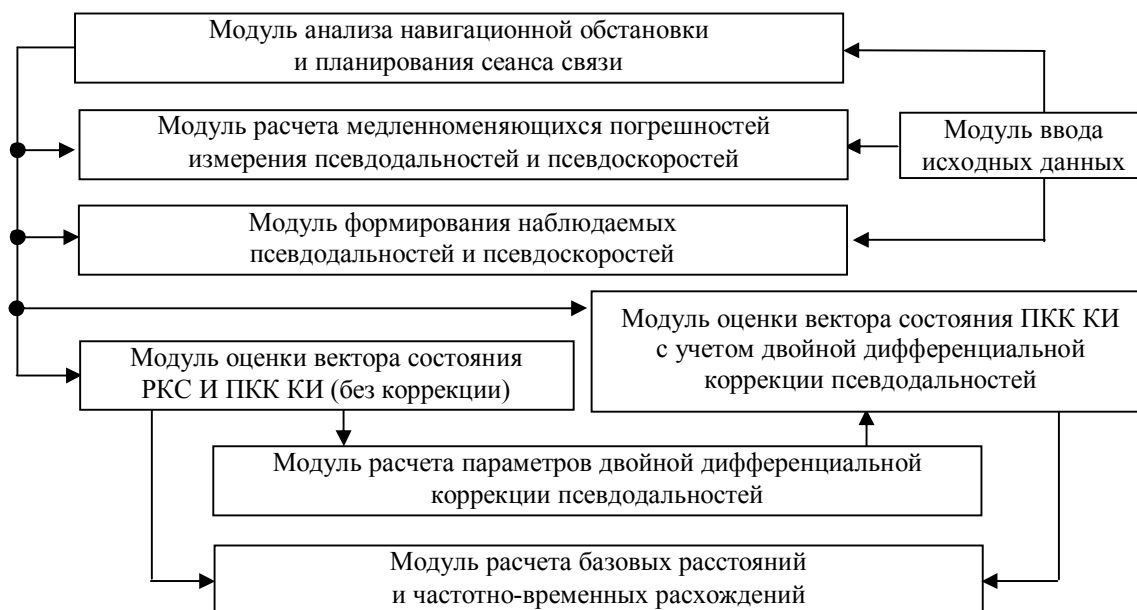


Рис. 1. Структура программы имитационного моделирования региональной системы

– модуль расчета базовых расстояний, частотно-временных расхождений между главным и периферийными пунктами контроля качества корректирующей информации.

Модуль ввода данных о дислокации средств комплекса, а именно региональных контрольных станций (РКС), пунктов контроля качества корректирующей информации (ПКККИ) использует геодезические координаты антенн в системе WGS-84.

Модуль анализа навигационной обстановки для заданной дислокации контрольных станций и пунктов контроля качества корректирующей информации, заданной календарной даты, времени начала и окончания сеанса обеспечивает вычисление эфемерид (координат и составляющих вектора скорости в системе WGS-84) НКА GPS с заданной дискретностью по времени. При этом имеется возможность выбора четырех рабочих навигационных космических аппаратов (НКА) и сохранить файл их эфемерид. Для анализа навигационной обстановки и расчета эфемерид НКА используется альманах параметров орбит.

Модуль расчета медленноменяющихся погрешностей измерения псевдодальностей и псевдоскоростей обеспечивает вычисление погрешностей, обусловленных тропосферной и ионосферной рефракцией, а также неопределенностью в знании векторов состояния НКА. Исходные данные предусматривают наличие параметров обстановки, используемых в принятых моделях высотного профиля показателя преломления в тропосфере и в ионосфере.

При формировании измеряемых псевдодальностей и псевдоскоростей особое внимание уделяют динамике частотно-временных расхождений [2]. Формирование наблюдаемых псевдодальностей и псевдоскоростей учитывает также наличие случайных погрешностей с заданными статистическими характеристиками.

Оценка вектора состояния РКС и ПКККИ осуществляется фильтром Калмана. Оцениваются три

координаты, смещение шкалы времени и смещение частоты опорного генератора по четырем псевдодальностям и четырем псевдоскоростям относительно рабочих НКА. Программа позволяет также оценивать только координаты приемника с использованием первых разностей по НКА псевдодальностей и псевдоскоростей.

Модуль оценки вектора состояния РКС и ПКККИ обеспечивает запись выходных данных, содержащих измеряемые функции, наблюдаемые функции, оценки вектора состояния, а также их погрешности.

Модуль оценки параметров поля погрешностей измерения псевдодальностей оперирует с данными контрольных станций, формирует разности суммарных псевдодальномерных погрешностей измерения псевдодальностей по контрольным станциям, находит искомые оценки пространственной ориентации плоскости погрешностей для каждого рабочего НКА. Данный модуль с учетом найденных оценок и данных о погрешностях измерения псевдодальностей в ПКККИ находит остаточные погрешности $d\Delta u_{kj\alpha}$ после двойной дифференциальной коррекции псевдодальностей

$$d\Delta u_{kj\alpha} = \Delta u_{kj\alpha} - (\delta\tilde{D}_{kjo} + \Delta\delta\tilde{D}_{kj\alpha}), \quad (1)$$

$$j = 1, 2, 3, 4; \quad \alpha = 4, 5, \dots, 9,$$

где $\Delta u_{kj\alpha} = u_{kj\alpha} - r_{kj\alpha}$ – полная погрешность измерения псевдодальности по НКА с номером j на ПКККИ с номером α в момент времени t_k ; $\delta\tilde{D}_{kjo}$ – полная погрешность, вычисленная на главной контрольной станции (для одинарной коррекции псевдодальностей); $\Delta\delta\tilde{D}_{kj\alpha}$ – дополнительная коррекция псевдодальности для ПКККИ с номером α .

Дополнительная коррекция вычисляется как

$$\Delta\delta\tilde{D}_{kj\alpha} = \hat{a}_j(x_\alpha - x_0) + \hat{b}_j(y_\alpha - y_0) + \hat{c}_j(z_\alpha - z_0), \quad (2)$$

где $x_\alpha, y_\alpha, z_\alpha$ – координаты ПКК КИ с номером α ; x_0, y_0, z_0 – координаты главной РКС; $\hat{a}_j, \hat{b}_j, \hat{c}_j$ – оценки коэффициентов ориентации плоского поля погрешностей измерения псевдодальностей по НКА j , полученные по данным региональных контрольных станций.

Модуль оценки вектора состояния ПКК КИ с учетом двойной дифференциальной коррекции (ДДК) псевдодальностей позволяет оценить эффективность такой коррекции по результирующей погрешности оценок координат и частотно-временных расхождений.

Наконец, модуль расчета базовых расстояний и частотно-временных расхождений для выбранных пар ПКК КИ обеспечивает вычисление как с учетом коррекции псевдодальностей, так и без нее.

2. Исходные данные для имитационного моделирования региональной системы координатно-временного обеспечения потребителей

В табл. 1 представлена дислокация региональных контрольных станций и пунктов контроля качества корректирующей информации. Главная контрольная станция ($\alpha = 0$) выбрана в районе г. Купянска.

Таблица 1

Дислокация региональных контрольных станций и пунктов контроля качества

№ РКС, ПКК	Район	B	L	H, м
0	Купянск	49 ° 41'	37° 38'	210
1	Богодухов	50 ° 03'	35 ° 31'	220
2	Барвенково	48 ° 50'	37° 01'	180
3	Красноград	49 ° 33'	36 ° 23'	190
4	Харьков	50 ° 02'	36 ° 17'	200
5	Волчанск	50 ° 15'	36 ° 52'	210
6	ПКК №6	50 ° 12'	37 ° 49'	190
7	ПКК №7	49 ° 16'	37 ° 49'	200
8	ПКК №8	49 ° 16'	36 ° 40'	205
9	ПКК №9	48 ° 42'	36 ° 06'	210

Периферийные станции расположены в районах Богодухова ($\alpha = 1$), Барвенково ($\alpha = 2$) и Краснограде ($\alpha = 3$). Пункты контроля качества корректирующей информации выбраны в районах городов Харькова ($\alpha = 4$), Волчанска ($\alpha = 5$).

Кроме того, выбраны еще контрольные точки $\alpha = 6, 7, 8, 9$ в пределах области.

Сеанс связи выбран 23.07.2004 г. с 9:00:00 по 9:03:00 UTC с дискретностью $\Delta t = 2$ с при объеме выборки $M = 90$). Рабочие НКА GPS выбраны с номерами 1, 11, 7, 16. Их угловые параметры (азимут, угол возвышения над горизонтом) на момент

9:00:00 UTC приведены в табл. 2. Для планирования сеанса связи и расчета эфемерид НКА GPS использован альманах параметров орбит от 18.07.2004 г., полученный с использованием приемника ACE III (Trimble Navigation).

Для расчета медленноменяющихся погрешностей измерения псевдодальностей и псевдоскоростей кроме файла с координатами РКС и ПКК КИ, файла с эфемеридами рабочих НКА использовался файл с параметрами обстановки, содержание которого приведено в табл. 3. Здесь приведены параметры метеообстановки (давление воздуха в Па, темпе-

ратура в градусах Цельсия, относительная влажность в %), параметры модели высотного профиля показателя приращения в ионосфере (h_1 , h_2 , $N_{\max}$), эффективная высота тропосферы, высота антенны приемника.

Таблица 2
Баллистическая обстановка

№ НКА	Азимут	Угол места
1	285° 01'	83° 16'
11	188° 52'	23° 32'
16	118° 22'	7° 07'
7	278° 27'	6° 14'

Кроме того, использовался файл с погрешностями в знании эфемерид и частотно-временных расхождений рабочих НКА. Содержание этого файла приведено в табл. 4. При формировании измеряемых псевдодальностей поведение шкал времени моделировалось на основе модели частотных флуктуаций типа марковского процесса первого порядка при заданной ширине энергетического спектра и заданной величине дисперсии флуктуаций. Средне-квадратические погрешности измерения псевдодальностей полагались разными 0,3 м, а псевдоскоростей – 0,01 м/с.

Таблица 3
Параметры обстановки

№РКС,ПКК	Р, Па	Т, °С	НМ, %	Н ₁ , км	Н ₂ , км	N _{max} , 10 ¹¹ 1/м ³	Н _Т , км	Н ₀ , м
0	101300	18	60	325	225	5	7	210
1	101200	19	55	325	225	5	7	220
2	101150	17	63	325	225	5	7	180
3	101100	16	59	325	225	5	7	190
4	101050	18	58	325	225	5	7	200
5	101070	18	57	325	225	5	7	210
6	101035	19	56	325	225	5	7	190
7	101045	19	55	325	225	5	7	200
8	101024	20	57	325	225	5	7	205
9	101010	21	59	325	225	5	7	210

Таблица 4
Погрешности в знании эфемерид

№ НКА	Δx , м	Δy , м	Δz , м	ΔV_x , см/с	ΔV_y , см/с	ΔV_z , см/с	$\Delta \delta t$, нс	$\Delta \delta f$, Гц
1	2	2	54	2,5	1,5	3,5	20	0,2
11	3	3	1,9	4,5	3,5	2,5	16	0,1
7	5	3,2	1,6	2	1,5	1,5	10	0,4
16	4,5	3,4	2,5	3,8	3,6	4,5	12	0,5

3. Основные результаты моделирования

Применительно к исходным данным медленно-меняющиеся погрешности измерений псевдодальности вычислены в пределах сеанса связи для всех

региональных контрольных станций и всех пунктов контроля качества. В частности, для пункта (4) в Харькове в момент времени 9:03 UTC суммарная погрешность измерения псевдодальности оказалась равной 18,6 м для НКА №1 ($\beta = 85^\circ 33'$), 25,28 м для

НКА №11 ($\beta = 22^\circ$), 35,92 м для НКА №16 ($\beta = 7^\circ 13'$) и 36,37 м для НКА №7 ($\beta = 6,46^\circ$). За сеанс длительностью 3 минуты изменения данных погрешностей были порядка 2 см для зенитного НКА №1, 0,5 м для НКА №11 и порядка 2 м для НКА №16 и 7.

При таких медленноменяющихся погрешностях измерения псевдодальностей полные погрешности оценок координат, в частности, в Харькове при $t = 9:03$ UTC оказались равными $\Delta x = 18,09$ м, $\Delta y = 9,22$ м, $\Delta z = 11,99$ м при среднеквадратических погрешностях $\sigma_x = 5$ см, $\sigma_y = 3$ см, $\sigma_z = 4$ см. Полная погрешность расхождения шкалы времени относительно GPSTime составляла 41 нс. при $\sigma_t = 0,08$ нс. Аналогичные данные получены для всех выбран-

ных станций и пунктов контроля в регионе. По данным обработки в комплексе из четырех региональных контрольных станций получены оценки параметров a , b , c ориентации плоскости поля погрешностей измерения псевдодальностей. Результаты приведены в табл. 5.

На основе полученных оценок найдены двойные дифференциальные поправки для каждого пункта контроля качества корректирующей информации и вычислены остаточные погрешности измерения псевдодальностей относительно каждого из четырех рабочих НКА. В табл. 6 приведены средние за сеанс остаточные погрешности (в метрах) после применения двойной коррекции псевдодальностей.

Таблица 5

Параметры аппроксимации пространственного поля погрешностей для рабочих НКА

№ НКА	$\hat{a} \cdot 10^{+5}$	$\sigma_a \cdot 10^{+5}$	$\hat{b} \cdot 10^{+5}$	$\sigma_b \cdot 10^{+5}$	$\hat{c} \cdot 10^{+5}$	$\sigma_c \cdot 10^{+5}$
1	-1,29	2,4	-0,84	1,8	-35,7	3,5
11	7,17	2,9	5,34	2,1	-11,05	4,2
7	-7,44	4,1	-7,57	3,1	11,0	6,1
16	-25,5	2,8	-16,3	2,1	-1,75	4,1

Таблица 6

Средние остаточные погрешности измерения псевдодальностей после ДДК

№ ПКК КИ	НКА 1	НКА 11	НКА 16	НКА 7
4	0,029	0,047	0,096	0,101
5	0,059	0,24	0,041	-0,17
6	-0,258	0,30	-0,037	-0,152
7	-0,099	0,069	0,096	-0,068
8	0,017	-0,125	0,081	0,26
9	0,131	-0,112	0,069	0,056

Для наглядности на рис. 2 – 5 приведены зависимости от времени данных остаточных погрешностей для ПКК КИ №4. Здесь же приведены остаточные погрешности измерения псевдодальностей, если используются одинарные коррекции по данным только главной контрольной станции.

После применения двойной дифференциальной коррекции псевдодальностей полные погрешности оценок координат и частотно-временных расхождений значительно уменьшались. В табл. 7 приведены

значения этих погрешностей на момент времени $t = 9:03$ UTC. Для сравнения здесь же приведены погрешности без применения коррекций. В табл. 8 приведены полные погрешности оценок базовых расстояний между пунктами контроля качества корректирующей информации. Погрешности ΔL получены без каких-либо коррекций псевдодальностей, а погрешности $\Delta L_{\text{корр}}$ получены с учетом использования двойной дифференциальной коррекции псевдодальностей.

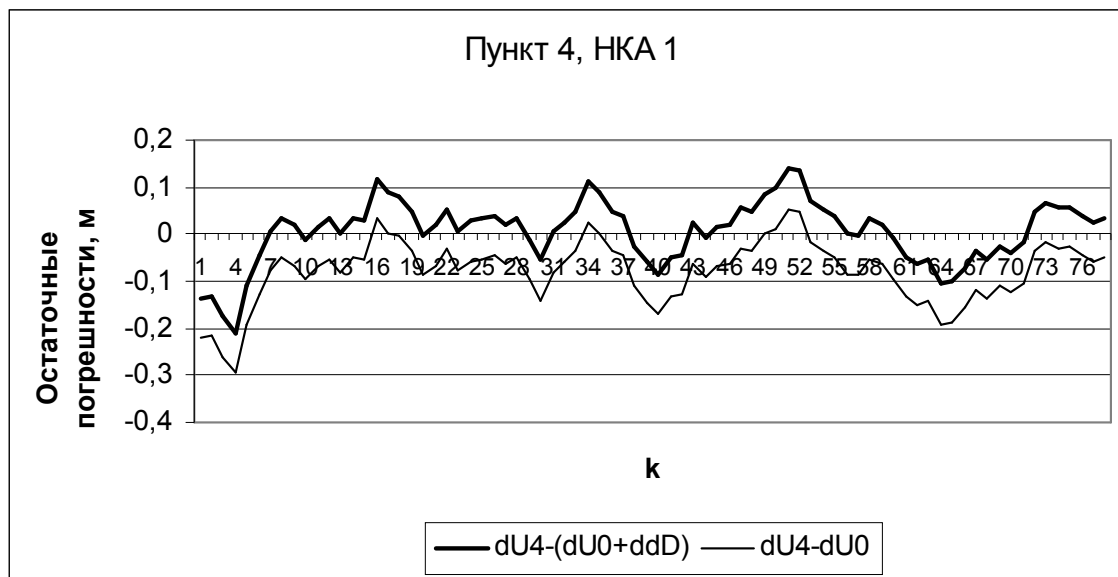


Рис. 2. Остаточные погрешности измерения псевдодальности в ПКК КИ №4 относительно НКА №1

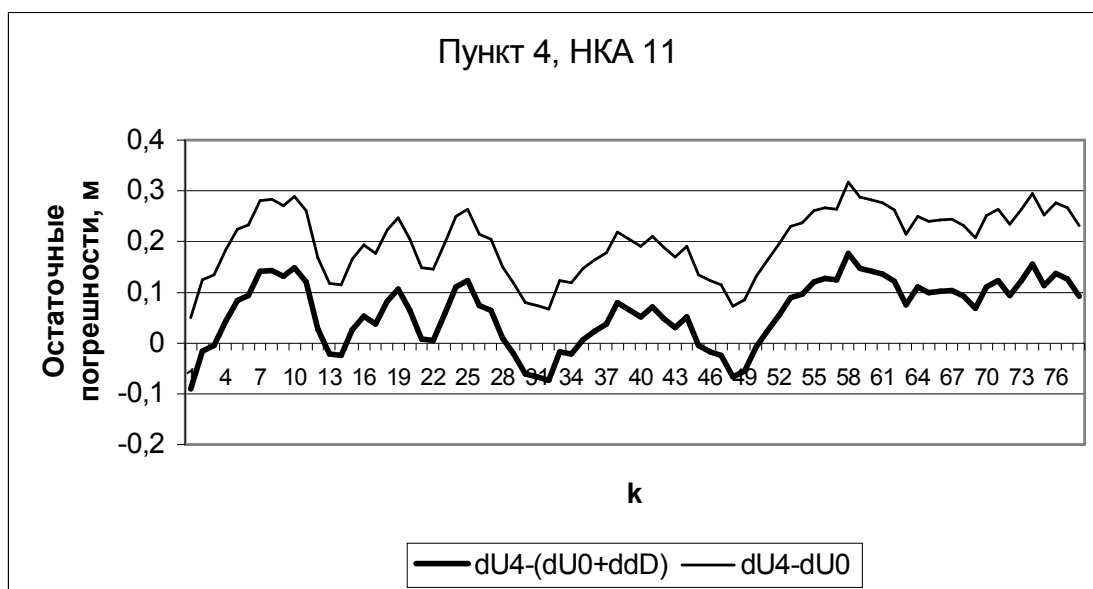


Рис. 3. Остаточные погрешности измерения псевдодальности в ПКК КИ №4 относительно НКА №11

Таблица 7

Полные погрешности оценок координат без и с применением ДДК

№ ПКК КИ	Δx , м	$\Delta x_{\text{корр}}$, м	Δy , м	$\Delta y_{\text{корр}}$, м	Δz , м	$\Delta z_{\text{корр}}$, м
4	18,09	-0,05	9,22	0,05	11,99	0,02
5	17,70	-0,03	9,72	-0,03	12,12	-0,03
6	17,24	-0,02	11,09	-0,01	12,26	-0,04
7	17,09	-0,01	11,56	-0,04	11,94	0,03
8	17,66	-0,01	10,1	0,07	11,71	0,02
9	17,92	0,02	9,69	-0,01	11,53	-0,01

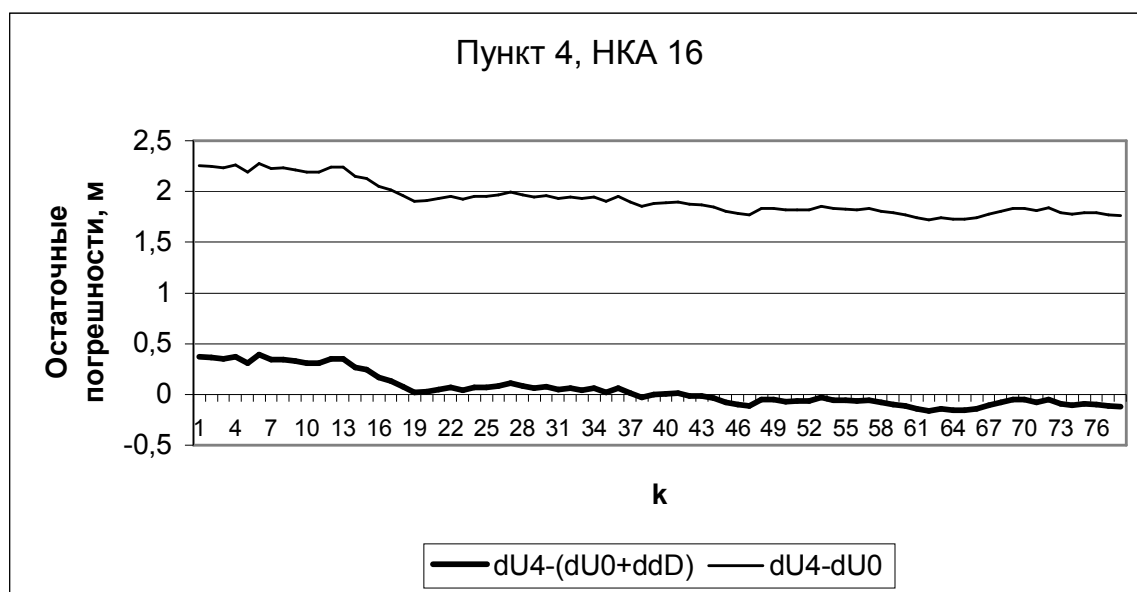


Рис. 4. Остаточные погрешности измерения псевдодальности в ПКК КИ №4 относительно НКА №16

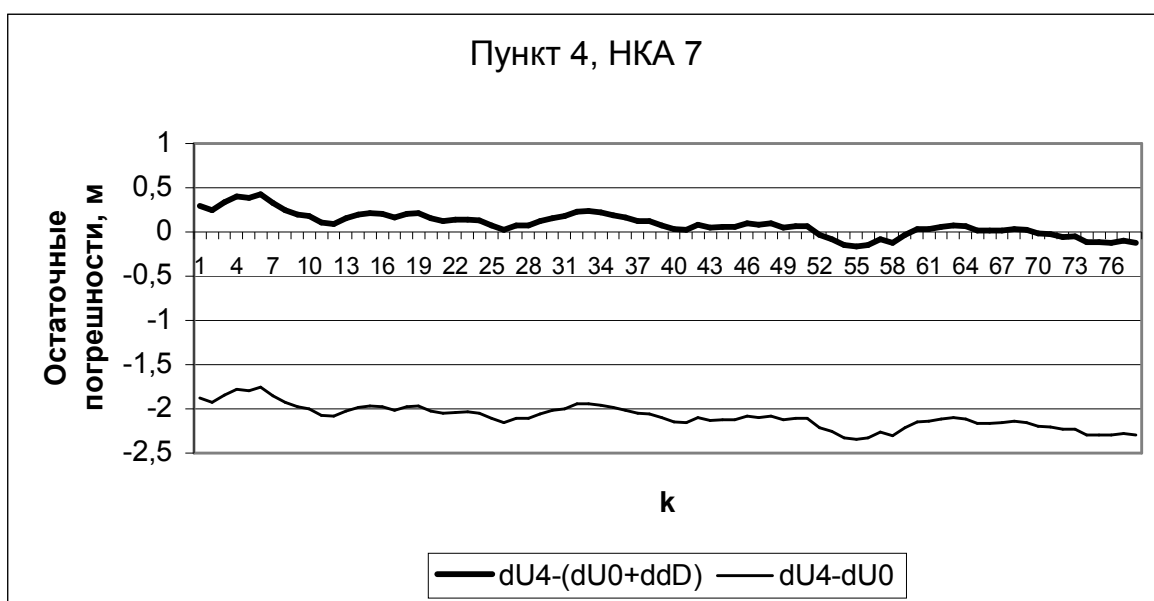


Рис. 5. Остаточные погрешности измерения псевдодальности в ПКК КИ №4 относительно НКА №7

Таблица 8

Погрешности оценки базовых линий без и с применением ДДК

Базовая линия	Длина базовой линии, м	Погрешность ΔL , м	Погрешность $\Delta L_{\text{корр}}$, м
L_{5-4}	47426	0,593	0,028
L_{6-4}	110432	1,975	0,072
L_{7-4}	139270	0,613	0,004
L_{8-4}	89733	0,38	0,01
L_{9-4}	149928	0,593	0,028

Заключение

Результаты имитационного моделирования региональной системы координатно-временного обеспечения потребителей с использованием двойной дифференциальной коррекции псевдодальностей позволяют сделать ряд выводов.

Использование двойной дифференциальной коррекции псевдодальностей существенно снижает остаточную погрешность измерения псевдодальностей особенно относительно НКА с малыми углами возвышения над горизонтом (рис. 4, 5).

Для зенитных НКА и для НКА со сравнительно большими углами возвышения над горизонтом эффективность двойной коррекции псевдодальностей меньше, но все равно имеет место уменьшение остаточной погрешности (рис. 2, 3)

Средние за сеанс остаточные погрешности измерения псевдодальностей по всем НКА для всех пунктов контроля качества корректирующей информации не превышают 0,3 м (табл. 6).

Применение двойной дифференциальной коррекции псевдодальностей приводит к значительному улучшению точности определения координат. Полная погрешность оценок координат не превышает 8 см (табл. 7). Соответственно улучшается точность оценки длин базовых линий (табл. 8).

Исследования показали также увеличение точности при синхронизации шкал времени в регионе до единиц наносекунд.

Главной задачей ближайшего будущего является усложнение имитационной модели введением дополнительных источников погрешностей измерения

псевдодальностей и псевдоскоростей, в частности, учет многолучевости.

В перспективе главная задача заключается в экспериментальной проверке разработанных методик, алгоритмов и программного обеспечения в комплексе региональных контрольных станций Харьковского региона.

Литература

1. Xin-Xiang Jin, Gees D. De Jong, Improvement of DGPS Performance in Medium Areas by Using a Network of DGPS Reference Stations // Proc. 5th International Conference on DSRNS-96. – St.Petersburg, Russia. – May 20 – 24, 1996.
2. Пространственно-временная обработка измерительной информации в радиоэлектронном комплексе региональных контрольных станций спутниковых навигационных систем / Э.Н. Хомяков, Е.Э. Наумова, Д.В. Трикоз, С.Г. Шаповалов, А.В. Назаров, К.В. Иванюк // *Авиационно-космическая техника и технология*. – Х.: ХАКУ. – 1999. – Вып. 12. – С. 19 – 22.
3. Хомяков Э.Н., Наумова Е.Э. Расширенная региональная дифференциальная коррекция псевдодальностей в глобальных навигационных спутниковых системах // *Электромагнитные волны и электронные системы*. – 2003. – Т. 8, № 3. – С. 57 – 63.

Поступила в редакцию 05.11.2004

Рецензент: д-р физ.-мат. наук А.В. Прокопов, Национальный научный центр «Институт метрологии», Харьков.

УДК 621.396

В.К. ВОЛОСЮК, К.Н. ЛЁВКИНА, В.М. ВЕЛАСКО ЭРРЕРА

*Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Украина***СТАТИСТИЧЕСКАЯ СВЯЗЬ МАТЕМАТИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ ЯРКОСТНОЙ ТЕМПЕРАТУРЫ РАДИОТЕПЛОВОГО ИЗЛУЧЕНИЯ И КОЭФФИЦИЕНТА ОТРАЖЕНИЯ**

Исследуется статистическая связь основных параметров, анализируемых при активном и пассивном дистанционном зондировании поверхностей – коэффициента отражения и яркостной температуры. Приводятся теоретические выкладки и результаты анализа для нескольких, наиболее часто встречающихся типов поверхностей.

дистанционное зондирование, коэффициент рассеяния, яркостная температура, коэффициент корреляции, статистические характеристики

Введение

Необходимость определения статистической связи моделей яркостной температуры радиотеплового излучения и коэффициента отражения возникает при решении различных задач дистанционного зондирования. Это задачи пересчета характеристик теплового излучения в характеристики отраженных сигналов и обратно, задачи комплексирования [1] результатов измерений радиометрическими и активными радиолокационными датчиками, а также интерпретации результатов измерений комплексными методами активной и пассивной радиолокации, и в частности, задачи измерения диэлектрических и геометрических характеристик подстилающих поверхностей [2]. При этом важнейшей характеристикой совместно регистрируемых сигналов является коэффициент их взаимной корреляции.

1. Формулирование проблемы

При определении статистической связи между отраженными и радиотепловыми сигналами возникают некоторые трудности. Они обусловлены тем, что поле собственного излучения земной поверхности является некоррелированным с полем отраженных или рассеянных радиоволн. При проведении же

практических исследований наблюдается наличие связи между этими полями и вопрос о степени их корреляции остается актуальным. В данной работе задача решена в предположении, что рассматривается только одна реализация статистически неровной поверхности и состояние поверхности во времени не меняется.

2. Решение проблемы

При решении задачи определения статистической связи в качестве сравниваемых характеристик отраженных сигналов и теплового излучения (от одних и тех же участков поверхности ΔS) возьмем коэффициент обратного отражения (рассеяния) и яркостную температуру.

Считаем, что элементы разрешения активной и пассивной РЛС одинаковы, а величины и параметров поверхности и термодинамическая температура T_0 в пределах рассматриваемой площадки постоянны. Тогда коэффициент отражения по мощности за период гармонического сигнала определяется следующим выражением [2]:

$$K = \frac{\left| \int_{\Delta S} \dot{F}(\vec{r}) e^{-j\vec{q}_\perp \cdot \vec{r}} d\vec{r} \right|^2}{\Delta S \cos \theta_i}, \quad (1)$$

где $\dot{F}(\vec{r})$ – случайная функция координат подстилающей поверхности $\vec{r} = (x, y)$, порожденная граничными условиями и представляющая собой распределение комплексного коэффициента отражения на площади ΔS , $\langle \dot{F}(\vec{r}) \rangle = 0$; $\vec{q}_\perp = (q_x, q_y)$ – горизонтальная проекция вектора рассеяния

$$\vec{q} = k(\vec{\Theta}_i - \vec{\Theta}_s), \quad (2)$$

где $\vec{\Theta}_i, \vec{\Theta}_s$ – единичные векторы в направлениях падения и рассеяния волн (рис. 1);

$$\begin{aligned} \vec{q}_x &= k(\sin \theta_i - \sin \theta_s \sin \varphi_s); \\ \vec{q}_y &= -k(\sin \theta_s \sin \varphi_s). \end{aligned} \quad (3)$$

Тогда яркостная температура, определяемая из условия энергетического баланса [3], равна

$$\begin{aligned} T_\gamma &= (1 - K_u)T_0 = \left[1 - \frac{1}{4\pi} \int_\Omega K(\Omega) d\Omega \right] T_0 = \\ &= \left[1 - \frac{1}{4\pi} \int_\Omega \frac{\dot{F}(\vec{r}) \exp[-j\vec{q}_\perp \vec{r}] d\vec{r}}{\Delta S \cos \theta_i} d\Omega \right] T_0, \end{aligned} \quad (4)$$

где Ω – текущее значение телесного угла, определяемое координатами θ_s, φ_s ; $d\Omega = \sin \theta_s d\theta_s d\varphi_s$ – элемент телесного угла.

В качестве меры статистической связи коэффициента отражения и яркостной температуры одного и того же участка поверхности примем коэффици-

ент корреляции (термодинамическую температуру считаем постоянной неслучайной величиной) [1]:

$$\rho = -\frac{\langle \dot{K} \dot{T}_\gamma \rangle}{\sigma_K \sigma_{T_\gamma}} = \frac{\gamma_i \gamma_u}{\sigma_{\gamma_i} \sigma_{\gamma_u}} = \frac{\langle \gamma_i \gamma_u \rangle - \langle \gamma_i \rangle \langle \gamma_u \rangle}{\sqrt{[\langle \gamma_i^2 \rangle - (\gamma_i)^2][\langle \gamma_u^2 \rangle - (\gamma_u)^2]}}, \quad (5)$$

где $\dot{K}, \dot{T}_\gamma$ – центрированные значения коэффициента отражения и яркостной температуры, а $\sigma_K, \sigma_{T_\gamma}$ – их дисперсии. Величины γ_i, γ_u (коэффициент обратного рассеяния и интегральный коэффициент рассеяния) равны:

$$\gamma_i = \left| \int_{\Delta S} \dot{F}(\vec{r}) \exp[-j\vec{q}_\perp \vec{r}] d\vec{r} \right|^2; \quad (6)$$

$$\gamma_u = \frac{1}{4\pi} \left| \int_\Omega \gamma_i[\vec{q}_\perp] d\Omega \right|^2. \quad (7)$$

Для обратного рассеяния $\gamma_i = \gamma[\vec{q}_\perp]$. При этом $\theta_s = \theta_i$, $\varphi_s = \pi$, $\vec{q}_\perp = \vec{q}_\perp$. В бистатическом случае величину γ_i будем обозначать как

$$\gamma_s = \gamma(\Omega) = \gamma(\vec{q}_\perp).$$

Кроме того, введем следующее обозначение

$$\dot{\gamma}(\vec{q}_\perp) = \int_{\Delta S} \dot{F}(\vec{r}) \exp[-j\vec{q}_\perp \vec{r}] d\vec{r}. \quad (8)$$

Тогда $\gamma(\vec{q}_T) = |\dot{\gamma}(\vec{q}_\perp)|^2. \quad (9)$

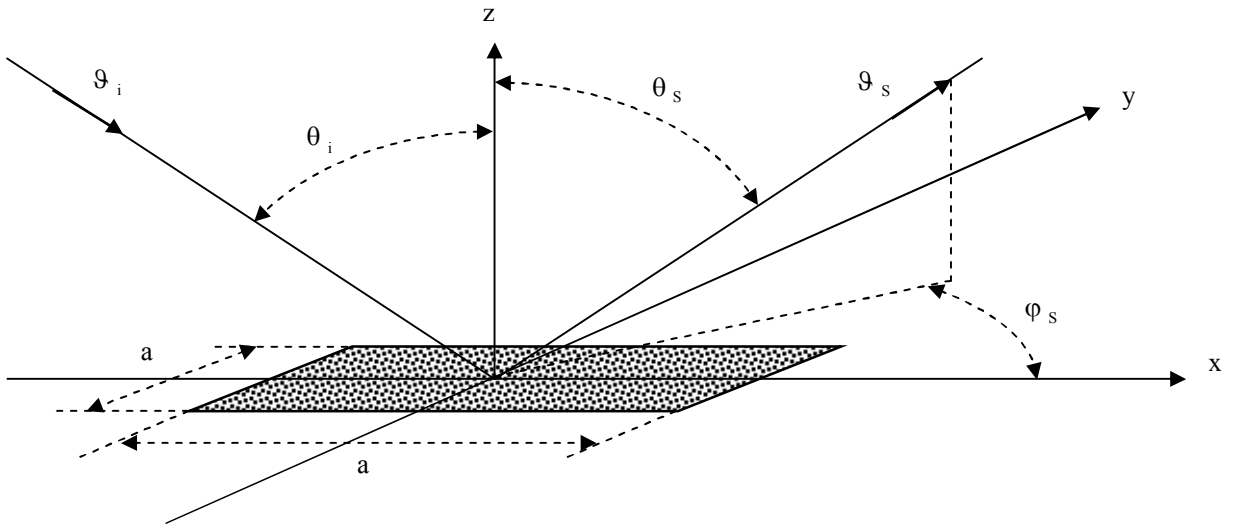


Рис. 1. Геометрия задачи

Для расчета коэффициента корреляции запишем статистические характеристики, входящих в его состав величин.

Среднее значение коэффициента γ_i равно

$$\langle \gamma \rangle = \langle \dot{v}(\bar{q}_\perp)^2 \rangle \approx \sigma^0 \Delta S. \quad (10)$$

Здесь $\sigma^0(\bar{q}_\perp)$ - эффективное сечение рассеяния. В общем случае эффективное сечение рассеяния является бистатистическим и является функцией телесного угла $\Omega = \Omega(\theta_s, \varphi_s)$. В частном случае $\varphi_s = \pi$, $\theta_s = \theta_i$, т.е. в случае обратного рассеяния эффективное сечение является удельной ЭПР поверхности ΔS .

Второй момент γ_i равен

$$\langle \gamma_i^2 \rangle = 2[\sigma^0(\bar{q}_{\perp S})]^2 [\Delta S]^2, \langle \gamma_i^2 \rangle = 2[\sigma^0(\bar{q}_{\perp i})]^2 [\Delta S]^2. \quad (11)$$

Среднее значение величины γ_u равно

$$\begin{aligned} \langle \gamma_u(\theta_i) \rangle &= \frac{1}{4\pi} \int_{\Omega} \langle \dot{v}(\theta_i, \bar{q}_{\perp S})^2 \rangle d\Omega = \\ &= \frac{1}{4\pi} \Delta S \int_{\Omega} \sigma^0(\theta_i, \bar{q}_{\perp S}) d\Omega. \end{aligned} \quad (12)$$

Второй момент величины γ_u равен

$$\begin{aligned} \langle \gamma_u^2 \rangle &= \left(\frac{\Delta S}{(4\pi)^2} \int_{\Omega} \sigma^0(\bar{q}_{\perp S}) d\Omega \right)^2 + \frac{\Delta S}{16\pi^2} \int_{\Omega} \frac{[\sigma^0(\bar{q}_{\perp S})]^2}{\cos \theta_s(\bar{q}_{\perp S})} d\Omega + \\ &+ \frac{\Delta S}{16\pi^2} \int_{\Omega} \frac{[\dot{\Sigma}^0(\bar{q}_{\perp S})]^2}{\cos \theta_s(-\bar{q}_{\perp S})} d\Omega, \end{aligned} \quad (13)$$

где

$$\begin{aligned} [\sigma^0(\bar{q}_{\perp S})]^2 &= \\ &= \left\{ \sigma_{xx}^0(\bar{q}_{\perp S1}) + \sigma_{yy}^0(\bar{q}_{\perp S1}) \right\} \pm \left\{ 2 \operatorname{Im} \dot{\sigma}_{xy}^0(\bar{q}_{\perp S1}) \right\}^2; \end{aligned} \quad (14)$$

$$\begin{aligned} [\dot{\Sigma}^0(\bar{q}_{\perp S})]^2 &= \\ &= \left\{ \left[\sigma_{xx}^0(\bar{q}_{\perp S1}) + \sigma_{yy}^0(\bar{q}_{\perp S1}) \right]^2 + \left[2 \operatorname{Re} \dot{\sigma}_{xy}^0(\bar{q}_{\perp S1}) \right]^2 \right\}. \end{aligned} \quad (15)$$

Для дальнейшего анализа целесообразно выделить три случая [4].

1. В общем случае оценку величин, входящих в корреляционную функцию сделать трудно, т.к. в литературе нет данных о соотношениях между $\sigma_{xx}^0(\bar{q}_{\perp i}), \sigma_{yy}^0(\bar{q}_{\perp i}), \sigma_{xy}^0(\bar{q}_{\perp i})$, просто считают $\beta \neq 0$.

При этом учтено, что, как правило, на практике коэффициент корреляции неоднородностей статистически неровной поверхности значительно меньше линейных размеров рассматриваемой площадки.

2. При рассмотрении наиболее часто встречающихся на практике случаев ($\lambda \ll h(\bar{r})$, где $h(\bar{r})$ - высота неровностей рельефа) можно предположить, что аргумент функции $\dot{F}(\bar{r})$ распределен равномерно в интервале от 0 до 2π , а ее модуль - по закону Релея. При этом:

$$\sigma^0(\bar{q}_{\perp S}) = 2 \left[\sigma_{xx}^0(\bar{q}_{\perp S}) \pm \left| \dot{\sigma}_{xy}^0(\bar{q}_{\perp S}) \right| \right]; \quad (16)$$

$$\sigma_{xx} = \sigma_{yy}; \operatorname{Re} \dot{\sigma}_{xy} = 0; \beta = 0.$$

3. В частном, хорошо известном случае, мелко-масштабной поверхности флуктуационная часть функции $\dot{F}(\bar{r})$ равна $j\bar{f}(\bar{\alpha})h(\bar{r})$. При вещественной диэлектрической проницаемости ($\bar{\alpha}$ - вектор диэлектрических и геометрических параметров поверхности) эта величина является чисто мнимой. Тогда:

$$\begin{aligned} B_{xx} = B_{xy} = B_{yx} = 0; \quad \sigma^0(\bar{q}_{\perp S}) &= \sigma_{yy}^0(\bar{q}_{\perp S}); \\ \beta &= 1; \end{aligned} \quad (17)$$

$$\left(\langle |\dot{v}|^2 \rangle \right)^2 = [\sigma_{yy}^0(\bar{q}_{\perp S})]^2 [\Delta S]^2 = [\sigma^0(\bar{q}_{\perp S})]^2 [\Delta S]^2. \quad (18)$$

Запишем статистические характеристики для приведенных выше случаев.

1. Статистические характеристики обратного рассеяния. Случаи 1, 2, 3 ($\theta_i \neq 0$):

$$\langle \gamma_i \rangle = \sigma^0(\bar{q}_{\perp i}) \Delta S; \quad (19)$$

$$\langle \gamma_i \rangle^2 = 2[\sigma^0(\bar{q}_{\perp i})]^2 (\Delta S)^2. \quad (20)$$

Дисперсия

$$\sigma_{\gamma_i}^2 = \langle \gamma_i^2 \rangle - (\langle \gamma_i \rangle)^2 = (\Delta S)^2 [\sigma^0(\bar{q}_{\perp i})]^2; \quad (21)$$

случай 3 (мелкомасштабная поверхность), $\theta_i = 0$:

$$\langle \gamma_i \rangle^2 = 3[\sigma^0(0)]^2 (\Delta S)^2. \quad (22)$$

Дисперсия

$$\sigma_{\gamma_i}^2 = 2[\sigma^0(0)]^2 (\Delta S)^2. \quad (23)$$

2. Статистические характеристики для интегрального коэффициента рассеяния:

$$\begin{aligned} \langle \gamma_u^2 \rangle = & \left(\frac{\Delta S}{(4\pi)^2} \int_{\Omega} \sigma^0(\vec{q}_{\perp S}) d\Omega \right)^2 + \\ & + \frac{\Delta S}{16k^2} \int_{\Omega} \frac{[\sigma^0(\vec{q}_{\perp S})]^2}{\cos \theta_S(\vec{q}_{\perp S1})} d\Omega + \\ & + \frac{\Delta S}{16k^2} \int_{\Omega} \frac{\beta^2 [\sigma^0(\vec{q}_{\perp S})]^2}{\cos \theta_S(-\vec{q}_{\perp S1})} d\Omega; \end{aligned} \quad (24)$$

$$\begin{aligned} \sigma_{\gamma_u}^2 = & \frac{\Delta S}{4k^2} \int_{\Omega} [\sigma^0(\vec{q}_{\perp S})]^2 \left[\frac{1}{\cos \theta_S(\vec{q}_{\perp S1})} + \right. \\ & \left. + \frac{\beta^2}{\cos \theta_S(\vec{q}_{\perp S1})} \right] d\Omega. \end{aligned} \quad (25)$$

3. Смешанные моменты.

Начальный второй момент

$$\begin{aligned} \langle \gamma \gamma_u \rangle = & (\Delta S)^2 \sigma^0(\vec{q}_{\perp i}) \int_{\Omega} \sigma^0(\vec{q}_{\perp S}) d\Omega + \\ & + \frac{\Delta S \pi}{4k^2 \cos \theta_i} [\sigma^0(\vec{q}_{\perp i})]^2 + \\ & + \frac{\Delta S \pi}{4k^2 \sqrt{1 - 4 \sin^2 \theta_i}} \beta^2 [\sigma^0(\vec{q}_{\perp i})]^2. \end{aligned} \quad (26)$$

Центральный второй момент

$$\langle \overset{\circ}{\gamma} \overset{\circ}{\gamma}_u \rangle = \frac{\Delta S \pi [\sigma^0(\vec{q}_{\perp i})]^2}{4k^2} \left[\frac{1}{\cos \theta_i} + \frac{\beta^2}{\sqrt{1 - 4 \sin^2 \theta_i}} \right]. \quad (27)$$

В выражениях (24) и (25) интегрирование второго слагаемого осуществляется по части верхней полусферы. В выражениях (26, 27) вторые слагаемые существуют лишь при углах $\theta_i \leq 30^\circ$.

Коэффициент корреляции ρ равен ($0 < \theta_i \leq 30^\circ$, случаи 1, 2, 3):

$$\begin{aligned} \rho_1 = & - \frac{\langle \overset{\circ}{\gamma} \overset{\circ}{\gamma}_u \rangle}{\sigma_{\gamma} \sigma_{\gamma_u}} = \\ = & \left(\frac{1}{\cos \theta_i} + \frac{\beta^2}{\sqrt{1 - 4 \sin^2 \theta_i}} \right) \cdot \left(\sqrt{\frac{k^2 \Delta S}{\pi^2}} \right)^{-1} / \\ / & \sqrt{\int_{\Omega} \frac{[\sigma^0(\vec{q}_{\perp S})]^2}{[\sigma^0(\vec{q}_{\perp i})]^2} \left[\frac{1}{\cos \theta_i(\vec{q}_{\perp S})} + \frac{\beta^2}{\cos \theta_i(-\vec{q}_{\perp S})} \right] d\Omega}, \end{aligned} \quad (28)$$

при $\theta_i > 30^\circ$ 2-е слагаемое в числителе отсутствует.

В наиболее распространенном случае (случай 2), $\beta = 0$ при всех значениях θ_i :

$$\begin{aligned} \rho_2 = & - \left(\frac{k^2 \Delta S \cos^2 \theta_i}{\pi^2} \times \right. \\ & \times \left. \int_{\Omega} \frac{[\sigma^0(\vec{q}_{\perp S})]^2}{[\sigma^0(\vec{q}_{\perp i})]^2} \frac{1}{\cos \theta_S(\vec{q}_{\perp S})} d\Omega \right)^{-0,5} \end{aligned} \quad (29)$$

Для случая 3 (мелкомасштабная поверхность, $\beta = 1, \cos \theta_S(\vec{q}_{\perp S}) \approx \cos \theta_S(-\vec{q}_{\perp S})$):

при $\theta_i > 30^\circ$

$$\rho_3 = - \left(\frac{k^2 \Delta S \cos \theta_i}{\pi^2} \int_{\Omega} \frac{[\sigma^0(\vec{q}_{\perp S})]^2}{[\sigma^0(\vec{q}_{\perp i})]^2} d\Omega \right)^{-0,5}; \quad (30)$$

при $0 < \theta_i \leq 30^\circ$

$$\rho_4 = - \frac{\frac{1}{\cos \theta_i} - \frac{\beta^2}{\sqrt{1 - 4 \sin^2 \theta_i}}}{\sqrt{\frac{k^2 \Delta S}{\pi^2} \int_{\Omega} \frac{[\sigma^0(\vec{q}_{\perp S})]^2}{[\sigma^0(\vec{q}_{\perp i})]^2} d\Omega}}; \quad (31)$$

при $\theta_i = 0$

$$\rho_5 = \rho_4 / \sqrt{2}. \quad (32)$$

Примечание: коэффициенты ρ_3, ρ_4, ρ_5 найдены лишь для диффузных составляющих рассеянного поля без учета зеркальных компонентов.

Заключение

По результатам проведенного анализа можно сделать определенные выводы. В связи с тем, что электромагнитное поле, обусловленное тепловым излучением поверхности, является некогерентным, в качестве сравниваемых характеристик отраженных сигналов и теплового излучения (от одних и тех же участков поверхности ΔS) взяты коэффициент обратного отражения (рассеяния) и яркостная температура, причем последняя выражается через интегральный коэффициент отражения, определяемый путем интегрирования бистатистического коэффициента рассеяния по верхней полусфере. Задача опреде-

ления коэффициента корреляции сводится к расчету различных смешанных статистических моментов четвертого порядка и их интегрированию по телесным углам верхней полусферы. Полученные коэффициенты пропорциональны малому параметру $\frac{\lambda}{\sqrt{\Delta S}}$ и в большинстве случаев значительно меньше единицы. Заметное увеличение коэффициента корреляции наблюдается лишь при узких индикатрисах $\sigma^0(\vec{q}_{\perp S})$ и выполнении условия $\vec{q}_{\perp i} = 0$. Эти коэффициенты зависят от углов падения, а также от вида поверхности. В самом общем случае для различных поверхностей дать численную оценку коэффициентов корреляции трудно, так как в литературе отсутствуют данные о величинах $\sigma_{xx}, \sigma_{yy}, \sigma_{xy}$ (о величине β). В частных случаях, но весьма распространенных на практике (высота неровностей $h(\vec{r}) \gg \lambda, \beta = 0$), величина коэффициента корреляции полностью определяется углом визирования θ_i , длиной волны λ , размерами площади ΔS , бистатистическим эффективным сечением рассеяния $\sigma^0(\vec{q}_{\perp S})$ и удельной ЭПР $\sigma^0(\vec{q}_{\perp Si})$. Наблюдается существенное различие в коэффициентах корреляции при меньшем и превышающем 30° , а также при лоцировании в надир, т.е. корреляционная связь между яркостной температурой и коэффициентом отражения при анализе одной реализации статистически неровной поверхности отсутствует. Однако на практике наблюдается наличие корреляции между элементами изображений, полученных с помощью активной и пассивной РЛС от одних и тех же участков поверхности. Это объясняется тем, что регистрируемые сигналы пропорциональны усредненной по времени и пространству мощности или усредненному модулю комплексной амплитуды, причем интервал усреднения определяется техническими харак-

теристиками используемых технических средств. Случайность отраженных и радиотепловых сигналов непосредственно связана со случайным характером неровностей поверхности и ее электрофизических параметров. Если изображение формируется по характеристикам средней мощности принимаемых радиотепловых и отраженных сигналов, то при определении корреляционной связи между этими колебаниями усреднение должно рассматриваться как условное, причем осуществляться оно должно либо по времени или по времени и части случайных параметров поверхности (другая часть параметров определена и постоянна). В дальнейшей работе необходим анализ и исследование именно такого случая.

Литература

1. Волосюк В. К. Комплексирование активных и пассивных радиолокационных систем дистанционного зондирования: Учебное пособие. – Х.: ХАИ, 2001. – 43 с.
2. Волосюк В. К. Оптимизация радиотехнических измерений электрофизических параметров и статистических характеристик природных сред при активном аэрокосмическом дистанционном зондировании: Учебное пособие. – Х.: ХАИ, 2000. – 93 с.
3. Волосюк В. К. Теоретические основы пассивного дистанционного зондирования природных сред с аэрокосмических летательных аппаратов: Учебное пособие. – Х.: ХАИ, 1997. – 84 с.
4. Радиолокационные методы исследования Земли / Под ред. Ю. А. Мельника. – М.: Сов. радио, 1980. – 264 с.

Поступила в редакцию 1.11.2004

Рецензент: д-р техн. наук, проф. П.Ю. Костенко, Военный университет Воздушных Сил, Харьков.

УДК 004.8

И.Б. СИРОДЖА, И.В. ВАРФОЛОМЕЕВА*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина*

ПОДДЕРЖКА ПРОЦЕССА ПРИНЯТИЯ РЕШЕНИЙ ПРИ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОЙ ПОДГОТОВКЕ ГОРЯЧЕШТАМПОВОЧНОГО ПРОИЗВОДСТВА НА ОСНОВЕ БАЗ ЗНАНИЙ

Проанализирована проблема накопления и активного использования технологических знаний на машиностроительных предприятиях с целью эффективного принятия технологических решений при технологической подготовке производства, а также предложены пути решения данной проблемы.

принятие решений, системы поддержки принятия решений, интеллектуальные системы, инженерия знаний, базы знаний, технологическая подготовка производства, технологические решения, горячая объемная штамповка

Введение

В современных условиях, которые характеризуются возросшей конкуренцией среди производителей, появлением новых форм кооперации в виде распределенных (виртуальных) предприятий, повсеместным внедрением новых информационных технологий в сфере проектирования, производства и реализации продукции, машиностроительные предприятия (в том числе и предприятия аэрокосмической отрасли) вынуждены кардинально переосмыслить формы и способы ведения своей деятельности. Необходимо использовать новые подходы, которые позволят в полной мере реализовать возможности новых технологий и человеческих ресурсов.

1. Формулирование проблемы

Качество и конкурентоспособность продукции достигаются, начиная с самых ранних этапов жизненного цикла продукции, которые в свою очередь обладают помимо специфических особенностей еще и общими закономерностями для различных предприятий.

Одним из основных этапов создания промышленных изделий является технологическая подготовка производства (ТПП) [1 – 4]. Уровень ТПП сегодня во многом определяет сроки выпуска новой продукции, ее качество и конкурентоспособность.

Поэтому особую актуальность приобретают вопросы проведения модернизации в области ТПП.

Резкое повышение эффективности ТПП может быть достигнуто за счет [2 – 4]:

- замены устаревшего оборудования и перехода на новые технологии изготовления изделий;
- комплексной автоматизации стартовых этапов создания продукции на основе новых информационных технологий.

Прогресс информационных технологий на промышленных предприятиях ведет к тому, что автоматизируются (или подвергаются информатизации) все бизнес-процессы, в частности процессы ТПП, как одни из основных процессов, от которых зависит качество и конкурентоспособность продукции. Эта задача решается с использованием информационно-коммуникационных технологий на всех уровнях [3]:

- отраслевом – проводятся фундаментальные, прикладные и технологические исследования, НИ-ОКР отраслевого характера по новым технологиям и материалам;
- корпоративном – идет совершенствование продукции и технологических процессов (ТП) в рамках научно-производственного объединения;
- на уровне предприятия – совершенствование изделий и ТП;
- на уровне цеха – разработка маршрутных и операционных ТП и управление ТП;

- на уровне гибкой производственной системы – разработка операционных ТП и управляющих программ для оборудования с ЧПУ;
- на уровне отдельного технологического модуля – локальное управление и мониторинг ТП.

Под *технологическим решением (ТР)* следует понимать любое решение, принятое при ТПП или изготовлении продукции, относящееся непосредственно к определению или изменению состояния объекта производства и направленное на обеспечение выпуска продукции [1].

Принятие ТР, в общем случае, заключается в генерировании множества вариантов решения (например, множества вариантов ТП) и выборе из этого множества вначале некоторого подмножества, а затем и оптимального варианта решения. Процесс принятия ТР, как правило, завершается выбором единственного варианта. Лицом, принимающим решение (ЛПР), является, в зависимости от решаемой задачи или выполняемой функции ТПП, ответственный разработчик-исполнитель или руководитель подразделения. Процессу принятия ТР предшествует возникновение ситуации принятия решения, которую характеризуют: определение или описание состояния некоторого объекта (операции, инструмента, процесса, станка и т.д.) или его элемента, для которого принимается решение; определение цели принятия решения.

Принятие ТР, подчиняясь общим законам, имеет и ряд особенностей:

- преобладание в предметной области технологии машиностроения описательных форм представления знаний при минимальном числе строгих аналитических зависимостей;
- сложная логика суждений, сложные взаимосвязи, взаимное влияние различных факторов и большая размерность задач;
- большая роль эмпирики и наличие скрытых объективных законов;
- необходимость взаимодействия при принятии решения мощных информационных потоков и

большого числа составных элементов, раскрывающих сущность технологии (характеристики оборудования, инструмента, оснастки; параметры режимов резания; массивы данных о материалах и т.д.);

- итеративный характер процесса принятия ТР (решение формируется путем последовательного приближения к наиболее приемлемому для данных условий варианту).

В работе [1] рассмотрены основные виды технологических решений: аналитические, проектные, прогностические, управляющие, а также выделен круг задач принятия ТР, возникающих при разработке и управлении процессами изготовления деталей, автоматизация решения которых желательна в первую очередь. Большую часть рассматриваемых решений составляют проектные ТР, что подчеркивает их доминирующую роль при ТПП. Принятие проектного, или управляющего ТП, как правило, базируется на аналитическом или прогностическом ТР. Поэтому автоматизация принятия проектных и управляющих решений предполагает и автоматизацию принятия аналитических и прогностических решений.

Особый интерес авторов привлекают процессы автоматизации принятия технологических решений на цеховом уровне, т.е. при разработке маршрутных и операционных ТП.

В работе [5] проанализированы интеллектуальные возможности современных САПР ТП и сделан вывод о недостаточности рассматриваемой составляющей в системах данного класса, в результате чего данные системы не могут обеспечить поддержку технолога в процессе принятия технологических решений при разработке ТП.

2. Постановка задачи

Цель статьи состоит в анализе проблемы накопления и активного использования технологических знаний предприятий с целью эффективного принятия технологических решений при ТПП на цеховом уровне.

Для достижения поставленной цели необходимо решить следующие задачи:

- проанализировать проблему накопления и активного использования технологических знаний на машиностроительных предприятиях;
- предложить пути решения вышеописанной проблемы.

3. Общая характеристика проблемы накопления и активного использования технологических знаний предприятий

Капитал практически любого современного предприятия нематериален [6]. Стоимость нематериальных (интеллектуальных) активов предприятия может быть рассчитан как разница между рыночной стоимостью предприятия и стоимостью его материальных активов. В биржевой стоимости высокотехнологичных предприятий до 95% выпадает именно на, так называемую, виртуальную часть активов. Сегодня лишь только в добывающей промышленности и в тяжелом машиностроении стоимость основных фондов можно сравнить с величиной интеллектуального капитала. Таким образом, интеллектуальные активы предприятий являются «необозримым» их достоянием, которое способно приносить и приносит предприятию реальную прибыль.

В связи с новой экономической ситуацией в Украине и странах СНГ, которая характеризуется глобальной конкуренцией и сокращением «жизненного» цикла продукции, именно знания предприятий являются их силой и главным оружием в борьбе с конкурентами. Таким образом, знания превращаются в важнейший фактор выживания и экономического успеха предприятия в условиях информационного общества; знания – это богатство предприятия, которое должно накапливаться, обрабатываться и распространяться.

Следует отметить, что процесс становления человека, обладающего бесценными знаниями в некоторой профессиональной области, т.е. эксперта, является достаточно длительным. Установлено, что требуется не менее 10 лет, чтобы при благоприятных условиях

стать экспертом в какой-либо профессиональной области [7]. Этот факт является универсальным: он справедлив для разных областей. Таким образом, эксперты являются уникальными людьми, которые обладают бесценными знаниями, и что самое главное, умеют эффективно их использовать при решении сложных задач.

Различают несколько видов знаний:

- неявные знания (это знания, которые трудно выразить: они часто заключены в интуиции, а также опыте, навыках и привычках);
- явные знания (это знания, которые человек записал на бумаге, вставил в какой-то электронный документ – это рабочие записки, которые имеют мало смысла для другого человека);
- отчужденные знания – формализованные знания.

Считается, что примерно 40% знаний предприятия находится только в головах его сотрудников и от них зависит, станут ли эти знания доступны другим или нет [6].

Для предприятий машиностроения особенно важно сохранять опыт прошлых успешных проектов. Если в организации не накапливается и не сохраняется информация, плохо налажены коммуникации и несовершенен обмен знаниями, может происходить дублирование действий, источников информации, работники ощущают информационный голод, снижаются качество и эффективность труда. Передовые производственные коллективы, как правило, дорожат своими технологическими знаниями. Управление знаниями в процессе ТПП должно использоваться для достижения нескольких целей, в частности для улучшения взаимодействия между подразделениями, накопления положительного опыта, сохранения знаний сотрудников, улучшения производственных показателей, расширения инноваций, улучшения качества, более эффективного принятия решений, а чаще всего для параллельного проектирования, решения одновременно нескольких задач.

В настоящее время на отечественных предприятиях накопилось большое количество технологической документации на бумажных носителях. Использование и исправление технологических знаний в виде бумажных документов является достаточно сложным процессом. А если с предприятия уходит высококвалифицированный специалист, то потеря ценных знаний и опыта зачастую оказываются невосполнимыми для предприятия.

Уточним понятие «технологические знания». Под технологическими знаниями будем понимать интеграцию идей, опыта, интуиции, мастерства по разработке технологических процессов, которые обеспечивают получение качественного результата реализации технологического процесса.

Из всего вышесказанного можно сделать вывод, что накопление технологических знаний с помощью информационных компьютерных технологий, которые обеспечат их распространение и повторное использование, является актуальной задачей для современных предприятий. Следует отметить, что главной задачей накопления знаний является именно их востребованность и повторное использование с целью эффективного принятия технологических решений.

4. Системы поддержки принятия решений

По мере совершенствования систем, ориентированных на хранение, расширение, обработку и использование данных и знаний, стали создаваться системы, в которых результаты принятия решений приближались по качеству к решениям, принятым человеком, а по скорости получения решений существенно превышали время реакции человека (особенно в непредсказуемых и непредвиденных ситуациях). Такие системы называют интеллектуальными системами поддержки принятия решений (ИСППР) [7, 8].

Круг проблем, которые решаются с помощью ИСППР, включает неструктурированные и слабоструктурированные проблемы. Неструктурированные проблемы имеют лишь качественное описание, осно-

ванное на суждениях лица, принимающего решение, а количественные зависимости между основными характеристиками задачи неизвестны. В хорошо структурированных задачах существенные зависимости могут быть выражены количественно. Промежуточное положение занимают слабоструктурированные задачи, «сочетающие количественные и качественные зависимости, причём малоизвестные и неопределённые стороны задачи имеют тенденцию доминировать».

Следует отметить, что система поддержки принятия решений не заменяет ЛПР, автоматизируя процесс принятия решений, а оказывает ему помощь в ходе своевременного и качественного решения поставленной задачи.

Среди факторов, определяющих качество принимаемых решений, одним из основных является интеллект ЛПР. Под интеллектом следует понимать весь интеллектуальный потенциал ЛПР в целом: данные природой способности творческого мышления, знания, приобретенные в ходе обучения, практики, жизненного опыта и др. Для принятия обоснованных решений необходимо обладать нужной информацией. Однако это только необходимое, но недостаточное условие принятия правильных решений. Принять правильное решение можно только обладая достаточным объемом знаний эксперта в данной области, а во многих случаях и группы экспертов.

5. Интеллектуальная система поддержки принятия технологических решений – компьютерный помощник технологу

Современные системы поддержки принятия решений строятся обязательно с применением новейших достижений в области искусственного интеллекта, в частности, в области инженерии знаний. Перспективным направлением разработки систем автоматизированного принятия ТР является использование методологии инженерии знаний [9]. Инженерия знаний ориентирована на создание компьютерных систем, целью которых является: извлечение

знаний, которыми располагают специалисты, и наиболее эффективное их использование при автоматизированном формировании решений.

При решении слабоструктурированных задач технологу необходим советчик, который мог бы подсказать правильное решение. Обычно на предприятиях в качестве такого советчика выступают опытные технологи, проработавшие на предприятии не одно десятилетие, и накопившие за долгие годы работы бесценный опыт, который они и передают молодому поколению технологов.

Заманчивой идеей является создание искусственного помощника (компьютерной информационной технологии), который бы обладал совокуп-

ностью необходимых технологических знаний и мог бы в диалоговом режиме помочь технологу принять сложные для него решения. При этом не только должно выдаваться решение поставленной задачи, но и рассказан ход решения данной задачи. Для того чтобы такая система могла выступать в качестве советчика для технолога, она должна обладать совокупностью знаний по разработке технологических процессов изготовления исходных заготовок, термической обработки, механической (и другой) обработки заготовок, сборки изделий, а также иметь возможность обучения (внесения новых знаний), переобучения (корректировки внесенных знаний) и удаления устаревших знаний.

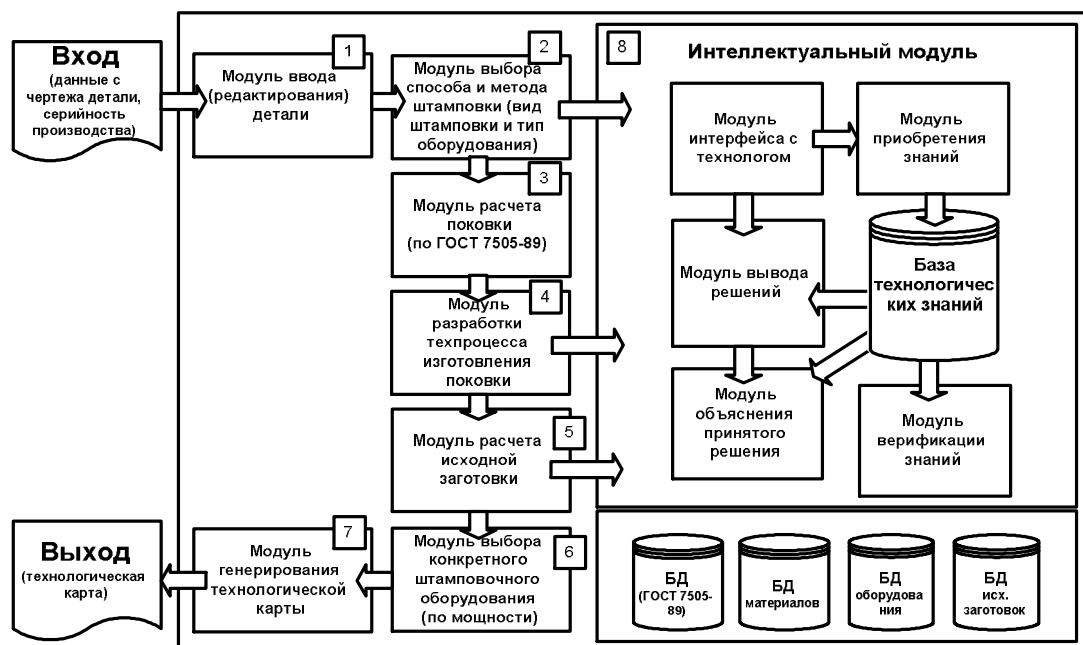


Рис. 1. Архитектура интеллектуальной системы поддержки принятия технологических решений при технологической подготовке горячештамповочного производства

Архитектурная схема предложенной интеллектуальной технологии на базе квантовой инженерии знаний [10] для поддержки технолога в процессе разработки технологических процессов изготовления деталей горячей объемной штамповкой приведена на рис.1.

Предполагается функционирование системы в следующих двух режимах:

- формирование технологических баз знаний (БЗ), которое может осуществляться как в процессе обучения интеллектуальной компоненты подсисте-

мы технологом или инженером по знаниям с помощью сценарных примеров обучающих знаний (СПОЗ), так и в процессе обучения системы по обучающей выборке (таблице эмпирических данных);

- разработка ТП конкретной детали на базе сформированных технологических БЗ с выдачей технологической карты.

Выделенные модули (рис. 1) реализуют следующие функции: *модуль 1*: ввод размеров исходной (чистой) детали, шероховатостей поверхностей, материала

исходной детали и типа производства для данной детали; *модуль 2*: выбор с выдачей объяснения типа штампа для получения поковки (штамп открытый, закрытый или с разъемными матрицами), типа штамповочного оборудования (молот, пресс, ГKM и др.), способа штамповки поковки (поперек или вдоль оси заготовки); *модуль 3*: расчет группы сложности поковки; выбор класса точности, группы стали поковки, конфигурации плоскости разреза штампа; расчет исходного индекса поковки, припусков на размеры поковки, размеров поковки и допускаемых отклонений на размеры, параметров заусенечной канавки (для открытого штампа); *модуль 4*: выбор с выдачей объяснения (или проверка выбранных технологом) переходов штамповки; *модуль 5*: выбор с выдачей объяснения профиля сечения исходной заготовки; расчет параметров исходной заготовки; *модуль 6*: расчет мощности штамповочного оборудования и подбор конкретной его модели; *модуль 7*: генерация технологической карты ТП с автоматическим заполнением ее полей; *модуль 8*: ввод СПОЗ (для процесса обучения) и таблицы эмпирических данных (для процесса самообучения) интеллектуальной компоненты подсистемы; построение БЗ в виде квантовой сети вывода решений (результат процесса обучения) и имплицитивной или функциональной БЗ (результат процесса самообучения); верификация (проверка корректности) БЗ; ввод исходных данных для принятия проектных решений; вывод на основе БЗ прогнозных или идентификационных решений; объяснение выведенного решения.

Заключение

Таким образом, предложена архитектурная схема интеллектуальной информационной технологии поддержки принятия технологических решений на базе квантовой инженерии знаний, которая обеспечит повышение эффективности технологической подготовки горячештамповочного производства за счет: 1) повышения качества разработки ТП; 2) сокращения сроков разработки ТП; 3) снижения затрат на разработку ТП.

Литература

1. Технология машиностроения: В 2 т. Т.1. Основы технологии машиностроения / В.М. Бурцев, А.С. Васильев и др. – М.: МГТУ, 2001. – 564 с.
2. Король В.Н. Качество технологической подготовки производства авиационной техники Украины // Открытые информационные и компьютерные технологии. – Х.: НАКУ «ХАИ». – 2000. – Вып. 6. – С. 70 – 79.
3. Трегубов Г.П. Тенденция развития технологической подготовки производства на промышленных предприятиях // Информационные технологии в проектировании и производстве. – 2003. – № 4. – С. 3 – 7.
4. Бычков И.В., Ващук Ю.В. Информационное сопровождение технологической подготовки производства на машиностроительных предприятиях // Открытые информационные и компьютерные технологии. – Х.: НАКУ «ХАИ». – 2003. – Вып. 21. – С. 35 – 46.
5. Варфоломеева И.В. Анализ интеллектуальных возможностей современных отечественных САПР ТП // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Х.: НАКУ «ХАИ». – 2003. – Вып. 21. – С. 127 – 132.
6. Daniel E. O’Leary. Enterprise Knowledge Management // IEEE Computer. – 1998. – №3. – Р. 54 – 61.
7. Ларичев О.И. Теория и методы принятия решений. – М.: Логос, 2000. – 296 с.
8. Трахтенгерц Э.А. Компьютерная поддержка принятия решений. – М.: СИНТЕГ, 1998. – 376 с.
9. Гаврилова Т.А., Хорошевский В.Ф. Базы знаний интеллектуальных систем. – С.-Пб.: Питер, 2000. – 384 с.
10. Сироджа И.Б. Квантовые модели и методы искусственного интеллекта для принятия решений и управления. – К.: Наук. думка, 2002. – 427 с.

Поступила в редакцию 13.10.2004

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Э.Г. Петров, Харьковский национальный университет радиоэлектроники, Харьков.

УДК 351.746:32 (477)

В.Ф. АВДЕЕВ, С.Н. ОСИПЕНКО*Харьковский университет Воздушных Сил, Украина*

МЕТОД ОПТИМИЗАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК ПРОЕКТИРУЕМЫХ СЛОЖНЫХ ТЕХНИЧЕСКИХ СИСТЕМ В УСЛОВИЯХ НЕОПРЕДЕЛЕННОСТИ ОБЪЕМОВ ФИНАНСИРОВАНИЯ

Предлагается метод, позволяющий решать как задачу разработки сложных технических систем с требуемыми характеристиками при минимальных расходах, так и обратную задачу достижения максимальных характеристик системы в пределах выделенных средств.

оптимизация характеристик, ассигнования, разработка, эффективность, технический уровень

Введение

Боеспособность вооруженных сил и эффективность выполнения возложенных на них задач в значительной степени зависят от состояния их системы вооружения. Поэтому к числу основных направлений деятельности, связанной с обеспечением обороноспособности страны, относится техническое оснащение ее вооруженных сил, основной целью которого является поддержание на требуемом уровне состояния системы вооружения и проведение мероприятий по дальнейшему ее развитию.

По мнению военных специалистов, авиастроителей и разработчиков авиационной техники, основными общими тенденциями развития авиационной техники в ближайшей перспективе можно считать: снижение радиолокационной, визуальной, инфракрасной заметности летательных аппаратов; их унификацию; способность использования высокоточного управляемого оружия; усовершенствование бортового радиоэлектронного оборудования для обеспечения всепогодности и круглосуточности боевого применения; повышение точности навигационного обеспечения самолетовождения и применения оружия; усовершенствование комплексов бортовых средств радиоэлектронной борьбы для личной защиты; уменьшение взлетно-посадочной дистанции для обеспечения живучести, расширения возможностей использования на коротких взлетно-

посадочных полосах и отрезках автострад; увеличение боевого радиуса действия, дальности и длительности полета; использование единой автоматизированной бортовой системы управления и т.д.

В условиях отсутствия крупномасштабной военной угрозы и достаточных финансово-экономических возможностей государства целесообразно для технического перевооружения вооруженных сил использовать сочетание модернизации и продления сроков службы накопленных образцов вооружения и военной техники (ВВТ) с созданием задела НИОКР по разработке образцов нового поколения. При этом эффективность выделенных на разработку (модернизацию) ассигнований зависит от того, на улучшение каких характеристик образца их следует направить, чтобы получить наибольший эффект.

1. Формулирование проблемы

Существующее законодательство ориентирует процесс размещения и выполнения государственных заказов на использование контрактно-конкурсных процедур, однако конкурсы проводятся в условиях прогнозных показателей государственного заказа, которые характеризуются большой степенью неопределенности, а контракты заключаются уже после принятия бюджета. Соответственно требования к разрабатываемому образцу вооружения и военной техники, которые должны формиро-

ваться заказчиком на основе показателя “эффективность – стоимость”, будут оптимальными для определенного значения стоимости, соответствующего прогнозируемому уровню финансирования. При выделении объема средств, превышающего прогнозные значения, возникает задача “освоения бюджетных средств”, что было характерным для 70-80-х годов, когда новые образцы, зачастую обеспечивая увеличение эффективности решения задач на несколько процентов, превышали стоимость существующих в десятки раз [1]. В противоположном случае, что соответствует реалиям сегодняшнего дня, выделенные средства успешно расходуются, но на выходе получают полное отсутствие результата.

Поэтому решение задачи обеспечения условий для реализации в конечной цене продукции плановой оценки затрат является актуальным.

За последние годы опубликовано значительное количество научных работ по вопросам программно-целевого планирования [2], реализуемости проектов и программ [3, 4].

Одни работы носят концептуальный характер [5], в других обосновываются лишь тактико-технические характеристики (ТТХ) образцов ВВТ, их количество, делаются попытки оптимально распределять выделяемый ресурс [6]. Для обеспечения финансовой реализуемости создания новых образцов вооружения и военной техники в промышленно развитых странах используется методика “проектирование систем с заданной стоимостью”, однако в существующих публикациях [7, 8] она представлена в самом общем виде, без рассмотрения методического аппарата ее реализации.

Целью статьи является разработка метода оптимизации тактико-технических характеристик сложных технических систем, позволяющего заказчику дифференцировать требования на их создание в условиях неопределенности предполагаемого объема финансирования проекта.

2. Решение проблемы

Неопределенность объема ассигнований, выделяемых на реализацию государственного заказа на этапе его формирования, обуславливает задание требований к тактико-техническим характеристикам создаваемых (модернизируемых) образцов осуществлять в виде интервала приемлемых значений, соответствующих предполагаемым уровням финансирования (нижняя граница – с учетом возможности его реализации с минимально необходимыми значениями параметров образца, верхняя граница – желательный уровень ТТХ системы) [7]. При этом необходимо решение задачи определения параметров образца, которые обеспечивают максимальное значение показателя его эффективности для выделенного объема ассигнований. Данная задача решалась и ранее [9]. Для каждого шага увеличения затрат на образец по имеющимся зависимостям значений оптимизируемого параметра (при фиксированных значениях остальных параметров) от изменения общих затрат на образец определялись возможные значения оптимизируемых параметров и соответствующие приращения эффективности ($\Delta \mathcal{E}_j$). При этом распределение величины дополнительных средств на улучшение рассматриваемых j -х параметров образца осуществлялось на каждом шаге пропорционально нормированным значениям приращений эффективности (q_j):

$$q_j = \frac{\Delta \mathcal{E}_j}{\sum_j \Delta \mathcal{E}_j}. \quad (1)$$

Проведенный анализ показал, что такой подход имеет ряд недостатков. Оптимизации подвергается только ограниченная номенклатура основных параметров образца, при этом не учитывается их взаимное влияние и возможный значительный вклад рассматриваемых параметров в стоимостные характеристики. Зависимости значений оптимизируемых параметров от общих затрат на образец не позволяют определить предельный уровень затрат, необхо-

димых для достижения значений конкретного параметра при заданном уровне эффективности. Определение оптимального распределения выделяемых средств на основе выражения (1) реально приводит к снижению показателя эффективности по сравнению с расчетным для данного уровня финансирования.

Для устранения рассмотренных недостатков предлагается следующий алгоритм решения данной задачи (рис. 1).

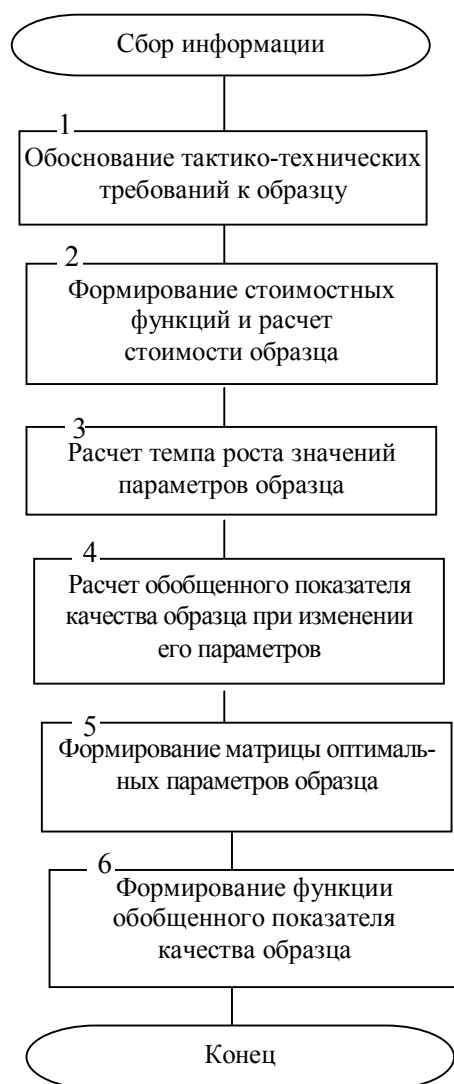


Рис. 1. Блок-схема алгоритма оптимизации параметров образца в пределах заданного интервала стоимости

В блоке 1 на основании предварительно проведенного оперативно-тактического анализа, опреде-

ляющего место и роль образца в формировании боевых возможностей соответствующего войскового формирования, а также технологических, научных, экономических возможностей обосновываются интервальные значения его параметров

$$\vec{X}_j = \left\{ \vec{X}_{j \min}, \vec{X}_{j \max} \right\}.$$

Для уменьшения количества параметров, характеризующих потребительские свойства (качество) образца и подлежащих оптимизации, используются методы кластерного анализа [10]. При этом выделяются группы сходных параметров, а затем выбираются представители в каждой группе. Полученные таким образом параметры являются наиболее информативными и характеризуются сильной корреляцией внутри групп и отсутствием ее между группами.

В блоке 2 формируется исходная информация для расчета стоимостных характеристик образца. При этом на основе статистической или экспертной информации определяются зависимость между параметрами образца и затратами на их обеспечение $C_j = f_j(X_j)$ и значение стоимостного показателя образца, соответствующего минимальным ($C_{\min}$) и максимальным ($C_{\max}$) значениям ГТХ. При этом

$$\begin{cases} C_{\min} = \sum_j C_{j \min} = \sum_j f_j(X_{j \min}); \\ C_{\max} = \sum_j C_{j \max} = \sum_j f_j(X_{j \max}). \end{cases} \quad (2)$$

Важным моментом является то, чтобы значения полученных стоимостных показателей не превышали допустимой стоимости разработки и серийного производства образца ВВТ, в противном случае необходимо делать вывод о нецелесообразности выполнения его разработки.

В основе определения границы стоимости, выше которой заказчику образца ВВТ невыгодно его приобретать, лежат лимитные цены. Исходными данными для их расчета являются значения требований к стоимости научно-технической и серийной про-

дукции, представляющие собой значения затрат на разработку и серийное производство образца ВВТ, рассчитанные исходя из установленных критериев экономической целесообразности его создания. При этом для их расчета могут применяться различные методы и соответствующие им критерии [11].

В блоке 3 осуществляется выбор размера шага выделения средств (ΔC) на достижение j -го параметра образца и расчет относительного изменения его значений в заданном интервале изменения средств

$$\Delta X_{ji} = \frac{X_{ji} - X_{ji-1}}{X_{ji-1}}, \quad (3)$$

где X_{ji} , X_{ji-1} – значения j -го параметра в интервале ΔC на i -м шаге выделения средств.

В блоке № 4 происходит расчет обобщенного показателя качества (эффективности) образца. В теории маркетинга для оценивания конкурентоспособности изделий в качестве такого показателя используется индекс обобщенного технического уровня [12], текущее значение которого (K_{myi}) определяется для каждого значения стоимости в границах выбранного интервала по формуле

$$K_{myi} = \sum_{j=1}^n K_{myji} \cdot \alpha_j, \quad (4)$$

где K_{myji} – коэффициент технического уровня по j -му параметру для i -го значения стоимости; α_j – весовой коэффициент j -го параметра.

Коэффициент K_{myji} рассчитывается как

$$K_{myji} = \left(\frac{X_{ji}}{X_{ji-1}} \right)^{\pm 1}, \quad (5)$$

где знак “+” означает положительный рост параметра, а “–” – отрицательный.

Соответственно вклад изменения значений j -го параметра на i -м шаге в обобщенный показатель качества образца ΔK_{myji} определяется как

$$\Delta K_{myji} = \Delta X_{ji} \cdot \alpha_j. \quad (6)$$

В блоке 5 с использованием метода динамического программирования осуществляется пошаговая оптимизация ТТХ на основе критерия (5), который показывает, на улучшение какого параметра следует направить очередную долю выделенных ассигнований, чтобы получить наибольший эффект

$$\max_j \Delta K_{myji}. \quad (7)$$

По выбранному значению ΔK_{myji} на i -м шаге определяются новые значения j -го параметра.

В блоке 6 на основании сформированной матрицы оптимальных значений ТТХ определяется зависимость оптимального технического уровня образца от выделяемых денежных средств в границах $\{C_{\min}; C_{\max}\}$, т.е. $K_{my}^{onm} = f(C)$.

По виду этой зависимости и ее характерным точкам можно определить как приемлемый по затратам денежных средств технический уровень образца, предлагаемого к разработке, так и соответствующие ему оптимальные ТТХ ($\bar{X}_{onm}$) и объем ассигнований (C_{onm}).

Заключение

Таким образом, задание требований к тактико-техническим характеристикам в виде интервала приемлемых значений позволяет снять неопределенность объема ассигнований, выделяемого на разработку образца ВВТ. В результате решения сформулированной задачи оптимизации для каждой дискретной точки объема ассигнований в заданных границах определяются конкретные значения параметров объекта анализа, которые обеспечивают максимальное значение обобщенного показателя качества.

Предложенный подход может быть реализован в методике размещения государственного оборонного заказа на разработку образца ВВТ [13] при подготовке заказчиком запроса на предложение со стороны подрядчика об условиях контракта в двух вари-

антах: при желательном и минимальном уровнях требований к системе.

Дальнейшее развитие метода предполагается в учете факторов риска при выделении дискретности денежных средств на реализацию того или иного параметра разрабатываемого образца. При этом необходимо рассматривать как научно-технический риск, так и производственно-технологический риск, связанный с вероятностью невыполнения предприятием-исполнителем тактико-технических требований или технических условий.

Литература

1. Военный бюджет государства. Методы обоснования и анализа / Под общ. ред. Г.С. Олейника. – М.: Воениздат, 2000. – 359 с.
2. Довгополий А.С., Мітрахович М.М. Науково-технічне супроводження озброєння та військової техніки на стадіях програмування їх розвитку та розроблення // Наука і оборона. – 2000. – № 1. – С. 34 – 38.
3. Луханин М.И. Основы научно-методического обеспечения оценки реализуемости государственных программ и проектов. – К.: КИТ, 2002. – 206 с.
4. Дружинін С.А., Яшина О.С. Оцінка вартості проектів складних технічних систем на початкових етапах розробки // Вісник Національного технічного університету "ХПІ". – Х.: НТУ "ХПІ". – 2002. – № 3. – С. 87 – 91.
5. Бондарчук Р.В., Скурський П.П. Проблеми формування, розміщення та виконання державного оборонного замовлення в Україні // Наука і оборона. – 1999. – № 4. – С. 33 – 37.
6. Харченко О.В., Фінадорін Г.О., Самков О.В. Наукові аспекти обґрунтування та реалізації Програми розвитку вітчизняного озброєння // Наука і оборона. – 2002. – № 1. – С. 46 – 50.
7. Военная экономика: управление, планирование, военно-экономическая безопасность. Ч.1 / Под ред. А.С. Сумина и Ю.И. Арепина. – М.: ВИМИ, 1995. – 183 с.
8. Осипенко С.М., Авдеев В.Ф., Хмелевська О.О. Оптимізація параметрів зразка озброєння на стадії розробки // IV Наукова конференція молодих вчених ХВУ. – Х.: ХВУ. – 2004. – С. 71.
9. Военная экономика: программно-информационное обеспечение на этапах планирования разработок и закупок военной техники. Ч.2 / Под ред. А.С. Сумина и Ю.И. Арепина. – М.: ВИМИ, 1997. – 167 с.
10. Плюта В. Сравнительный многомерный анализ в экономических исследованиях: Методы таксономии и факторного анализа / Пер. с пол. В.В. Иванова. – М.: Статистика, 1980. – 151 с.
11. Оценка интеллектуальной собственности: Учебное пособие / Под ред. С.А. Смирнова. – М.: Финансы и статистика, 2003. – 352 с.
12. Маркетинг: Учебник для вузов / Г.Л. Багиев, В.М. Тарасевич, Х. Анн; под ред. Г.Л. Багиева. – М.: Экономика, 1999. – 703 с.
13. Авдеев В.Ф. Методика размещения государственного оборонного заказа на разработку и производство вооружения и военной техники // Системы обработки информации. – Х.: ХВУ. – 2004. – Вип. 2. – С. 200 – 209.

Поступила в редакцию 2.11.04

Рецензент: д-р воен. наук, проф. А.Н. Шмаков, Военный институт Внутренних Войск МВД Украины, Харьков.

УДК 65.012.45

В.А. ПОПОВ¹, А.В. КОТЛЯРОВ²¹*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина*²*ОАО «АО НИИ радиотехнических измерений», Украина*

АНАЛИЗ ИНТЕГРИРОВАННОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ЖИЗНЕННЫМ ЦИКЛОМ ИЗДЕЛИЯ

Проведен анализ интегрированной системы управления жизненным циклом изделия (ИСУ ЖЦИ), которая представляет собой взаимодействие PLM-, ERP-, SCM-, CRM- систем. Рассмотрены задачи и приведен пример построения ИСУ ЖЦИ радиоэлектронной аппаратуры на разрабатывающем предприятии.

интегрированная система управления, жизненный цикл изделия, отдел электронной технической документации, Product Lifecycle Management, Enterprise Resource Planning, Supply Chain Management, Customer Relationship Management

Введение и постановка задачи

В настоящее время многие отечественные предприятия авиационно-космического комплекса из-за неготовности к управлению в условиях конкурентного рынка переживают резкий спад производства и снижение трудовой активности. Основная причина в том, что отечественным предприятиям приходится конкурировать с мировыми производителями, у которых соотношение цена/качество на предоставляемую продукцию предпочтительнее для потребителя. В отсутствии серьезных возможностей для объемных инвестиций, имеющих цель повысить качество продукции при снижении себестоимости, первые шаги по выводу предприятий из сложившейся ситуации рекомендуется делать на базе существующих производственных технологий, оптимизируя организацию производства и управление предприятием [1]. Основная цель оптимизации организации производства и управления предприятием – максимальный уровень качества продукции и сервиса для потребителей, минимальные вложения в основные фонды и эффективная, с точки зрения низкого уровня издержек, работа предприятия [2].

Таким образом, цель производителя сводится к балансировке коммерческих, производственных и финансовых целей, где:

- производственные цели – максимальный выпуск продукции приемлемого качества;
- коммерческие цели – максимальное удовлетворение спроса потребителей готовой продукции;
- финансовые цели – максимальное получение прибыли от собственных и заемных средств.

На многих отечественных предприятиях авиационно-космического комплекса в настоящее время происходит крен в сторону коммерческих целей, тогда как ранее крен был в сторону производственных целей. Мировой опыт показывает, что успеха достигают те предприятия, которые балансируют производственными, коммерческими и финансовыми целями, т.е. работают на повышение своего потенциала (качества предприятия). Потенциал характеризует жизнеспособность предприятия, обеспечивая шанс получения прибыли в будущем. В связи с этим возникают достаточно сложные задачи создания соответствующих средств информационной поддержки.

На сегодняшний день на типовом среднем отечественном предприятии используется несколько автономных информационных систем. Конечный результат очевиден – качество и целостность данных при передаче их из одного приложения в другое не гарантируется, а координирование операций между различными бизнес-функциями и подразделениями,

ответственными за эти приложения и задачи, весьма затруднено. Если какая-то интеграция между системами и приложениями и предусматривалась, то она сводилась, в основном, к экспорту/импорту данных из одной системы в другую. Это не только приводило к множеству проблем с качеством данных, но и затрудняло координирование операций между различными функциями и подразделениями.

В данной статье предлагается подход к построению ИСУ ЖЦИ, основанный на выделении и использовании специального отдела электронной технической документации, что дает возможность всем участникам ЖЦИ получать необходимую информацию о разрабатываемом изделии.

1. Построение интегрированной системы управления жизненным циклом изделия

ИСУ ЖЦИ представляет собой глубоко интегрированное взаимодействие PLM- (Product Lifecycle Management), ERP- (Enterprise Resource Planning), SCM- (Supply Chain Management), CRM- систем (Customer Relationship Management), работающих с единой комплексной базой данных. При передаче транзакции в одном приложении, соответствующие данные и результаты автоматически обновляются в оставшихся системах. Таким образом, удается избежать операций экспорта и импорта, повысить целостность данных и интегрировать бизнес-процессы [3].

Внедрение ИСУ ЖЦИ можно рассматривать как начало процесса значительного улучшения организации и управления предприятием. Для успешного внедрения ИСУ ЖЦИ необходимо учитывать, что именно ПЕРСОНАЛ, работающий на предприятии, может использовать или не использовать методики MRP II, JIT, CSRP (заложенные в основу ERP-системы), а также другие методики. Для того чтобы ПЕРСОНАЛ проникся данными методиками, необходима программа обучения. Закрепление програм-

мы обучения и обеспечение регулярного использования методик в рамках ИСУ ЖЦИ осуществляется методами Системы Качества (обеспечения качества, стимулирования качества, контроля результатов по качеству). Персонал должен понимать важность совместных процессов, значимость достоверности данных, а также, зачем и куда предоставляется информация внутри предприятия и за его пределами. [4].

Основным элементом, ядром ИСУ ЖЦИ является PLM-система. Она представляет собой стратегический подход к ведению бизнеса, который использует набор совместимых решений для поддержки общего (Collaborative) представления информации о продукте в процессе его создания, реализации и эксплуатации, в среде расширенного (Extended) предприятия – начиная от концепции создания продукта и заканчивая его утилизацией – при интеграции людских ресурсов, процессов и информации.

Следовательно, PLM – это не система и не класс, как, например, CAD/CAM/CAE или PDM, а стратегия производства промышленных изделий с применением комплексной компьютеризации, которая базируется на едином представлении информации об изделии (продукте) на всех стадиях его жизненного цикла. Эта информация может и должна совместно использоваться всеми участниками расширенного предприятия, к которым относятся основной производитель продукта, поставщики, субподрядчики, заказчики и потребители [5].

Системы классов ERP, SCM и CRM не относятся к средствам поддержки PLM-решений, а обеспечивают, совместно с PLM, эффективное функционирование расширенного предприятия (рис. 1).

PLM-решения обеспечивают высокий уровень автоматизации процессов проектирования не только за счет большого числа инженерных приложений. Современный уровень предполагает наличия возможности параллельного проектирования, накопление и использование корпоративных знаний, автоматизацию проведения изменений по всем этапам

процесса проектирования, различные режимы визуализации проекта и др. Такой уровень проектирования получил название методологии RGD (Relational Generative Design).

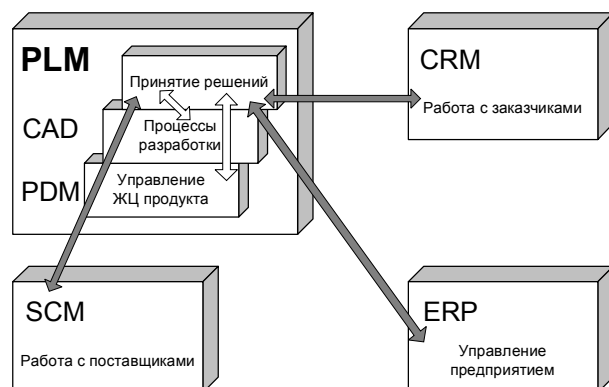


Рис. 1. Связь PLM-системы с другими компонентами ИСУ ЖЦИ

Еще совсем недавно трехмерная визуализация изделия была прерогативой только участников процессов проектирования. Сегодня PLM-решения дают возможность просмотра и оценки 3D-модели (используется также термин DMU (Digital Mock-Up) – цифровой макет изделия) и на других этапах ЖЦИ. Для практики важно, что такой просмотр и оценка не требуют от пользователя умения работать в CAD-системе. По результатам оценки может быть принято решение, которое учитывается при проектировании. Такие PLM-решения создают 3D-пространство сотрудничества для всех участников расширенного предприятия, обеспечивают построение единой модели, которая конфигурирует и интегрирует продукт с процессами и ресурсами, необходимыми для его создания и обслуживания на протяжении всего жизненного цикла.

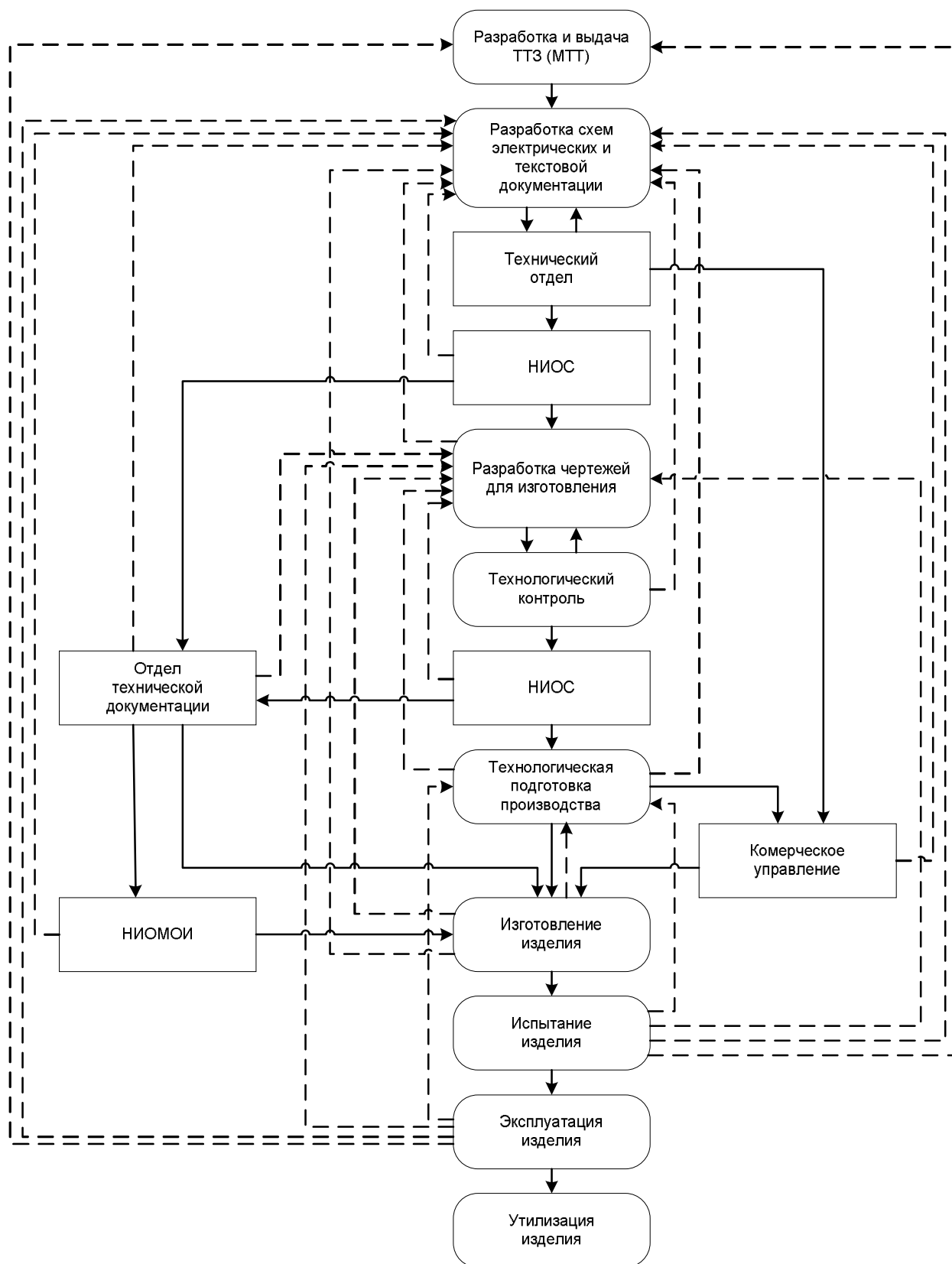
2. Пример ИСУ ЖЦИ

Доказательством целесообразности построения ИСУ ЖЦИ является практический пример одного из отечественных разрабатывающих предприятий (рис. 2, 3).

На рис. 2 показана схема "как есть" ЖЦ радиоэлектронной аппаратуры (РЭА) на разрабатывающем предприятии (РП). Так протекает жизнь изделия от его разработки и выдачи тактико-технического задания до утилизации.

На рис. 3 изображена схема "как должно быть" ЖЦ РЭА на РП. Основным отличием второй схемы от первой является использование ИСУ ЖЦИ. Вся конструкторская и технологическая документация еще на стадии разработки (как только появляется первая версия электронной документации) передается в отдел электронной технической документации (ОЭТД). Разработчик, конструктор или технолог, разработав первую версию документа в соответствующем САПРе, сразу же сохраняет результат своей работы в PDM-системе. Таким образом, конструктор может начинать свою работу, как только появляется первая версия документации от разработчика. После того, как появится первая версия документации от конструктора, может начинать свою работу технолог. Технический отдел проверяет правильность применения ПКИ на соответствие требованиям ТТЗ (МТТ), находя необходимую документацию в ОЭТД. НИОС проверяет правильность оформления документации, извлекая ее для проверки из PDM-системы. Коммерческое управление может брать данные в PDM-системе по ПКИ и материалам после появления первой версии документации как разработчика и конструктора, так и технолога.

Используя такой подход, все участники ЖЦИ имеют доступ к необходимым данным в самые ранние сроки, т.е. данные об изделии могут использоваться, не дожидаясь окончания какого-то этапа. При таком подходе участники ЖЦИ должны быть высоко подготовленными специалистами в своей области и решать свои задачи, с "первого раза". Поэтому, как уже говорилось ранее, очень важную роль играет уровень компетентности персонала, который необходимо постоянно повышать.



ТТЗ - тактико-техническое задание
 МТТ - медико-технические требования
 ПКИ - покупные комплектующие изделия
 НИОС - научно-исследовательский отдел стандартизации
 НИОМОИ - научно-исследовательский отдел метрологического обеспечения и испытаний

—> информационные потоки данных
 - -> обратная связь (задание на изменение)

Рис. 2. Типовой жизненный цикл радиоэлектронной аппаратуры на разрабатывающем предприятии

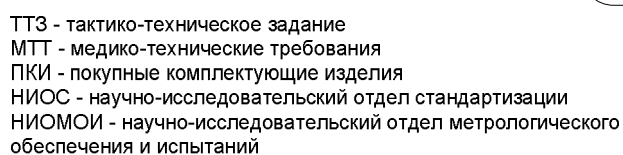


Рис. 3. Предлагаемый жизненный цикл радиоэлектронной аппаратуры на разрабатывающем предприятии

Использование ИСУ ЖЦИ поможет решить следующие ключевые задачи:

- более быстрый и экономичный вывод на рынок новых продуктов;
- оптимизацию работы с цепочками поставщиков;
- оптимизацию обслуживания клиентов и сокращение временных затрат на каждого клиента;
- координацию корпоративной системы закупок путем более глубокого анализа.

Практическим воплощением всего вышесказанного является создание единого информационного пространства (ЕИП) для поддержки информации на всех этапах ЖЦИ. Это является сложным процессом, который носит итерационный характер. При построении ЕИП наиболее предпочтительным является использование объектно-ориентированного подхода, что выдвигает соответствующие требования к используемой PDM-системе.

Создаваемое ЕИП является моделью предметной области, связанной с выпуском определенного класса продуктов. Поэтому предприятие, поставившее себе задачу внедрения PLM-решений, должно быть методологически и организационно подготовлено к работам по созданию модели своей предметной области или, иначе говоря, модели протекающих на предприятии бизнес-процессов.

Следует различать модель бизнес-процессов, существующих на предприятии в данный момент, и модель новых бизнес-процессов, которые будут протекать после внедрения PLM-решений. Понятно, что в рамках ЕИП должна быть реализована вторая модель, однако формализация существующих бизнес-процессов также необходима, поскольку необходимо понять их недостатки и выработать критерии новых бизнес-процессов. Для описания существующих и новых бизнес-процессов рекомендуется использовать единую методологию, реализующую объектно-ориентированный подход. Наиболее известной является методология UML (Unified

Modeling Language), позволяющая строить модель предметной области с помощью набора специальных диаграмм [6, 7].

Таким образом, внедрение PLM-решений заключается не только в приобретении и освоении специалистами некоторого набора систем высокого уровня автоматизации. Необходимо провести детальный анализ деятельности предприятия и на основе этого анализа построить модель функционирования предприятия в новых условиях. Только в этом случае можно будет избежать ненужных финансовых и временных проб и ошибок, обеспечить оптимальное продвижение предприятия к поставленной цели.

Следует заметить, что отечественные менеджеры считают, что управление компаниями по-прежнему остается скорее искусством, чем наукой. Стандартные методы управления, опробованные и хорошо зарекомендовавшие себя на западе, в отечественных условиях оказываются бесполезными.

Хотя, благодаря автоматизации и интеграции бизнес-операций, ERP-системы могут повлиять на практические результаты работы, они мало отражаются на самом важном – на расширении возможностей деловой активности, росте доли на рынке, увеличении продаж и эффективности бизнеса, а также на повышении ценности бизнеса в целом. Комбинация этих процессов, объединенных в одну систему, называется планированием и управлением менеджмента (Management Planning and Control, MPC) [8 – 10].

MPC-системы не заменяют собой программы учета или производственные системы планирования ресурсов (MRP, CSRP и ERP) – они лишь дополняют используемые предприятием программы, интегрируя их в единый комплекс. MPC-система выступает в качестве объединяющей и замыкающей все процессы управления надстройки, использующей накопленные в учетном приложении данные, а также предоставляет высшему руководству широкие возможности для управленческого

планирования, опирающегося на стратегические цели предприятия, и последующего контроля хода исполнения поставленных задач и развития ситуации. МРС приложения работают на централизованной базе данных, не используя «фирменные» («специальные») файловые структуры, которые часто применяются в современных системах. Эта база должна основываться на широко распространенной реляционной технологии – IBM, Oracle или Microsoft (а для более мелких приложений можно применять и OLAP базы данных), что обеспечит масштабируемость и надежность. Применяя существующую технологию можно максимально использовать внесенные в инфраструктуру инвестиции и минимизировать расходы на реализацию проекта и обучение персонала.

Происходит постепенный переход от «точечных» или специализированных решений (point solutions) к интегрированным проектам, где все МРС-процессы выполняются в одном пакете. Повышается интерес предприятий к поиску более эффективных способов проверки и оценки производительности по разным измерениям – финансовым, клиентским, по операциям. Такие целостные решения для финансового анализа синтезируют качественные и количественные данные.

Заключение

Таким образом, проведен анализ построения ИСУ ЖЦИ на основе глубокой интеграции PLM-, ERP-, SCM- и CRM-систем. Рассмотрены практические результаты построения ИСУ ЖЦИ для одного из РП (рис. 2, 3), позволяющие судить об экономической эффективности использования ИСУ ЖЦИ, которая может быть получена только при правильном подходе к созданию такой системы и умелом использовании «человеческого фактора». В дальнейшем метод может быть разработан и обобщен для различных типов предприятий.

Литература

1. Шве́ц В.Е. Сильные и слабые стороны компаний, или как двигаться к успеху // Методы менеджмента качества. – № 10. – 2003. – С. 14–17.
2. Атре Ш. В.: успех надо подготовить // Директор ИС. – № 11. – 2003. – [Электр. ресурс]. – Режим доступа: www.osp.ru/cio/2003/11/025.htm/.
3. David R. King. Picking Up Where ERP Left Off // DM Review. – Monday, November 24. – 2003. – [Электр. ресурс]. – Режим доступа: www.dmreview.com/master.cfm?NavID=198&EdID=3404.
4. Шадрин А. Некоторые аспекты практической реализации процессного подхода // Стандарты и качество. – № 6. – 2003. – С. 52–57.
5. Родионов А. Садовников Д. Интегрированное решение Lotsia PLM 4.0 – что нового? // САПР и графика. – № 10. – 2003. – С. 38–41.
6. Верников Г.Г. Внедрение IT-систем // Менеджмент в России и за рубежом. – № 2. – 2003. – [Электр. ресурс]. – Режим доступа: www.bkg.ru/cgi-bin/article_detail.pl?id=631.
7. Репин В.В. "Сквозные" процессы в системе управления: миф или реальность? // Методы менеджмента качества. – № 6. – 2003. – С. 4–8.
8. Шадурский Е. Управление эффективностью бизнеса // IT Manager. – № 4. – 2003. – [Электр. ресурс]. – Режим доступа: www.iteam.ru/publications/it/section_52/article_1512/.
9. Румянцев К. Концепции построения ERP-систем на предприятии // [Электр. ресурс]. – Режим доступа: www.iteam.ru/publications/it/section_52/article_1305/.
10. Казак М., Попова М. Эволюция ERP в типике: курс на интеграцию // [Электр. ресурс]. – Режим доступа: www.iteam.ru/publications/it/section_52/article_1239/.

Поступила в редакцию 16.08.04

Рецензент: канд. техн. наук А.П. Карюк, ОАО "АО НИИРИ", Харьков

УДК 65.012.34

О.Е. ФЕДОРОВИЧ, И.В. БЕЛЕЦКИЙ*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина***ЗНАНИЕОРИЕНТИРОВАННАЯ СТРУКТУРА ИМИТАЦИОННОЙ МОДЕЛИ
АНАЛИЗА ХАРАКТЕРИСТИК СЛОЖНЫХ ТЕХНИЧЕСКИХ КОМПЛЕКСОВ**

Предложен метод исследования основных характеристик сложных технических комплексов с помощью интеграции структурного, функционального, управленческого и динамического представлений проектируемой системы. Созданная внутренняя структура универсальной имитационной модели использует фреймовое представление знаний проектировщиков.

универсальная имитационная модель, знаниеориентированная структура моделирования, фреймовая модель системы

Введение

На начальных этапах проектирования сложных технических комплексов (СТК) (аэрокосмические, производственные и т.д.) большое внимание уделяется анализу характеристик с учетом требований технического задания (ТЗ). Кроме структурного аспекта в проектируемых СТК исследуются динамика функционирования и алгоритмы управления. Все эти аспекты необходимо интегрировать и учитывать при оценке характеристик проектируемых СТК. Поэтому актуальны задачи исследования, связанные с разработкой современного инструментария анализа СТК. В существующих подходах [1] преобладает статический (структурный) аспект. С помощью аналитических методов [2] осуществляется оценка таких основных характеристик как надежность, производительность, точность и т.д.

В предлагаемом подходе ставится задача построения универсальной открытой имитационной модели, с помощью которой с большей степенью адекватности, точности и достоверности можно оценивать как структурные, функциональные, так и динамические характеристики СТК.

Постановка задачи

На системном этапе проектирования СТК осуществляется структуризация и формирование основ-

ных функциональных задач. Необходимо оценить основные характеристики СТК с учетом структурного, функционального, управленческого и динамического аспектов проектирования. Предлагается использовать методы имитационного моделирования, которые в полной мере учитывают сложную динамику, алгоритмы управления и функционирования СТК. Недостатком существующих имитационных моделей является жесткая внутренняя структура [3], которая не позволяет вводить новые характеристики для анализа СТК. Поэтому для обеспечения открытости и использования знаний экспертов в области создания СТК, предлагается использовать модели знаний для создания внутренних структур и механизмов имитационного моделирования.

В предлагаемой работе качестве достаточно простых и удобных структур знаний используются фреймовые модели [4].

Метод решения

Методика анализа и оценки характеристик СТК состоит из трех основных, взаимосвязанных этапов. На первом из них анализируются объекты управления, в результате чего формируются фреймовые модели систем управления, во втором – функциональные задачи СТК, в результате чего получаются фреймовые модели задач, а в третьем – типовые элементы структуры СТК.

При анализе СТК рассматриваются объект, цель, метод, форма, содержание и результат. Объектом анализа является СТК. Цель анализа – получение содержательного и формализованного описаний системы, причем результат анализа должен являться основой для синтеза СТК. Метод анализа – это комплекс совмещенных методов расчета характеристик, модельного и автоматизированного анализа объекта. Расчет характеристик раскрывает структуру, свойства и связи элементарных объектов класса СТК. Модельный метод анализа определяет формализованное описание этих объектов. Автоматизированный метод анализа объекта является методом для человеко-машинной диалоговой системы анализа СТК. Расчет характеристик и модельный метод служат соответственно содержательной и формализованной основой автоматизированного анализа объекта. Результат автоматизированного анализа представляет собой конечный результат исследования характеристик СТК. Модельный метод анализа применяется для формализованного описания объекта управления, содержащего описания элементарных объектов, а также свойств и связей этих объектов. Для формализованного описания применяется аппарат фреймовых моделей.

Конечными результатами анализа являются:

- содержательное описание СТК – для последующего расчета характеристик;
- формализованное описание СТК – для модельного анализа;
- программное описание СТК – для автоматизированного анализа.

Анализ входит в предпроектную стадию создания СТК.

Особенностью анализа является необходимость получения в результате исследования исходной информации для построения фреймовых моделей СТК

Рассмотрим три вида составляющих СТК: объект управления, система управления СТК и типовой объект (ТО).

Объектной системой (ОБС) является любой вы-

деленный объект управления, выполняющий рабочие функции по заданному процессу. Объектная система является объектом управления задач СТК. В условиях типизации следует выбрать ТО, для управления которыми применимы типовые конструктивные элементы. При модульной структуре СТК типовым объектом управления определяется класс однородных объектных систем, который назовем типовой объектной системой (ТОБС).

Класс объектов управления (КОУ) – это совокупность связанных однородных типовых объектов управления. Однородность объектов управления оценивается с точки зрения однородности управления этим объектом. Классификация объектных систем осуществляется по следующим правилам. Основным признаком классификации объектных систем является сложность ТОБС, которая в целом задается сложностью функций, объектов управления, внешних связей и динамики ТОБС.

Сложность объектов и внешних связей оценивается размерностью параметров, а сложность динамики ТОБС – временными параметрами. Функциональные параметры принимают различные значения в зависимости от класса ОБС. Основными функциональными параметрами являются: P_0^0 – параметр класса ТОБС; P_{i1}^0 – основной управляемый параметр.

Кроме того, определенный класс ОБС может иметь собственные функциональные параметры.

Конечным результатом стадии анализа класса объектов управления является получение совокупности формализованных описаний объектных систем (в виде фреймов G_c) определенного количества ОБС по каждому классу. Модельный анализ состоит из структурного (качественного) и функционального.

Структурный анализ объекта управления СТК позволяет выделить и формализовать описание и классификацию элементарных объектов управления.

Функциональный анализ объекта управления позволяет определить связи между объектами и их свойствами, а также формализовать преобразования

элементарных процедур анализа. Как конкретный объект управления ОБС, так и обобщенные модели объектов управления ТОБС и ОМ должны иметь общую форму описания, в качестве которой может служить объектная сеть.

Объектной сетью является сеть фреймов вида $G(I, U, Q)$, где I – множество вершин сети; U – множество дуг сети; Q – множество параметров.

Элемент i множества I – вершина сети, обозначающая элементарный объект управления (ЭОУ). В ТОБС вершина сети обозначает элементарную ТОБС (ЭТОБС), а в ОМ – элементарный объектный модуль (ЭОМ).

Элементы u множества U – дуги, которые определяют составные потоки, связывающие вершины сети G . В ОБС дуга обозначает реальный поток, в ТОБС и ОМ – модель потока, обобщающую реальные потоки группы ОБС. Пусть граф $G(I, U)$ является структурой объектной сети ОБС, ТОБС, ОМ.

Объектная сеть G отличается тем, что все ее элементы определяются рядом параметров q из множества Q . Параметры характеризуют элементы множеств I и U количественно и качественно. Соответственно множество параметров сети можно разделить на Q^v и Q^1 , где Q^v и Q^1 – соответственно множество количественных и качественных параметров. Каждый параметр q ТОБС и ОМ имеет наименование $\pi(q)$ и область значений $\mu(q)$. Таким образом, параметр можно задать парой $q = (\pi(q), \mu(q))$. Для количественных параметров q область значений $\mu(q)$ есть числовой интервал. Для качественных параметров q^1 область значений $\mu(q^1)$ есть множество качественных характеристик данного элемента сети. В сети ОБС каждый элемент может характеризоваться парой $(\pi(q), \varphi(q))$, где $\varphi(q)$ – значение параметра q .

Для объектов управления типов ОБС, ТОБС и ОМ общей формой описания является сеть фреймов (G, P) . Обозначим форму описания ОБС через сеть фреймов (G_s, P_s) , форму описания ТОБС – через

(G_t, P_t) и форму описания ОМ – через (G_0, P_0) .

При исследовании СТК выделим типовые проектные решения (ТПР), фреймовая модель которой имеет модульную структуру.

Типовым модулем СТК называется фреймовая модель ТПР типовой задачи, предназначенной для управления объектами из класса, описываемого как типовая объектная система. Типовой модуль СТК задает класс модулей, каждый из которых определяет управление объектной системой из соответствующей типовому модулю ТОБС.

Разделим фреймовую модель СТК на структурные модули. Сеть фреймов СТК содержит иерархическую структуру модулей. Модуль СТК делится на элементарные модули, которые являются элементарными структурными компонентами модели.

Определим элемент СТК как фреймовую модель модулей $M = (FM, OM, IM, CM, ORM)$, где FM – функциональный модуль, OM – объектный, IM – информационный, CM – вычислительный, ORM – организационный.

Типовой модуль как фреймовая модель типовой функциональной задачи имеет ту же общую структуру: $TM = (FM, OM, IM, CM, ORM)$. Поэтому рассматриваемые далее вопросы анализа – общие для модуля и типового модуля СТК. Модели отличаются тем, что в результате анализа типовой задачи получают фреймы знаний и соответствующие протофреймы данных типового модуля СТК.

Объектный модуль (ОМ) определяет объект управления задачи СТК и может быть выражен сетью фреймов $OM = (G_0, P_0)$. Объектная сеть $G_0 = (I_0, U_0, Q_0)$ представляет собой обобщенную структуру объекта управления на уровне ЭОМ, количественные и качественные характеристики сети.

Функциональный анализ объектного модуля показывает, что объект управления b определяет его как описание в ОМ: $b_0 \rightarrow OM$. Каждый класс ТОБС эквивалентен конкретному классу ОМ: $b_0 \rightarrow p_0$ и имеет свою номенклатуру параметров: $b_0 \rightarrow p_0 \rightarrow P(p_0)$.

Модуль СТК на макро уровне задается функциональным модулем, который описывается сетью фреймов $FM = (T, F, S)$, где T – параметрическая форма; F – функциональная форма; S – функциональная схема.

Параметрическая форма модуля задается фреймом параметров T :

$$T = P_0 \cup T_0 \cup T_c,$$

где P_0 – подмножество параметров объектного модуля;

T_0 – подмножество общих параметров модулей;

T_c – подмножество собственных параметров данного класса модулей.

Подмножество общих параметров T_0 модуля образуется из параметров submodule. Функциональный модуль имеет свое множество параметров $T_j \in T_0$, характеризующих общие функциональные свойства типового модуля СТК.

Функциональная форма отражает функциональные свойства и связи задачи СТК, которые являются объектом изучения соответственно для качественно-го и функционального анализа СТК:

$$F = |c, b, A, H, R, Y, E|,$$

где c – класс модулей;

b – объект управления;

A – множество атрибутов объектов управления;

H – множество характеристик модуля;

R – множество функциональных отношений между атрибутами;

Y – множество внешних функциональных отношений между атрибутами;

E – множество элементарных модулей.

Объект управления ($b \in B$) обладает рядом существенных (с точки зрения управления) свойств A_b , называемых атрибутами объекта управления; $A_b \in A$ – множество атрибутов объекта управления b .

Атрибут объекта управления A_b является качественной переменной, значения которой для данной задачи СТК формируются при качественном анализе. Множество H содержит область значений функ-

циональных характеристик задачи, задающих уровень, функции и временные интервалы управления, и режим функционирования задачи. Обобщенные функциональные отношения R между атрибутами образуют алгоритмическую основу для расчетов и определяют необходимые внешние связи Y данного модуля с другими.

Элементарной частью фреймовой модели СТК является элементарный модуль (ЭМ), который описывается фреймом

$$m = |b_b, A_k, H_k, R_k, S_k, Y|,$$

где k – индекс элементарного модуля;

S_k – множество внешних связей элементарного модуля внутри модуля СТК.

Элементарный модуль определяется атрибутом объекта управления

$$A_b \rightarrow m_k, A_b \in A_k.$$

Модуль СТК состоит из элементарных модулей, а функциональная форма получается путем их сборки: $\{m_k\} r_3 F$.

Атрибуту A_k в элементарном модуле соответствует множество элементарных атрибутов $a_k \in A_k$, связанных функциональными отношениями $r_k \in R_k$.

Характеристиками ЭМ являются $H_k \subset H$.

Множество внешних отношений элементарного модуля S_k отражает связи между ЭМ внутри модуля, а их совокупность образует функциональную схему S модуля: $\{S_k\} r_3 S$.

Таким образом, структура СТК может быть выражена сетью вида $M = (E, S)$, где E – множество вершин, отображающих элементарные модули m_k ; S – множество дуг, отражающих функциональные связи S между ЭМ.

Множество внешних функциональных связей модуля получается путем проектирования внешних связей элементарных модулей и последующей сборки их в Y : $(m_k |r_4| Y_k) r_3 Y$.

Синтез модели конкретного объекта моделирования осуществляется путем преобразования профреймов.

Первая стадия синтеза системной модели СТК состоит из следующих макропроцедур:

- выделение и описание всех объектных систем из данного объекта;
- классификация объектных систем;
- синтез объектной сети.

В результате процедур этой стадии синтеза СТК последовательно получим модель объектной сети u -го объекта, содержащую следующие подмножества:

- экзфреймов ОБС $L_u = ((G_{cy}, P_{cy}), y \in Y_u)$;
- экзфреймов ТООБС $L_u = ((G_{tx}, P_{tx}), x \in X_u)$;
- подсетей экзфреймов КОУ $L_u = (L_{mu})$.

Вторая стадия синтеза системной модели СТК – синтез моделей задач, необходимых для функционирования СТК. Синтез фреймовой модели задачи СТК рассматривается как синтез модуля и содержит синтез объектного, функционального, информационного, вычислительного и организационного модулей.

Функциональный синтез – это макропроцедура синтеза функционального модуля (ФМ) по полученному на предыдущей стадии объектному модулю. Синтез ФМ состоит из следующих процедур:

1) определение класса модулей СТК и функциональной формы модуля F по заданному в объектном модуле $b_x \in P_{0x}$;

2) синтез функционального модуля

$$FM_x = |T_x, F_x, S_x|$$

по функциональной форме F_x .

Синтез информационного модуля (ИМ) является макропроцедурой синтеза экзфреймов ИМ из полученных ранее моделей ОМ и ФМ.

Синтез ИМ состоит из макропроцедур синтеза: базы данных ИМ, внешних сообщений ИМ, структуры ИМ.

Исходные данные для синтеза экзфреймов получают из экзфреймов ОМ и ФМ.

Синтез организационного модуля – это определение модели ОРМ соответственно ранее полученным моделям ОБС, ФМ, ИМ, а синтез вычислительного модуля (ВМ) – макро процедура формирования

модели ВМ на основе ранее полученных моделей ОБС, ФМ, ИМ и ОРМ.

Заключительной стадией синтеза является синтез модели СТК, т.е. определение всей совокупности данных необходимых для управления заданным объектом и их взаимосвязей. Синтез модели СТК содержит синтез моделей функциональной структуры, информационного и организационного обеспечения, управляющего комплекса СТК. Исходными данными для синтеза модели СТК являются модель объекта управления и модели всех ранее определенных задач.

В результате процедур структурного синтеза получается системная модель СТК в виде сети экзфреймов, используемая в дальнейшем для имитационного моделирования основных характеристик СТК.

Заклучение

Предложенный подход целесообразно использовать для создания системных моделей анализа и исследования основных характеристик СТК для которых требования технического задания постоянно контролируются и проверяются на всех этапах жизненного цикла начиная с ранних стадий проектирования.

Литература

1. Мессарович М., Мако Д., Такахара И. Теория иерархических многоуровневых систем. – М.: Мир, 1973. – 344 с.
2. Нечипуренко В.И. Структурный анализ систем (эффективность и надежность). – М.: Наука, 1977. – 216 с.
3. Кудрявцев Е.М. GPSS World. Основы имитационного моделирования различных систем. – М.: ДМК Пресс, 2004. – 320 с.
4. Минский М. Фреймы для представления знаний. – М.: Энергия, 1989. – 253 с.

Поступила в редакцию 28.10.2004

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

АННОТАЦИИ

УДК 621.3.032.21

Таран А.О., Островський Є.К., Комозинський П.А., Кислицин О.П., Орданьян С.С. **Одержання, випромінювальні характеристики і особливості імпульсної термоемісії катодів на основі гафнату барію з вольфрамом** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2004. – № 6 (14). – С. 5 – 11.

Наведено спосіб одержання гарячепресованих композиційних катодів на основі гафнату барію з вольфрамом з різним процентним вмістом компонентів. Подано експериментальні дані спектральних і інтегральних випромінювальних характеристик катодів $\text{BaHfO}_3 - \text{W}$ і їх залежності від температури. Вивчено вплив збільшення тривалості високовольтного імпульсу на термоелектронну емісію катодів при різних струмовідборах. Табл. 2. Іл. 3. Бібліогр.: 6 назв.

УДК 658.012.4

Фролов Є.А., Голованов В.Н. **Оцінка техніко-економічної ефективності ударного штампування складнорельєфних тонколистових деталей** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2004. – № 6 (14). – С. 12 – 14.

Запропоновано методику визначення техніко-економічної ефективності впровадження нових процесів на основі метода ударної штампування рідиною та поліуретаном. Для деталей складної форми визначено найбільш раціональні галузі застосування цього методу.

Табл. 2. Бібліогр.: 1 назв.

УДК.519.651:620.178.16(045)

Ходак Н.А., Вишнеvский О.А. **Нетрадиционный способ аппроксимации экспериментальных зависимостей и его сравнительная оценка с программами системы "MathCAD"** // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2004. – № 6 (14). – С. 15 – 23. Рассматриваются экспериментальные зависимости абразивного износа поверхностей медных и стальных материалов при нежёстко закреплённых абразивных частицах и предлагается нетрадиционный способ их аппроксимации повышенной точности. Кроме этого даётся сравнительная оценка предложенного способа с современными программами системы "MathCAD".

Табл. 2. Библиогр.: 1 назв.

УДК 62.23.50:517

Овчаренко Ю.Е. **Системный анализ процессов оценивания состояния эргатической системы** // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2004. – № 6 (14). – С. 24 – 27.

Усовершенствована теория системного анализа сложных эргатических систем.

UDC 621.3.032.21

Taran A., Ostrovsky E., Komozinsky P., Kislitsin A., Ordanyan S. **Obtaining, radiance characteristics and pulse termoemission peculiarities of cathodes on base of hafnate barium with tungsten** // *Aerospace technique and technology*. – 2004. – № 6 (14). – P. 5 – 11.

Method of obtaining hot-pressed composed cathodes with different percentage of components is represented. Experimental spectral and integral radiance characteristics of $\text{BaHfO}_3 - \text{W}$ cathodes and their temperature dependences are shown. Duration of high-voltage pulse influence on thermionic emission at different current is investigated.

Tabl. 2. Fig.3. Ref.: 6 items.

UDC 658.012.4

Frolov E., Golovanov V. **Estimation of shock punching of difficultly relief thin sheet details' technical and economic efficiency** // *Aerospace technics and technology*. – 2004. – № 6 (14). – P. 12 – 14.

The procedure of definition of technical and economic efficiency of application of new processes is offered on the basis of a method of shock punching by liquid and polyurethane. The most rational scopes of this method are determined for details of the compound form.

Tabl. 1. Ref.: 1 item.

UDC.519.651:620.178.16(045)

Hodak N., Vishnevskij O. **Nonconventional way of approximation of experimental dependences and its comparative estimation with programs of system "MathCAD"** // *Aerospace technics and technology*. – 2004. – № 6 (14). – P. 15 – 23.

Experimental dependences of abrasive deterioration of surfaces of copper and steel materials are considered at not rigidly fixed abrasive particles and the nonconventional advanced way of their approximation of the increased accuracy is offered. In addition to it, the comparative estimation of the offered way with the modern programs of system

Tabl. 1. Ref.: 1 item.

UDC 62.23.50:517

Ovcharenko Yu. **Systems analysis of processes evaluation of being the human system** // *Aerospace technics and technology*. – 2004. – № 6 (14). – P. 24 – 27.

The theory of systems analysis of the difficult human systems is developed.

Табл. 2. Библиогр.: 10 назв.

УДК 629.734.7.018.7

Іванов П.І. Математична модель стратегії ближнього наведення управляючої планеруючої парашутної системи на ціль при ходовому вітрі // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2004. – № 6 (14). – С. 28 – 31.

В роботі запропонований один із варіантів стратегії ближнього наведення керуючої планеруючої парашутної системи на ціль.

Бібліогр.: 2 найм.

УДК 629.735.054.03:681.121

Шевченко В.І., Кныш В.А. Анализ точности разрабатанного емкостного датчика топливоизмерителя, инвариантного к качеству топлива // Авиационно-космическая техника и технология. – 2004. – № 6 (14). – С. 32 – 35.

В статье рассмотрены принципы построения измерителей количества топлива, инвариантных к смене топлива. Таких результатов удалось добиться благодаря использованию двух каналов с емкостными преобразователями. Основной результат данного принципа – независимость измерения количества топлива от диэлектрической проницаемости, причем инвариантность достигается на всем диапазоне измерений.

Ил. 5. Библиогр.: 5 назв.

УДК 629.735.33

Амброжевич О.В., Яшин С.А., Карташев А.С. Статистична закономірність змінювання щільності компоновки в залежності від швидкості польоту та маси літального апарату // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2004. – № 6 (14). – С. 36 – 38.

На підставі твердотільної реконструкції та статистичної обробки отримані залежності масових та геометричних характеристик існуючих зразків літаків від швидкості польоту. Дослідження проведені з метою розробки апріорних критеріїв, дозволяючи розв'язати задачу формування вигляду легкого над швидкого безпілотного літального апарату.

Табл. 1. Іл. 3. Бібліогр.: 5 назв.

УДК 62.192

Мащенко О.М., Ткачев В.А., Демченко А.В., Данієв Ю.Ф. Надійність агрегатів автоматики пневмогідравлічних систем подачі компонентів палива // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2004. – № 6 (14). – С. 39 – 48.

Розглянуто основні типи агрегатів автоматики пневмогідравлічних систем (ПГС) ракет-носіїв (РН) та космічних апаратів (КА) багаторазового спрацювання. На основі аналізу їх функціонування у складі систем подачі компонентів палива визначено основні види відказів. Наведено методи виявлення відказів агрегатів автоматики та способи парирування їх нас-

Tabl. 2. Ref.: 10 items.

UDC 629.734.7.018.7

Ivanov P. Mathematical strategy model of close aiming of operated planning parachute system on the target at tail wind // Aerospace technics and technology. – 2004. – № 6 (14). – P. 28 – 31.

One of the variants of close aiming strategy of operated planning parachute system on the target is offered in this work.

Ref.: 2 items.

UDC 629.735.054.03:681.121

Shevchenko V., Knysh V. The analysis of accuracy of the developed capacitor fuel sensor, invariant to a sort of fuel // Aerospace technics and technology. – 2004. – № 6 (14). – P. 32 – 35.

The principles of construction of fuel measuring instruments, invariant to change of fuel sort are considered in the article. These results are achieved using of two capacitor converters channels. The basic principle is independence of fuel measurement from change of its dielectric permeability, and invariance is reached on whole measurement range, other measuring instruments have such opportunity only in one point.

Fig 5. Ref.: 5 items.

UDC 629.735.33

Ambrogeovich A., Yashyn S., Kartashov A. Statistical regularity of density change of layout in dependence from the flying speed and the mass of the flight // Aerospace technics and technology. – 2004. – № 6 (14). – P. 36 – 38.

On the basis of solid-state renovation and statistical machining relations of mass and geometrical performances of present samples of airplanes to a flying speed are obtained. Researches are conducted with the purpose of development of the a priori criteria, permitting to solve a problem of shaping of appearance of an easy high-speed unmanned flight vehicle.

Tabl. 1. Fig. 3. Ref.: 5 items.

UDC 62.192

Mashenko A., Tkachev V., Demchenko A., Daniev Y. Reliability of aggregates of an automatics of pneumohydraulic supply systems of propellant components // Aerospace technics and technology. – 2004. – № 6 (14). – P. 39 – 48.

The main phylum's of aggregates of an automatics of pneumohydraulic systems the launcher and space vehicle of reusable actuation are reviewed. On the basis of the analysis to their operation in a structure of supply systems of propellant components the main views of failures are determined. The methods of detection of failures of aggregates of an automatics

лідків, спрямовані на забезпечення надійної експлуатації агрегатів автоматики у складі ПГС (PPC) РН та КА. Сформульовано основні вимоги по надійності, які висувають до типових агрегатів автоматики ПГС РН та КА. Наведено співвідношення для оцінки показників надійності, які задають на етапі проектування. Визначено параметри агрегатів автоматики різних типів, які необхідно контролювати.

Табл. 2. Бібліогр.: 7 назв.

УДК 623.455:623.456

Коломійцев О. В., Ларьков С. М. Дослідження характеристик снарядів з увігнутою оживальною головною частиною аеродинамічними методами // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2004. – № 6 (14). – С. 49 – 55.

Розглянуто теоретичні та експериментальні методи дослідження аеродинамічних характеристик снаряда з увігнутою оживальною головною частиною. Наведено результати чисельного моделювання процесу обтікання поверхні снаряда, а також результати експериментальних досліджень у трансзвуковій і надзвуковій областях польоту. Зроблено висновок про доцільність застосування аеродинамічного підходу до проектування нових видів снарядів.

Табл. 1. Іл. 11. Бібліогр.: 10 назв.

УДК 528.2:629.78

Горб А.І., Медведєв В.Н., Наумова О.Е., Хомяков Е.М. Регіональна супутникова система координатно-тимчасового забезпечення споживачів з використанням подвійної диференціальної корекції псевдодальності // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2004. – № 6 (14). – С. 56 – 64.

Розглянуто регіональну систему оцінювання вектора стану нерухомого споживача з використанням радіоелектронного комплексу контрольних станцій і технології подвійної диференціальної корекції високоточних кодових вимірів псевдодальностей. Наведені результати математичного моделювання системи стосовно до її використання в Харківській області.

Табл. 8. Іл. 5. Бібліогр. 3 назв.

УДК 621.396

Волосяк В.К., Льовкіна К.М., Веласко Еррера В.М. Статистичний зв'язок математичних моделей яркісної температури радіотеплового випромінювання та коефіцієнта відбиття // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2004. – № 6 (14). – С. 65 – 69.

Досліджується статистичний зв'язок головних параметрів, які аналізуються при активному та пасивному зондуванні поверхонь – коефіцієнта відбиття та яркісної температури. Наведено теоретичні викладки та результати аналізу декількох поверхонь, які часто зустрічаються.

Іл. 1. Бібліогр.: 4 назв.

and ways of parrying of their consequences, directional on maintenance of reliable exploitation of aggregates of an automatics in a structure pneumohydraulic systems the launcher and space vehicle are adduced. The ratio for an estimation of assigned parameters of reliability on a design stage are adduced. The controlled parameters of aggregates of an automatics of different phylum's are determined.

Tabl. 2. Ref.: 7 items.

UDC 623.455:623.456

Kolomiytsev A., Larkov S. The study of the features projectile with concave ogival nose by main aerodynamic methods // Aerospace technics and technology. – 2004. – № 6 (14). – P. 49 – 55.

The theoretical and experimental methods, which are used for study aerodynamic features of the projectile with concave ogival nose form, are considered. It is given results of the numerical modeling gas dynamics processes to flow around surfaces of the experimental projectile in transonic and supersonic range of the velocities. It is done a conclusion about practicability of the using the aerodynamic approach to designing new type of projectiles.

Tabl. 1. Fig. 11. Ref.: 10 items.

UDC 528.2:629.78

Gorb A., Medvedev V., Naumova E., Khomyakov E. The regional satellite system for customers coordinate and time supplying using double differential pseudorange corrections // Aerospace technics and technology. – 2004. – № 6 (14). – P. 56 – 64.

The regional system for estimation of the unmoved user state vector using radio-electronic network of reference stations and double differential corrections of the high accuracy code pseudoranges is considered. The results of the mathematical modeling designed system concerning Kharkov region are given.

Tabl. 8. Fig. 5. Ref.: 3 items.

UDC 621.396

Volosyuk V., Lyovkina K., Velasko Errera V. Statistical connection of mathematical models brightness temperature of radiothermal radiation and factor // Aerospace technics and technology. – 2004. – № 6 (14). – P. 65 – 69.

Statistical connection of the principal parameters, analysed by active and passive means of remote sensing of surfaces, – reflection coefficient and brightness temperature – is investigated. Theoretical calculations and results of analysis of several frequently examined surfaces are presented.

Fig. 1. Ref.: 4 items.

УДК 004.8

Сіроджа І.Б., Варфоломєєва І.В. Підтримка процесу прийняття рішень при технологічній підготовці гарячештампувального виробництва на основі баз знань // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2004. – № 6 (14). – С. 70 – 75.

Проаналізовано проблему накопичення й активного використання технологічних знань на машинобудівних підприємствах з метою ефективного прийняття технологічних рішень при технологічній підготовці виробництва, а також запропоновані шляхи вирішення цієї проблеми.

Лл. 1. Бібліогр.: 10 назв.

УДК 351.746:32 (477)

Авдєєв В.Ф., Осипенко С.М. Метод оптимізації характеристик складних технічних систем, що проектується, в умовах невизначеності обсягів фінансування // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2004. – № 6 (14). С. 76 – 80.

У статті пропонується метод, що дозволяє вирішувати як задачу розробки складних технічних систем з необхідними характеристиками при мінімальних витратах, так і зворотну задачу досягнення максимальних характеристик системи в межах виділених засобів.

Лл. 1. Бібліогр.: 13 назв.

УДК 65.012.45

Попов В.О., Котлярів О.В. Аналіз інтегрованої системи управління життєвим циклом виробу // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2004. – № 6 (14). – С. 81 – 87.

Проведено аналіз інтегрованої системи управління життєвим циклом виробу (ІСУ ЖЦВ), яка представляє собою взаємодію PLM-, ERP-, SCM-, CRM-систем. Розглянуті задачі та наведено приклад побудови ІСУ ЖЦВ радіоелектронної апаратури на підприємстві, яке її розробляє.

Лл.3. Бібліогр.: 10 назв.

УДК 65.012.34

Федоровіч О.Є., Белецький І.В. Орієнтована на знання структура імітаційної моделі аналізу характеристик складних технічних комплексів // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2004. – № 6 (14). – С. 88 – 92.

Запропонований метод дослідження основних характеристик складних технічних комплексів за допомогою інтеграції структурної, функціональної, керуючої та динамічної уяви про систему, що проектується. Створена внутрішня структура універсальної імітаційної моделі використовує фреймове представлення знань тих, хто проектує.

Бібліогр.: 4 назв.

UDC 004.8

Sirodja I., Varfolomeeva I. Support of decision-making process at technological preparation of production on the basis of knowledge bases // Aerospace technic and technology. – 2004. – № 6 (14). – P. 70 – 76.

The problem of accumulation and active use of technological knowledge at the machine-building enterprises is analysed with the purpose of effective acceptance of technological decisions by technological preparation of manufacture, and also ways of the decision of the given problem are offered.

Fig.1. Ref.: 10 items.

UDC 351.746:32 (477)

Avdeev V., Osipenko S. Method of optimization of characteristics of projected complex technical systems in conditions of uncertainty of volumes of financing // Aerospace technic and technology. – 2004. – № 6 (14). – P. 76 – 80.

In article the method is offered, allowing to decide as a task of development of complex technical systems with required characteristics at the minimal charges, and a return task of achievement of the maximal characteristics of system within the limits of the allocated means.

Fig. 1. Ref.: 13 items.

UDC 65.012.45

Popov V., Kotljarov A. The analysis of the integrated system of management of life cycle of an product // Aerospace technic and technology. – 2004. – № 6 (14). – P. 81 – 87.

The analysis of the integrated system of management by life cycle of an product (ISM LCP) which represents interaction PLM-, ERP-, SCM-, CRM-systems is conducted. Problems are considered and the example of construction ISM LCP of the radio electronic equipment at developing enterprise is indicated.

Fig. 3. Ref.: 10 items.

UDC 65.012.34

Fedorovich O., Beletskiy I. Knowledgefocused structure of imitating model of the analysis of characteristics of complex technical complexes // Aerospace technic and technology. – 2004. – № 6 (14). – P. 88 – 92.

The method of research of the basic characteristics of complex technical complexes with the help of integration of structural, functional, administrative and dynamic representations of projected system is offered. The created internal structure of universal imitating model uses frame representation of knowledge of designers.

Ref.: 4 items.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

АВДЕЕВ Владимир Федорович	Харьковский университет Воздушных Сил, старший преподаватель
АМБРОЖЕВИЧ Александр Владимирович	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", старший научный сотрудник, доктор технических наук, профессор
БЕЛЕЦКИЙ Игорь Васильевич	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", соискатель
ВАРФОЛОМЕЕВА Илона Владимировна	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", аспирант
ВЕЛАСКО ЭРРЕРА Виктор Мануэль	Институт геофизики Национального Автономного Университета Мексики UNAM, научный сотрудник
ВИШНЕВСКИЙ Олег Анатольевич	Киевский национальный авиационный университет, ассистент
ВОЛОСЮК Валерий Константинович	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", профессор, доктор технических наук, профессор кафедры
ГОЛОВАНОВ Виталий Николаевич	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", старший преподаватель
ГОРБ Александр Иванович	Навигационно-геодезический Центр, кандидат технических наук, доцент, директор Центра
ДАНИЕВ Юрий Фаизович	Институт технической механики НАН Украины и НКА Украины, кандидат технических наук, старший научный сотрудник
ДЕМЧЕНКО Анатолий Вадимович	Институт технической механики НАН Украины и НКА Украины, научный сотрудник
ИВАНОВ Петр Иванович	НИИ АУС, Феодосия, доктор технических наук, ведущий специалист
КАРТАШЕВ Андрей Сергеевич	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", младший научный сотрудник
КИСЛИЦЫН Александр Петрович	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", кандидат технических наук, доцент
КНЫШ Валентин Олександрович	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", ассистент
КОЛОМИЙЦЕВ Александр Викторович	Харьковский научно-исследовательский институт судебных экспертиз им. профессора Н.С. Бокариуса, научный сотрудник
КОМОЗЫНСКИЙ Петр Адамович	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", кандидат технических наук, доцент
КОТЛЯРОВ Алексей Вениаминович	ОАО «АО НИИ радиотехнических измерений», инженер-программист 1 категории

ЛАРЬКОВ Сергей Николаевич	НТ СКБ «ПОЛИСВИТ», Харьков начальник отдела
ЛЁВКИНА Ксения Николаевна	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", аспирант
МАЩЕНКО Александр Николаевич	Государственное конструкторское бюро "Южное", первый заместитель Генерального конструктора – Генерального Директора ГKB "Южное", Главный конструктор КБ
МЕДВЕДЕВ Валерий Николаевич	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", инженер
НАУМОВА Елена Эдуардовна	Харьковский институт экономики и бизнеса, кандидат технических наук, заведующая кафедрой
ОВЧАРЕНКО Юрий Евгеньевич	Харьковский национальный автомобильно-дорожный университет, кандидат технических наук, доцент
ОРДАНЬЯН Сукяс Семенович	Санкт-Петербургский технологический институт, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой
ОСИПЕНКО Станислав Николаевич	Харьковский университет Воздушных Сил, кандидат экономических наук, доцент
ОСТРОВСКИЙ Евгений Константинович	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", кандидат физико-математических наук, доцент
ПОПОВ Вячеслав Алексеевич,	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", кандидат технических наук, профессор
СИРОДЖА Игорь Борисович	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой
ТАРАН Анатолий Алексеевич	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", кандидат физико-математических наук, доцент, заведующий кафедрой
ТКАЧЁВ Вадим Алексеевич	Государственное конструкторское бюро "Южное", кандидат технических наук, заместитель Главного конструктора
ФЕДОРОВИЧ Олег Евгеньевич	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", профессор, доктор технических наук, заведующий кафедрой
ФРОЛОВ Евгений Андреевич	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", доцент
ХОДАК Николай Александрович	Киевский национальный авиационный университет, кандидат технических наук, доцент
ХОМЯКОВ Эдуард Николаевич	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", профессор, доктор технических наук, профессор кафедры
ШЕВЧЕНКО Владимир Иванович	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", кандидат технических наук, доцент
ЯШИН Сергей Анатольевич	Научно-исследовательский институт проблем физического моделирования «Харьковский авиационный институт», главный конструктор

АЛФАВИТНЫЙ УКАЗАТЕЛЬ

Ф.И.О.	стр.
Авдеев В.Ф.	76
Амброжевич А.В.	36
Белецкий И.В.	88
Варфоломеева И.В.	70
Веласко Эррера В.М.	65
Вишневский О.А.	15
Волосюк В.К.	65
Голованов В.Н.	12
Горб А.И.	56
Даниев Ю.Ф.	39
Демченко А.В.	39
Иванов П.И.	28
Карташев А.С.	36
Кислицын А.П.	5
Кныш В.А.	32
Коломийцев А.В.	49
Комозынский П.А.	5
Котляров А.В.	81
Ларьков С.Н.	49
Лёвкина К.Н.	65
Мащенко А.Н.	39
Медведев В.Н.	56
Наумова Е.Э.	56
Овчаренко Ю.Е.	24
Осипенко С.Н.	76
Орданьян С.С.	5
Островский Е.К.	5
Попов В.А.	81
Сироджа И.Б.	70
Таран А.А.	5
Ткачев В.А.	39
Федорович О.Е.	88
Фролов Е.А.	12
Ходак Н.А.	15
Хомяков Э.Н.	56
Шевченко В.И.	32
Яшин С.А.	36